



Raumfahrttechnik I

Kurzfragen

A. Leidig
F. Frank
H. Zeihsel
J. Herrmann
L. Kuhn

7. Oktober 2021

Die Inhalte in diesem Dokument werden Studierenden der Luft- und Raumfahrttechnik an der Universität Stuttgart im Rahmen des Studiums der Luft- und Raumfahrttechnik an der Universität Stuttgart zur Verfügung gestellt. Diese dürfen ausschließlich für akademische Zwecke verwendet werden und sind Studierenden der Luft- und Raumfahrttechnik an der Universität Stuttgart vorbehalten. Weder Korrektheit noch Vollständigkeit der Inhalte wird gewährleistet und weder für fehlerhafte noch für fehlende Informationen wird gehaftet. Die Verwendung verläuft auf eigene Gefahr und wird nicht empfohlen. Für jegliche Folgen die aus der Verwendung der in dieser Formelsammlung enthaltenen Formeln, Grafiken und Informationen hervorgehen ist der Anwender verantwortlich. Alle Dokumente sind nur für den privaten Gebrauch bestimmt. Die Weitergabe an Dritte, Vervielfältigung oder die Veröffentlichung dieser Dateien vollständig, auszugsweise oder in Abwandlung ist strengstens untersagt.

Inhaltsverzeichnis

1 Concepts of Spacecraft-Design	3
2 Space Environment	8
3 Impacts of Space Environment on Space Design	17
4 Basics of Orbital Mechanics	23
5 Basics of Launcher and Space Vehicle Propulsion	28
6 Satellitenkommunikation	34
7 Concepts of Structures and Materials	41
8 Lebenserhaltungssysteme	47
9 Electrical Power Systems	51
10 Lage- und Bahnregelung	58
11 Reentry	66
12 Thermal Control Systems	74
13 Weltraumqualifikation	83
14 Command and Data Handling	93
15 Onboard Software	99
16 Payloads	105
17 Weltraumrecht	110
18 Bodenstationen	116
19 Project Management und Systems Engineering	121

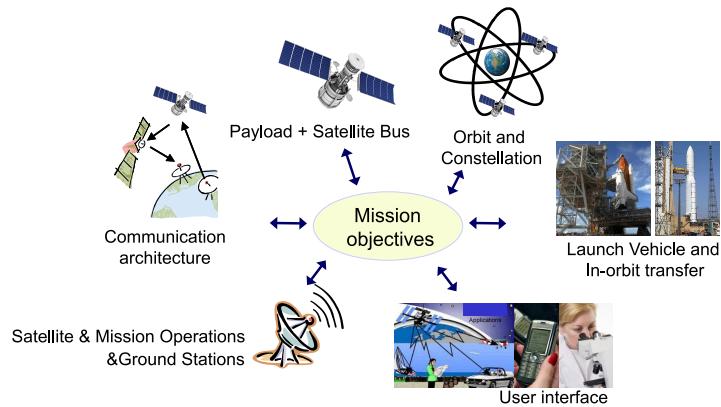
1 Concepts of Spacecraft-Design

Frage 1.1: Nennen Sie die typischen Subsysteme eines Satelliten!

- ▶ 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 Bahnkontrollsysteem) → 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)
- ▶ Payload Subsystem (PS) (Nutzlast-Subsystem)
- ▶ Propulsion System (PS) (Antriebssystem) → Beine
- ▶ Thermal Control System (TCS) (Thermisches Kontrollsysteem) → Haut

Frage 1.2: Welche Schlüsselemente (*key elements*) sind, neben dem Satelliten-Bus, für den Erfolg einer Raumfahrtmission von entscheidender Bedeutung?

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



**Frage 1.3: 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

Frage 1.4: Was sind typische Anforderungen (*requirements*), die sich aus den übergeordneten Missionszielen ableiten lassen?

- ▶ Leistung
- ▶ Abdeckung
- ▶ Lebensdauer
- ▶ Verlässlichkeit
- ▶ Kosten
- ▶ Auflösung

Frage 1.5: Welche typischen treibenden Faktoren (*System drivers*) ergeben sich für fast alle Raumfahrtmissionen?

- ▶ Umlaufbahn
- ▶ Betrieb
- ▶ Höhenlage
- ▶ Energie
- ▶ Masse
- ▶ Volumen
- ▶ Datenübertragungsrate
- ▶ Ausrichtung
- ▶ Anzahl an Raumfahrzeugen

Frage 1.6: Welche 2 grundsätzlichen Architektur-Konzepte werden für die Kommunikation mit Satelliten verwendet?

Real-Time Relais-Satelliten-Kommunikation über Inter-Satelliten-Verbindung

Store-and-forward Kommunikation direkt zur Bodenstation, wenn sichtbar über *Dowlink*

Frage 1.7: Warum wird eine Thermalkontrolle bei Satelliten benötigt? Welche typischen Komponenten gibt es?

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

- ▶ Temperatursensoren
- ▶ Thermische Strahler
- ▶ Oberflächenbeschaffenheit
- ▶ Isolierung
- ▶ Leitungswege
- ▶ Wärmerohre
- ▶ ...

Frage 1.8: Welche Konzepte eignen sich für die Energieversorgung unter Berücksichtigung der Missionsdauer?

Kurzfristig Batterien, Brennstoffzellen

Langfristig Akkus in Verbindung mit Solar-Photovoltaik-Anlagen

Frage 1.9: 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

Frage 1.10: In welchen Frequenzbereichen erfolgt typischerweise die Kommunikation mit Satelliten?

1 GHz bis 15 GHz

Frage 1.11: Was versteht man unter Modulation eines Signals?

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

Frage 1.12: 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)

Frage 1.13: In welche Phasen wird üblicherweise ein Raumfahrtprojekt unterteilt?

- O** Mission Analysis (Missionsanalyse)
- A** Feasibility (Machbarkeit)
- B** Preliminary Definition (Vorläufige Definition)
- C** Detailed Definition (Detaillierte Definition)
- D** Production/Ground Qualification Testing (Produktion/Bodenqualifikationstests)
- E** Utilization (Nutzung)
- F** Disposal (Entsorgung)

Frage 1.14: 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.

Frage 1.15: 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)

Frage 1.16: 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.

=> Überarbeiten: Hier fehlen einige Punkte

2 Space Environment

Frage 2.1: Welche besonderen Umweltfaktoren sind für die Auslegung von Raumfahrzeugen zu berücksichtigen?

- ▶ Gravitationsfelder
- ▶ Atmosphäre
- ▶ Ionosphäre
- ▶ Magnetfelder
- ▶ Elektromagnetische Strahlung
- ▶ Teilchenstrahlung
- ▶ Feste Materie

Frage 2.2: In welche Kategorien können Umweltfaktoren in der Raumfahrt grundsätzlich eingeteilt werden?

- ▶ Natural space environment
 - ▷ Durch physikalische Gegebenheiten
 - ▷ Strahlung, Gravitationsfelder, etc.
- ▶ Induced space environment
 - ▷ Durch das Raumfahrtzeug selbst oder andere Raumfahrzeuge hervorgerufen
 - ▷ Weltraumschrott, Radiofrequenzen

Frage 2.3: Wie lauten die 3 Keplerschen Gesetze?

1. Die Planeten bewegen sich auf elliptischen Bahnen. In einem gemeinsamen Brennpunkt steht die Sonne.
2. Die Verbindungsstrecke Sonne-Planet überstreicht in gleichen Zeiten gleich große Flächen. $\frac{A_1}{\Delta t} = \frac{A_2}{\Delta t} = \text{const.}$
3. Die Quadrate der Umlaufzeiten zweier Planeten verhalten sich wie die dritten Potenzen der großen Halbachsen ihrer Bahnen. $\frac{T_1^2}{T_2^2} = \frac{a_1^3}{a_2^3}$



Frage 2.4: Wie lauten die 3 Newtonsche Gesetze?

1. Unless acted upon by an unbalanced force, an object will maintain a constant velocity.
(Ein kräftefreier Körper bleibt in Ruhe oder bewegt sich geradlinig mit konstanter Geschwindigkeit.)
2. An applied force is equal to the rate of change of momentum. (Die Kraft entspricht der zeitlichen Änderung des Impulses.) $\frac{dI}{dt} = F$
3. All forces occur in pairs, and these two forces are equal in magnitude and opposite in direction. (Kräfte treten immer in Paaren auf, welche in ihrem Betrag gleich in der Richtung aber entgegengesetzt wirken.)

Frage 2.5: Wie lautet Newtons universelles Gravitationsgesetz?

Every point mass attracts every other point mass by a force directed along the line connecting the two. (Jeder Massepunkt wirkt auf jeden anderen Massepunkt mit einer anziehenden Gravitationskraft, die entlang der Verbindungsgeraden beider Körper wirkt)
 $F = -\gamma \frac{m_1 m_2}{r^2}$

Frage 2.6: Wie lautet die Vis-Viva-Gleichung? Welche Lösungen ergeben sich daraus für die möglichen Bahnen?

$$\underbrace{\frac{1}{2}v^2}_{\text{kinetic energy}} - \underbrace{\frac{\gamma M}{r}}_{\text{potential energy}} = -\frac{\gamma M}{2a} = \epsilon = \frac{1}{2}v_\infty^2 = \text{const}$$

Mögliche Lösungen:

- ▶ Ellipse ($\epsilon < 0$)
- ▶ Parabola ($\epsilon = 0$)
- ▶ Hyperbola ($\epsilon > 0$)
- ▶ (Punkt, Gerade)

Frage 2.7: 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.

Frage 2.8: Ist ein Astronaut schwerelos?

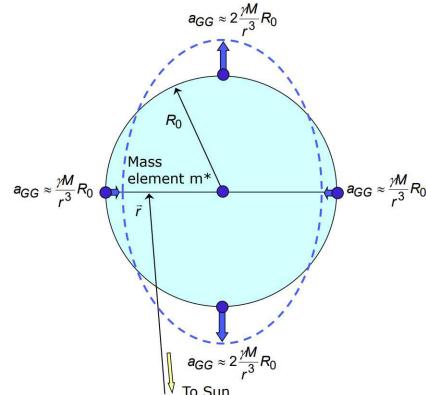
Auf Astronauten wirkt immer eine Schwerkraft (außer evtl. im L1 Punkt auf dem Flug zum Mond). Wirken keine anderen Kräfte, so fällt das Raumfahrzeug aber mit der selben Geschwindigkeit wie der Astronaut selbst und er fühlt sich schwerelos. Beide fallen kontinuierlich an der Erde vorbei. (nicht relativistisch)

Frage 2.9: 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 $0,000\,000\,5 \text{ m s}^{-2}$ und entspricht der Änderung der Höhe eines Objektes auf der Erde um etwa 15 cm.

Frage 2.10: 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.

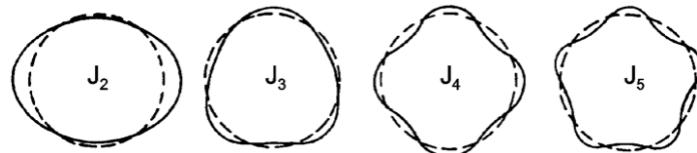


Frage 2.11: Was versteht man im Zusammenhang mit einem Gravitationsgradienten unter dem Begriff gebundene Rotation?

Die durch Gravitationsgradienten hervorgerufenen 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 die selbe Mondseite zugewandt. Dieses Phänomen tritt auch bei anderen Systemen auf.

Frage 2.12: 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.



Frage 2.13: Wann hat ein Planet eine Atmosphäre?

Es gibt folgende Punkte zu beachten:

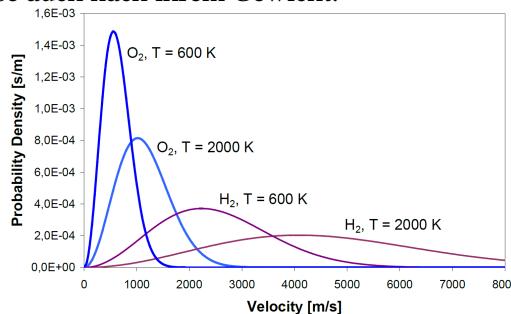
Escape velocity Diese ist abhängig von Radius und Masse des Planeten.

Surface temperature 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?

Frage 2.14: 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 herreschenden Druckgradienten schichten sich die Gase auch nach ihrem Gewicht.





Frage 2.15: 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



Frage 2.16: Welche Schichten besitzt die Erdatmosphäre?

- ▶ Troposphäre
- ▶ Stratosphäre
- ▶ Mesosphäre
- ▶ Thermosphäre (auch Ionosphäre)
- ▶ Exosphäre

Frage 2.17: 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 (O_3) 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.



Frage 2.18: Wieso ist die minimale Temperatur in der Atmosphären am polaren Sommer und nicht am polaren Winter am geringsten?

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

Frage 2.19: 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.

Frage 2.20: 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.

Frage 2.21: Welche Planeten haben ein relativ starkes Magnetfeld?

Die Erde und die Eis- und Gasriesen haben ein starkes Magnetfeld, welches weit ins All hinausreicht.

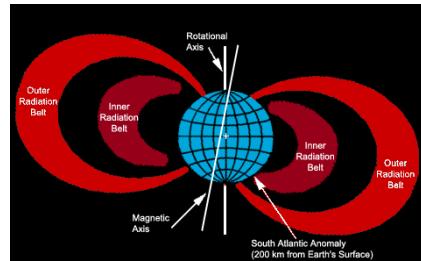
- ▶ Erde
- ▶ Saturn
- ▶ Jupiter
- ▶ Uranus
- ▶ Neptun

Frage 2.22: 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).

Frage 2.23: 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 $> 200\,000 \text{ km s}^{-1}$).



Frage 2.24: Welchen Wert hat die Solarstrahlungskonstante auf Höhe der Erdbahn?

$$S_0 = 1370 \text{ W m}^{-2}$$

Frage 2.25: Was sind Sonnenflecken?

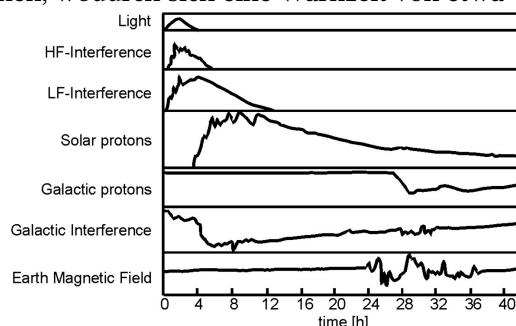
Bereiche auf der Sonnenoberflächen, welche kühler (3800 K) sind und dadurch als dunkle Flecken erscheinen. Die Bereiche gehen mit starken Magnetfeldstörungen einher, wodurch es zu Sonneneruptionen kommen kann.

Frage 2.26: Welche übergeordnete Periode hat die solare Strahlungsintensität?

Etwa 11 Jahre

Frage 2.27: 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.



Frage 2.28: Was versteht man unter *Space Debris*? 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

ausgebrannte obere Raketenstufen oder Schrott aus explodierten Raketen und Mikropartikel aus Feststofftriebwerken oder Beschichtungen, Farben etc. Weiterhin entsteht sekundärer Space Debris durch die Kollision von Space Debris mit sich selbst.

Frage 2.29: List major factors of influence on the space environment

- ▶ Gravitational fields,
- ▶ atmosphere/ionosphere,
- ▶ magnetic fields,
- ▶ particle and electromagnetic radiation
- ▶ solid matter

Frage 2.30: Describe influences of gravitational fields on the space environment

All bodies in space are in a *free-fall* around a central body (more precisely: around the centre of mass of all bodies). Gravitational fields affect therefore mainly the established orbits, however gravity gradients impose forces of finite sized objects (microgravity). (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 endlich ausgedehnte Körper (Mikrogravitation))

Frage 2.31: Describe influences of atmo-/ionosphere on the space environment

Residual atmosphere has a high impact on vacuum conditions, especially in low Earth orbit. Composition changes significantly with altitude. Part of the atmosphere is ionized, giving the potential to interact with magnetic fields. (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.)

Frage 2.32: Describe influences of a magnetic field on the space environment

Magnetic fields interact with ionosphere, ions and electrons of solar origin, create radiation belts, strong and dynamic interaction especially with near-Earth environment. (Magnetfelder interagieren mit den Ionosphäre, Ionen und Elektronen solaren Ursprungs und erzeugen Strahlungsgürtel sowie eine starke, dynamische Interaktion speziell in der nähren Umgebung der Erde.)

Frage 2.33: Describe influences of radiation on the space environment

Electromagnetic and particle radiation of cosmic and solar origin, interacting with atmosphere, ionosphere, magnetic fields, etc. thus influencing all environmental conditions in space.

Frage 2.34: Wie ist die Unterteilung von Asteroid, Meteorit, Meteor etc.?

Meteor Sternschnuppen, also die Leuchterscheinung, die durch das Verglühen von Meteoroiden 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.

Asteroid/Planetoid/Kleinplanet Ähnlich wie Meteoroiden, 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 nahe kommen.

Frage 2.35: 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.

3 Impacts of Space Environment on Space Design

Frage 3.1: 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)

Frage 3.2: 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.

Frage 3.3: 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.

Frage 3.4: 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

Frage 3.5: Welche grundsätzlichen Auswirkungen haben die Gravitationskräfte des Zentralkörpers und weiterer Drittörper auf eine Raumfahrtmission?

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

Frage 3.6: Was versteht man unter einem *sonnensynchronen Orbit*? Wodurch wird er realisiert?

Diese Orbits haben eine spezielle hohe Inklination $i > 90^\circ$, 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.

Frage 3.7: Welche Designanforderungen für Satelliten resultieren aus der Mikrogravitationsumgebung?

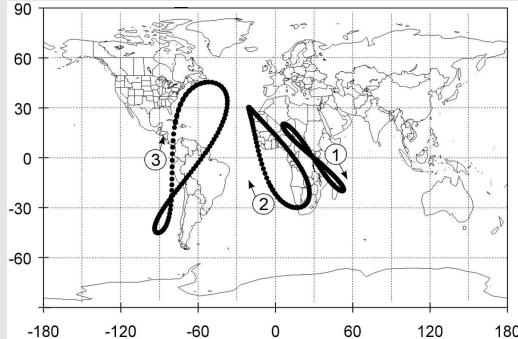
Kleine, sonst vernachlässigbare Kräfte/Effekte können hier wichtig werden (Oberflächenspannung, Gravitationsgradient). Flüssigkeitsextraktion aus einem Tank ist schwierig. Um den Gravitationsgradient möglichst gering zu halten, sollte die vertikale Dimension nicht zu groß werden.

Frage 3.8: Welche Konsequenzen hat der Umweltfaktor *Vakuum*?

- ▶ Materialien können ausgasen (\Rightarrow Dimensionsänderung, \Rightarrow 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.

Frage 3.9: Welche Auswirkungen hat der atomare Sauerstoff im niedrigen Erdorbit?

Atomarer Sauerstoff wirkt erosiv und beschädigt somit die Oberflächen.

Frage 3.10: Welche Bahnen sind hier dargestellt?

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

Frage 3.11: 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 Elektronenkolissionen dominieren lädt sich mit der Zeit negativ auf.

Frage 3.12: Welche Auswirkungen hat allgemein die elektromagnetische Strahlung auf einen Satelliten?

- ▶ Wärmeeintrag
- ▶ Sonnendruck
- ▶ (Schädigung der Avionik)

Frage 3.13: 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)

Frage 3.14: 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.

Frage 3.15: 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)

Frage 3.16: Wie lange ist die typische Vorwarnzeit vor dem Auftreffen von Teilchenstrahlung bei Sonneneruptionen?

4-8 h, bis Protonen die Erde erreichen

Frage 3.17: Hat der Umweltfaktor *Space Debris* auch einen Einfluss auf das Thermalkontrollsysteem?

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

Frage 3.18: 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.

Frage 3.19: Identify major spacecraft and mission design issues resulting from the pre-operational phase

- ▶ Pre-launch environment: Not a design driver (environment kept easy and controlled by adequate support equipments and procedures)



- ▶ Launch environment: Driver in spacecraft design in terms of mass, volume, frequencies, mechanical loads and design margins. Driver in mission design (e.g. launch window)

Frage 3.20: Identify major impacts on spacecraft and mission design resulting from gravitational fields / microgravity

- ▶ Basic boundary condition for every mission design (e.g. specification of orbital elements and launch parameters).
- ▶ Also basic boundary condition for every spacecraft design, e.g. mass, architecture (gravity gradient!), propulsion (e.g. orbit change, extracting fluids from a tank), communication (orbital parameters), lifetime (fuel requirements / orbit perturbations), and many many other more...

Frage 3.21: Identify major impacts on spacecraft and mission design resulting from vacuum, residual atmosphere and ionosphere

- ▶ Vacuum: Venting, material outgassing + contamination, leakages, micro soldering, damage from unfiltered radiation, missing heat conduction, ...
- ▶ Atmo- / Ionosphere: Change of altitude / attitude, change of surface properties (erosion), damage/destruction by heat (launch, re-entry), spacecraft charging, ...

Frage 3.22: Identify major impacts on spacecraft and mission design resulting from space radiation and magnetic fields

- ▶ Electromagnetic radiation: Energy source, heating / cooling / aging of external surfaces, attitude & orbit perturbations (solar pressure),...
- ▶ Particle radiation: Degradation and breaking of materials (solar cells), performance drift due to close effect, single-event-upset (status change, short circuit), high risks for manned missions, ...
- ▶ Magnetic fields: Attitude change + coupled effects by interactions with ionosphere and particle radiation

Frage 3.23: Identify major impacts on spacecraft and mission design resulting from solid matter in space

Limited/medium/deadly damage on external parts depending on size + kinetic energy, minor altitude/attitude change, design + procedures for end of life,...



Frage 3.24: Identify major spacecraft and mission design issues resulting from the disposal or recovery phase

Driver for orbit selection (de-orbiting), critical system driver for re-entry

- Kap. Struktur & Materialien } vgl. unten
- Kap. Thermalsystem fehlt }

4 Basics of Orbital Mechanics

Frage 4.1: Wie lautet die Bewegungsgleichung für ein 2-Körper-Problem, wie für ein 1-Körper-Problem?

Allgemein gilt: $\frac{\partial m_i v_i}{\partial t} = \sum F_i$

2-Körper-Problem

$$\begin{aligned}m_1 \frac{\partial^2 r_1}{\partial t^2} &= \gamma \frac{m_1 m_2}{|r_1 - r_2|^3} (r_1 - r_2) \\m_2 \frac{\partial^2 r_2}{\partial t^2} &= \gamma \frac{m_1 m_2}{|r_2 - r_1|^3} (r_2 - r_1) \\ \Rightarrow \ddot{r} &= \ddot{r}_2 - \ddot{r}_1 = -\gamma \frac{m_1 m_2}{r^3} r\end{aligned}$$

1-Körper-Problem Ist m_2 vernachlässigbar, kann dies mithilfe von $M = m_1 + m_2$ zu folgender Gleichung vereinfacht werden:

$$\ddot{r} + \gamma \frac{M}{r^3} r = 0$$

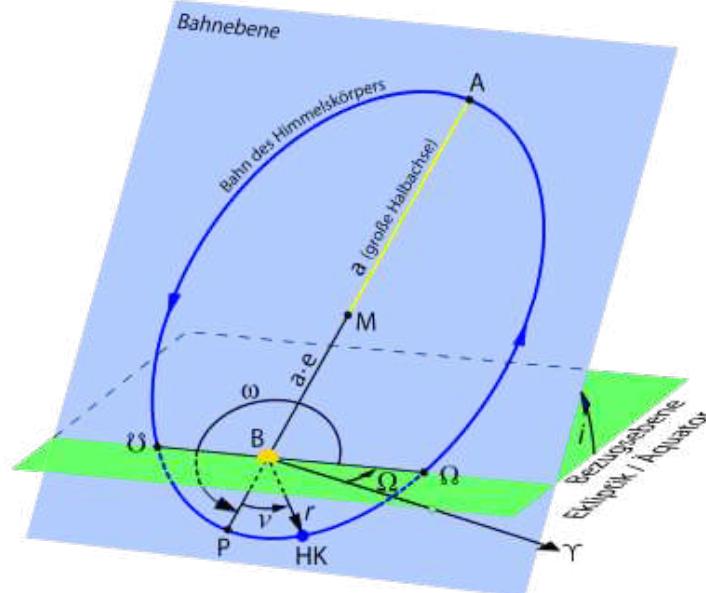
Frage 4.2: Wie lautet die Gleichung für das Gravitationspotential U bzw. der spezifischen potenziellen Energie u ?

$$\begin{aligned}U &= \int_r^\infty F dr \\U &= \int_r^\infty -\gamma \frac{m_1 m_2}{r^2} dr \\u &= \frac{U}{m_2} = -\gamma \frac{m_1}{r}\end{aligned}$$

Frage 4.3: Wie 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



Frage 4.4: Wie ist das Bahnelement Aufsteigender Knoten definiert?

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

Frage 4.5: Welche Störterme müssen in der Bewegungsgleichung beim 3-Körper-Problem berücksichtigt werden?

Die Abweichungen durch den zusätzlichen Körper müssen ausgeglichen werden. Für einen Satelliten $r_{\text{sat}}, m_{\text{sat}}$, der um die Erde r_E, m_E kreist, ergibt sich unter der beachtung der Sonne r_S, m_S :

$$\ddot{r}_{E \rightarrow \text{Sat}} = \underbrace{-\gamma \frac{m_e + m_{\text{Sat}}}{r_{E \rightarrow \text{Sat}}^3} r_{E \rightarrow \text{Sat}}}_{\text{2-Körper-Problem}} + \gamma m_S \left(\frac{r_{\text{Sat} \rightarrow S}}{r_{\text{Sat} \rightarrow S}^3} - \frac{r_{E \rightarrow S}}{r_{E \rightarrow S}^3} \right)$$



Frage 4.6: Wie sind die kosmischen Geschwindigkeiten definiert?

1. Kosmische Geschwindigkeit Notwendige Geschwindigkeit für einen niedrigen Orbit um den Himmelskörper. $v_1 = \sqrt{\frac{GM}{R}}$ (Für die Erde gilt $v_{1,Erd} \approx 7,91 \text{ km s}^{-1}$)

2. Kosmische Geschwindigkeit Notwendige Geschwindigkeit für um eine Parabelförmige Bahn zu erreichen, also dem Himmelskörper zu entkommen. $v_2 = \sqrt{\frac{2GM}{r}}$ (Für die Erde gilt $v_{2,Erd} \approx 11,2 \text{ km s}^{-1}$)

3. Kosmische Geschwindigkeit Notwendige Geschwindigkeit um der Sonne und dem Himmelskörper zu entkommen. (Für die Erde gilt $v_3 \approx 16,67 \text{ km s}^{-1}$)

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

Frage 4.7: Wie wird ganz allgemein das benötigte Δv für ein impulsives Bahnänderungsmanöver berechnet?

An dem Punkt der Änderung ergibt sich $\Delta v = v_2 - v_1$ (vektoriell). Wobei v_1 die Geschwindigkeit vor dem Manöver und v_2 die gewünschte Geschwindigkeit nach dem Manöver ist.

Frage 4.8: Wie hoch ist das benötigte Δv für einen impulsiven Übergang von einer äquatorialen zu einer polaren Bahn im LEO?

$$\Delta v = \sqrt{2}v_{LEO} \approx 11 \text{ km s}^{-1}$$

Frage 4.9: 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.

Frage 4.10: Warum ist das Schubniveau bei der Betrachtung von Bahnänderungsmanövern von Bedeutung?

Das Schubniveau ist von Bedeutung um zu bestimmen, um die gewünschten (impulsartigen) Geschwindigkeitsänderungen in ausreichend kurzer Zeit auszuführen.

Frage 4.11: 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.

Frage 4.12: Was versteht man unter einem Aerobrake-Manöver?

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

Frage 4.13: 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.

Frage 4.14: Know basics of gravitational fields and the basic equation of motion

In high altitudes, gravitational fields can be described by Newton's law of gravitation with a spherical-symmetrical character. The basic equation of motion for a two-body problem reads

$$\ddot{\vec{r}} + \frac{\gamma (m_1 + m_2)}{r^3} \vec{r} = \vec{0} \quad (4.1)$$

However, mass distribution of celestial bodies is usually neither spherical nor homogenous. Effective gravitational potential U can be described by *spherical harmonic expressions*.

Frage 4.15: Describe the energy conservation equation (vis-viva)

$$\underbrace{\frac{1}{2}v^2}_{\text{kinetic energy}} - \underbrace{\frac{\gamma M}{r}}_{\text{potential energy}} = \text{const.} = -\frac{\gamma M}{2a} = \frac{1}{2}v_\infty^2 \quad (4.2)$$

Solutions: Conic sections, i.e., ellipse, parabola, hyperbola.

Frage 4.16: Describe typical orbital maneuvers and procedure for calculation of required Δv

Hohmann, bielliptical, continuous thrust, gravity assist... Δv -demand is generally the difference between final and initial velocity vector. Δv for a certain maneuver may vary significantly, depending on the mission scenario, i.e. amount of pulses, used thrusters, etc.

Frage 4.17: Know typical Mars mission scenarios (as examples)

Launch to Mars needs a certain planetary constellation to Earth. Launch window opens for a few days only. Mars sample-return mission duration is hundreds of days. Total Δv -demand easily exceeds 20 km s^{-1} ...

5 Basics of Launcher and Space Vehicle Propulsion

Frage 5.1: Wie lautet die Raktengrundgleichung?



$$\Delta V_{ch} = c_e \ln \left(\frac{m_0}{m_B} \right)$$

mit: Δv_{ch} = Charakteristische Geschwindigkeitsänderung

c_e = effektive Austrittsgeschwindigkeit

m_0 = Gesamtmasse am Anfang

m_B = Gesamtmasse nach Brennschluss

Frage 5.2: Für welche Einsätze werden Raumfahrtantriebe benötigt?

- ▶ Start
- ▶ Platzierung im Orbit
- ▶ Lage und Bahnregelung
- ▶ Ausgleich von Störungen
- ▶ Bahnänderungen

Frage 5.3: 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.)

Frage 5.4: Wie hoch ist der Zugewinn an Δv bei einem Start am Äquator?

Die Drehgeschwindigkeit der Erde beträgt dort etwa $v = 463 \text{ m s}^{-1}$, was den Geschwindigkeitsgewinn (für passende Orbits nach Osten) entspricht.

Frage 5.5: Wie hoch ist das typischerweise benötigte Δv für eine Mars-Rückkehrmission?

Ungefähr $\geq 25 \text{ km s}^{-1}$.

Frage 5.6: 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.

Frage 5.7: 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)

Frage 5.8: Wie hoch ist das typische Antriebsvermögen einstufiger System?

Es kann ein Δv von ca. 8 km s^{-1} bis $9,5 \text{ km s}^{-1}$ erreicht werden.

Frage 5.9: Welche typischen Antriebskonzepte gibt es in der Raumfahrt?

- ▶ Chemische Antriebe
- ▶ Elektrische Antriebe
- ▶ Alternative Antriebe
- ▶ Hybride Antriebe

Frage 5.10: 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.

Frage 5.11: 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.

Frage 5.12: Nennen Sie typische Brennstoff-Oxidator-Kombinationen für Raumfahrtantriebe!

- ▶ Sauerstoff - Wasserstoff (H_2)
- ▶ Sauerstoff - Kerosin (RP-1)
- ▶ Distickstofftetroxid (N_2O_4) - Hydrazin (N_2H^4) oder Dimethylhydrazin ($C_2H_8N_2$)

Frage 5.13: Welche Subsysteme sind für die Betrachtung von Raumfahrtantrieben von Bedeutung?

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

Frage 5.14: 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

Magnetoplasmodynamische 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

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.

Frage 5.15: Welchen Treibstoff würden Sie (idealerweise) für einen Resistojet wählen? Warum?

Prinzipiell alles möglich, aber leichte Stoffe bevorzugt.

Frage 5.16: 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.)

Frage 5.17: 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. Theters

Frage 5.18: Welche nuklear basierten Antriebsmöglichkeiten wären denkbar?

- ▶ Radioisotope Raketen
- ▶ Nuklearthermale Raketen
- ▶ Gaskernreaktoren

Frage 5.19: 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.

Frage 5.20: Outline basic performance requirements of space propulsion

- ▶ Δv -demand (e.g. for LEO: 9 km s^{-1} bis 10 km s^{-1} , Moon return 16 km s^{-1} bis 25 km s^{-1}).
- ▶ For vertical launch: Thrust > weight.
- ▶ Thrust level important if comparing different orbit transfer scenarios (low thrust vs. impulsive manoeuvres).
- ▶ Capability for minimum thrust important for fine attitude control purposes.

Frage 5.21: Describe the rocket equation

$$\Delta v_{\text{ch}} = c_e \ln \left(\frac{m_0}{m_B} \right) \quad (5.1)$$

$$\Delta v_{\text{ch}} = c_e \ln \left(\frac{1}{\sigma + \mu_L} \right) \quad (5.2)$$

Frage 5.22: Describe the basic parameters of rockets and thrusters

Structure fraction, payload fraction, effective exhaust velocity (specific impulse), thrust...
Limit of single staged rockets $\Delta v_{\text{ch}} = 8 \text{ km s}^{-1}$ bis 9 km s^{-1}

Frage 5.23: Describe the staging principle



- ▶ Jettison structure mass which is not needed anymore.
- ▶ For a multiple staged rocket, Δv increases linearly with the number of stages, but the payload fraction decreases exponentially.
- ▶ For a multiple staged, chemical propellant rocket, Δv is limited to about 16 km s^{-1} bis 17 km s^{-1} for a payload fraction $> 0,1\%$.

Frage 5.24: Describe chemical propellant rockets



- ▶ High specific heat of formation (i.e. high combustion temperature and low molecular mass)
- ▶ Basically, hydrogen + compounds as fuel, oxygen + compounds as oxidiser

Frage 5.25: Outline other methods of space propulsion

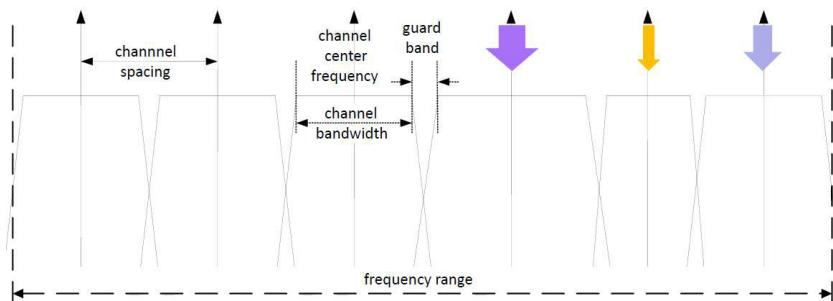


- ▶ Electrical thrusters (e.g. resistojets, arcjets, ion thrusters)
- ▶ Interaction with the space environment (e.g. gravity assist, solar sail)
- ▶ Visionary concepts (nuclear-based, etc.)

6 Satellitenkommunikation

Frage 6.1: What is a communication channel for a geostationary communication satellite? Sketch a frequency plan. 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.



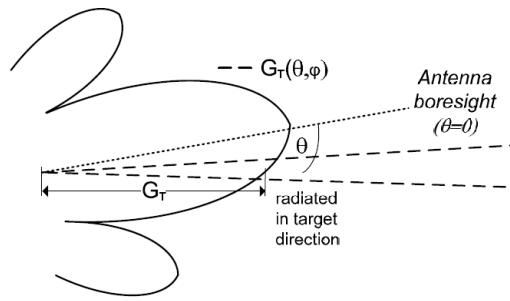
Frage 6.2: Why is it necessary to use different frequencies for uplink and down-link? Warum müssen für Uplink und Downlink verschiedene Frequenzen benutzt werden?

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.

Frage 6.3: 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.

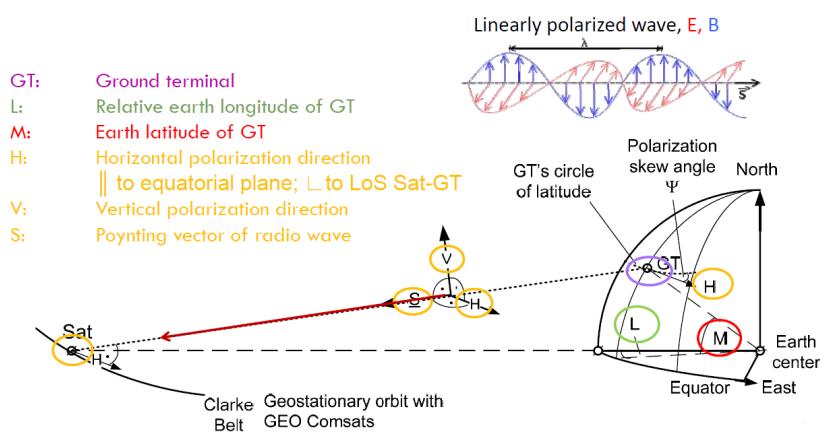
$$G = 10 \log \left(\frac{I_{antenna}}{I_{Isotrop radiator}} \right)$$



Frage 6.4: Outline the difference between linear and circular polarization of an electromagnetic wave. 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. Je 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.



Frage 6.5: List the type of ground terminals needed to operate a Satcom network. 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)

Frage 6.6: Which areas cannot be served by a geostationary communication satellite? Why? 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.

Frage 6.7: Consider an Earth Observation Satellite in Low Earth Orbit, with retrograde quasi-circular orbit of inclination 98°. Where should a ground terminal for the data downlink be positioned, and why? 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.

Frage 6.8: What is the advantage of a Satcom relay for a link from LEO over GEO to ground, compared to a direct downlink? 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 Orbit). Durch den niedrigen Orbit würde eine direkte Verbindung nur kürzer möglich sein.

Frage 6.9: On which panels can communication antennas on board a geostationary spacecraft be accommodated, and why? 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.)

Frage 6.10: What is a satellite transponder? List the components of the payload through which the Radio Frequency signals pass, in the right order. 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.

Frage 6.11: Why is it necessary to frequency demultiplex broadband signals which are received at the communication satellite's receive antenna before sending them back to ground? Warum ist es notwendig, breitbandige Signale, die an der Antenne eines Kommunikationssatelliten empfangen werden, in der Frequenz zu demultiplexen, bevor sie wieder zum Boden gesendet werden?

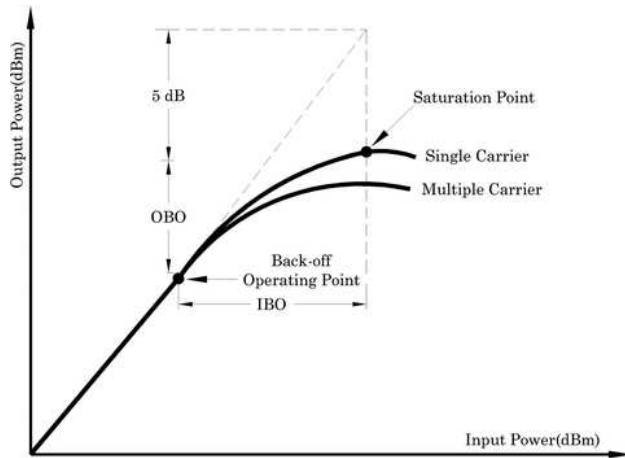
Hierdurch können insgesamt mehr Daten verarbeitet werden. Durch die zusammenge schaltete Verarbeitung können einige Bauteile gespart werden, da nicht für jeden Kanal ein Bauteil benötigt wird. Weiterhin können die Kanäle individuell verstärkt werden bevor diese wieder gesendet werden.

Frage 6.12: Designing a transmit payload for an Earth observation satellite operating in X-band, requiring 30 W of output power and 300 MHz of bandwidth. Which kind of power amplifier should be used, and why? 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.

Frage 6.13: Consider a power amplifier for a communication payload. Which figure is higher, input backoff (IBO) or output backoff (OBO)? Explain why. Betrachten Sie einen Leistungsverstärker 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 Back-off-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 $IBO>OBO$.



Frage 6.14: Estimate the boresight antenna gain for a 1 m circular diameter reflector antenna at frequencies of 11 GHz and 14 GHz. Assume an antenna efficiency of $\nu = 0.75 = 75\%$. Schätzen Sie den Gewinn einer kreisförmigen Reflektorantenne in Hauptstrahlrichtung bei Frequenzen von 11 GHz und 14 GHz. Nehmen Sie einen Wirkungsgrad der Antenne von $\nu = 0.75 = 75\%$ an.

$$G_{BS} = \nu \frac{(\pi D)^2}{\lambda^2}$$

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

Frage 6.15: Why is it necessary to keep a satellite's telemetry receiver always on? 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.).

Frage 6.16: For which reasons are most Satcom networks operated at frequencies below ≈ 30 GHz? Aus welchen Gründen werden die meisten Satelliten-Kommunikationsnetze unterhalb von etwa 30 GHz betrieben?

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

Frage 6.17: List the factors contributing to a radio link budget. 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.)

Frage 6.18: Welche Modulationsverfahren gibt es?



- ▶ Amplitudenmodulation
- ▶ Frequenzmodulation
- ▶ Phasenmodulation

7 Concepts of Structures and Materials

Frage 7.1: 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

Frage 7.2: 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).

Frage 7.3: 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 Trennungsergebnisse).

Frage 7.4: Wie sieht der typische Designprozess für Raumfahrtstrukturen aus?

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

Frage 7.5: 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).

Frage 7.6: 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 mechanisch-dynamische Eigenschaften.

Frage 7.7: Welche typischen Konstruktionselemente werden für Raumfahrtstrukturen verwendet?

- ▶ Monocoque/Semi-monocoque Strukturen (Stringer/Spante)
- ▶ Fachwerkstrukturen
- ▶ Integralbau-Strukturen
- ▶ Verbundwerkstoff-/Sandwich-Strukturen

Frage 7.8: Wie werden Raumfahrtstrukturen dimensioniert? Nennen Sie drei mögliche Dimensionierungsfälle.

- ▶ Vergleichsspannung für duktile Werkstoffe
- ▶ Dehnungen und Versagenskriterien für Verbundwerkstoffe
- ▶ Ausfallwahrscheinlichkeit für keramische Werkstoffe

Frage 7.9: 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.

Frage 7.10: 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)

Frage 7.11: Benennen Sie typische Auswahlkriterien für Raumfahrtmaterialien!

Standart	Weltraumspezifisch
<ul style="list-style-type: none">▶ 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	<ul style="list-style-type: none">▶ Ausgasung▶ Brennverhalten▶ Entflammbarkeit▶ Toxizität▶ Thermische Leitfähigkeit▶ Thermisches Absorptionsvermögen▶ Thermischer Emissionsgrad

Frage 7.12: 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 Guss-teile.

- + 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/Epoxyd-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

Frage 7.13: Welche Umweltfaktoren können im Weltraum zu einer erheblichen strukturellen Schädigung führen?

- ▶ Atomarer Sauerstoff
- ▶ Temperaturzyklen
- ▶ Ausgasungseffekte

Frage 7.14: 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 Winkelbe-

schleunigung um eine Drehachse erforderliche Drehmoment ermittelt werden, womit die erforderliche Steuereingabe ermittelt werden kann.

8 Lebenserhaltungssysteme

Frage 8.1: Was versteht man unter einem **Lebenserhaltungssystem** in der Raumfahrt?

In der bemannten Raumfahrt ist ein Lebenserhaltungssystem eine Gruppe von Geräten, die einem Menschen das Überleben im Weltraum ermöglichen.

Frage 8.2: Welche 5 Hauptaufgaben hat ein Lebenserhaltungssystem?

- ▶ Atmosphären-Management
- ▶ Wassermanagement
- ▶ Lebensmittelmanagement
- ▶ Abfallmanagement
- ▶ Sicherheit

Frage 8.3: Wie werden Komponenten eines Lebenserhaltungssystems klassifiziert/eingeordnet?

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

Frage 8.4: Welche Vor- und Nachteile haben physikochemische und biologische Systeme?

Physikalisch-chemisch

- + Gut verständlich
- + Kompakt
- + Wartungsarm
- + Schnelle Reaktion
- Keine Lebensmittelproduktion

Biologisch

- + Lebensmittelproduktion
- Weniger Gut verstanden
- Voluminös
- Wartungsintensiv
- Langsame Reaktion



Frage 8.5: Welche Vor- und Nachteile haben offene und geschlossene Systeme?

Offen

- + Einfache Technik
- + Geringe Systemmasse
- Hoher Nachschubbedarf

Geschlossen

- + Minimierung des Nachversorgungsbedarfs
- Komplexe Technik
- Hohe Systemmasse
- Hoher Energiebedarf

Frage 8.6: 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.

Frage 8.7: Welche Hauptstritte 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

Frage 8.8: Benennen Sie qualitative und quantitative Auslegungskriterien für Lebenserhaltungssysteme!

Qualitativ

- ▶ Sicherheit
- ▶ Verlässlichkeit
- ▶ Technologischer Stand

Quantitativ

- ▶ Systemmasse
- ▶ System-Volumen
- ▶ Masse des Nachschubs

Frage 8.9: Erklären Sie den Begriff *Human Factors Engineering* im Kontext eines Raumfahrtsystems!

Berücksichtigung ergonomischer und habitabler Aspekte bei der Gestaltung von Werkzeugen, Systemen, Umgebung, Arbeitsabläufen und Arbeitsaufgaben für eine produktive, komfortable und effektive Nutzung durch den Menschen.

Frage 8.10: Was sind die Hauptziele im *Human Factors Engineering*?

Verbesserung der menschlichen Leistung und der Leistung der Crew.

Frage 8.11: Benennen Sie 5 Faktoren, die eine Auswirkung auf die *Habitability* eines Raumfahrtsystems haben!

- | | |
|-------------------------------|------------------------------|
| ▶ Klima | ▶ Freiraum, Privatsphäre |
| ▶ Beleuchtung | ▶ Schwingungen |
| ▶ Farbe und Oberfläche | ▶ Beschleunigung |
| ▶ Strahlung | ▶ Innenraumgestaltung, Dekor |
| ▶ Kontrolle der Verschmutzung | ▶ Hygiene |
| ▶ Lärm | ▶ Lebensmittel |
| ▶ Geruch | ▶ ... |

Frage 8.12: 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

Frage 8.13: Welche Haupteffekte hat die menschliche Präsenz im Weltraum auf die Auslegung eines Raumfahrzeugs?

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

9 Electrical Power Systems

Frage 9.1: 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.

Frage 9.2: 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.

Frage 9.3: 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)

Frage 9.4: 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.

Frage 9.5: 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%)



Frage 9.6: 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 vor allem in neuen Satelliten (Laborwirkungsgrad >26%)

Frage 9.7: 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.

Frage 9.8: Was ist ein *Radioisotopen-Generator*?

Der natürliche Zerfall von Radioisotopen (meist ^{238}Pu) 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.

Frage 9.9: 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.

Frage 9.10: Was sind typische Speicherdichten von Primärbatterien?

Silber Zink 60 Wh kg^{-1} bis 130 Wh kg^{-1}

Lithiumthionylchlorid 175 Wh kg^{-1} bis 440 Wh kg^{-1}

Lithium-Schwefeldioxid 130 Wh kg^{-1} bis 350 Wh kg^{-1}

Lithiummonofluorid 130 Wh kg^{-1} bis 350 Wh kg^{-1}

Frage 9.11: Welche Brennstoffzellenarten gibt es und welche werden in der Raumfahrt eingesetzt?

Alkalische Bereits zugelassen

Proton Exchange Membrane (PEM) In der Zulassung

Frage 9.12: Welche Energiespeicherarten sind in der Raumfahrt gebräuchlich?

- ▶ Reversibel Chemisch
 - ▷ Batterien/Akkus (genutzt)
 - ▷ Brennstoffzellen
- ▶ Thermisch
- ▶ Drallräder
- ▶ Kondensatoren (genutzt)

Frage 9.13: 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.

Frage 9.14: 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.

Frage 9.15: Welche Batteriearten werden in der Raumfahrt genutzt?

NiCd Bis etwa 1985 viel genutzt.

NiH₂ Ab etwa 1985 genutzt.

Lilon Ab etwa 2005 genutzt.



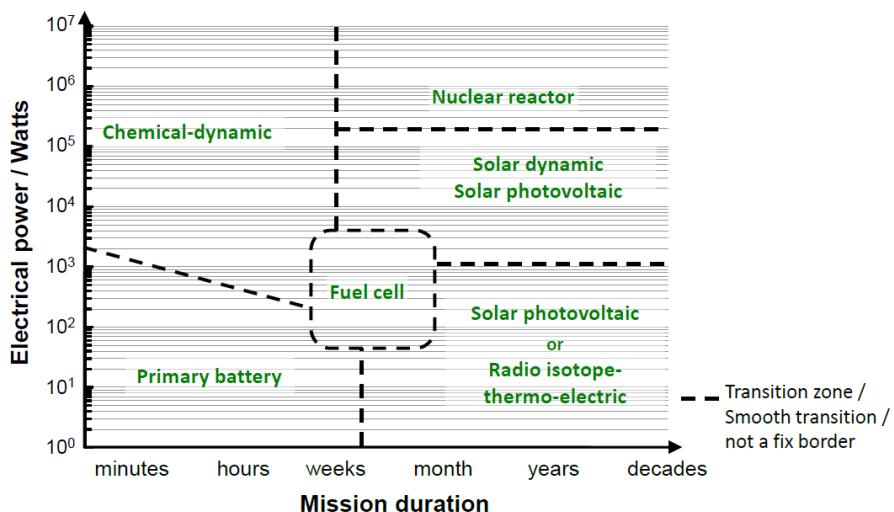
Frage 9.16: Was ist eine sogenannte *regenerative Brennstoffzelle*? Welche Einsatzgebiete sind denkbar?

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.

Frage 9.17: Könnten *Flywheels* zur Energiespeicherung genutzt werden?

Ja

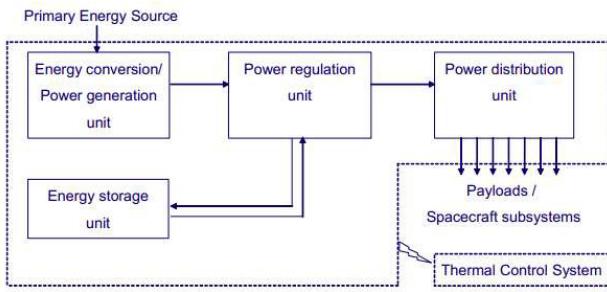
Frage 9.18: Ordnen Sie typische Energieversorgungsmethoden nach wachsender Missionszeit und Leistungsbedarf (Diagrammskizze)!



Frage 9.19: 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





Frage 9.20: 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 Spannungs niveau



Frage 9.21: Erläuterung der Hauptenergiequellen und Umwandlungsstrategien für Raumfahrzeuge

- ▶ Solar
 - ▷ photovoltaisch-elektrisch
 - ▶ Solarzellen
 - ▷ solardynamisch-elektrisch
 - ▶ Sonnendynamisches System
- ▶ Nuklear
 - ▷ Radioisotopenzerfall
 - ▶ thermoelektrisch
 - ▷ RTG
 - ▷ Kernspaltung
 - ▶ thermoelektrisch
 - ▷ Kernreaktoren
- ▶ Chemisch
 - ▷ eletrochemisch
 - ▶ Primärbatterien
 - ▶ Brennstoffzellen
- ▶ Momentum
 - ▷ elektrodynamisch
 - ▶ Schwungräder





Frage 9.22: Benennung der Vor- und Nachteile der im Weltraum genutzten Kernnergieoptionen

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!)



Frage 9.23: Beschreibung der im Weltraum verwendeten Energiespeichermethoden

Batterien, regenerative Brennstoffzelle, Schwungräder



Frage 9.24: Erklärung des Zusammenhangs zwischen Entladungstiefe 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)



Frage 9.25: Zuordnung von Raumfahrzeugenergiesystemen zu Missionstypen

Kurzzeitmissionen Primärbatterien, Brennstoffzellen

Langzeitmissionen Photovoltaische Solaranlagen + Sekundärbatterien

Außere und innere Planeten RTG

Sehr hoher Energiebedarf (>> 100 kW) Solardynamischer Generator, Kerndynamischer Generator, Nuklearer thermischer Generator

10 Lage- und Bahnregelung

Frage 10.1: Nennen Sie mindestens drei Gründe warum Bahnregelung von Satelliten notwendig ist.

Einhalten bestimmter Bahnparameter.

- ▶ Positionierung eines Satelliten über einem bestimmten Längengrad
- ▶ Positionserhaltung (Station Keeping)
- ▶ Beseitigung von Inklinationsfehlern
- ▶ Korrektur der Exzentrizität
- ▶ Korrektur der Bahnhöhe
- ▶ Kompensation von Störungen auf die Bahn
- ▶ Entsorgung nach Mission
- ▶ Ausweichmanöver

Frage 10.2: Nennen Sie mindestens drei Gründe warum Lageregelung von Satelliten notwendig ist.

Ausrichten bzw. einhalten (stabilisieren) der Orientierung des Satelliten.

- ▶ Ausgleichen von Störungen
- ▶ Ausrichten für Schubmanöver
- ▶ Ausrichten für Instrumente
- ▶ Stabilisierung der Lage
- ▶ Auf- und entspinnen von drallstabilisierten S/C

Frage 10.3: Welche Störungen (innere und äußere) gibt es (nennen Sie je drei)?

innere

- ▶ Gravitation (Erde und andere Himmelskörper)
- ▶ Restatmosphäre <1000 km)
- ▶ Solarer Strahlungsdruck
- ▶ Magnetfeld (Wechselwirkung zwischen Erdfeld und Dipolmoment des Satelli-

ten)

- ▶ Sonstige (z. B. Mikrometeoroiden)

äußere

- ▶ Aufzeichnungsgeräte
- ▶ Bewegung der Besatzung
- ▶ Treibstoffschwappen
- ▶ Verdrehen der Solargeneratorpanele
- ▶ Lecks pneumatischer Systeme
- ▶ Ausgasen, Materialapplatzungen
- ▶ Schubvektorfehler
- ▶ Wechselwirkung von Triebwerksgasen mit Strukturauteilen

Frage 10.4: Erfordernisse der Bahn- und Lageregelung eines dreiachsenstabilisierten geostationären Satelliten



Art der Korrektur	Ursache	Störeffekt	Kompensation	max. Geschwindigkeitsbedarf pro Jahr
Bahnkorrektur	Injektionsfehler	Ost- oder Westdrift (da Apogäumshöhe fehlerhaft und Nord-Süd-Oszillation)	Schub in Ost- oder Westrichtung und Nord- oder Südrichtung	0 - 5 m/s
	Positionswechsel (z.B. 180°)	Drift missionsbedingt	Schub in Ost- oder Westrichtung	35 - 110 m/s abhängig von Driftzeit (10 bis 30 Tage)
Winkelkorrektur	Gravitationseinflüsse von Sonne und Mond	Nord-Süd-Oszillation mit wechselnder Amplitude	alternierend Schub in Nord- und Südrichtung	40 - 51 m/s zeitabhängig
	ungleiche Massenverteilung der Erde (Triaxialität)	Drift in Ost- bzw. Westrichtung	Schub in West- oder Ostrichtung	bis zu 2 m/s positions- und zeitabhängig
Translationskorrektur	Strahlungsdruck der Sonne	periodisch, klein	Schub in Richtung zur Sonne oder Ost/West	konfigurationsabhängig 0 - 30 m/s
	innere Störungen, Schubvektorfehler der Bahnkorrekturtriebw.	destabilisierend, Rotation um Gierachse	Schubvektorkontrolle oder Stellmoment um Gierachse	3 - 6 m/s konfigurationsabhängig
Lagekorrektur	Strahlungsdruck der Sonne	Rotation um alle 3 Satellitenachsen	stabilisierende Stellmomente um alle 3 Achsen	bis zu 2 m/s konfigurationsabhängig
	Gravitationsgradient	Rotation um Roll- und Nickachse	Stellmomente um Roll- und Nickachse	bis zu 1 m/s konfigurationsabhängig

Frage 10.5: Was sind Nord-Süd-Störungen auf GEO und wie kommen sie zustande?

Durch die Gravitationseinflüsse von Sonne und Mond wirken auf das S/C zusätzliche Kräfte. Ist das S/C nicht in der jeweiligen Bahnebene mit dem anderen Körper (Sonne, Mond), so entsteht eine Kraftkomponente senkrecht zur Bahnebene in Richtung der Bahnebene von Zentralkörper (Erde) und dem anderen Körper (Sonne, Mond). Dies bewirkt einen Drift in diese Richtung.

Frage 10.6: Was sind Ost-West-Störungen auf GEO und wie kommen sie zustande?

Ungleiche Massenverteilung der Erde. Der Äquator der Erde besitzt eine annähernde Form einer Ellipse deren kleine Halbachse in 105° westlicher bzw. 75° östlicher Länge liegen. Dort liegt ein Minimum an potenzieller Energie vor, weshalb sich alle geostationären Satelliten auf diese Punkte hin zubewegen. (Die Punkte der großen Halbachse erfahren ebenfalls keinen Drift, sind jedoch instabil)

Frage 10.7: Welche Störung hat den größten Einfluss auf die Bahn eines Satelliten in 1000km Höhe?

Der Gravitationsgradient (der Erde).

Frage 10.8: Nennen Sie drei Sensoren zur Erkennung der Lage des Satelliten.

- ▶ Sonnensensoren
- ▶ Sternsensoren
- ▶ Endhorizontsensoren
- ▶ Magnetometer
- ▶ Ionensensoren
- ▶ Inertialsensoren
 - ▷ Beschleunigungsmesser
 - ▷ Wendekreisel
 - ▷ Lagekreisel
 - ▷ Lagereferenz-Plattform
 - ▷ Trägheits-Plattform
- ▶ GNSS
- ▶ (Messung über Bodenstationen)

Sensorart	Funktionsprinzip	Vor- und Nachteile	Typische Daten
Sonnensensoren	Messung der Richtung zur Sonne (meist) im sichtbaren Spektrum	Zuverlässig und genau bei geringem Energieverbrauch, erfordern allerdings freien Blick zur Sonne (Schattenphasen müssen anders überbrückt werden)	Genaugkeit: 0,005° – 3° Masse: 0,5 – 3 kg Energie: 0 – 3 W
Sternsensoren	Messung der Richtung zu einem oder mehreren Fixsternen	Große erzielbare Genauigkeit, erfordert aber ebenfalls freies Blickfeld	Genaugkeit: 0,003° – 0,01° Masse: 2 – 8 kg Energie: 5 – 25 W
Erdhorizontsensoren	Messung des Erdhorizonts (2 Winkel) im Infraroten, daraus Berechnung der Richtung zum Erdmittelpunkt	robust und leicht, relativ ungenau	Genaugkeit: 0,1° – 1° Masse: 2 – 5 kg Energie: 0,5 – 15 W
Magnetsensoren	Messung der Richtung und stärke des Magnetfeldes	robust und leicht, ungenau	Genaugkeit: 0,5° – 3° Masse: 0,6 – 1 kg Energie: ca. < 1 W
Messkreisel	Nutzung „Beharrungsvermögen“ rotierender Körper in einem Inertialsystem (oft in Kombination mit Beschleunigungsmessern als inertiale Messsysteme)	Systeme können sehr genau sein, haben aber hohe Kosten-, Massen- und Energiebedarf. Außerdem treten Driftphänomene auf; Korrektur der Information mit anderen Sensoren erforderlich.	Genaugkeit: ca. 0,001 Masse: 3 – 25 kg Energie: 10 – 200 W

Frage 10.9: Warum werden auch *ungenaue* Sonnensensoren benutzt?

Geringer Energieverbrauch und auch nützlich um eine erste grobe Position zu finden. Gerade, wenn der Satellit taumelt, sind andere Sensoren evtl. nur eingeschränkt funktionsfähig.

Frage 10.10: Wie werden Schattenphasen überbrückt wenn nur Sonnensensoren vorhanden sind?

Extrapolation oder/und Drallstabilisierung

Frage 10.11: Reichen Sternsensoren alleine zur Lagebestimmung? Begründen Sie Ihre Antwort!

Ja, allerdings können die Sensoren bei hohen Taumelbewegungen bzw. Drehraten nicht verwendet werden.

Frage 10.12: Reichen FOGs alleine zur Bestimmung der Lage? Begründen Sie Ihre Antwort!

Ein Fiber-optic Gyroscope (FOG) sind Gyroskope, bei denen ein Laser durch eine Spule aus Glasfaser geführt wird. Der Laserstrahl wird aufgespalten, und von beiden Richtungen in die Spule geleitet. Durch die Phasendifferenz der beiden Signale nach dem Durchlaufen der Spule kann eine Drehung um die Spulenachse detektiert werden. Dies ist ähnlich wie bei einem Laserkreisel, bei dem nur eine Umdrehung des Laserstrahls und eine stehende

Welle genutzt wird.

Frage 10.13: Was ist eine säkulare Störung?

Eine Störung, die immer in die selbe Richtung zeigt. (mathematisch monoton)

Frage 10.14: Variation der Bahnelemente



$$\begin{aligned}\frac{da}{dt} &= \frac{2e \sin(\theta)}{n\sqrt{1-e^2}} \frac{F_R}{m} + \frac{2a\sqrt{1-e^2}}{nr} \frac{F_S}{m} \\ \frac{di}{dt} &= \frac{r \cos(\omega + \theta)}{na^2\sqrt{1-e^2}} \frac{F_W}{m} \\ \frac{de}{dt} &= \frac{\sqrt{1-e^2} \sin(\theta)}{na} \frac{F_R}{m} + \frac{\sqrt{1-e^2}}{na^2e} \left(\frac{a^2(1-e^2)}{r} - r \right) \frac{F_S}{m} \\ \frac{d\omega}{dt} &= \frac{\sqrt{1-e^2}}{nae} \left(-\cos(\theta) \frac{F_R}{m} + \frac{2+e \cos(\theta)}{1+e \cos(\theta)} \sin(\theta) \frac{F_S}{m} \right) - \frac{r \cot(i) \sin(\omega + \theta)}{h} \frac{F_W}{m} \\ \frac{d\theta}{dt} &= \frac{\sqrt{\mu p}}{r^2} + \frac{p}{e\sqrt{\mu p}} \left(\cos(\theta) \frac{F_R}{m} - \frac{2+e \cos(\theta)}{1+e \cos(\theta)} \sin(\theta) \frac{F_S}{m} \right) \\ n &= \frac{2\pi}{P} = \sqrt{\frac{\mu}{a^3}} \\ p &= a(1-e^2) \\ h &= |\underline{h}| = |\underline{r} \times \underline{v}| \\ F_{\text{Stör}} &= \begin{pmatrix} F_R \\ F_S \\ F_W \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} F_{\text{Radial}} \\ F_{\text{In Bahnebenen senkrecht auf zu radial}} \\ F_{\text{Senkrecht zur Bahnebene}} \end{pmatrix}\end{aligned}$$

Frage 10.15: In welche Richtung muss man Schub geben um die Form bzw. Lage der Satellitenbahn zu ändern?

In Richtung von Δv , wobei gilt $\Delta v = v_2 - v_1$ mit v_1 der Geschwindigkeit vor dem Manöver und v_2 der gewünschten Geschwindigkeit nach dem Manöver.

Frage 10.16: Wie unterscheiden sich aktive und passive Stabilisierung?

aktive Stabilisierung Das S/C wird durch bordseitige Maßnahmen stabilisiert (Stellmomente)

passive Stabilisierung Die äußere Umwelt wird genutzt.

Frage 10.17: Welche beiden Arten der aktiven Lageregelung gibt es? Und welche Vor und Nachteile haben sie?

Draillstabilisierung

- + Einfach
- + Eigenstabil
- + Geringer Treibstoffverbrauch
- Geometrieanforderungen für die Massenverteilung
- Entkopplung der Drehbewegung für Instrumente und Solarzellen
- Geringe Genauigkeit

Dreiachsenstabilisierung

- + Hohe Lagegenauigkeit
- + Jede Achse einzeln orientierbar
- + Große Auslegerstrukturen möglich (Solarpanele)
- störanfällig
- komplex
- Treibstoffverbrauch im Grenzzyklusbetrieb (daher meist in Kombination mit Draillrädern)

Frage 10.18: Nennen Sie drei Aktuatoren zur Steuerung der Lage eines Satelliten.

- ▶ Drehimpulserzeuger
 - ▷ Reaktionsdüsen
 - ▷ Stellmagnete (Permanentmagnete und Stromspulen)
- ▶ Drehimpulsspeicher
 - ▷ Draillräder (mit körperfester Drehachse)
 - ▷ Stellkreisel (mit kardanischer Aufhängung)

Frage 10.19: Kann man die Lage eines Satelliten alleine mit Magnetorquern steuern? Begründen Sie ihre Antwort!

Ja, mit jeder Spule kann eine Richtung gesteuert werden. So reichen drei Spulen aus, um eine vollständige Lageregelung durchzuführen. Analog zur dreiachsenstabilisierten können evtl. unsymmetrische Störungen genutzt werden um eine unterbestimmte Regelung zuzulassen. So kann z. B. die Anzahl an Spulen reduziert werden, wenn die Ausrichtung nur über mehrere Erdumrundungen erfolgen soll und so immer das lokale Magnetfeld genutzt wird, wodurch eine Spule verschiedene Momente hervorrufen kann.

Frage 10.20: Warum regelt man die Lage eines Satelliten nicht nur mit Reaktionsdüsen?

Hier ist ein hoher Treibstoffbedarf notwendig. Insbesondere um kurzzeitige Störungen mit wechselnden Vorzeichen auszugleichen bieten sich Drehimpulsspeicher an, die diese ohne Treibstoffbedarf ausgleichen können.

Frage 10.21: Wie viele Steuerdüsen braucht man mindestens, um einen Satelliten in allen drei Achsen steuern zu können?

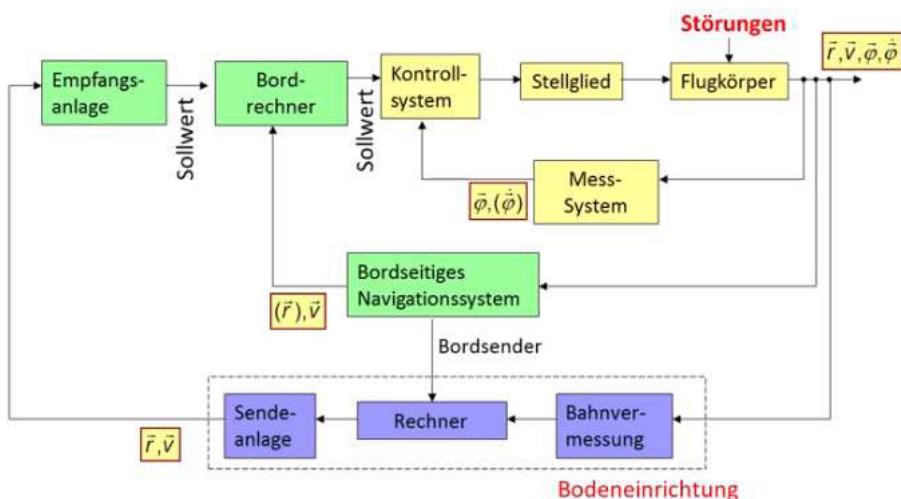
Eine drehbar gelagerte oder vier feste Düsen.

Frage 10.22: Wie ist das Redundanzkonzept bei Reaktionsschwungrädern?

Es werden vier in Tetraeder-Anordnung genutzt, sodass ein Ausfall verkraftet werden kann.

Frage 10.23: Ist es relevant an welcher Stelle im Satelliten die Reaktionsräder positioniert werden?

Nein, da das generierte Moment keinen Angriffspunkt hat. (Allerdings muss die Struktur des Satelliten dieses an der jeweiligen Stelle aufnehmen können und sich der Trägheitstensor durch die Rotation im Betrieb verändert.)

Frage 10.24: Grundlegende Vorgehensweise zur Lage- und Bahnregelung

Frage 10.25: Verschiedene benötigte Sensoren

- ▶ Bodengebunden: Messungen von Entfernungen, Geschwindigkeiten (Richtung)
- ▶ Satellit: Optische Sensoren (Stern-, Sonnen-, Erdhorizontsensoren), Messkreisel, Magnetsensoren, Beschleunigungsmesser, GNSS

Frage 10.26: Kennen der beschreibenden Gleichungen

- ▶ Bahnstörungen: Numerische Lösung (Formulierung nach Cowell bzw. Encke, Variation der Bahnelemente)
- ▶ Lagestörungen: Drallerhaltung (Eulersche Drallgleichungen)

Frage 10.27: Kennen der Stabilisierungsstrategien und verschiedenen Stellgliedern

- ▶ Bahnstörungen: Schub
- ▶ Lagestörungen: Drehmomente
 - ▷ Drall- oder Dreiachsenstabilisierung
 - ▷ Grundsätzlich 3 Regelphasen: Nutation- bzw. Winkelgeschwindigkeitsabbau, Zielausrichtung bzw. Akquisitionsmanöver, Stabilisierung im Ziel bzw. Grenzyklusphase
 - ▷ Jede Phase hat Impulsbedarf (Drehmomente)
 - ▷ Drehmomente (v.a. zyklische) können durch verschiedene interne Drehimpulsspeicher aufgebracht werden
 - ▷ Falls akkumulierter Drall zu hoch: Entsättigung mit Drehimpulserzeuger (Triebwerke, ggf. Magnetspulen)
 - ▷ Regelungstechnische Aspekte von Bedeutung für stabiles Verhalten, z. B. aufgrund Verzögerungszeiten der Stellglieder, Körperforschung, Sensoren, etc.

11 Reentry

Frage 11.1: Welche Strömungszustände treten beim Wiedereintritt auf?

- ▶ Kontinuierliche Strömung
- ▶ Viskose Strömung
- ▶ Niedrige Dichte und Freie Molekularströmung
- ▶ Nichtviskose Strömung
- ▶ Inkompressibler Fluss
- ▶ Kompressibler Fluss
- ▶ Subsonische Strömung
- ▶ Transsonische Strömung
- ▶ Supersonische Strömung
- ▶ Hypersonische Strömung

Frage 11.2: Wann wird ein Wiedereintritt in eine Atmosphäre benötigt bzw. durchgeführt?

- ▶ Rückkehr für bemannte Missionen
- ▶ Rückkehr von Nutzlasten
 - ▷ Rückkehr interplanetarer Sonden
 - ▷ Experimente von der ISS
 - ▷ Beseitigung stillgelegter Strukturen und Abfälle
- ▶ Untersuchung von/Landung auf anderen Planeten und Monden
- ▶ Aerodynamisch unterstützte Bahnübergänge und Bremsmanöver
- ▶ Recycling von Raketenstufen und Raumfahrzeugen

Frage 11.3: Wie lange sind typische Wiedereintrittstrajektorien?

- ▶ Orbitaler (Wieder-)Einreiseflug (ca. 30 min)
- ▶ Hyperbolischer (Wieder-)Eintritt (ca. 70 min nach De-orbit-Manöver)
- ▶ Luftunterstützte Orbittransfermanöver (Aero assisted orbit transfer maneuvers)

(AOTV))

- ▶ Aufstieg mit wiederverwendbaren Stufen/Hyperschallflug

Frage 11.4: Wie wird ein Wiedereintrittsmanöver vom LEO initiiert?

Abbremsmanöver, um die Periapsis abzusenken, sodass die Atmosphäre durchflogen wird, mit welcher noch weiter abgebremst werden kann.

Frage 11.5: An welcher Höhe nimmt man für den Wiedereintritt die Grenze der wirkenden Atmosphäre an?

120 km

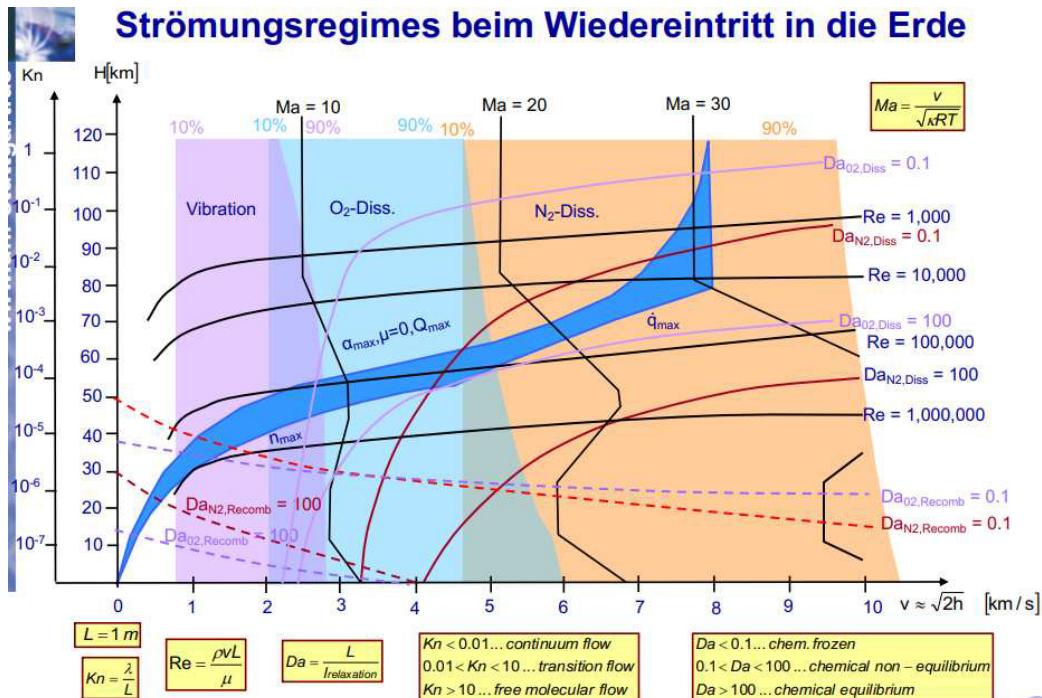
Frage 11.6: Welche 2 Anfangsbedingungen beeinflussen maßgeblich die Belastung beim Wiedereintritt?

- ▶ Eintrittsgeschwindigkeit v_2
- ▶ Eintrittswinkel γ_2

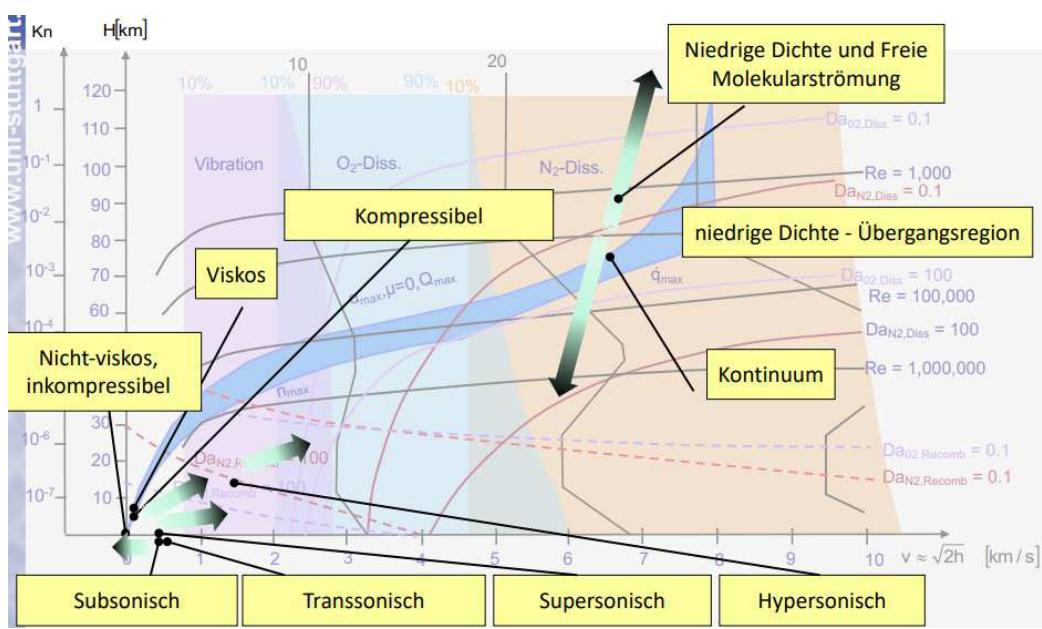
Für einen ballistischen Flug gilt:

$$-\dot{v}|_{\dot{v}_{max}} = -\frac{v_E^2 \sin \gamma_E}{2H_e}$$

Frage 11.7: Strömungsregimes beim Wiedereintritt in die Erde



Frage 11.8: Einer Wiedereintrittsflugbahn unterschiedlichen Strömungsregimes zuordnen können

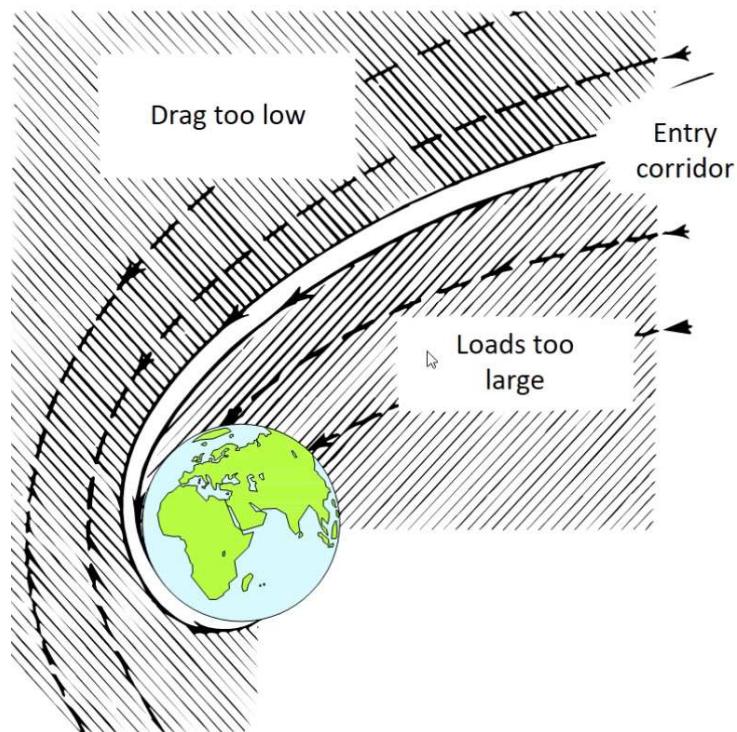


Frage 11.9: Welche physikalischen (strömungsmechanischen, thermodynamischen) Phänomene treten beim Wiedereintritt auf?

- ▶ Verdichtungsstöße
- ▶ Anregung von Vibration (Rotation, Schwingung und elektronische Anregung von Atomen/Molekülen)
- ▶ Dissoziation von Molekülen (Sauerstoff und Stickstoff)
- ▶ Austauschreaktion und Rekombination
- ▶ Ionisierung von Gasen
- ▶ Thermodynamisches Gleichgewicht und Nichtgleichgewicht

Frage 11.10: Welche Größen engen den Wiedereintrittskorridor ein?

Das Lastvielfache und die thermische Belastung des Raumfahrzeugs (bzw. auch dessen Crew) begrenzen die maximale tolerierte Verzögerung. Gleichzeitig darf der Eintrittswinkel auch nicht zu flach sein, bzw. der Auftrieb nicht zu hoch sein, da sonst das Raumfahrzeug in der Atmosphäre nicht stark genug abgebremst wird und den Himmelskörper wieder verlässt.



Frage 11.11: Wie ist der ballistische Koeffizient definiert?

$$\beta = \frac{m}{c_d S}$$

mit: m = Masse S = Querschnittsfläche c_d = Widerstandsbeiwert**Frage 11.12: Ist die maximal auftretende Verzögerung beim Wiedereintritt einer ballistischen Kapsel vom ballistischen Koeffizienten abhängig?**

Kapseln mit geringem ballistischen Koeffizient werden bereits früh (hoch) in der (dünnen) Atmosphäre abgebremst und erfahren so trotz des höheren Widerstandsbeiwerts und Querschnittsfläche eine geringe Verzögerung. Analog werden Kapseln mit hohem ballistischem Koeffizient erst später abgebremst. Diese Effekte sorgen dafür, dass die maximale Verzögerung weitgehend unabhängig vom ballistischen Koeffizienten ist und bei einer Kugel bei etwa 100g liegt.

Frage 11.13: Warum sinkt die maximal auftretende Verzögerung mit steigendem Auftrieb zu Widerstandsverhältnis?

Dies verringert die Sinkgeschwindigkeit und erhöht damit die Zeit in der Atmosphäre, welche zum Abbremsen genutzt werden kann. Der Eintritt in dichtere Atmosphärenschichten erfolgt so mit einer geringeren Geschwindigkeit und führt somit zu einer geringeren Abbremsung.

Frage 11.14: Warum sollte ein Wiedereintrittskörper stumpf gebaut sein?

Die auftretende Stoßtemperatur beim Wiedereintritt ist sehr hoch. Bei einem spitzen Körper ist der Stoß nahe der Spitze, sodass sich das Material zu sehr erwärmt. Um dies zu vermeiden, werden stumpfe Körper verwendet, da der Stoßabstand dort deutlich größer ist.

Frage 11.15: Welche Hauptphänomene treten bei einer Hyperschallströmung auf?

Eine Hochtemperaturströmung hinter einer Schockwelle und daraus resultierende Dissoziation und Ionisierung. Ebenfalls treten Rekombinationen und viskose Wechselwirkungen auf.

Frage 11.16: Ab welcher Machzahl spricht man von einer Hyperschallströmung und warum?

Ab $Ma = 5$, da ab dort die charakteristischen Phänomene auftreten und ab dort die Rankine-Hugoniot-Gleichungen mit einem Fehler von kleiner 10 % approximiert werden können.

Frage 11.17: Warum sollten Wiedereintrittsmaterialien nicht katalytisch sein?

So wird die Rekombinationsenergie nicht direkt an der Oberfläche des Raumflugkörpers freigesetzt.



Frage 11.18: Was ist eine Vibrations- was eine Rotationstemperatur?

Vibrationsenergie (Molekülschwingungen), Rotationsenergie (Molekülrotation) und Molekültranslation bilden die Freiheitsgerade eines Moleküls.

Vibrationstemperatur Die Vibrationstemperatur ergibt sich aus der Energie, die aufgrund von Molekülschwingungen vorhanden ist. So können Atome eines Moleküls zueinander schwingen, indem sie entlang ihrer Bindungsachsen kontraktieren oder relaxieren, oder die Atome senkrecht dazu schwingen, sodass die Bindungsachsen schwingen.

$$T_V = \frac{\theta_V}{\ln \left(1 + \frac{1}{\frac{E_V}{k_B \theta_V} - \gamma_0} \right)}$$

Rotationstemperatur Die Rotationstemperatur ergibt sich durch den Mittelwert der Rotationsenergie die durch die rotierende Bewegung von Molekülen um ihren Schwerpunkt ausgelöst wird.

$$T_R = \frac{\bar{E}_R}{k_b}$$

Translationstemperatur Der Temperaturanteil, der durch den Mittelwert der Teilchengeschwindigkeit und dem Mittelwert des Geschwindigkeitsquadrates gebildet wird.

$$T_T = \frac{m}{3k_B} (\bar{v}^2 - \bar{\bar{v}}^2)$$

Mit der Boltzmannkonstante k_B und der charakteristischen Vibrationstemperatur θ_V .

Frage 11.19: Was besagt die Boltzmann-Gleichung?

Die Boltzmann-Gleichung ist die allgemeinste Bestimmungsgleichung für die Geschwindigkeitsverteilungsfunktion f für gasdynamische Strömungsvorgänge. Sie gilt vom Bereich

des Kontinuums mit Knudsen Zahlen $Kn \ll 1$ bis zur freien Molekularströmung $Kn \gg 1$. Es wird jedoch vorausgesetzt, dass die Reichweite intermolekularer Kräfte klein ist im Vergleich zu dem molekularen Abstand und dieser klein ist zu der mittlere freie Weglänge. (Die Moleküle fliegen geradlinig und ändern nur bei Kollisionen (nur zwischen zwei Teilchen) impulsartig ihre Richtung und Geschwindigkeit) Die Geschwindigkeitsverteilungsfunktion multipliziert mit einem infinitesimalen Phasenvolumen (Multiplikation des infinitesimalen Volumens aus dem Ortsraum mit dem infinitesimalen Volumen aus dem Geschwindigkeitsvolumen) gibt die Anzahl der Teile, die sich in dem Volumen aufhalten. (Dies ist analog zur einer Wahrscheinlichkeitsdichtefunktion.)

Frage 11.20: Ist bei einer Temperatur von 2000 K ein zufällig ausgewähltes Wasserstoff- oder ein Sauerstoffmolekül schneller?

Im Durchschnitt ist das Wasserstoffmolekül schneller, da es eine geringere Masse besitzt.

Frage 11.21: Welche 2 prinzipiellen Hitzeschutzsysteme werden unterschieden?

Ablativ und Strahlungsgekühlt

Frage 11.22: Den interdisziplinären Charakter/relevante Disziplinen des Wiedereintritts kennen

- ▶ Flugstabilität
- ▶ Orbital- und Flugmechanik
- ▶ Missionsplanung
- ▶ Flugsteuerung (Führung, Navigation, Lageregelung)
- ▶ strukturelle Integrität
- ▶ Aerodynamik
- ▶ Aerothermodynamik
- ▶ hitzebeständige Materialien *Thermal Protection System*
- ▶ ...

Frage 11.23: Die Schritte zur Einleitung einer Wiedereintrittsflugbahn kennen sowie die beiden wichtigsten lastdeterminierenden Parameter kennen

De-Orbit-Manöver, Einschwenken in eine die Erdatmosphäre querende Umlaufbahn, Eintrittsgeschwindigkeit und Eintrittswinkel determinieren die auftretenden Belastungen

 **Frage 11.24: Belastungen und wichtige Phänomene kennen, die in kompressiblen, viskosen und chemisch reaktiven Strömungen auftreten**

Starke Verzögerung, hohe Wärmeströme und integrale Wärmebelastung, dünne Stoßschicht, Entropieschicht, viskose Wechselwirkung, Hochtemperaturströmung (hohe Fluidtemperatur bewirkt thermische und chemische Nichtgleichgewichtsströmungseffekte wie Dissoziation und Ionisierung von Molekülen), konvektive und Strahlungserwärmung.

 **Frage 11.25: Skizzieren der Hauptannahmen für die Berechnung verdünnter Gasströme**

Mikroskopische Beschreibung, maßgebliche Gleichung: Die Boltzmann-Gleichung beschreibt Änderungen der Geschwindigkeitsverteilungsfunktion (Wahrscheinlichkeit), makroskopische Werte (Temperatur, Dichte usw.) sind Durchschnittswerte dieser Funktion. Wenn eine Maxwell-Geschwindigkeitsverteilungsfunktion existiert, können Euler-Gleichungen abgeleitet werden, eine kleine Abweichung führt zu Navier-Stokes-Gleichungen.

 **Frage 11.26: Die zwei grundlegenden Funktionsprinzipien für Hitzeschildmaterialien kennen**

Strahlungsgekühlte und ablationsgekühlte Materialien

12 Thermal Control Systems

Frage 12.1: Nennen Sie mindestens acht Anforderungen an ein Thermalkontrollsystem eines Satelliten oder eines RFZ!

- ▶ 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

Frage 12.2: 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.

Frage 12.3: 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.

Frage 12.4: 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.

Frage 12.5: Nennen Sie mind. fünf umgebungsindizierte Wärmequellen eines Raumfahrzeugs im LEO und nennen Sie, falls sinnvoll, den mittleren Zahlenwert!

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

- ▶ Sonneneinstrahlung ($M_{\text{Sun}} = 1371 \text{ W m}^{-2}$)
- ▶ Albedo der Erde ($M_{\text{Albedo}} = \rho_{\text{Albedo}} M_{\text{Sun}}$, mit durchschnittlich $\rho_{\text{Albedo}} \approx 0,3$)
- ▶ Infrarotstrahlung der Erde ($M_{\text{E}} = 237 \text{ W m}^{-2}$)
- ▶ Aerodynamische Aufheizung durch Restatmosphäre
- ▶ Interaktion mit geladenen Teilchen (Bremsstrahlung)
- ▶ Kosmische Hintergrundstrahlung ($T = 2,7 \text{ K} \Rightarrow q \approx 3 \mu\text{W m}^{-2}$)
- ▶ Interaktion mit dem Erdmagnetfeld (Aufheizung durch induzierte Wirbelströme)

Frage 12.6: Wodurch wird der sogenannte β Winkel der solaren Strahlung auf ein RFZ beeinflusst?

β ist der Winkel zwischen der Orbitalebene 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 kontinuierlich.

Frage 12.7: Wie verhält sich die Deklination des Sonnenvektors in Abhängigkeit der Jahreszeit?

Im Sommer ist die Deklination maximal $\delta_S = 23,4^\circ$, im Winter minimal $\delta_S = -23,4^\circ$.

Frage 12.8: Wodurch wird die Erd-Albedo auf ein RFZ 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).

Frage 12.9: Warum variiert die Erd-Albedo in Abhängigkeit der Orbitinklination des RFZ?

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

Frage 12.10: Warum sollte die Temperatur der Elektronik eines RFZ 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.

Frage 12.11: Beschreiben Sie in Worten die Wärmebilanz eines Raumfahrzeugs!

$$\dot{Q}_{in} - \dot{Q}_{out} + \dot{Q}_{gen} = mc \frac{\partial T(t)}{\partial t}$$

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).

Frage 12.12: Wie ist die Gleichgewichtstemperatur eines Körpers ohne Quellwärme im Orbit definiert?

$$\underbrace{\alpha A_{\text{Sun}} M_{\text{Sun}}}_{\text{Solarstrahlung}} + \underbrace{\alpha A_{\text{Albedo}} M_{\text{Albedo}}}_{\text{Erd-Albedo}} + \underbrace{\epsilon A_{\text{Erde}} M_{\text{Erde}}}_{\text{Strahlung der Erde}} + \underbrace{\dot{Q}_{\text{gen}}}_{\text{interne Wärmequellen}} - \underbrace{\epsilon \sigma A_{\epsilon} T_E^4}_{\text{Strahlung des RFZ}} = 0$$

Frage 12.13: Wie verhält sich die Temperatur eines Körpers mit steigendem $\frac{\alpha}{\epsilon}$ -Verhältnis?

Stark vereinfacht ergibt sich folgende Gleichung:

$$T = \left(\frac{\alpha}{\epsilon} \frac{A_{\alpha}}{A_{\epsilon}} \frac{M_{\text{Sun}}}{\sigma} \right)^{\frac{1}{4}}$$

Die Temperatur steigt mit $T \sim \left(\frac{\alpha}{\epsilon}\right)^{\frac{1}{4}}$.

Frage 12.14: Welche Temperatur weist ein kugelförmiger Satellit ($R = 200$ mm) im niedrigen Erdorbit schätzungsweise auf, wenn er permanent 20 W generiert ($\alpha = \epsilon = 0.9$) ?

320K?

Frage 12.15: Wovon ist die Strahlungsemision ϵ einer Oberfläche grundsätzlich abhängig?

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

Frage 12.16: Erklären Sie die Funktion eines Wärmerohres (Heat Pipe)?

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

Frage 12.17: Nennen Sie mindestens vier aktive Thermalkontrollsysteme!

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

Frage 12.18: 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

Frage 12.19: 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)

Frage 12.20: 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.

Frage 12.21: Nennen Sie Vorteile passiver Thermalkontrollsysteme!

- ▶ Keine beweglichen Teile
- ▶ Kein Energiebedarf
- ▶ Geringere Masse
- ▶ Hohe Zuverlässigkeit

Frage 12.22: Warum sollten passive Systeme zur Thermalkontrolle gegenüber aktiven Systemen bevorzugt werden?

Geringere Komplexität

Frage 12.23: 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.)
 - ▷ Radiatoren
 - ▷ Thermische Kapazitäten (Wärmesenken, Kühlplatten usw.)
 - ▷ Wärmeleitpfade (Metallkabel, Füllstoffe)
 - ▷ Thermische Schilde
- Halbpassiv
 - ▷ Wärmerohre
 - ▷ Kapillarpumpkreisläufe
 - ▷ Lamellenradiatoren
 - ▷ Latentwärmespeicher (passive Wärmeschalter)
- Aktiv
 - ▷ Heizungen gesteuert von Thermostaten
 - ▷ Fluidpumpkreisläufe
 - ▷ Latentwärmespeicherpumpgeräte
 - ▷ Aktive Wärmeschalter

Frage 12.24: Wie groß ist die Energieeinstrahlungsleistung der Sonne pro Quadratmeter in Erdnähe? Wie viel Prozent davon kann typischerweise photovoltaisch genutzt werden?

Im Orbit gilt $S_0 = 1367 \text{ W m}^{-2}$. Der Wirkungsgrad von Solararrays liegt bei etwa 10 % bis 20 %.

Frage 12.25: Wie ist die Solarkonstante definiert und welchen Zahlenwert hat sie?

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

Frage 12.26: 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.

$$S_0 = 1367 \text{ W m}^{-2}, S_{\text{Merkur}} = S_0 \left(\frac{r_{\text{Erde}}}{r_{\text{Merkur}}} \right)^2 = 8,544 \text{ kW m}^{-2}$$

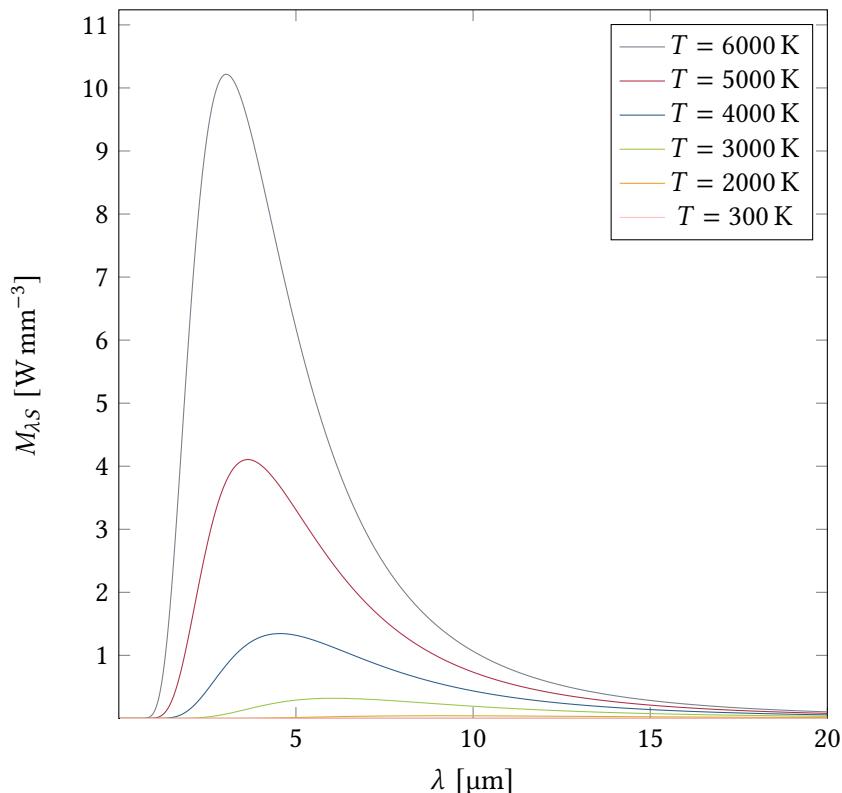
Frage 12.27: Der Saturn ist ca. 10 mal weiter von der Sonne entfernt als die Erde. Wie groß ist die Energieeinstrahlleistung pro Quadratmeter auf dem Saturn im Verhältnis zum entsprechenden Wert auf der Erde?

$$S_{\text{Merkur}} = S_0 \left(\frac{r_{\text{Erde}}}{r_{\text{Saturn}}} \right)^2 = 13,67 \text{ W m}^{-2}$$

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

$$M_S = \int_0^{\infty} M_{\lambda S} d\lambda = \frac{2\pi^5 k^4}{15h^3 c^2} T^4 = \sigma T^4$$

Frage 12.29: Skizzieren Sie qualitativ die Planckschen Strahlungskurven für die Temperaturen $T_1 = 300\text{ K}$ und $T_2 = 6000\text{ K}$ zusammen in einem Diagramm (Achsenbeschriftung)! Geben Sie die Wellenlänge des jeweiligen Strahlungsmaximums an!



Die Wellenlängen der maximalen Strahlungsintensitäten ergeben sich mit $\lambda_{max} = \frac{2898 \mu\text{m K}}{T}$. Somit gilt $\lambda_{max} = 483\text{ nm}$ für $T = 6000\text{ K}$ und $\lambda_{max} = 9,66\text{ }\mu\text{m}$ für $T = 300\text{ K}$.

Frage 12.30: 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!



Frage 12.31: Mittelwerte für umweltbedingte Wärmequellen in niedriger Erdumlaufbahn

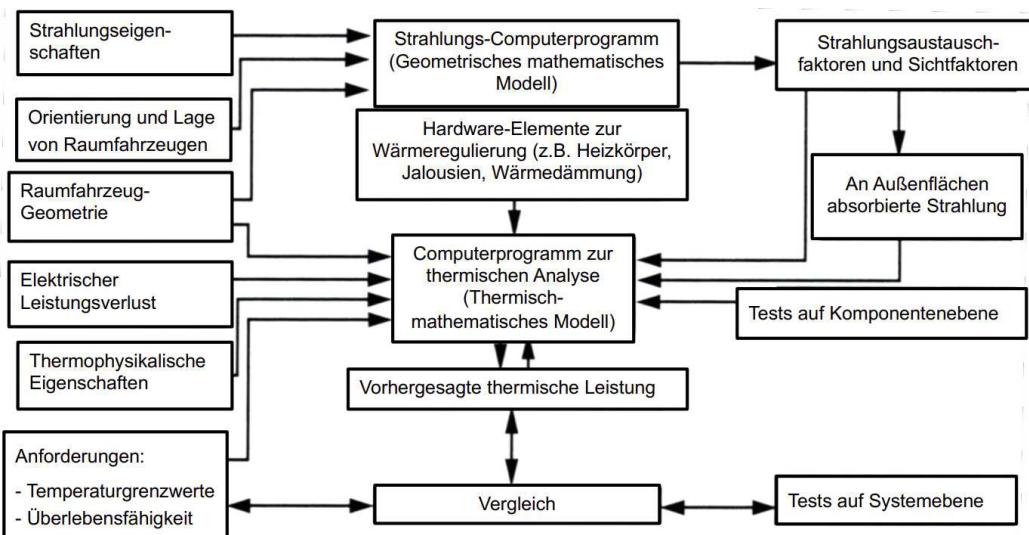
Direkte Sonneneinstrahlung $M_{\text{Sun}} \approx 1371\text{ W m}^{-2}$, Albedo $\approx 0,3M_{\text{Sun}}$, Infrarotstrahlung der Erde $\approx 237\text{ W m}^{-2}$.



Frage 12.32: 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

Frage 12.33: Beschreibung des thermischen Analyseansatzes für Raumfahrzeuge



Frage 12.34: Beschreibung des thermischen Analyseansatzes für RFZ.

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

13 Weltraumqualifikation

Frage 13.1: Was steht hinter der Abkürzung ECSS?

European Cooperation for Space Standardization

Frage 13.2: Nennen Sie 5 in der Raumfahrt übliche Standards!

ECSS European Cooperation for Space Standardization (ESA)

PSS Procedures, Standards, Specification (ESA, Vorgänger von ECSS)

STL Shuttle Standards (NASA)

SPP Space Station Programm

MIL Military Standards (US DoD)

Frage 13.3: Welche typische übergeordnete Requirements gibt es in der Raumfahrt?

- ▶ Functional (Mission, System Modes/States/Function, ...)
- ▶ Configurational (Major Components, Parts, Interchangeability, ...)
- ▶ Interfaces (Launcher, GPS, Crew, Internal and External, ...)
- ▶ Physical (Size, Mass, CoG, ...)
- ▶ Environmental (Acceleration, Altitude, Contamination, Shock, Plasma, ...)
- ▶ Quality Factors (Radiation, System Safety, Reliability, Integrity, Efficiency, ...)
- ▶ Operation (Autonomy, Control, Failure, ...)
- ▶ Support (Support Facilities, Maintenance, Supply, ...)
- ▶ Verification (Inspection, Review of Design, of System/Subsystem/Module/Equipment, ...)

Frage 13.4: Was ist ein Non-Conformance-Report?

Bei Nichteinhaltung eines Testplanes oder im Falle nichtvorhersehbarer Ereignisse während Analysen und Tests oder bei Nichteinhaltung von z. B. Lagerungsvorschriften usw. muss ein Non Conformance Report geschrieben und die Auswirkungen vom z. B. Safety Panel beurteilt werden.

Frage 13.5: Was ist der Unterschied zwischen einem *Request for Waiver* und einem *Request for Deviation*?

Ein Request for Waiver ist zu stellen, wenn eine Anforderung unter keinen Umständen eingehalten werden kann (signifikante Abweichung). Gibt es stattdessen nur kleine Abweichungen oder Überschreitungen der Anforderungen, so ist ein Request for Deviation zu stellen (geringfügige Abweichung).

Frage 13.6: Was versteht man unter einer *FMECA*?

Failure Mode Effects and Criticality Analysis (FMECA) ist eine Analyse von Fehlerarten, Fehlerursachen, deren Auswirkungen und der damit verbundenen Gefährdung von Mensch, Umwelt, Einrichtung und Mission. Nach der Analyse wird das Produkt in einem iterativen Prozess jeweils wieder angepasst, bis die maximale Zuverlässigkeit und Sicherheit bei reduziertem Kostenaufwand unter Einhaltung der gewünschten Missionsrichtlinien und Funktion des Produktes erreicht wird. Die Analyse wird auf verschiedenen Systemebenen durchgeführt.

Schritte:

- ▶ Definition des Objektes
- ▶ Funktionsprüfung
- ▶ Fehlerart feststellen
- ▶ Fehlerursache ermitteln
- ▶ Fehler in Missionsphase einordnen
- ▶ Fehlerauswirkung feststellen
- ▶ Fehlerermittlung (akustisch, visuell, etc.)
- ▶ Vorschläge für Fehlerausgleich
- ▶ Schweregrad
- ▶ Fehlerwahrscheinlichkeit
- ▶ Fehlererkennung
- ▶ Kritikalität
- ▶ Korrektive Maßnahme festlegen

Frage 13.7: Was ist eine *Hazard Analysis*?

Vorgänge mit potenziell katastrophalem Ausgang/gefährliche Zustände (auch die Fehlerausbreitung) müssen identifiziert und beurteilt werden.

Frage 13.8: Was ist ein *Review Item Description RID*?

Ein Kontrollwerkzeug, mit dem neue Informationen (zur Beurteilung der Sicherheit eines Produkts) angefragt werden können. Diese werden dann Projektintern und vom Auftraggeber kontrolliert. Wurde ein RID geschrieben, so kann es nur vom obersten Level (Review Board) kontrolliert und geschlossen werden.

Frage 13.9: Welchen typischen Qualifikationstests muss ein Raumfahrtsystem unterzogen werden?

- ▶ Vibrations- und Schocktest
- ▶ Thermal-Vakuumtest
- ▶ Elektromagnetische Verträglichkeit (EMV)
- ▶ Integrations-, Funktions-, und Systemtest

Frage 13.10: Welche technischen Kriterien spielen in der Raumfahrt bei einer Materialauswahl eine große Rolle?

- ▶ Vakuum (Ausgasung)
- ▶ Zyklische Temperaturbeanspruchung
- ▶ Strahlung
- ▶ Atomarer Sauerstoff
- ▶ Meteoritische Umgebung
- ▶ Elektrochemische Verträglichkeit
- ▶ Korrosion
- ▶ Spannungsrissskorrosion
- ▶ Ausgasung, Entflammbarkeit, Geruch
- ▶ Biokontamination
- ▶ Medienverträglichkeit

Frage 13.11: Was beinhaltet eine DML (Declared Material List)?

- ▶ Sachnummer
- ▶ Materialbezeichnung
- ▶ Materialschlüssel
- ▶ chemische Beschaffenheit und Typ des Produkts
- ▶ Hersteller, Beschaffungsspezifikationen oder Normen

- ▶ Zusammenfassung der Herstellungs-/Verarbeitungsparameter (Oberflächengüte, Mischungsverhältnis, Härtung, etc.)
- ▶ Verwendung und Ortsbestimmung
- ▶ Umgebungscodes, Größencode, Testdaten
- ▶ Zulassungsstatus

Frage 13.12: Erläuterung des Begriffs und der Notwendigkeit von Weltraumqualifikation

- ▶ Weltraumqualifikation: Nachweis der Flugfähigkeit / Einsatzfähigkeit des RFZ unter allen zu erwarteten und evtl. höheren Belastungen
- ▶ Intensives Projektmanagement mit frühzeitiger Planung notwendig
- ▶ Definition der Anforderungen / Requirements und deren Verifikation

Frage 13.13: Benennung der Standards für Space Systems Engineering und Welt- raumqualifikation

- ▶ „Hilfsmittel“: Standards und Normen, z.B. ECSS-, NASA-, MIL-Standards
- ▶ Beinhalten Richtlinien, Hinweise, Anleitungen, etc. für Prozeduren, Organisations- abläufe, Materialauswahl, etc.

Frage 13.14: Benennung der wichtigsten zugehörigen Dokumententbezeichnun- gen und Begriffe

- ▶ Non Conformance Report (NCR)
- ▶ Request for Waiver (RFW)
- ▶ Request for Deviation (RFD)
- ▶ Failure Mode Effects and Criticality Analysis (FMECA)
- ▶ Product assurance plan (PA)
- ▶ Declared Materials, Components, Processes (DML, DCL, DPL)
- ▶ Hazards Report
- ▶ Review Item Description (RID)

Frage 13.15: Benennung der verschiedenen Testphilosophien und -prozeduren

- ▶ Flugmuster (Flight Model FM), Qualifikations- bzw. Engineeringmodell (QM, EM), Qualification Tests, Acceptance Tests, Simulationen, Analogie-Erwägungen.
- ▶ Vibrations-, Thermal-Vakuum-, EMC-, Integrations-, Funktions- und Systemtests,

Feuchtigkeitsaufnahme und –abgabe, Ausgasungsanalyse, Korona- (High Voltage) und Erosionstests (atomarer Sauerstoff, geladene Partikel), Tests auf mech. Verschleiß



Frage 13.16: Benennung der Vorgehensweise für die Auswahl von Materialien und deren Qualifikation

- ▶ Auswahlkriterien: Vakuum, zyklische Temperaturbeanspruchung, Strahlung, atomarer Sauerstoff, Space Debris / Mikrometeoroide, elektrochemische Verträglichkeit, Korrosion, Spannungsrißkorrosion, Ausgasung, Entflammbarkeit, Geruch, Biokontamination, etc.
- ▶ Hilfsmittel: Normen/Standards/Listen geprüfter und qualifizierter Materialien, *Declared Materials List (DML)*

Frage 13.17: Warum werden Raumflugsysteme so sehr getestet?

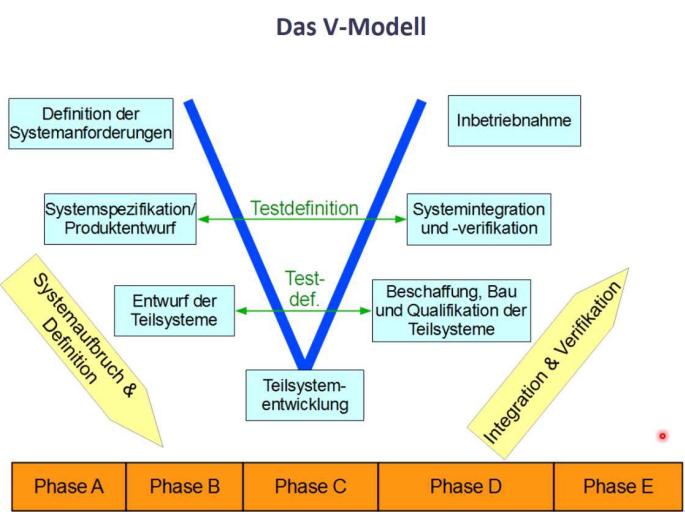
Normalerweise können Raumflugsysteme nach dem Start nicht mehr repariert oder gewartet werden. Da die Systeme sehr teuer sind soll die Funktionsfähigkeit sichergestellt werden, um Fehlschläge zu vermeiden.

Frage 13.18: Wie wird versucht einen sicheren Betrieb eines Satelliten sicherzustellen?

Es werden viele Tests und Analysen durchgeführt, um mögliche Probleme frühzeitig zu erkennen und zu beheben. Kritische Systeme sind redundant ausgeführt und teilweise gibt es Degradierungsmodi.

Frage 13.19: Was ist das V-Modell, wie ist es aufgebaut und in welchen Bezug steht es zu den Projektphasen eines Satelliten?

Ein Modell, das die Entwicklung in verschiedene Phasen gliedert.



Frage 13.20: Wie werden Tests definiert und in welchen Projektphasen?

Tests werden hauptsächlich in Phase B definiert und richten sich nach den definierten Missionszielen und den daraus resultierenden Systemanforderungen bzw. den Anforderungen von anderen Komponenten.

Frage 13.21: Was ist Modellphilosophie und welche werden unterschieden?

Die Modellphilosophie kann in zwei Arten aufgeteilt werden. Es können beide Arten verwendet werden, indem z. B. zwei Subsysteme verschiedene Philosophien verfolgen.

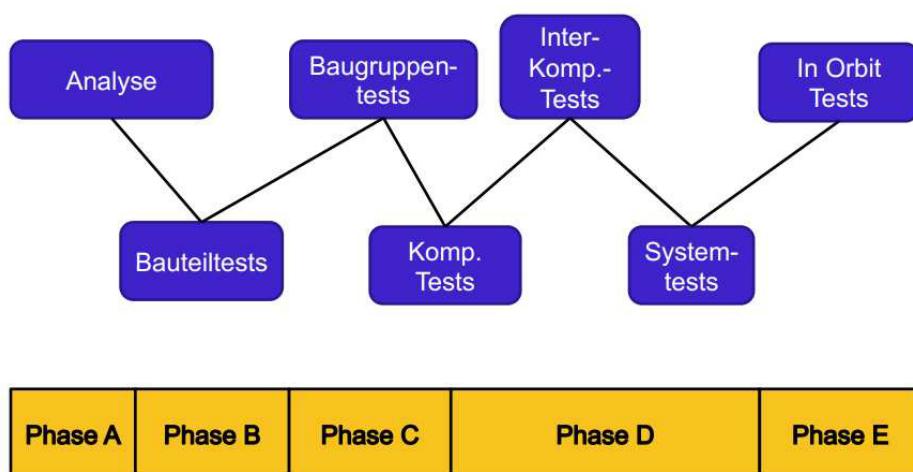
Prototyp-Philosophie Neben dem eigentlichen Flugmodell (FM) werden ein oder mehrere weitgehend identische Qualifikationsmodelle (QM)/Engineering Model (EM) gebaut. Diese werden höheren Belastungen ausgesetzt, als das FM (Qualification Tests), so soll das FM vor unnötiger Ermüdung bewahrt werden. Das technische Risiko wird minimiert, was vor allem bei komplexen Modellen notwendig ist, aber die Kosten steigen.

Protoflug-Philosophie Verwendung eines einzigen Modells für Qualifikation und Akzeptanz. Dies birgt höhere Risiken, weshalb dies bei bereits bekannter und getesterter Hardware durchgeführt werden kann aber senkt die Kosten.

Frage 13.22: Was ist Verifikation und welche Verifikationsmethoden gibt es?

Eine Verifikation kann mittels eines Tests oder einer Inspektion durchgeführt werden, sowie durch Analytische Simulationen oder ein Review.

Frage 13.23: In welche Verifikationsabschnitte kann man die Verifikation einteilen?



Frage 13.24: Welche Tests werden auf Baugruppenebene durchgeführt?

- ▶ Kompatibilitätstests zwischen den einzelnen Onboardcomputerkomponenten
- ▶ Testen von Power- und Datenleitungen
- ▶ Treibersoftware
- ▶ Anbindung an Simulation
- ▶ Kompatibilitätstest mit EM Komponenten
- ▶ Erste Kommunikationstests um CCSDS (Telecommand und Telemetrie)
- ▶ Weiterverwendung als Onboard-Computer-in-the-loop Testbed (hybrid)

Frage 13.25: Welche Tests werden auf Komponentenebene durchgeführt?

- ▶ Funktionstest
- ▶ Shakertest zum Nachweis der mechanischen Eignung
- ▶ Thermaltest zum Nachweis der thermischen Eignung
- ▶ Connector Check
- ▶ Powertests (Inrush Current, Power Consumption)

Frage 13.26: Wie werden Systemtests unterteilt?

- ▶ Funktionale Verifikation
 - ▷ Abbreviated Functional Test (AFT)

- ▷ Integrated Subsystem Test (IST)
- ▷ System Function Test (SFT)
- ▶ Umwelttest
 - ▷ Electromagnetic Compatibility Test (EMC)
 - ▷ Thermal vacuum/thermal balance Test (TBT)
 - ▷ Vibrationstest
 - ▷ Akustiktest
 - ▷ Schocktest
 - ▷ Kommunikationstest
- ▶ Nicht-funktionale Verifikation
 - ▷ Fit Check
 - ▷ Verifikation des Schwerpunktes
 - ▷ Bestimmung der Hauptträgheitsmomente
 - ▷ Bestimmung der Masse

Frage 13.27: Welche funktionalen Systemtests gibt es und was wird in den Tests verifiziert?

- ▶ Integrated Subsystem Test (IST) Direkt nach Integration eines Subsystems wird getestet, ob das Subsystem als auch die Integration zu prüfen.
- ▶ System Function Test (SFT) Spezielle Funktionen des Systems werden gründlich geprüft.
- ▶ Abbreviated Function Test (AFT) Verkürzte aber automatisierte Testprozeduren um wiederholte Intaktheit eines (Sub-)Systems zu testen. (Nach Transport oder Umwelt-test bzw. Integration in die Rakete)
- ▶ Flight Readiness Test (FRT) Abschließender Abnahmetest vor Fertigstellung des Satelliten (Startkonfiguration)
- ▶ Developement Support Tests, welche die laufende Entwicklung unterstützen um z. B. Daten über verwendete Bauteile wie Batterie, Sensoren etc. zu ermitteln.

Frage 13.28: Welche Ziele verfolgt man mit der Durchführung eines EMC Tests?

Electromagnetic Compatibility Test:

- ▶ Nachweis der Nicht-Störung eigener Funktion durch äußere und innere elektromagnetische Felder
- ▶ Nachweis der Nicht-Störung der Trägerrakete bzw. Hauptpassagiers
- ▶ Test auf:

- ▷ Galvanische Kopplung
- ▷ Kapazitive Kopplung (elektrische Felder)
- ▷ Induktive Kopplung (magnetische Felder)
- ▷ Strahlungskopplung (elektromagnetische Strahlung)

Frage 13.29: Welche Ziele verfolgt man mit der Durchführung eines Vibrations-tests?

- ▶ Nachweis der Widerstandsfähigkeit gegen Vibrationsbelastungen beim Start
- ▶ Bestimmung der Eigenfrequenz zur Vermeidung dynamischer Koppelung zwischen Trägerrakete und Satellit (Die Eigenfrequenz des Satelliten muss größer als die seiner Trägerrakete sein)
- ▶ Nachweis des ordnungsgemäßen Zusammenbaus

Frage 13.30: Welche Ziele verfolgt man mit der Durchführung eines TB/TV Tests? Welche wichtigen Tests werden durchgeführt?

Thermal Balance/thermal Vakuum Test:

- ▶ Nachweis, dass das System unter den Gegebenheiten im Weltraum betrieben werden kann (Vakuum, Extremtemperaturen)
- ▶ Simulation der Operationszyklen Schatten- und Sonnenphasen und Betriebes- und Stand-by-Phasen um das Thermalkontrollsysteem zu verifizieren.
- ▶ Verifizierung des Thermalmodells durch Vergleichswerte

Frage 13.31: Was ist die Commissioning Phase und was wird in dieser Phase gemacht?

Durchführung im Orbit

- ▶ Beginn nach Launch und Early Orbit Phase (LEOP) Satellit im Safemode
- ▶ Nach und nach werden Komponenten angeschaltet und funktional getestet
- ▶ Komponentendaten werden auf Validität geprüft
- ▶ Reaction Wheel+Kreisel: funktionale Test und Prüfung der Drehrichtung
- ▶ Nach Feststellung der Grundfunktionalität wird Satellit in höhere Modi geschaltet und betrieben
- ▶ Einschätzung der Satellitenperformance (Verifikation von Analysen)

Frage 13.32: Verstehen des Begriffs und der Notwendigkeit Weltraumqualifikation

- ▶ Weltraumqualifikation: Nachweis der Flugfähigkeit/Einsatzfähigkeit des RFZ unter allen zu erwartenden und evtl. höheren Belastungen
- ▶ Intensives Projektmanagement mit frühzeitiger Planung notwendig
- ▶ Definition der Anforderungen/Requirements und deren Verifikation

Frage 13.33: Was ist der Flying Laptop?

- ▶ Kleinsatellit des IRS (120 kg, Sonnensynchroner Orbit unter 650 km)
- ▶ Wurde vom IRS entwickelt
- ▶ Aufgaben: Technologieerprobung und Wissenschaft

Frage 13.34: Wie werden Testkriterien aufgestellt?

- ▶ Leiten sich aus den Anforderungen aus, die zum Projektbeginn aufgestellt werden
- ▶ Dabei wird zwischen System, Subsystem, Komponente und Bauteil unterschieden
- ▶ Anforderungen gehen von groß nach klein, Tests gehen von klein nach groß

Frage 13.35: Was ist Verifikation und wie wird sie durchgeführt?

- ▶ Nachweis, dass eine Funktion eines Satelliten die Mindestanforderungen erfüllt.
- ▶ Analyse, Review, Testen, Inspektion

Frage 13.36: Welche Verifikationsmaßnahmen werden bei Satelliten durchgeführt?

Analysen, Bauteiltests, Komponententests (mechanisch, thermal, elektrisch, funktional, ...), Interkomponententests, Systemtests, In Orbit Tests

14 Command and Data Handling

Frage 14.1: Cite 4 subsystem control tasks on board a satellite?

- ▶ Nutzlaststeuerung (einschließlich Massenspeichereinheit, Vorverarbeitung wissenschaftlicher Daten an Bord)
- ▶ Lageregelung
- ▶ Bahnregelung
- ▶ Elektrische Leistungsverteilung/-regelung
- ▶ Thermalkontrolle

Frage 14.2: What are the 6 main functions of a Command and Data Handling Subsystem of a satellite?

- ▶ Datenverarbeitungs-/Regelungsalgorithmen
 - ▷ Sammeln von Sensordaten
 - ▷ Sensordaten umwandeln (Analog/Digital-Wandler)
 - ▷ Aktuatordaten berechnen
- ▶ Handhabung von Befehlen - RFZ-Befehlbarkeit
 - ▷ Kommunikation mit der Bodenstation
 - ▷ Befehle empfangen und überprüfen
 - ▷ Zeitplan für Prozessbefehle
- ▶ Weltraum-/Boden-Telemetrie – RFZ-Beobachtbarkeit
 - ▷ Haushaltstelemetrie senden
 - ▷ Nominelle und Ausfallsereignistelemetrie
- ▶ Nutzlaststeuerung
 - ▷ Verwaltung von Nutzlast, MMU usw. zur Sammlung und Speicherung und Vorverarbeitung wissenschaftlicher Daten
- ▶ Health-Monitoring
- ▶ Fehlererkennung, -isolierung und Wiederherstellung (Failure Detection, Isolation and Recovery – FDIR)

Frage 14.3: List 4 spacecraft macroscopic control functions.

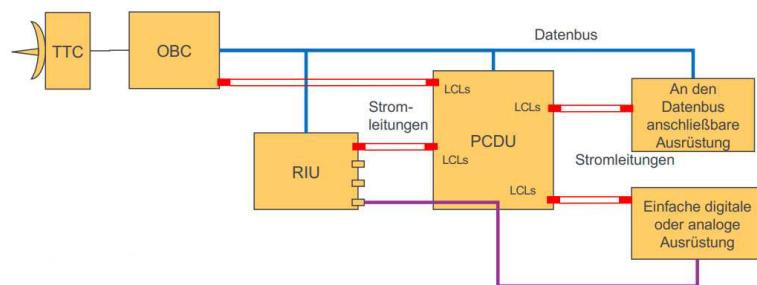
- ▶ Satelliten-Modus cmd/ctrl
- ▶ Subsystem-Modus cmd/ctrl
- ▶ Verwaltung von Redundanzen
- ▶ Steuerung der Bodenkommunikation
- ▶ Downlink-Verwaltung wissenschaftlicher Daten

Frage 14.4: List 4 equipment control functions.

- ▶ Datenbus-Steuerung
- ▶ Kommunikationssteuerung für Bordgeräte
- ▶ Sensor-Ablesung
- ▶ Aktuator-Steuerung



Frage 14.5: Draw a simple block diagram with the main blocks of a Command and Data Handling Subsystem, the interconnections to satellite equipment, the Power Control and Distribution Unit and power supply lines.



PCDU Power Control and Distribution Unit

RIU Remote Interface Unit

LCL (Latching current limiter) Power Switch

TTC (Telemetry, Tracking and Command) Communication System

OBC On Board Computer

Frage 14.6: Explain the function of a Remote I/O Unit (RIU)

- ▶ Data bus control
- ▶ Onboard device communication control

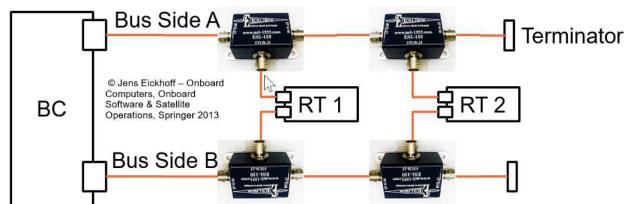
- ▶ Sensor reading
- ▶ Actuator control

Frage 14.7: Explain the difference between a point to point connection, a data bus and a data network

Bei einem Datenbus hängen alle Controller an einem Bus, bei einer Punkt zu Punkt Verbindung können nur jeweils zwei Controller miteinander Kommunizieren. Bei einem Netzwerk können mehrere Geräte miteinander kommunizieren (teilweise mit Switch/Routern).

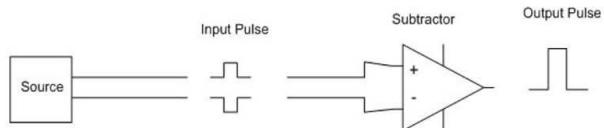
Frage 14.8: How is data flow controlled/managed in MIL1553, SpaceWire and CAN?

MIL-STD-1553B



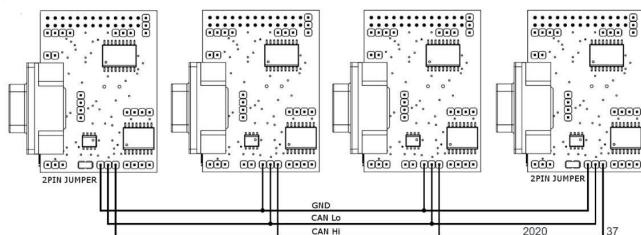
Es gibt eine Redundante A und B-Seite des Busses. Die Leitungen werden nur über Spulen ausgelesen und die Daten werden an die Remote Terminals (RT) weitergegeben. Das Protokoll ist alt, wird aber teilweise noch verwendet.

SpaceWire



Redundante differenzielle Signalübertragung ermöglicht den Vollduplex Betrieb bei hohen Übertragungsgeschwindigkeiten. Das System kann in verschiedenen Netzwerkkarten verwendet werden und ist auch kaskadierbar.

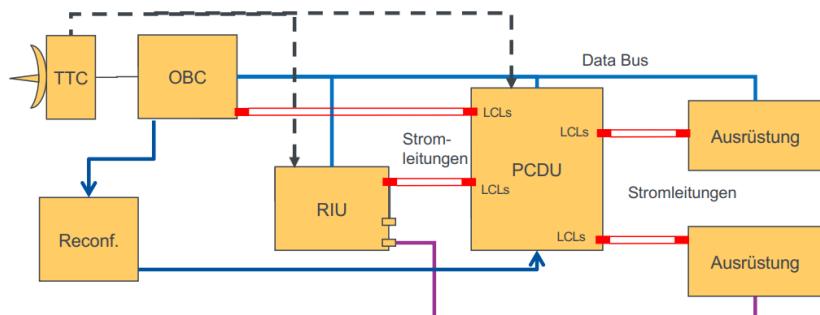
CAN



Ein CAN-Bus nutzt differenzielle Datenübertragung. Es gibt kein Master-Gerät, weshalb die bei der Datenübertragung auf freie Plätze gewartet werden muss und

ist daher nicht deterministisch.

Frage 14.9: Take the block diagram from question 4 and enhance it by a Reconfiguration Unit and High Priority Control (HPC) lines



- HPC-Leitungen zur PCDU und RIU
- Watchdog-Signal / Schaltbefehl an PCDU

Reconf. Reconfiguration Unit

HPC High Priority Command

PCDU Power Control and Distribution Unit

RIU Remote Interface Unit

LCL (Latching current limiter) Power Switch

TTC (Telemetry, Tracking and Command) Communication System

OBG On Board Computer

High Priority Commands können direkt an die PCDU oder RIU gestellt werden ohne den OBG zu nutzen.

Frage 14.10: Describe the main characteristics and application of ASICS

Application Specific ICs (ASIC) sind dedizierte ICs, welche für spezielle Funktionen optimiert sind. Die Entwicklungskosten sind sehr hoch und es lohnt sich nur, wenn viele Chips verwendet werden sollen.

Frage 14.11: Describe the main characteristics and application of FPGAs

Field Programmable Gate Arrays (FPGA) sind chips, deren internen Verbindungen programmiert werden. Es können somit Funktionen vorgegeben werden, welche das FPGA implementiert und ausführt. Es muss also kein Chip entworfen werden, sondern lediglich die Verbindungen müssen programmiert werden (mit VHDL oder Verilog). Meist gibt es

zusätzlich feste Speichereinheiten und Clocks im FPGA.

Frage 14.12: Cite the main 3 FPGA types (by configuration) and their characteristics

Antifuse Die Gates werden einmalig fest eingebrannt. Daher nur One Time Programmable (OTP). Diese FPGAs sind langlebig aber teuer.

Flash Diese können etwa 100 bis 200 mal neue geflashed also programmiert werden, bevor Fehler auftreten können.

SRAM Diese können etwa 10k bis 1M mal programmiert werden, aber der Programmierspeicher ist flüchtig, weshalb dieser einen (nicht flüchtigen) Bootspeicher benötigt, womit der FPGA nach dem Start neu geladen werden kann.

Frage 14.13: What kind of particles are included in space radiation and where do they come from?

- ▶ Gefangene Partikel im Van-Allen Gürtel (Elektronen, Protonen, schwere Ionen)
- ▶ Sonnenwind (Elektronen und Protonen)
- ▶ Solar Energy Particles (aus Flares und Coronal Mass Ejections) (Protonen, schwere Ionen, Elektronen)
- ▶ Galactic Cosmic Rays (Protonen, schwere Ionen)

Maximalenergie der Teilchen:

Teilchen	max. Energie
Gefangene Elektronen	mehrere 10 MeV
Gefangene Protonen	mehrere 10 eV
Protonen (Sonnenstrahlung)	im Bereich von GeV
Schwere Ionen (Sonnenstrahlung)	im Bereich von GeV
Kosmische Strahlung	im Bereich von TeV

Frage 14.14: What is the TID and what effects does it have?

Total Ionizing Dose, ist die absorbierte Strahlungsenergie im Bereich der ionisierenden Strahlung. Hochenergetische Partikel können Silizium Atome in Halbleitern verschieben und es kommt zu Kristallfehlern (Displacement Damage).

Frage 14.15: List three SEEs and their effects.

Single Event Transient (SET) Ein Elektron fliegt durch einen Halbleiter hindurch und verursacht einen Spannungssprung und kann zu einem SEU werden.

Single Event Upset (SEU) Bit-flip im Mikroprozessor oder Speicher. Dies kann im Betrieb erkannt und korrigiert werden.

Single Event Latch-Up (SEL) Plötzlicher Stromfluss (kurz), der zu einem permanenten Fehler führt, der durch Spannungsabschaltung behoben werden kann (reboot).

Single Event Burnout (SEB) Starker SEL, welcher das Gerät zerstört.

Frage 14.16: How do we achieve design robustness on system level?

- ▶ Kaltredundanz (ist aus, kann aber bei Bedarf gestartet werden)
- ▶ Heißredundanz (permanent an aber nicht genutzt)
- ▶ Inhärente Redundanz (z. B. bei den genutzten Bus-Systemen)
- ▶ Einheitskreuzkupplung (z. B. Alle Computer sind mit allen Sensoren verbunden)
- ▶ Auswählen von Komponenten, die die entsprechenden Umgebungsbedingungen (besser) aushalten.

Frage 14.17: How do we achieve design robustness on electronic level?

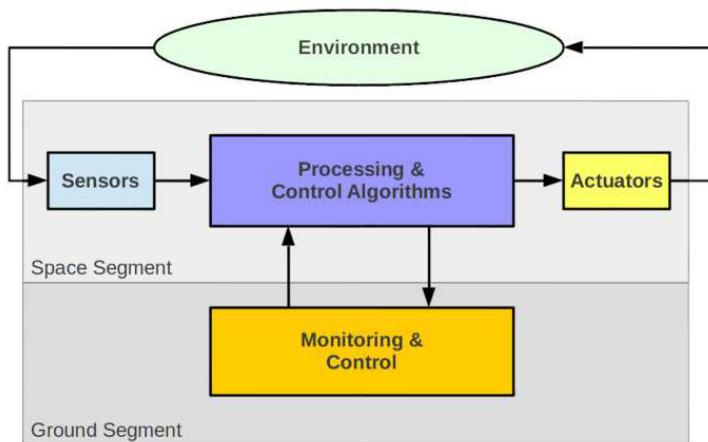
- ▶ Design
 - ▷ Abschirmung von Elektronik
 - ▷ Chip-Struktur nicht zu klein
 - ▷ Basismaterial, welches SEU minimiert (s. B. Saphir)
- ▶ Speicher
 - ▷ Korrekturfunktion auf Chip-Schicht (EDAC-Speicher mit 2 Prüfbits je Byte, welche zyklisch geprüft und ggf. korrigiert werden)

15 Onboard Software

Frage 15.1: Was ist ein *Embedded System*? (1p)

Ein eingebettetes System ist ein Computer, der in einem anderen Produkt als einem Computer versteckt ist. Oder der Teil, welcher einen Regelkreis schließt, also ein Computer, welcher in einem technischen System verwendet wird.

Frage 15.2: Skizzieren Sie bitte die wichtigsten Elemente eines eingebetteten Kontrollsystens (embedded control system). (3p)



Frage 15.3: Wo findet in einem Raumfahrtsystem digitale Kommunikation statt? (2p)

Zwischen den meisten Elementen im Satelliten erfolgt die Kommunikation digital.

Frage 15.4: Bitte nennen Sie fünf Einflussgrößen für die Auswahl von Kommunikationsmethoden und -protokollen. (2p)

- ▶ Entfernung
- ▶ Physikalisches Medium
 - ▷ Radio Links
 - ▷ Electrical Wires

- ▷ Optical Wires
- ▷ Laser
- ▶ Störungen
 - ▷ Long Range Links
 - ▷ Short Range Wires
- ▶ Datengröße
 - ▷ Small Commands
 - ▷ Large Payload Data
- ▶ Qualität der Service Anforderung
 - ▷ Latency/Jitter
 - ▷ Throughput
 - ▷ Reliability (Error Detection/Correction)
- ▶ Architektur
 - ▷ Bus
 - ▷ Network
 - ▷ Point-to-Point-Link

Frage 15.5: Skizzieren und benennen Sie bitte (mindestens) die fünf wichtigsten Layer des OSI Referenzmodells! (2p)

7-Schichten Open Systems Interconnection Modell:

7:Application (Data) Network Process and Applikation (High-level APIs)

6:Presentation (Data) Data Representation and Encryption (übersetzung mit Codierung, Kompression und Ver-/Entschlüsselung)

5:Session (Data) Interhost Kommunikation (Mehrfacher kontinuierlicher Austausch von Daten)

4:Transport (Segment, Datagram) End-to-End Connections and Reliability (Zuverlässigkeit mit Segmentierung, ACK und Multiplexing)

3:Network (Packet) Path Determination and IP (Verwaltung von Netzwerken mit Adressierung, Routing und traffic control)

2:Data Link (Frame) MAC and LLC (Zuverlässigkeit auf physikalischem Layer)

1:Physical (Bit, Symbol) Media, Signal and Transmission (Senden und Empfangen der Rohdaten)

Schicht 7-4 sind Teil des Host-Layers, 3-2 Teil des Media-Layers.

Frage 15.6: Welches sind die beiden wichtigsten Standardisierungskomitees für die Raumfahrt mit Relevanz in Europa? (1p)

- ▶ Consultative Committee for Data Systems (CSSDS) Internationales Komitee
- ▶ European Cooperation for Space Standardization (ECSS)

Frage 15.7: Beschreiben Sie bitte den grundlegenden Mechanismus für die Ausführung von Maschinencode auf einem Microprozessor. (2p)

- ▶ Start bei Adresse 0x00
- ▶ OP-Code an der im Adress-Register vermerkten Stelle laden
- ▶ Op-Code ausführen (berechnen/lesen/schreiben/jump) und Adress-Register updaten
- ▶ Jederzeit: Interrupts überwachen und bei Auftreten:
 - ▷ Adress-Register auf Adress-Stack ablegen
 - ▷ Zur Interrupt-Adresse springen
 - ▷ ISR Abarbeiten
 - ▷ Interrupt zurücksetzen
 - ▷ Adress-Register mit Adress-Stack laden
 - ▷ Weiter im regulären Programmfluss

Frage 15.8: Nennen Sie bitte zwei Methoden für Hardware-Interaktion mit einer Software. (1p)

- ▶ Hardware Interrupts
- ▶ Direct Memory Access (DMA)
- ▶ Memory-Mapped I/O (MMIO) (Spezielle Funktionsadresse im normalen Adressbereich)
- ▶ Port-mapped I/O (PMIO) (Außerhalb normalem Adressbereich)

Frage 15.9: Was wird normalerweise als Hauptvorteil von objektorientierter Programmierung gegenüber prozeduralem Programmieren genannt? Was geht verloren? (1p)

Einfacher zu programmieren und besser zu abstrahieren, aber das HW-Interface ist nicht mehr so leicht und die HW wird evtl. nicht optimal genutzt.

Frage 15.10: Was ist ein RTOS? Bitte nenne Sie zwei wichtige RTOS in der Raumfahrtindustrie. (2p)

Real-Time Operating System, das definierte Zeitbedingungen garantiert erfüllt. Das RTOS verwaltet und synchronisiert die ablaufenden Tasks.

- ▶ RTMES (Open Source)
- ▶ VxWorks (Certified and used for safety-critical application)
- ▶ SecureRTOS Sichere Version von FreeRTOS

Frage 15.11: Was sind die Aufgaben eines RTOS? Welches sind die Hauptunterschiede zu einem Desktop- OS? (2p)

Ein RTOS ist ein kleines OS, welches den Fokus auf die Garantie verschiedener Zeitbedingungen im Rahmen der Taskverwaltung legt. Weiterhin müssen die Ressourcen und I/O verwalten werden und eine Kommunikation mit Prozessen muss bereitgestellt werden.

Frage 15.12: Welche Elemente muss eine Flight Software mindestens beinhalten, um einen Satelliten zu betreiben? (2p)

- ▶ Sensoren
- ▶ Kontrollalgorithmen
- ▶ Aktuatoren
- ▶ Kommunikation

Frage 15.13: Was sind die Aufgaben der Geräteverwaltung (device handling) in einer Flight Software? (2p)

- ▶ Kommunikation
- ▶ Datenweiterleitung
- ▶ Initialisierung
- ▶ Sicherer Abschalten
- ▶ Redundanz

Frage 15.14: Welche drei Herausforderungen treten beim Ausführen von Kontrollalgorithmen in einem echten System auf? Wie kann man diese behandeln? (3p)

- ▶ Modus Übergänge
 - ▷ Stabiles Verhalten? (müssen getestet werden)

- ▷ Anfangswerte? (Fest/Dynamisch festlegen)
- ▶ Verfügbarkeit von Sensoren/Aktuatoren
 - ▷ Sensor eingeschaltet? (Verhalten synchronisieren)
 - ▷ Sensorausfälle (GPS) (Verarbeitung von Daten)
- ▶ Datenaktualität
 - ▷ Synchronisierung (Reglerentwurf, Filter)
 - ▷ Verarbeitung

Frage 15.15: Nennen Sie bitte vier Vorteile von erhöhter Autonomie in Satelliten. (2p)

- ▶ Sicherer Betrieb
 - ▷ Sofortige Fehlerreaktion
 - ▷ Sofortige Reaktion auf kritische Ereignisse
- ▶ Vereinfachte Bedienung
 - ▷ Reduzierte Vorbereitungen
 - ▷ Reduziertes OPS-Personal
- ▶ Mehr Dienstzeit
 - ▷ Schnellere Wiederherstellung
 - ▷ Mehr wissenschaftliche Daten
- ▶ Effizientere Verbindungsnutzung
- ▶ Befähigende Technologie
 - ▷ Interplanetare Missionen

Frage 15.16: Welche Möglichkeiten gibt es, mit der steigenden Komplexität in Satellitensoftware umzugehen? (2p)

- ▶ Wiederverwendung von Software
- ▶ Problemkapselung (Objekte, Schichtung)
- ▶ Vereinheitlichung (Standard-Schnittstellen)

Frage 15.17: Aus welchen beiden Elementen besteht das Datenmanagement eines Raumfahrtsystems (space data handling system)? (1p)

Hier fehlt die Antwort... Du kennst sie? Dann sende sie an i-am-spam@gmx.de

Frage 15.18: Welches sind die Hauptaufgaben des Bodensegments eines Raumfahrtsystems? (2p)

- ▶ Flugbahnverfolgung (Tracking)
- ▶ Planung der Mission
- ▶ Visualisierung (GUI)
- ▶ Zustand des RFZ überwachen
- ▶ Reaktion auf unvorhergesehene Fälle

Frage 15.19: In welchen Einrichtungen kann eine Flight Software getestet werden?

- ▶ System-Prüfstand
- ▶ Software-Verifizierungseinrichtung
- ▶ Flat-Sat
- ▶ Umweltprüfungen
- ▶ Allg.:
 - ▷ Generieren und Ausführen von Testfällen, die die technischen Spezifizierungen und Baseline Requirements erfüllen
 - ▷ Statistische Code-Analyse
 - ▷ Code-Abdeckung

16 Payloads

Frage 16.1: Was ist eine Payload?

Alles Equipment zusammengenommen, die vom RFZ transportiert wird, um eine spezielle Mission im All auszuführen. Payload ist auch die Nutzlast einer Rakete (meist in Gewicht gemessen). Dies können Satelliten, Weltraumsonden, Menschen, Tiere, wissenschaftliche Instrumente und Experimente sein.

Frage 16.2: Welche Typen von Payload gibt es? Welche Anwender gibt es?

Arten von Payload:

- ▶ Kommunikation
- ▶ Position/Navigation
- ▶ Aufklärung, Überwachung, Zielerfassung (Militärisch)
- ▶ Wetter- und Umweltbeobachtung
- ▶ Wissenschaftliche Experimente
- ▶ Bemannte Missionen

Arten von Anwendern:

- ▶ Kommerziell (Kommunikation, Navigation, Tourismus)
- ▶ Staat (Umwelt, Aufklärung)
- ▶ Wissenschaftler
- ▶ Privat?

Frage 16.3: Welche Payload-Masse kann in den LEO/GTO zur Zeit (2014) max. befördert werden?

- ▶ Falcon Heavy: 63 t (LEO) 26 t (GTO)
- ▶ Ariane 5: 21 t (LEO) 10 t (GTO)
- ▶ Proton M: 21,6 t (LEO) 6,1 t (GTO)

Frage 16.4: Was ist eine Secondary Payload?

Kleinere Satelliten/RFZ die bei einem Start zusätzlich mit dem Launcher mitfliegen und gestartet werden können. Der Startzeitpunkt und der Orbit richten sich nach der eigentlichen primären Payload.

Frage 16.5: Welche Payload Requirements gibt es?

- ▶ Anforderungen des Launchers (Schock-, statische und dynamische Lasten, Akustik, Temperatur, Vakuum, Kontaminierung)
- ▶ Anforderungen an den/vom Orbit/Flugbahn (Strahlung, Temperatur, Plasma, Restatmosphäre, Orbithöhe, Mikrometeoriten, Lebensdauer, Vakuum)
- ▶ Anforderungen vom RFZ Bus (EMC, freies Sichtfeld, Kontamination, Datenrate, Energieversorgung, Operationsmodi, benachbarte Instrumente, Flugregeln, Strahlung, Temperatur, Kommandierung, mech. und elektr. Interface, Operation, elektrische Interferenz)
- ▶ Anforderungen von anderen Instrumenten (EM noise, Daten, Energie, Sichtfenster, Flugregeln, Orientierung(genauigkeit))



Frage 16.6: Welche Anforderungen stellt der SC-Bus and die Instrument-Payload?

EMC, freies Sichtfeld, Kontamination, Datenrate, Energieversorgung, Operationsmodi, mech. und elektr. Interface, Operation, elektrische Interferenz

Frage 16.7: Nennen sie ein Beispiel für eine elektromagnetische Interferenz zwischen zwei Instrumenten (z.B. bei Cassini)

Das aktive Radio and Plasma Wave Science Instrument (RPWS) verursachte Interferenzen im passiven Cosmic Dust Analyzer (CDA). Eine erhöhte Datenrate der Platine des CDA mit dem Bus benötigt etwa 1 W, weshalb das Ground-Signal beeinflusst wurde und ebenfalls für Störungen der Messung gesorgt hat.

Frage 16.8: Nennen sie mindestens 5 Aspekte der Weltraumumgebung, die beim Instrumentbau berücksichtigt werden müssen

- ▶ Mikrogravitation
- ▶ Strahlung
- ▶ Temperatur und Temperaturgradient
- ▶ UV-Strahlung
- ▶ Ausgasen

- EMC

Frage 16.9: Warum muss Vakuum beim Instrumentdesign berücksichtigt werden?

- Kaltverschweißen
- Verdampfen von Schmierstoff
- Keine Konvektion
- Ausgasen und Ablagern an kalten Oberflächen

Frage 16.10: Was war die besondere Payload von PEGASUS?

Es wurde eine 200 m² große Metallfolie zur Detektion von Mikrometeoriten genutzt.

Frage 16.11: Welche Payload-Masse konnte der Space Shuttle befördern?

- LEO: 24,4 t
- GTO: 3,81 t
- Polar Orbit: 21,7 t

Frage 16.12: Nenne mindestens 4 Shuttle Nutzlasten

- Spacelab
- Hubble Space Teleskop
- Galileo
- Magellan
- Ulysses
- Mir Docking Module
- ISS Komponenten
- Chandra

Frage 16.13: Welches besondere Problem hatte das Hubble Teleskop und wie wurde es behoben?

Der Spiegel wurde fehlerhaft gefertigt, sodass eine sphärische Aberration, Öffnungsfehler und Schärfefehler entstanden. Eine Korrekturoptik wurde entwickelt und in der Service Mission 1 (SM1) des Space-Shuttles montiert.

Frage 16.14: Welche besondere Problem hatte die Galileo-Sonde und was waren die Auswirkungen auf die Instrumente?

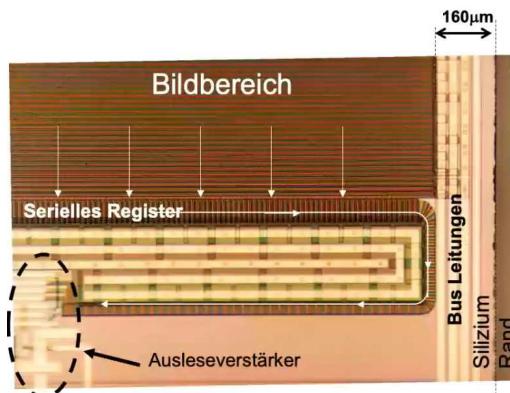
Die große Parabolantenne ließ sich nur teilweise öffnen, wodurch die Datenübertragung nicht wie geplant möglich war. Dadurch konnten nicht alle Daten der Instrumente zurückgesendet werden. Es wurde neue Software aufgespielt, die unter anderem die Datenkompression erhöhte, sodass dennoch viele Daten übermittelt werden konnten.

Frage 16.15: Was ist eine Wolter-Optik?

Zur Fokussierung von Röntgenstrahlung unter Totalreflexion werden Hyperboloid Spiegel nach Parabolspiegeln eingesetzt, um sehr flache Reflexionswinkel zu erreichen. Die Spiegel sind oftmals gestapelt.

Frage 16.16: Was ist und wie funktioniert ein CCD?

Ein charge-coupled Device Sensor ist ein Sensor, mit dem mithilfe des inneren Photoeffekts Photonen detektiert werden können. Ein dotierter Halbleiter ist durch eine isolierende Schicht von mehreren geladenen elektrischen Leitern getrennt. Die frei werdenden Elektronen bei einem Photoneneinschlag werden vom geladenen Leiter angezogen und sammeln sich dort. Die elektrischen Leiter sind voneinander getrennt, sodass die Ladung einem speziellen Bildbereich zugeordnet werden kann. Zum Auslesen können die Ladungen der Reihe nach unter benachbarte Leiter verschoben werden und schließlich von einem Ausleseverstärker ausgelesen werden.

**Frage 16.17: Wieviele Photonen misst man im LEO vom Vollmond im grünen Licht ?**

Hier fehlt die Antwort... Du kennst sie? Dann sende sie an i-am-spam@gmx.de

Frage 16.18: Welche besondere Nutzlast hatte Deep Impact?

Ein 370 kg Impaktor wurde auf den Kometen *Tempel I* mit einer Geschwindigkeit von $10,3 \text{ km s}^{-1}$ abgeworfen. Nach dem Aufschlag wurden die beim Impact freigesetzten Staubpartikel und Gase untersucht.

Frage 16.19: Was ist ein IFOV ?

Instantaneous Field of View ist der Winkel, den ein einzelnes Detektorelement (an der optischen Achse) aufnehmen kann.

Frage 16.20: Tribologie / Mineralöl : Nach wieviel Jahren hat Mineralöl 1 mL Masse pro cm² verloren bei 40 °C ?

Hier fehlt die Antwort... Du kennst sie? Dann sende sie an i-am-spam@gmx.de

Frage 16.21: In welchem Jahr hat die ESA Vorschläge für die Nutzlast-Instrumente für die nächste LKlasse Mission EJSM/Laplace (später Juice/JGO) aufgerufen?

2009

Frage 16.22: Welche Hauptpunkte hat eine Traceability Matrix eines Missions-proposals?

Es werden die Missionsziele mit den Scientific Payloads und den jeweils durchgeföhrten Experimenten verknüpft. Weiterhin werden die Anforderungen an die Genauigkeit der Instrumente und an die Missionsparameter sowie das restliche RFZ dargestellt.

Frage 16.23: Welche Hauptpunkte müssen in einer Instrumentbeschreibung bearbeitet werden bei einem Missionsvorschlag?

- ▶ Masse
- ▶ Volumen
- ▶ Blockdiagramm
- ▶ Software
- ▶ Hardware
- ▶ Benötigte Bandbreite
- ▶ Interface mit RFZ
- ▶ Arbeitsweise/OpModes
- ▶ Thermalsystem

17 Weltraumrecht

Frage 17.1: Welche Themen / Rechtsgebiete stehen hinter dem Oberbegriff Weltraumrecht?

- ▶ Völkerrecht
- ▶ Recht der Internationalen Organisation
- ▶ Spezialmaterialien (WTO, EU-Recht, Patente, Vergaberecht, Wirtschaftsförderung)
- ▶ Diverse nationale Weltraumgesetze
- ▶ Vertragsrecht (Privatrecht)

Frage 17.2: Wie und wann entstand der Weltraumvertrag (Outer Space Treaty)?

Die Prinzipien der UNGA Resolution 1962 (XVIII) wurden 1967 in den Weltraumvertrag übernommen und konkretisiert.

Frage 17.3: In welchem UN-Gremium wird Weltraumrecht diskutiert/ weiterentwickelt?

UNCOPUOS (United Nations Committee on the Peaceful Uses of Outer Space)

Frage 17.4: Wie heißen die 5 völkerrechtl. Weltraumverträge und welche UN-Resolutionen gibt es?

- ▶ Outer Space Treaty (OST)/Weltraumvertrag (WRV)
- ▶ Rescue Agreement (ARRA)/Rettungsabkommen (WRÜ)
- ▶ Liability Convention (LIAB)/Haftungsübereinkommen (WHÜ)
- ▶ Registration Convention (REG)/Registrierungsübereinkommen (WRegÜ)
- ▶ Moon Agreement (MOON)/Mondvertrag (MondV)

UN-Resolutionen:

- ▶ Direct Broadcasting Principles (Nutzung von Rundfunktsatelliten)
- ▶ Remote Sensing Principles (Nutzung von Satelliten zur Erdfernerkundung)
- ▶ Nuclear Power Sources Principles (Nutzung nuklearer Energiequellen an Bord von Satelliten)

- ▶ Space Benefits Declaration (verstärkte Nord-Süd-Kooperation)
- ▶ Launching State Resolution (Anwendung des Startstaats-Konzepts)
- ▶ Registration Practice Resolution (Verbesserung der Registrationspraxis)
- ▶ National Legislation Resolution (Empfehlungen zur nationalen Weltraumgesetzgebung)

Frage 17.5: Was sind die wesentlichen Prinzipien des Weltraumvertrages?

- ▶ Raumfahrtfreiheit und das Diskriminierungsverbot
- ▶ Aneignungsverbot
- ▶ Anwendbarkeit des Internationalen Rechts
- ▶ eingeschränktes Rüstungs-sowie Militarisierungsverbot
- ▶ Beistandsverpflichtung
- ▶ Staaten-Verantwortung
- ▶ Haftung für Schäden
- ▶ Fortbestehen souveräner Rechte an Weltraumgegenständen
- ▶ Unterrichtungspflicht über Weltraumtätigkeiten
- ▶ Zugangsrecht zu Stationen auf Himmelskörpern

Frage 17.6: Wie hängen die fünf Weltraumverträge/-übereinkommen zusammen?

Weltraumvertrag (WRV)	Ausführungsverträge
Hilfeleistung/Rückführung (Art. V)	Weltraumrettungsübereinkommen (WRÜ)
Haftung (art. VII)	Weltraumhaftungsübereinkommen (WHA)
Registrierung (Art. VIII)	Weltraumregistrierungsübereinkommen (WRegÜ)
Mondregime (Art. IV, XII)	Mondvertrag (MondV)

Frage 17.7: Was ist der Kern der völkerrechtlichen Verantwortung nach Art. VI WRV?

Staaten sind für nationale Tätigkeiten im Weltraum international verantwortlich, gleichgültig ob Tätigkeiten von Regierungsbehörden oder nicht-staatlichen Stellen. Die Tätigkeiten nicht-staatlicher Stellen im Weltraum bedürfen der Erlaubnis und fortgesetzten Überwachung.

Frage 17.8: Wesentlicher Inhalt des Haftungsübereinkommens?

- ▶ Unbedingte Haftung des Startstaates (absolutely liable) für Schäden auf der Erdoberfläche oder an Luftfahrzeugen im Flug
- ▶ Verschuldenshaftung für Personen- und Sachschäden im Weltraum
- ▶ Gesamtschuldnerische Haftung mehrerer Startstaaten
- ▶ Keine Haftung gegenüber beteiligten Startstaaten

Frage 17.9: Was sind die 4 Kriterien der Startstaateneigenschaft?

Staat, der startet, starten lässt bzw. von dessen Hoheitsgebiet oder Startanlagen aus ein Weltraumgegenstand gestartet wird

Frage 17.10: Wesentlicher Inhalt des Registrierungsübereinkommens?

- ▶ Art. II (1): Startstaat soll Weltraumgegenstand national registrieren
- ▶ Art. II (2): Bei mehreren Startstaaten: Einigung auf einen Registerstaat
- ▶ Art. I: Definition Startstaat
- ▶ Art. IV: Registerstaat soll bestimmte Daten über Weltraumgegenstand an Generalsekretär der VN übermitteln

Frage 17.11: Was gehört zum Begriff Weltraumgegenstand (space object)?

The term *space object* includes component parts of a space object as well as its launch vehicle and parts thereof. Komponenten eines Weltraumgegenstandes sowie die verwendeten Trägersysteme inklusive deren Teile.

Frage 17.12: Was ist der Sinn/die Funktion nationaler Weltraumgesetze?

Die internationalen Verpflichtungen werden in Form nationaler Gesetze realisiert.

Frage 17.13: Wann ist eine Privatfirma/person von UN-Weltraumrecht betroffen?

Privatfirmen/personen benötigen die Erlaubnis der entsprechenden Startstaaten und bedürfen Überwachung durch diese.

Frage 17.14: Was sind typische Regelungspunkte einer Startvereinbarung?

- ▶ Genehmigungen und Bevollmächtigungen (Registrierung des Startgegenstandes, Einholen von Genehmigungen, Verfahren der Frequenzzulassung, Unterstützung Zollverfahren)

- ▶ Eigentums- und Verfahrensrechte (Klarstellungen zur Eigentumslage bzgl. Startrakte, Nutzlast und Bodenausrüstung / Recht der Nutzlastzerstörung zur Schadensbegrenzung bei Fehlstart)
- ▶ Rechte am geistigen Eigentum / Know-how
- ▶ Vertraulichkeit
- ▶ Streitschlichtung / Schiedsverfahren / anwendbares Recht
- ▶ Kündigung (gestaffelte Kostenfolge, ggf. Erfordernis eines NutzlastDummy)
- ▶ Diverse Durchführungsbestimmungen (Vertragssprache, Vertragsänderungen, Verfahren der regulären Vertragsanpassung bei lebenden Dokumenten, Vertragsbestandteile, Nebenabreden und vorvertragliche Dokumente, Rechtsabtretung, Salvatorische Klausel, ausgefertigte Vertragsexemplare, Inkrafttreten)
- ▶ Vertragsspezifische Definitionen
- ▶ Projektziel/Missionsbeschreibung
- ▶ Verpflichtungen/Verantwortlichkeiten der Parteien (Startdienst und verbundene Leistungen/Beistellungsverpflichtungen des Kunden)
- ▶ Startzeitplan/Startfenster/Startzeitpunkt
- ▶ Preis/Zahlungsbedingungen (Termin- oder Meilensteinzahlungen) / Incentive-Regelungen
- ▶ Startverschiebungen
- ▶ Bestimmungen zu Fehlstart / konstruktivem Totalausfall / teilweiser Leistungserreichung / Einsetzen einer Untersuchungskommission
- ▶ Risikoverteilung und Haftungsbeschränkung (Best Efforts / crosswaiver / Wiederholungsstart als ‚Gewährleistungseratz‘)
- ▶ Höhere Gewalt
- ▶ Versicherungen
- ▶ Freigaben (analog zum Abnahmeverfahren)
- ▶ Abstimmungen zwischen den Parteien / Projektkoordinatoren

Frage 17.15: Was ist eine Standard-Haftungsregelung einer Startvereinbarung bei Wissenschaftsmissionen?

Alle Parteien unterzeichnen einen wechselseitigen Haftungsverzicht und reichen diesen lückenlos auf Zulieferer und Subunternehmer weiter.

Frage 17.16: Wer kann einen Weltraumgegenstand registrieren?

Einer der Startstaaten.

Frage 17.17: Welche Verantwortlichkeit knüpft an den Weltraumgegenstand (space object) an?

Startstaaten sind verantwortlich für den Weltraumgegenstand vom Start bis zur Rückkehr und Haften für Schäden gegenüber anderen Staaten.

Frage 17.18: Welche Verantwortlichkeit ist mit nationalen Weltraumaktivitäten verbunden?

Für ihre nationalen Weltraumaktivitäten sind auch Nicht-Staaten verantwortlich. Dies gilt für staatliche und nichtstaatliche Organisationen/Firmen.

Frage 17.19: Startstaatbegriff: Was bedeutet *procures the launch* ?

Ein Staat lässt den Start eines Weltraumgegenandes durchführen, wenn dieser Start ohne seine Genehmigung, Beteiligung oder Unterlassung nicht zustande kommt.

Frage 17.20: Was bedeutet Hoheitsgewalt und Kontrolle (jurisdiction and control)?

Hoheitsgewalt bedeutet die Durchsetzung von Gesetzen und Regeln. Dies ist ausschlaggebend um das anzuwendende Gesetz zu identifizieren. Kontrolle bedeutet das exklusive Recht und die Möglichkeit alle Aktivitäten zu überwachen. Der Begriff Hoheitsgewalt und Kontrolle muss als Einheit gelesen und verstanden werden.

Frage 17.21: Wer sollte bei grenzüberschreitender Veräußerung eines Satelliten immer beteiligt sein?

Der Startstaat und der Staat des neuen Betreibers, sowie der alte und neue Betreiber.

Frage 17.22: Was ist das rechtliche Problem und die Lösung bei einem *transfer of operation* eines Satelliten?

Der registrierende Startstaat bleibt bis zum Wiedereintritt für den Satelliten verantwortlich. Der neue verantwortliche Staat kann nur übertragene/abgeleitete Rechte haben. Die Staaten verhandeln intern neue Gesetze, die die Verantwortung und Rechte weitergeben.

Frage 17.23: Was umfasst die Registrierung eines *space object*?

Alle Gegenstände des Startevents im Weltraum (Oberstufe, Fairing, break-up Teile und Nutzlasten)

Frage 17.24: Registration Practice Resolution: Was soll getrennt registriert werden?

Es sollen all Weltraumgegenstände separat registriert werden (wobei damit nicht jedes break-up Teil gemeint ist).

Frage 17.25: Nenne Regelungen/Prinzipien der Weltraumschrott-Vorsorge auf internationaler Ebene.

- ▶ Space Debris Mitigation Guidelines 2007 (UN Committee on Peaceful Uses of Outer Space (UNCOPUOS))
- ▶ Space Debris Mitigation Guidelines 2002 (Inter-Agency Debris Coordination Committee (IADC))

Frage 17.26: Wo findet man nationale Normen der Weltraumschrott-Vorsorge zusammengefasst?

Product Assurance & Safety Requirements for DLR-Projects

Frage 17.27: Was regelt das deutsche Satellitendaten-Sicherheitsgesetz (SatDSiG)?

Es soll sichergestellt werden, dass keine sensitiven Daten (die aus Satellitenaufnahmen resultieren) weitergegeben werden dürfen, sodass diese genehmigt werden müssen.

Frage 17.28: SatDSiG: Was ist die Sensitivitätsprüfung?

Es wird geprüft, ob die Daten sensitive Informationen enthalten.

Frage 17.29: Aktuelle Rechtsentwicklung: Wo wird das Thema *Sustainable Development* diskutiert?

Im Scientific and Technical Subcommittee des UNCOPUS.

Frage 17.30: Was steckt hinter der Thematik *Space Traffic Management*?

Umgang mit der immer größer werdenden Zahl an Weltraumprojekten.

18 Bodenstationen

Frage 18.1: Was sind die Hauptaufgaben einer Bodenstation?

- ▶ Ermöglichen der Kommunikation
- ▶ Kontrolle des Satelliten
- ▶ Analyse des Satellitenstatus
- ▶ Fehlerbehebung bei Anomalien
- ▶ Payload-Data empfangen
- ▶ Daten an Nutzer weitergeben



Frage 18.2: Aus welchen Teilen besteht das Bodensegment für eine Satellitenmission?

- ▶ Mission Operations System
- ▶ Payload Operations und Data System
- ▶ Ground Communications System
- ▶ Ground Station System

Frage 18.3: Welche unterschiedlichen Anforderungen stellen eine Erdbeobachtungsmission und eine Planetenerkundungsmission an das Bodensegment?

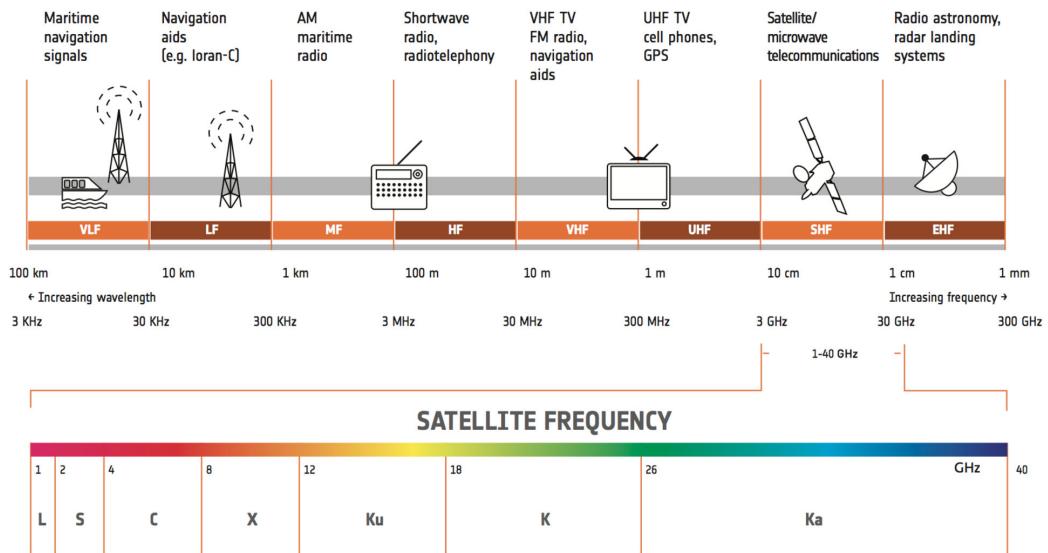
Erdbeobachtung:

- ▶ Missions-kontrolle/planung
- ▶ Hohe Datenrate zum Boden, Verarbeitung und Speicherung der Daten
- ▶ Für einen polaren LEO: Bodenstation in der Nähe der Pole um Downlink-Zeit zu maximieren und Speichermasse auf dem Satelliten zu reduzieren

Planetenerkundungsmission:

- ▶ Mission-kontrolle/planung
- ▶ Große Antennen zur Kommunikation (Deep Space Network)

Frage 18.4: Welche Frequenzen werden typischerweise in Bodenstationen für welche Zwecke verwendet?



Frage 18.5: Welche unterschiedliche Möglichkeiten des Antennen-Tracking gibt es (kurze Beschreibung)?

Program tracking Satellit Position und Bodenspur wird vorher berechnet

Step tracking Für GEO-Satelliten. Antenne bewegt sich etwas und sucht das maximale Signal.

Autotracking (Monoplus tracking) Es werden in der Antenne die Signalstärken an verschiedenen Punkten entnommen, sodass errechnet werden kann, in welcher Richtung die Signalstärke ansteigen würde.

Teilweise wird der erstmalige Kontakt mit einer Hilfsantenne gefunden, um die Position für die große Antenne zu ermitteln.

Frage 18.6: Auf welche besonderen Infrastrukturbedingungen muss man bei der Planung eines Bodensegmentes achten?

- ▶ Die Position der Bodenstation (Kontaktzeit zum Satellit, Signal blockiert durch Berge etc. (Horizon Mask), Umgebung für Personal geeignet, weltweite Verteilung um ständig Kontakt zu halten.)
- ▶ Stromversorgung (Hoher Energiebedarf und Notstromversorgung)
- ▶ Netzwerkverbindung (Die empfangenen Daten müssen weiterversendet werden, am besten über Glasfaser)
- ▶ Personal (Für die Bedienung und Fehlerbehebung)

Frage 18.7: Was ist die Besonderheit der ESA Bodenstation Santa Maria auf Madeira und welches sind die damit verbundenen speziellen Anforderungen?

Sie ist häufig die ersten Bodenstationen mit den mit einer Ariane gestarteten Satellit Kontakt aufnimmt. Solche Bodenstationen müssen an der richtigen Stelle positioniert sein, sowie eine tracking aid Antenne besitzen, um mit unbekannten Satellitenorientierungen umgehen zu können. Zusätzlich muss Tracking und Ranging durchgeführt werden, um den Orbit akkurat zu bestimmen.

Frage 18.8: Was sind die wichtigsten Aufgaben des Flight Dynamics Systems?

Orbitbestimmung, Missionsplanung und Kollisionswarnung

Frage 18.9: Welches ist die wichtigste Position in einem Missionskontrollzentrum und was sind die Aufgaben?

Flight-Director: Er leitet die Mission und trägt die Verantwortung.

Frage 18.10: Nennen Sie 3 unterschiedliche Level der Datenaufbereitung mit einer kurzen Erklärung!

Level 0 Rohdaten mit allen Kommunikationsartefakten entfernt

Level 1A Rohdaten mit Zeit und Ortsstempeln etc. versehen

Level 1B Mit Sensorunits verarbeitete Level 1A Daten

Level 2 Zusätzlich mit berechneten Werten versehen

Level 3 Auf uniformes Raumzeit-Gitter abgebildete Daten

Level 4 Mit Modellen berechnete Daten/Ergebnisse aus der Analyse der Daten

Frage 18.11: Welche sich gegensätzlich beeinflussenden Anforderungsfelder bedingen die Komplexität des Galileo Mission Segments? Nennen Sie 3 Paare von Anforderungsfeldern, die oft in Konflikt geraten und begründen Sie, warum diese Anforderungsfelder gegensätzlich sind. Nennen Sie Beispiele.

Hier fehlt die Antwort... Du kennst sie? Dann sende sie an i-am-spam@gmx.de

Frage 18.12: Was sind die hauptsächlichen Funktionen des Galileo Mission Segments (navigation services)?

Hier fehlt die Antwort... Du kennst sie? Dann sende sie an i-am-spam@gmx.de

Frage 18.13: Nennen Sie die Services des Galileo Systems, die schon bald verfügbar sein werden und beschreiben Sie die Hauptcharakteristika.

Hier fehlt die Antwort... Du kennst sie? Dann sende sie an i-am-spam@gmx.de

Frage 18.14: Nennen Sie das wesentliche Charakteristikum, das das Galileo Mission Segment von anderen Missionsbodensegmenten unterscheidet.

Hier fehlt die Antwort... Du kennst sie? Dann sende sie an i-am-spam@gmx.de

Frage 18.15: GMS besteht aus 13 GMS Hauptkomponenten (Elementen). Nennen Sie diejenigen, die Teil der GMS *closed loop* mit dem Satelliten sind.

Hier fehlt die Antwort... Du kennst sie? Dann sende sie an i-am-spam@gmx.de

Frage 18.16: Nennen Sie Gründe für die weltweite Verteilung der Galileo Referenzstationen (GSS).

Hier fehlt die Antwort... Du kennst sie? Dann sende sie an i-am-spam@gmx.de

Frage 18.17: Nennen Sie Gründe für die weltweite Verteilung der Galileo Sendestationen (ULS).

Hier fehlt die Antwort... Du kennst sie? Dann sende sie an i-am-spam@gmx.de

Frage 18.18: List the different systems of the ground segment

A space mission ground segment is build up of: mission control, groundstations for up- and downlink and user/data mission centres.



Frage 18.19: Describe the system architecture for different missions

Every mission has individual needs concerning the different elements of the ground segment. No generic solution available.

Frage 18.20: Describe the function and concept of a ground station

A ground station is the RF interface to the satellite. It also provides tracking information to the flight operation team. Location and performance must match to the mission needs. Standardization of satellite telecommunication helps to use worldwide ground station networks.

Frage 18.21: Describe the function and concept of mission control centre

Core element of the ground segment. Mission control centre needs to monitor and control the space segment. Here mission planning and flight dynamics evaluation take place.

Frage 18.22: Describe the function and concept of payload/user ground segment

Archiving and processing of satellite data. Preparation of data sets for users. Sometimes dedicated ground stations are used for data downlink.

Frage 18.23: Ground Segment engineering process

Ground segment follows same development cycle as space segment. Often simulators are used for validation of operation and data processing.

19 Project Management und Systems Engineering

Frage 19.1: Definieren und charakterisieren Sie den Begriff Projekt!

DIN 69 901: ... eine Aufgabe, die durch die Einzigartigkeit der Bedingungen als Ganzes gekennzeichnet ist. Ein Projekt hat einen spezifischen Zweck und ist einzigartig und hat vereinbarte Zeitvorgaben und Kostenbeschränkung und ist auf den Kunden und dessen Erwartungen ausgerichtet.

Frage 19.2: Definieren und charakterisieren Sie den Begriff Management!

Management ist die Leitung sozio-technischen Systeme in Bezug auf die erforderlichen technischen Bereiche und das Personal mit professioneller Methode. In Bezug auf die technische Dimension muss die Durchführung der erforderlichen Aufgaben organisiert werden, hinsichtlich der sozialen Dimension ist das richtige Verhalten gegenüber allen Menschen mit Beitrag zur Erreichung der Ziele erforderlich. (Dinge müssen organisiert werden, Menschen müssen geleitet werden.)

Frage 19.3: Was sind die 3 Hauptkriterien, die beim Erreichen des Projektziels erfüllt sein sollten?

Kosten, Zeitplan und Qualität.

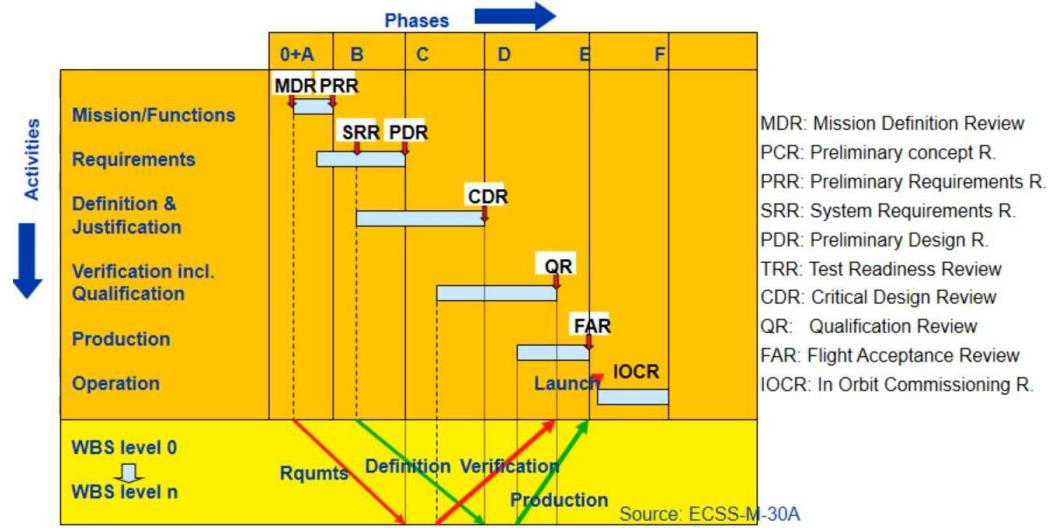
Frage 19.4: Stellen Sie die Charakteristika von Forschungs- und Entwicklungsprojekten heraus!

Minimales Risiko, Zufriedenheit des Teams und Zufriedenheit der Kunden/Stakeholder

Frage 19.5: Was sind Stakeholder?

Stakeholder sind Personen, die am Projekt beteiligt sind, bzw. Interesse an dessen Bearbeitung haben. (Aktionäre, Politiker, Kunden, Auftraggeber etc.)

Frage 19.6: Skizzieren Sie den logischen Planungsablauf eines Projekts!



Frage 19.7: Stellen Sie den Projektlebenszyklus in seiner zeitlichen Abfolge dar! Benennen Sie die einzelnen Phasen und ordnen Sie die anstehenden Reviews zeitlich zu!

Hier fehlt die Antwort... Du kennst sie? Dann sende sie an i-am-spam@gmx.de

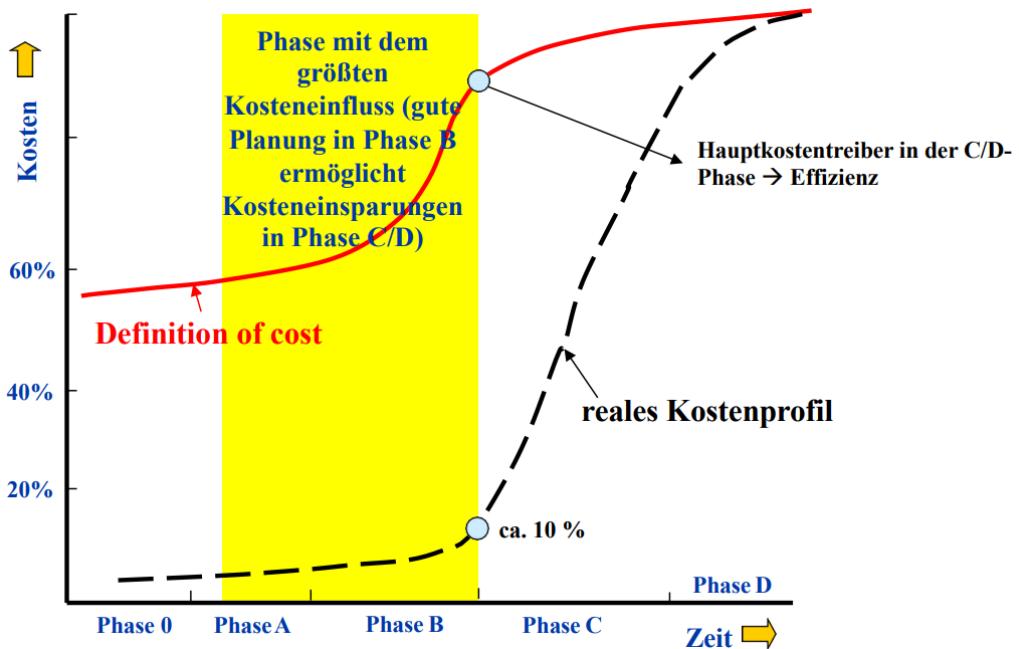
Frage 19.8: Was sind die Inhalte und Ziele der einzelnen Projektlebenszyklus-Phasen?

- 0** Mission Analysis (Missionsanalyse)
- A** Feasibility (Machbarkeit) Durchführbarkeit/machbarkeit, Zeit- und Kostenplanung, notwendige Technologieentwicklungen identifizieren, Kosten-Leistung Abwägung, Kosten-Risiko Analyse
- B** Preliminary Definition (Vorläufige Definition) Anforderungen und Aktionen spezifizieren
- C** Detailed Definition (Detaillierte Definition) Definition und Detailkonstruktion
- D** Production/Ground Qualification Testing (Produktion/Bodenqualifikationstests)
- E** Utilization (Nutzung)
- F** Disposal (Entsorgung)

Frage 19.9: Erläutern Sie den Unterschied zwischen *Design to Cost* und *Design to Requirements*

Bei Design to Cost wird die beste Leistung für vorgegebene Kosten entwickelt. Bei Design to Requirements wird die vorgegebene Leistung für minimale Kosten entwickelt.

Frage 19.10: Wie sieht der Kostenverlauf in einem F&E-Projekt schematisch aus?



Frage 19.11: In welchen Projektphasen ist er beeinflussbar?

Ein Großteil der Kosten wird in Phase 0/A festgelegt.

Frage 19.12: Beschreiben Sie die Merkmale eines Arbeitsstrukturplans (Work Breakdown Structure)!

Die Arbeitsbereiche werden hierarchisch eingeteilt und jeder Bereich ist in Pakete aufgeteilt.

Frage 19.13: Welche Inhalte enthält eine Arbeitspaketbeschreibung?

- ▶ Vertragliche Vereinbarung
- ▶ Identifizierung
- ▶ Definition des Arbeitspakets

Frage 19.14: Ist es günstig den Vertrags-/Qualitätsmanager in ein Projekt zu versetzen oder abzustellen? Begründen Sie ihre Entscheidung!

Der Vertrags-/Qualitätsmanager sollte unabhängig bleiben und daher nicht dem Projektmanager unterstellt sein.

Frage 19.15: Beschreiben Sie die Vorgehensweise des Risikomanagements und erläutern Sie welche Risiken in einem Entwicklungsprojekt versichert werden sollten.

Die Risiken müssen identifiziert und untersucht werden, sowie regelmäßig überprüft werden. Risiken mit geringer Wahrscheinlichkeit aber hohen Schaden werden versichert (Start geht schief und der Satellit geht kaputt). Bei hohen Wahrscheinlichkeiten muss das Risiko begrenzt werden.

Frage 19.16: Benennen und erläutern Sie kurz die wichtigsten Raumfahrt Standards und Regulierungen, die bei der Entwicklung von Raumfahrtsystemen zu beachten sind.

- ▶ Gesetze
- ▶ ECSS (European Cooperation for Space Standardization)
- ▶ CCSDS (Consultation Committee for Space Data Systems)
- ▶ IASDC (Inter Agency Space Debris Coordination Committee)
- ▶ ITAR (International Trade in Arms Regulation)
- ▶ EAR (Export Administration Regulation)