

Diplomarbeit

Concordia

**Interplanetare Raumstation
im niedrigen Marsorbit**

ausgeführt zum Zwecke der Erlangung des akademischen Grades eines Diplom-Ingenieurs

unter der Leitung von

Univ.Doz. Mag.arch. Dr.techn. Christa Illera

E253

Institut für Architektur und Entwerfen
Abteilung für Raumgestaltung und nachhaltiges Entwerfen

eingereicht an der Technischen Universität Wien

Fakultät für Architektur und Raumplanung

von

Ursula Knappl

9908380

Dianagasse 8/5-6, 1030 Wien

Wien, am 29. März 2009

Concordia

**Interplanetare Raumstation
im niedrigen Marsorbit**

Für meine Familie und meine Freunde, die mich großartig unterstützt haben.

1 Einleitung

1.1 Reise zum Mars	Seite 5
Mythos und Faszination	
Die ersten Ideen zum Konzept	
1.2 Planet Erde vs. Mars - Unterschiede bzw. Parallelen	Seite 8
Planet	
Jahreszeiten	
Tag	
Klima	
Wasser	
Atmosphäre	
Himmel	
Topographie	
Monde	
1.3 Himmelsmechanische Beziehungen	Seite 16
Gravitation	
Zweikörperproblem	
Die Bestimmung eines bewegten Objekts im Weltraum	
6 Orbitalelemente	
1.4 Mission Mars	Seite 18
Programme zur Erforschung des roten Planeten	
Geplante Missionen	
Konzepte einer bemannten Marsmission	

2 Raumstationen

2.1 Bemannte Raumstationen	Seite 24
Salyut	
Skylab	
Apollo-Sojus-Projekt	
MIR	
Internationale Raumstation ISS	
2.2 Rotierende Raumstationen	Seite 28
Bernal-Sphäre	
Wernher von Braun	
Kubrick's 2001: Odyssee im Weltraum	
O'Neill-Kolonien	
Das große Baukastenkonzept der NASA	
K. A. Ehricke	
Aktuellere Beispiele	

3 Langzeitmissionen und deren Implikationen

3.1 Gesundheitsrisiken im All	Seite 33
Strahlung	
Schwerelosigkeit	
3.2 Vorsorgemaßnahmen	Seite 35
Strahlenschutzmaßnahmen	
Weltraummedizin	
Training	
Ernährung	
3.3 Psychologie in der Raumfahrt	Seite 37
Studien über Langzeitaufenthalte	

3.4 Anforderungen an die Raumstation	Seite 39
Sicherheit der Crew	
Anforderungen an die RS zur Vermeidung von Schäden	
Materialien	
Schutzschilder	
Versorgung der Raumstation	
Selbstversorgende Systeme	
Wohnlichkeit	

4 Missionsarchitektur

4.1 Positionierung im niedrigen Marsorbit	Seite 48
Überblick	
Interplanetare Raumfahrt	
Verlassen der Erde	
Flug zum Mars	
Orbittypen	
4.2 Missionselemente des fiktiven Projekts "Concordia"	Seite 56
Platzierung im Marsorbit	
Kommunikationssatelliten	
Satellit zur Vermessung der Marsoberfläche	
Bodeneinheit	
4.3 Missionsverlauf des Projekts "Concordia"	Seite 61
Planetenkonstellation	
Start: unbemannte Mission	
Start: bemannte Mission zur "Concordia"	

5 Concordia - bemannte Raumstation

5.1 Die Geburt der Raumstation	Seite 69
Namensgebung	
Künstliche Schwerkraft auf der Concordia	
Aufbau und Wachstum	
Anforderungen an das Habitat	
5.2 Zusammensetzung der Raumstation	Seite 76
Wachstumsschema	
Wegeführung	
Funktionsdiagramme	
Bordkreisläufe	
5.3 Plandarstellung der Habitate	Seite 85
Raum- und Platzbedarf	
Plandarstellung	

1 Einleitung

1.1 Reise zum Mars

- Mythos und Faszination

- Die ersten Ideen zum Konzept

1.2 Planet Erde vs. Mars - Unterschiede bzw. Parallelen

- Planet

- Jahreszeiten

- Tag

- Klima

- Wasser

- Atmosphäre

- Himmel

- Topographie

- Monde

1.3 Himmelsmechanische Beziehungen

- Gravitation

- Zweikörperproblem

- Die Bestimmung eines bewegten Objekts im Weltraum

- 6 Orbitalelemente

1.4 Mission Mars

- Programme zur Erforschung des roten Planeten

- Geplante Missionen

- Konzepte einer bemannten Marsmission

Mythos und Faszination

Schon bei den ersten Hochkulturen übte der rote Planet große Faszination auf die Menschen aus. Durch Überlieferungen der alten Mythologien bleibt uns der Mars stets als mystischer und geheimnisvoller Planet im Gedächtnis.

... Lahmu wurde von der Flugbahn Nibirus verwüstet!, sprach Marduk. Aufgesogen wurde seine Atmosphäre, das Wasser verdampfte, zu einem Ort der Sandstürme geriet er! ... ¹

Bei den Sumerern wurde der Mars als Symbol eines sechseckigen Sterns dargestellt und die Erde entweder als siebeneckiger Stern oder in Form von sieben Punkten.

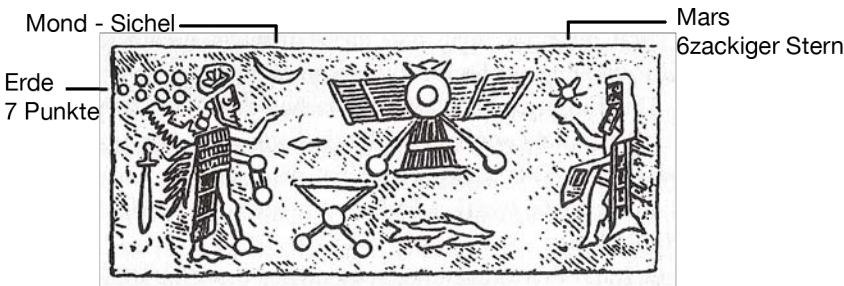


Abb. 1.1-1: sumerisches Rollensiegel

Archäologische Funde von Tontafeln belegen sumerische, akkadische und babylonische Gestirnslisten.

Im Sumerischen erhielt der Mars den Namen Simug, Schmied. Man findet ihn auch unter den Namen Utukagaba, was *Licht am Tor der Wasser*² bedeutet.

Auch in anderen Hochkulturen fand der Mars kultische Bedeutung. Im alten Ägypten kannte man ihn als "Horus der Rote" und bei den Azteken war er als *Huitzilopochtli*, der Zerstörer von Menschen und Städten, bekannt. Im indischen Sanskrit taucht er als "Mangal" (verheißungsvoll), "Angaraka" (Glühende Kohle) und "Kuja" (der Blonde) auf.

Sein Name lautet im Akkadischen "Shalbatana" und im Hebräischen "Maja". Aus der griechischen bzw. römischen Mythologie kennt man ihn als den Kriegsgott Ares und, wie geläufig, als Mars.

Ab dem 17. Jahrhundert wurde durch die Erfindung des Teleskops eine genauere Beobachtung des roten Planeten ermöglicht.

Bereits im 18. Jahrhundert entdeckte man dunkle Flecken auf der Marsoberfläche, die ihre Farbe änderten und wuchsen bzw. schrumpften.

Zu Beginn des 19. Jahrhunderts begann das Interesse und die Faszination an dem roten Planeten zuzunehmen, nachdem ein Astronom zu der Überzeugung gelangt war, einen Schwesternplaneten unserer Erde wieder erkannt zu haben.

Besagter Astronom war der Italiener *Giovanni Virginio Schiaparelli*, Entdecker der *Canali*. Ihm Zufolge wurde dem Mars intelligentes Leben zugeschrieben.

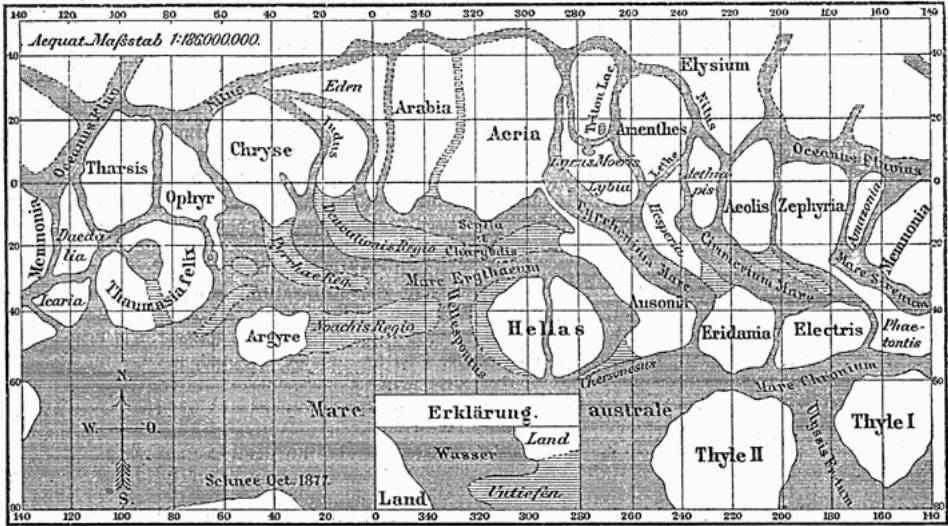


Abb. 1.1-2: Marskarte nach Schiaparelli

Schiaparellis Entdeckung und seine Vermutung der Existenz von intelligentem Leben auf dem Mars ermutigte viele andere Astronomen zu weiteren Recherchen. Außerdem lieferten diese Forschungen den Stoff für zahlreiche Romane und Science-Fiction-Filme (siehe Tabelle 1.1-1).

Für *Percival Lowell* waren diese Vermutungen Grund genug, eine Sternwarte in Arizona für die Beobachtung der Marsbewohner zu gründen.

Bis heute gibt es heftige Diskussionen zu dem Thema "existiert intelligentes Leben auf dem Mars?".

Einer der ersten Träume der Astronauten war, den roten Planeten zu besuchen. Seit dem Ende der 60iger sind wir technisch gesehen auch dazu in der Lage. Es gibt bereits *Interessensgruppen*, die das Ziel haben den Mars zu bereisen und auch auf ihm erdähnliche Konditionen zu schaffen.

Die Neugierde liegt in der menschlichen Natur und hat den Menschen immer dazu bewogen, an die Grenzen zu gehen und sie auch auszuweiten. Die Frage nach außerirdischem Leben ist bislang noch nicht geklärt und motiviert viele Wissenschaftler danach zu forschen. Daher ist der Mars eine unerlässliche Etappe für diese Annahmen und Recherchen. Bisher ist es nicht erwiesen, dass Leben auf dem Mars existiert bzw. existiert haben könnte.

Neben der wissenschaftlichen Neugier und den technologischen Herausforderungen dient auch die faszinierende Geschichte des roten Planeten als Grund zu seiner Erkundung.

Der Mars ist der erdähnlichste Planet unseres Sonnensystems und steht der Erde am nächsten, jedoch liegt er knapp außerhalb der *habitalen Zone*. Neben der Erde schafft er, gegenüber den restlichen Planeten, noch die besten Voraussetzungen für etwaiges Leben und könnte auch Aufschluss über die unerforschte Erdgeschichte liefern.

Die Klimaveränderungen auf dem Mars können als Referenz und zur Erklärung der Klimageschichte der Erde dienen.

Zitat 1.1-1: Zecharia Sitchin
Abbildung 1.1-1: sumerisches Rollensiegel
Zitat 1.1-2: Zecharia Sitchin

Huitzilopochtli ... aztekische Gottheit
Giovanni Virginio Schiaparelli ... (1835-1910) Architekt, Mathematiker, Astronom, Ingenieur der Hydraulik
Canali ... linienförmige Strukturen auf der Marsoberfläche

Abbildung 1.1-2: Marskarte nach Schiaparelli von 1888 (Meyers Konversations-Lexikon)

Percival Lowell ... US-amerikanischer Astronom 1855-1916
Interessensgruppen ... Mars-Society aus den USA; Planète Mars in Frankreich
habitable Zone ... Bereich im Weltraum, wo Wasser dauerhaft in flüssiger Form existieren kann, um damit die Voraussetzungen für Leben zu gewährleisten.

Seine rötliche Oberfläche entstand durch eisenoxidreichen verwitterten Basalt und feinkörnige rote Tonerde.

1976 machten die beiden Viking - Orbiter der NASA eine erstaunliche Entdeckung. Im Hochland der Cydonia-Region in der nördlichen Hemisphäre, die eine komplexe Geologie aus Kratern und Felsformationen aufweist, wurde eine für Aufsehen sorgende Aufnahme gemacht.



Abb. 1.1-3: Marsgesicht

"...Wir erhalten recht sonderbare Dinge, es ist sehr verwirrend ... Man kann kaum an eine natürliche Ursache glauben, weil die Furchen so regelmäßig sind." ³ Michael Carr



Abb. 1.1-4: Inkastadt

Neben dem "Marsgesicht" waren auch regelmäßige Furchen im Cydonia-Gebiet zu erkennen. In der näheren Umgebung wurden auch vermeintliche Pyramiden fotografiert - daher wurde diese Region von Wissenschaftlern "Inkastadt" getauft.



Abb. 1.1-5: optische Täuschung

2001 wurde aufgrund von hochauflösenden Aufnahmen des Mars Global Surveyors die Annahme der Abbildung eines menschlichen Gesichts widerlegt. Es handelt sich demnach um eine stark verwitterte Felsformation, die durch natürliche Prozesse erodiert ist und nur durch das Zusammenspiel von Licht und Schatten eine Täuschung auf der Viking-Aufnahme hervorgerufen hatte.

Zitat 1.1-3: Michael Carr
Michael Carr ... Pressechef der NASA

Abbildung 1.1-3: Marsgesicht © NASA
Abbildung 1.1-4: Inkastadt © NASA
Abbildung 1.1-5: optische Täuschung © NASA

Der Mythos Mars ist Thema zahlreicher Romane und Verfilmungen:

- 1790: Carl Ignaz Geigers Roman "Reise eines Erdbewohners in den Mars"
- 1897: Kurd Laßwitz umfangreicher Roman "Auf zwei Planeten" Besuch bei den Marsbewohnern
- 1898: Herbert G. Wells Roman "Krieg der Welten" Marsianer erobern die Erde
- 1913: erscheint erstmals ein grünes Marsmännchen in einem Comic
- 1938: Orson Welles' Panik auslösendes Hörspiel "Invasion vom Mars" zur Romanvorlage von "Krieg der Welten"
- 1950: Buch "Die Marschroniken" von Ray Bradbury
- 1952: Verfilmung von "Invasion vom Mars"
- 1968: Film: "2001: Odyssee im Weltraum" von Produzent und Regisseur Stanley Kubrick, Drehbuch Kubrick und Arthur C. Clarke
- 1978: Übertragung einer vorgetäuschten Marsexpedition
- 1990: "Total Recall"
- 1993: "Marstrilogie", Romanserie von Kim Stanley Robinson - über die Besiedlung des Mars
- 2000: "Red Planet"
- 2000: Film "Mission to Mars" - thematisiert unter anderem die Cydonia-Region
- 2005: "Das Marsprojekt" von Autor Andreas Eschenbach - 5teilige Romanserie
- 2005: Dokumentation: „The Mars Underground“ - Geschichte über den Raumfahrtingenieur Robert Zubrin und sein andauerndes Scheitern bei der Planung einer bemannten Mission zum Mars
- 2007: Film: "Postcards from the Future" - Briefe aus dem Kosmos / Kurzfilm von Alan Chan

Tabelle 1.1-1: Film und Literatur

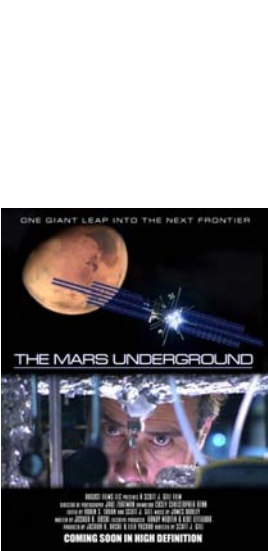


Abb. 1.1-6: The Mars Underground



Abb. 1.1-7: SiFi-Literatur zum Thema Mars



Abb. 1.1-8: Krieg der Welten

Ein ständiges Zusammenspiel zwischen Wissenschaften und Literatur wären zwecks Anregungen und neuer Gedankengänge sehr vorteilhaft.

www.themarsunderground.com

Tabelle 1.1-1: Film und Literatur

Abbildung 1.1-6: The Mars Underground
Abbildung 1.1-7: SiFi-Literatur zum Thema Mars
Abbildung 1.1-8: Krieg der Welten

Die ersten Ideen zum Konzept

Der Gedanke des Verlorenseins in den Weiten des Weltraums hat mich sehr beschäftigt. Sollte eine Mission scheitern, gibt es nämlich kein Zurück mehr und bis Hilfe naht, sofern überhaupt möglich, würde sehr viel Zeit verstreichen. Deshalb dachte ich an ein modulares System von rotierenden, sich selbst erhaltenden Raumstationen, die in gewissen Abständen zueinander positioniert werden (siehe Abb. 1.1-9). Sie würden als Zufluchtstätten bzw. für Zwischenstopps, zur Betankung, Wartung, Reparatur von Raumfahrzeugen, sozusagen als Versorgungsstationen (Wasser, Nahrung, Medizin), dienen. Bei der Positionierung, beispielsweise einer Erde-Mars-Mission, muss das sich bewegende System der beiden Planeten bedacht werden. Um die Distanzen und Reisezeit zwischen den Stationen möglichst gering zu halten, muss das System auf die sich ändernden Erde-Mars-Positionen abgestimmt werden, zum Beispiel durch Aufsplittung einer Station.

Ein weiterer wichtiger Aspekt ist die Kommunikationsmöglichkeit und die Möglichkeit eines Crewwechsels unter den Stationen. Die Stationsmitglieder können mehrere Stationen bis zur Rückkehr zur Erde zyklisch durchwandern. Die einzelnen Raumstationen sollen als Vernetzung von interplanetaren Welt-raumbahnhöfen fungieren.

In meiner Diplomarbeit gehe ich auf jene Raumstation, welche laut meines Ideenkonzepts im niedrigen Marsorbit positioniert wird, näher ein.

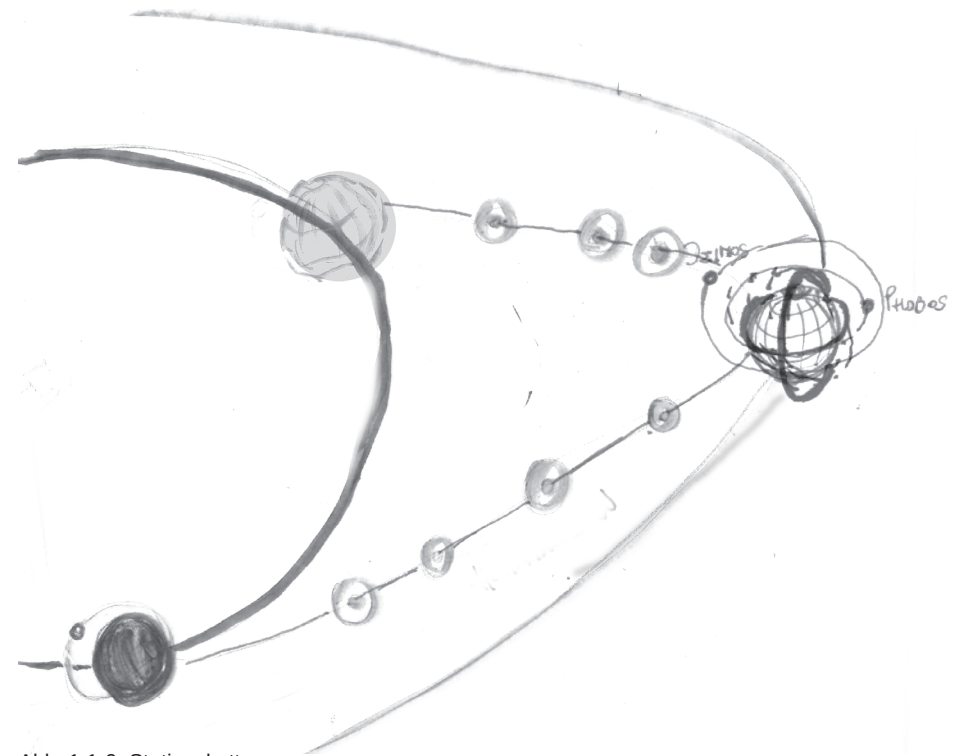


Abb. 1.1-9: Stationskette

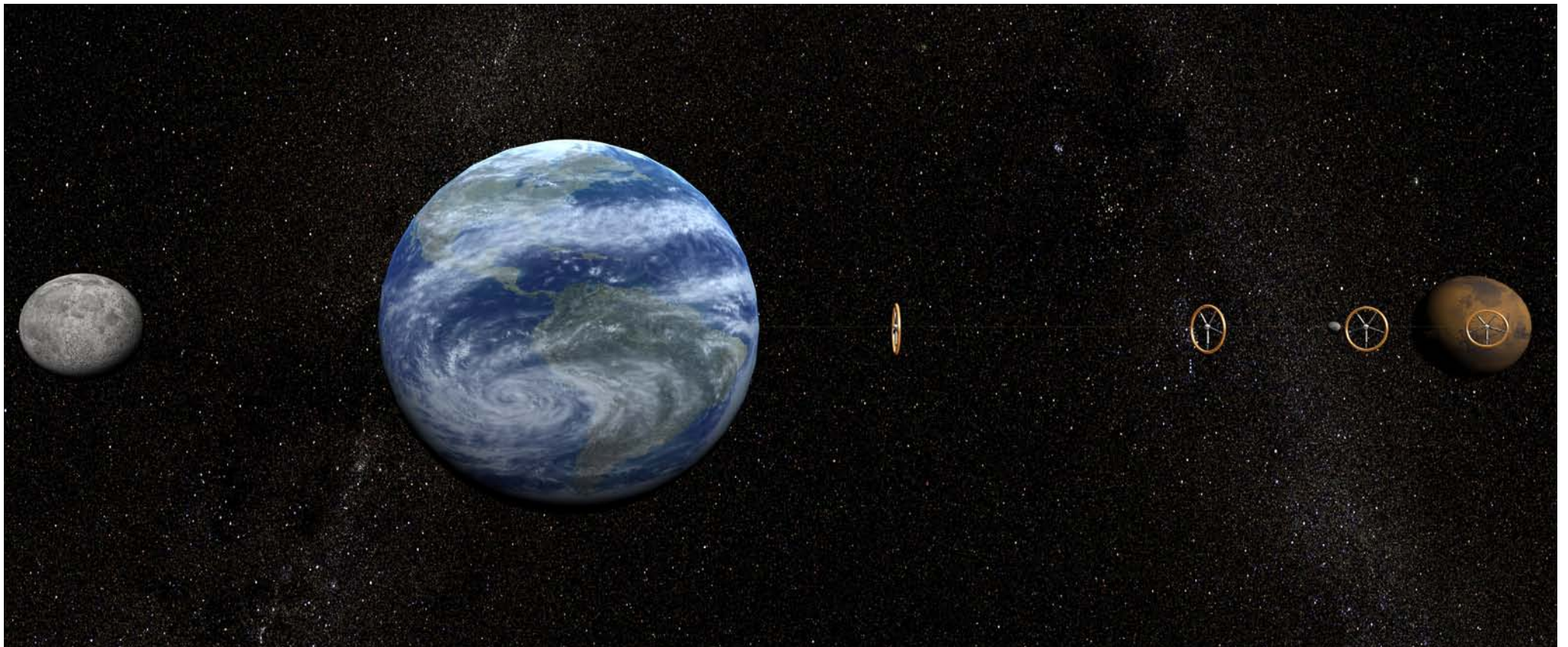


Abb. 1.1-10: Fiktive Verbindungskette zwischen Erde und Mars

Abbildung 1.1-9: Stationskette © Ursula Knappl

Abbildung 1.1-10: Fiktive Verbindungskette zwischen Erde und Mars © Ursula Knappl

Orbitalparameter	<i>Perihel</i>	<i>Aphel</i>	große Halbachse
10^6 km	147,09	152,10	149,60
<i>Lichtjahre</i>	$1,55 \cdot 10^{-5}$	$1,61 \cdot 10^{-5}$	$1,58 \cdot 10^{-5}$
<i>AE</i>	0,9833	1,0167	~ 1
<i>Grad</i> <i>Tage</i>	Bahnneigung		siderische Periode
	0,00		365,256
<i>Stunden</i> <i>Grad</i>	Eigenrotation		Achsneigung
	23,9345		23,45
Parameter	Radius	Masse	Volumen
$\text{km } 10^{24}\text{kg } 10^{10}\text{km}^3$	6378,1	5,9736	108,321
m/s^2 W/m^2	Gravitation		Bestrahlungsstärke
	9,80		1367,6
Atmosphäre	1,013 hPa mittlerer Luftdruck auf Meeresniveau 78 % Stickstoff, 21 % Sauerstoff und zu 1 % aus Edelgasen, überwiegend Argon 15°C mittlere Temperatur (min.-60°C, max. +58°C)		

Tabelle 1.2-1a: Die wichtigsten Parameter unseres Planeten Erde.
Abbildung 1.2-1a: Planet Erde

Planet Erde

Unser Planet Erde ist keine exakte Kugel, da durch die Eigenrotation Trägheitskräfte entstehen, die zur Erdabplattung führen und eine Formabweichung verursachen.

Vergleicht man den Äquatordurchmesser von ca. 12 756 km mit dem Polabstand von etwa 12 713 km zeichnet sich eine deutliche Abweichung von 43 km der Kugelform ab.

Eine Erdumdrehung um die eigene Achse erfolgt *rechtläufig* in 23h 56 min.

Die Rotationsachse (Himmelsachse) ist um 23,45° gegen die Erdbahnebene geneigt.

Die x-Achse geht immer durch den Frühlingspunkt, der in der Abbildung mit Punkt Y gekennzeichnet wird.

Der Winkel zwischen Äquatorialebene und *Ekliptik* wird mit ϵ bezeichnet.

Die Umlaufbahn der Erde um die Sonne ist nahezu kreisförmig.

Ein ganzer Umlauf um die Sonne erfolgt in 365 Tagen, 6 Stunden, 9 Minuten und 9,54 Sekunden, es handelt sich hierbei um ein siderisches Jahr.

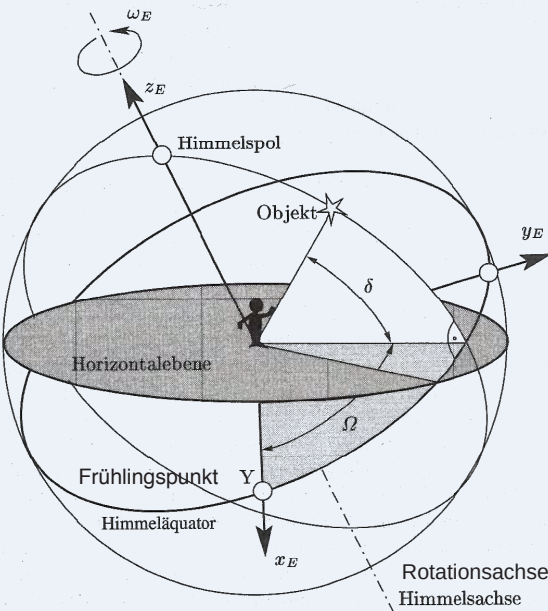


Abb. 1.2-2a: Äquatoriales Koordinatensystem

Tabelle 1.2-1a: Quelle NASA factsheet
Abbildung 1.2-1a: Planet Erde
Abbildung 1.2-2a: Äquatoriales Koordinatensystem

rechtläufig ... gegen den Uhrzeigersinn
Ekliptik ... Ebene auf der sowohl der Mittelpunkt der Sonne als auch der Mittelpunkt der Erde liegt
Perihel ... ein Körper befindet sich im sonnennächsten Punkt seiner Umlaufbahn
Aphel ... ein Körper befindet sich im sonnenfernsten Punkt seiner Umlaufbahn

Orbitalparameter	Perihel	Aphel	große Halbachse
10^6 km	206,62	249,23	227,92
<i>Lichtjahre</i>	$2,18 \cdot 10^{-5}$	$2,63 \cdot 10^{-5}$	$2,41 \cdot 10^{-5}$
<i>AE</i>	1,381	1,666	1,523
<i>Grad</i> <i>Tage</i>	Bahnneigung		siderische Periode
	1,85		686,980
<i>Stunden</i> <i>Grad</i>	Eigenrotation		Achsneigung
	24,6229		25,19
Parameter	Radius	Masse	Volumen
$\text{km } 10^{24}\text{kg } 10^{10}\text{km}^3$	3396,2	0,6418516,318	
m/s^2 W/m^2	Gravitation		Bestrahlungsstärke
	3,71		589,2
Atmosphäre	6,36 hPa mittlerer Luftdruck 95,3 % Kohlendioxid, 2,7 % Stickstoff, 1,6 % Argon, geringer Sauerstoff- und Kohlenmonoxidanteil und Spuren von Wasserdampf, Neon, Krypton, Xenon und Ozon -55°C mittlere Temperatur (min.-133°C, max. +27°C)		

Tabelle 1.2-1b: Die wichtigsten Parameter des roten Planeten Mars.
Abbildung 1.2-1b: Planet Mars

Planet Mars

Ebenso trifft die Abplattung auf den Mars zu - auch seine Form weicht von einer Kugel ab, da sich sein Polradius mit 20 km vom Äquatorradius unterscheidet.

Der Mars rotiert um seine eigene Achse in 24h 37 min.

Die Achsneigung ändert sich wie bei der Erde, alle 21 000 Jahre um ein paar Grad.

Die Bahnebene des Mars ist um 1,85° zur Ekliptik der Erdumlaufbahn geneigt.

Aufgrund der Achsneigung werden auch auf dem Mars Nord- und Südhalbkugel von der Sonne unterschiedlich bestrahlt.

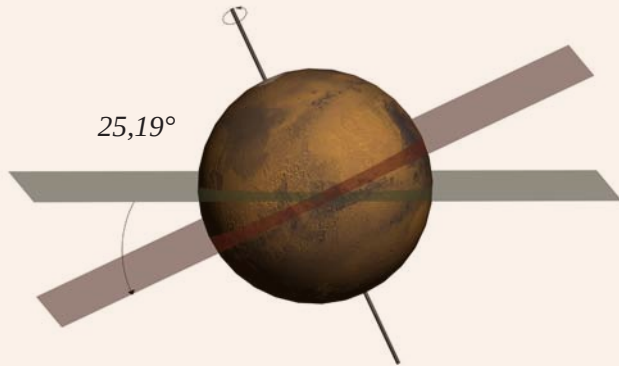


Abb. 1.2-2b: Achsneigung (Inklination)

Wegen seiner exzentrischen Umlaufbahn um die Sonne erreicht der Mars den erdnächsten Punkt entweder eine Woche vor oder nach der *Opposition*. Während der Opposition ist das Phänomen der Marsschleife zu beobachten. Dadurch, dass sich die Erde auf der Innenbahn schneller bewegt, erscheint es, als ob der Mars am Sternenhimmel rückwärts wandern würde. Der Mars umläuft die Sonne innerhalb von 686 Tagen 23 Stunden 31 Minuten und 12 Sekunde oder 1,9 Erdenjahren.

Tabelle 1.2-1b: Quelle NASA factsheet

Abbildung 1.2-1b: Planet Mars
Abbildung 1.2-2b: Achsneigung (Inklination)

1 Lichtjahr = $9,461 \cdot 10^{12}\text{ km}$
1 AE (Astronomische Einheit) = 149 597 870, 691 km

Opposition ... Die Erde und ein äußerer Planet liegen auf einer Achse zur Sonne und befinden sich auf derselben Seite. Dabei erstrahlt der Planet in größter Helligkeit.

Jahreszeiten auf der Erde

Unser Planetensystem basiert auf himmelsmechanischen Prinzipien, die unser irdisches Leben in Form von Zyklen definieren. Die Erde umkreist die Sonne innerhalb eines Jahres. Dabei entstehen aufgrund ihrer Achsneigung vier 4 Jahreszeiten:

Frühling:	92,9 Tage
Sommer:	93,6 Tage
Herbst:	89,7 Tage
Winter:	89,1 Tage

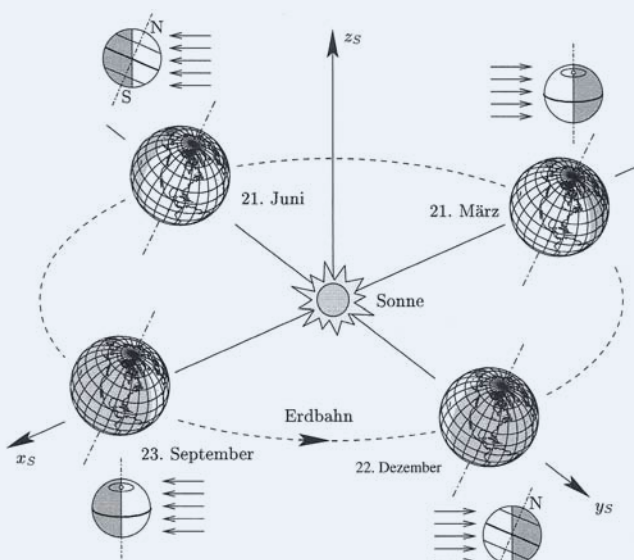


Abb. 1.2-3a: Jahreszeiten

Wegen der unterschiedlichen Sonneneinstrahlung auf die Nord- bzw. Südhalbkugel zeichnen sich auch unterschiedliche Tag- und Nachtlängen ab.

Am 21. März beginnt der astronomische Frühling auf der Nordhalbkugel bzw. der astronomische Herbst auf der Südhalbkugel. Es herrscht Tag- und Nachtgleiche. Die *scheinbare geozentrische Länge* der Sonne beträgt 0°.

Am 21. Juni ist Sommersonnenwende, wobei sich die Sonne an diesem Tag über dem nördlichen Wendekreis befindet. Die Nordhalbkugel erfährt den längsten und die Südhalbkugel den kürzesten Tag. Der Nordpol befindet sich in der Mitte des Polartages und der Südpol in der Mitte der Polarnacht. Die Erde steht im Aphel, sprich sie ist am weitesten von der Sonne entfernt.

Um den 23. September herrscht Tag- und Nachtgleiche. Auf der Nordhalbkugel beginnt der astronomische Herbst und auf der Südhalbkugel der astronomische Frühling.

In der gemäßigten Zone ereignet sich am 21. Dezember die Wintersonnenwende. Dabei steht die Sonne über dem südlichen *Wendekreis* - das bedeutet, dass auf der Nordhalbkugel der kürzeste und auf der Südhalbkugel der längste Tag des Jahres ist. Die Erde steht im Perihel - im sonnennächsten Punkt.

Aufgrund des gravitativen Einflusses des Mondes, welcher die Achsneigung der Erde stabil hält, wird die Erhaltung der Jahreszeiten auf unserem blauen Planeten sichergestellt.

Jahreszeiten auf dem Mars

Ein Mars-Jahr von 687 Tagen dauert ca. zweimal so lange als ein Erdenjahr mit 365 Tagen. Daher sind auch die Jahreszeiten länger ausgeprägt.

Frühling:	199 Tage
Sommer:	183 Tage
Herbst:	147 Tage
Winter:	158 Tage

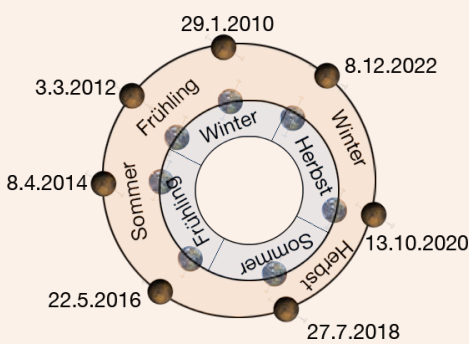


Abb. 1.2-3b: Jahreszeiten

Die Jahreszeiten auf der südlichen Hemisphäre unterscheiden sich von denen auf der Nördlichen aufgrund der exzentrischen Umlaufbahn um die Sonne.

Die Sommer sind auf der Südhalbkugel länger und kälter ausgeprägt. Im südlichen Sommer reichen die Temperaturen beispielsweise von +20°C mittags bis zu -80°C früh morgens.

Im südlichen Winter liegen die Höchsttemperaturen bei nur -50°C.

Auf der nördlichen Hemisphäre sind die Winter kürzer und milder und weisen eine Höchsttemperatur von -25°C auf.



Abb. 1.2-4: Veränderung der Polkappen

Aufgrund der jahreszeitlichen Änderungen verändern sich auch die Polkappen - durch Dehnen und Schrumpfen.

Im Sommer weist die Nordpolkappe einen Durchmesser von etwa 1000 km auf und besteht aus Wassereis.

Die Südpolkappe hat im Sommer hingegen einen Durchmesser von nur 350 km und besteht ebenfalls aus Wassereis sprich aus gefrorenem Kohlendioxid (CO₂). Im Sommer verdunstet ein Teil des Polareises und aufsteigender Wasserdampf führt zur Bildung von Wolken, welche vorwiegend aus Wassereiskristallen bzw. aus kondensiertem CO₂ bestehen.

Im Winter erscheint die Nordpolkappe, aufgrund der feinen Eisschicht aus Kohlendioxid, ausgedehnter.

Die südliche Polkappe ist wesentlich kleiner mit einem Durchmesser von 400 km. Sie besteht aus Eis, Sedimenten, Staub und ist permanent mit gefrorenem Kohlendioxid bedeckt.

Abbildung 1.2-3a: Jahreszeiten

scheinbare geozentrische Länge ...

vom Erdmittelpunkt aus betrachtet unter Berücksichtigung kleiner Schwankungen

Die *Wendekreise* befinden sich 2.600 km nördlich bzw. südlich des Äquators.

Abbildung 1.2-3b: Jahreszeiten

Abbildung 1.2-4: Veränderung der Polkappen © ESA/NASA

Erdentag

Aufgrund der Rotation um ihre eigene Achse ist die Erde einem Tag- und Nachtzyklus unterworfen.

T_E ...	Dauer eines <i>siderischen Tages</i>	$T_E =$	0,99727 (Sonnen-) Tage
T_S ...	Umlaufzeit um die Sonne	$T_S =$	365,256 sid. Tage
T_{MS} ...	Dauer eines mittleren Sonnentages	$T_{MS} =$	24 Stunden

Das Klima auf der Erde

Durch die Sonneneinstrahlung und deren Absorption bzw. Abstrahlung an der Erdoberfläche und Atmosphäre wird der Erde Energie zugeführt. Die globale Temperatur liegt bei etwa -27°C, jedoch durch den atmosphärischen Treibhauseffekt entsteht eine mittlere Bodentemperatur von +15°C. Die Erde wird aufgrund der unterschiedlichen Sonneneinstrahlung in Klimazonen eingeteilt (Polarzone, gemäßigte Zone, Subtropen, Tropen).

Die Polarzone oder kalte Zone erstreckt sich innerhalb der Polarkreise. Als Polargebiet gilt am Nordpol die Arktis und am Südpol die Antarktis. In den Polregionen herrschen Eis und Schnee sowie eine halbjährige Polarnacht und ein halbjähriger Polartag. Die Durchschnittstemperatur beträgt 0°C.

Die gemäßigte Zone reicht vom Polarkreis bis zum 40. Breitengrad. In dieser Region sind die Jahreszeiten eindeutig deklariert. Es herrscht sowohl maritimes Klima mit geringen Temperaturschwankungen und großen Niederschlägen, als auch kontinentales Klima mit hohen Temperaturschwankungen und relativer Trockenheit. Der größte Teil der Region unterliegt der *Westwindzone*. Die Temperaturen schwanken im Sommer über 30°C und im Winter unter dem Gefrierpunkt mit Schnee als Niederschlag.

Die Subtropen erstrecken sich vom 40. Breitengrad bis zum Wendekreis. Die mittlere Temperatur im Jahr liegt bei über 20°C. Sie sind unterteilt in trockene, winterfeuchte, sommerfeuchte und immerfeuchte Subtropen. Es treten mitunter sehr hohe Temperaturunterschiede zwischen Tag und Nacht auf. Sie haben tropische Sommer und nicht tropische Winter.

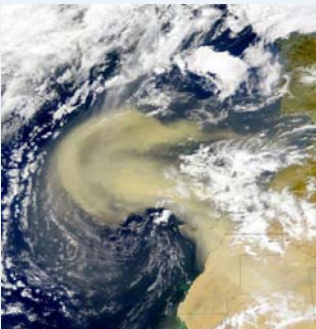


Abb. 1.2-5a: Sandsturm

Die Tropen befinden sich innerhalb des nördlichen und südlichen Wendekreises um den Äquator. Es herrscht fast Tag- und Nachtgleiche. Es wird zwischen wechselfeuchten und immerfeuchten Tropen, welche sich in Äquatornähe befinden unterschieden, wobei nur in den wechselfeuchten Regionen klimatische Jahreszeiten in Form von Trocken- und Regenzeit ausgeprägt sind. Es treten Winde, Passate und Monsune auf und verursachen heftige Niederschläge.

<i>siderischer Tag</i> ...	Die Dauer eines Sterntages entspricht der Dauer einer vollen Erdrotation.
<i>Westwindzone</i> ...	globale atmosphärische Windströmung mit Boden- und Höhenwinden aus Westen
Abbildung 1.2-5a:	Sandsturm

Marstag

Die Tage auf dem Mars werden in *SOL* (Sonnentage) gemessen. Eine vollkommene Eigenrotation dauert um ca. 41 Minuten länger als auf der Erde. Der Marssonnenaufgang verschiebt sich zum Erdentag täglich um 7 Minuten.

Die Dauer eines siderischen Tages beträgt 1,02595 Sonnentage. Ein Umlauf um die Sonne erfolgt in 686,980 siderischen Tagen.

Das Klima auf dem Mars

Das Klima ist hyperkontinental sehr trocken und weist große Temperaturschwankungen auf. Der Temperaturunterschied zwischen Tag und Nacht beträgt in etwa 50°C und bis zu 100°C in den Wüsten. Aufgrund der weiteren Entfernung von der Sonne, herrscht auf dem Mars um 2,3 mal weniger Sonneneinstrahlung pro Fläche als auf der Erde. Die sich ändernden Bahnparameter (Exzentrizität, Neigung und Richtung der Drehachse) sind für die Klimaänderungen verantwortlich. Dies bedeutet, dass bei niedriger Achsneigung weniger Sonnenstrahlung an den Polen eintrifft und umgekehrt. Im Perihel erhält der Mars um 40% mehr Sonneneinstrahlung als im Aphel.

Auf der Marsoberfläche kommt es aufgrund von Temperaturunterschieden und dem fallenden Luftdruck zu zyklisch auftretenden Wirbelstürmen. Die Windgeschwindigkeiten liegen bei normalen Wetterbedingungen bei 10-20 km/h und bei Stürmen im Frühjahr und Herbst bei 50km/h. Staubstürme erreichen bis zu 100 km/h und entstehen hauptsächlich auf der südlichen Hemisphäre im Sommer und sorgen für eine undurchsichtige Staubschicht, die den Mars monatelang umhüllt. Dabei wird das Sonnenlicht vom Staub absorbiert und dadurch entstehen heftige Höhenwinde.



Abb. 1.2-5b: Sandsturm

Die Marsluft ist nie vollkommen staubfrei. Der Marsstaub ist eisenhaltig und könnte von Magneten angezogen werden. In seiner Atmosphäre können sich auch Wolken bilden - besonders im Zeitraum des Aphels.

Die mittlere Oberflächentemperatur beträgt -53°C. In Äquatornähe erreichen die Temperaturen bis zu +20°C und fallen nachts bis auf -85°C.

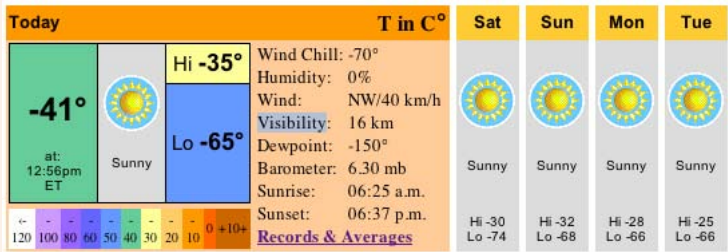


Abb. 1.2-6: Wetterbericht 29.12.2008

SOL ... von NASA verwendetes Zeitmaß

Abbildung 1.2-5b: Sandsturm
Abbildung 1.2-6: Wetterbericht 29.12.2008

Wasser auf der Erde

Wasser bietet die Grundlage für das "Leben", das sich laut bisherigen Erkenntnissen vorerst nur auf der Erde entwickelt hat. Die Herkunft der großen Wasservorkommen auf der Erde ist bis heute nicht eindeutig geklärt. Eine These besagt, dass sich ein Teil des Wassers durch Ausgasen von Magma angereichert hat - eine andere These beruft sich auf Einschlagen von wasserhaltigen Asteroiden aus dem Weltall. Die Erde ist in eine Wasserhalbkugel und in eine Landhalbkugel geteilt.

Die Erdoberfläche ist zu 70,7% mit Wasser bedeckt wobei sich die Wasserregion in drei Weltmeere gliedern: den Atlantik, den Pazifik und den Indischen Ozean.

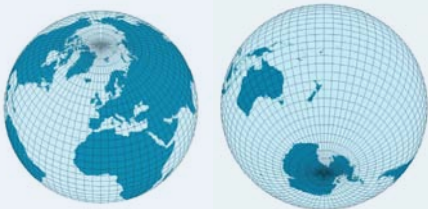


Abb. 1.2-7: Land- und Wasserhalbkugel

3,5% des Wasserreservoirs auf der Erde entfallen auf Süßwasser, das hauptsächlich in gefrorener Form an den Polen, Gletschern und Dauerfrostböden vorkommt. Nur 0,3% aller gesamten Wasservorkommen können als Trinkwasser genutzt werden, welches von Gletschern, Flüssen und Seen als gewonnen wird. 98,233 % des Wasservorkommens ist in flüssiger Form, 1,766 % in fester Form und 0,001 % in gasförmiger Form vorhanden. Die Wassermassen der Meere oder Flüsse verändern ständig die Landregionen durch Abtragen und Verschleppen von Erdmassen. Gletscherbewegungen sorgen für neue Landschaftsformationen.



Abb. 1.2.8a: Wasserlandschaft

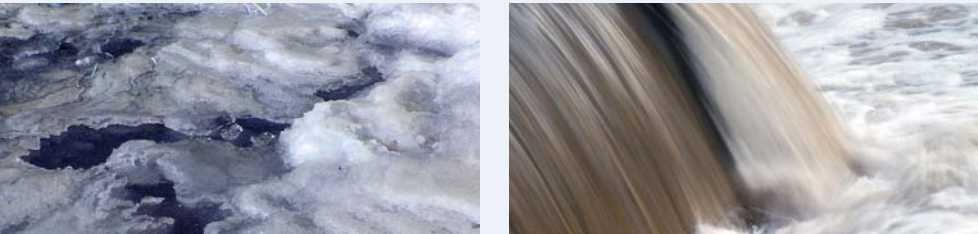


Abb. 1.2.9a: Wasser

Abbildung 1.2-7: Land- und Wasserhalbkugel, © Stefan Kühn
Abbildung 1.2-8a: Wasserlandschaft, © Ulla Trampert
Abbildung 1.2.-9a: Wasser

Wasser auf dem Mars

Aufgrund des zu niedrigen Atmosphärendrucks und seiner frostigen Temperaturen gibt es heute kein flüssiges Wasser auf der Marsoberfläche. Kohlendioxidhaltiges Wasser gefriert bzw. kocht schon bei wenigen Plusgraden und geht dabei direkt in einen gasförmigen Zustand über. Jedoch haben bisherige Forschungsergebnisse gezeigt, dass vor Milliarden von Jahren die Marsatmosphäre deutlich dichter war und Wasser die Oberfläche bedeckte. Die Oberflächenstrukturen lassen eindeutig Rückschlüsse auf einstige Wasservorkommenisse schließen. Laut Messungen der Sonde *Mars Odyssey* wäre in der Geschichte des roten Planeten ein Drittel seiner Oberfläche mit Ozeanen bedeckt gewesen. Die Entdeckung von *Opal* durch den *Mars Reconnaissance Orbiter* liefert einen weiteren Beweis dafür, dass Wasser auf dem Mars vorhanden war. Wasser tritt in Form von Permafrost auf, während es sich auch in gasförmigen Zustand in der Atmosphäre befindet. Möglicherweise verbirgt sich unter dem Nordpol ein großes unterirdisches Wasserreservoir. Forschungsergebnisse der vergangenen Jahre haben gezeigt, dass möglicherweise Wasser in flüssiger Form auf der Marsoberfläche auftritt. Aufnahmen des *Mars Global Surveyor* haben Oberflächenveränderungen in der südlichen Marsregion, Terra Sirenum und Centauri Montes, gezeigt.

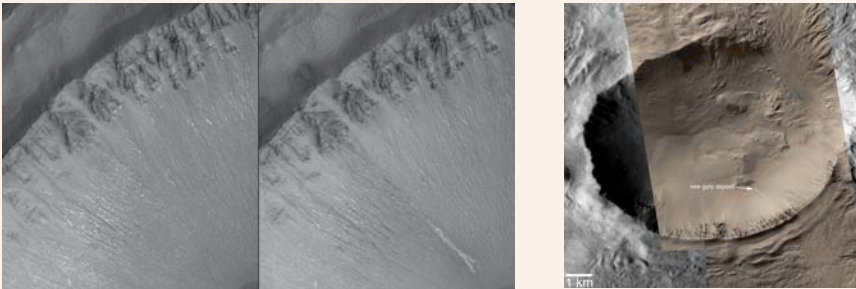


Abb. 1.2-8b: Wasservorkommen

Die entdeckten Flüssigkeitsablagerungen könnten möglicherweise Grundwasser oder geschmolzenes Eiswasser aus dem Untergrund sein.

Die Auswertung einer gefrorenen Bodenprobe des *Phoenix-Landers* brachte das Ergebnis, nachweislich "Wasser" gefunden zu haben. Mittels Radarmessungen der *Mars Express* Raumsonde konnten große Wassereisreservoirs, besonders am Südpol, nachgewiesen werden.

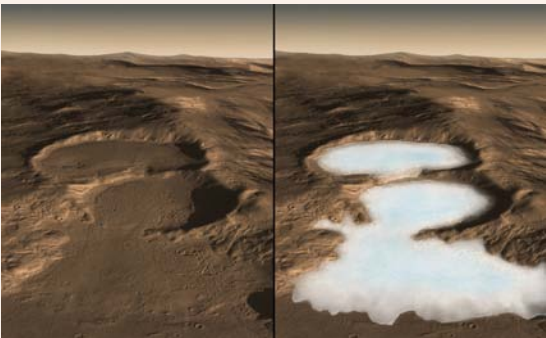


Abb. 1.2-9b: fiktive Mars-Gletscher Darstellung

Unter einer dicken Schicht von Staub und Geröll konnten mit Hilfe des Mars Reconnaissance Orbiters gewaltige Gletscher auf der Südhalbkugel ausfindig gemacht werden. Laut *Gerhard Neukum* schlummert noch massenhaft Wasser unter der Oberfläche.

Mars Odyssey ... Marssonde
Opal ... bildet sich, wenn vulkanisches Gestein mit Wasser in Berührung kommt
Mars Reconnaissance Orbiter ... Marssonde
Mars Global Surveyor ... Marssonde
Abbildung 1.2-8b: Wasservorkommen, © NASA
Phoenix Lander ... Mars-Landeeinheit
Mars Express ... Radarmessgerät „Mars Advanced Radar for Subsurface and Ionospheric Sounding“
Abbildung 1.2-9b: fiktive Mars-Gletscher Darstellung © NASA
Gerhard Neukum ... Planetologe an der Freie Universität Berlin

Die Erdatmosphäre

Von Raumfahrt spricht man erst ab einer Höhe von 200 km. Da in den unteren Schichten der Erdatmosphäre durch Wirkung des Luftwiderstandes Absturzgefahr gegeben ist, bleiben die Regionen zwischen 100 und 200 km Höhe unerforscht.

Die Homosphäre ist relativ genau erforscht und besteht aus drei Schichten mit jeweils unterschiedlichen Temperaturverläufen.

Raumfahrzeuge halten hohen Temperaturen von ca.1227°C dennoch stand, da die Luftdichte in diesen Höhen viel geringer ist.

Schwankungen der Sonnenaktivität beeinflussen die Atmosphärendichte.

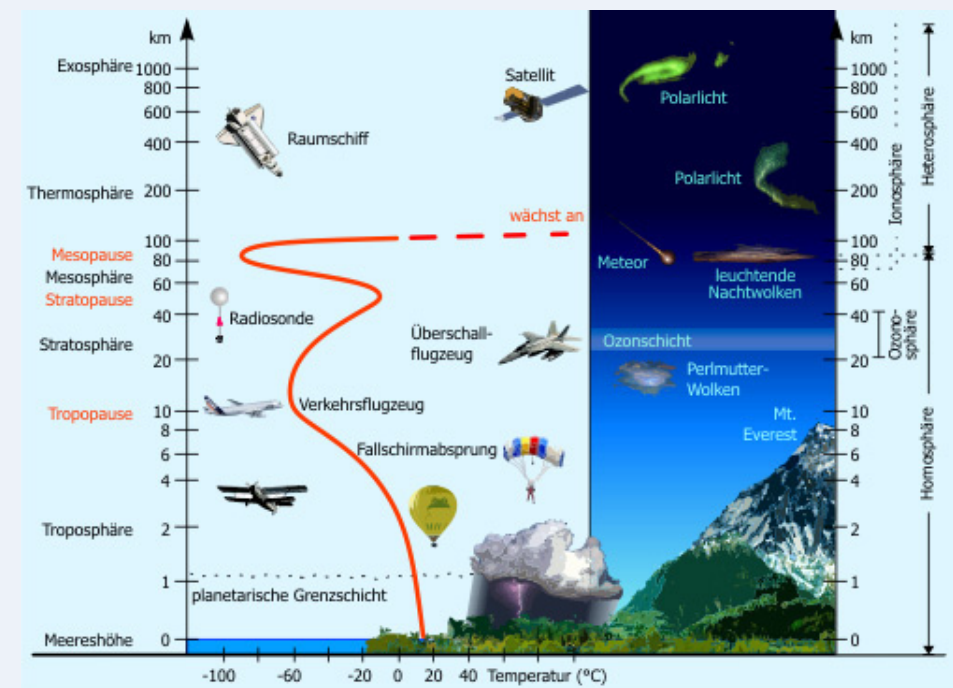


Abb. 1.2-10a: Atmosphärenaufbau

Der Himmel

Als "Himmel" gilt der Panoramablick von der Planetenoberfläche in Richtung Weltall. Kurzwelliges Licht wird beim Durchdringen unserer Atmosphäre gestreut und erzeugt dabei den himmelblauen Farbton, der von dem menschlichen Auge als solcher wahrgenommen wird. Streuungseffekte der Atmosphäre können den Himmel weiß-bläulich erscheinen lassen.

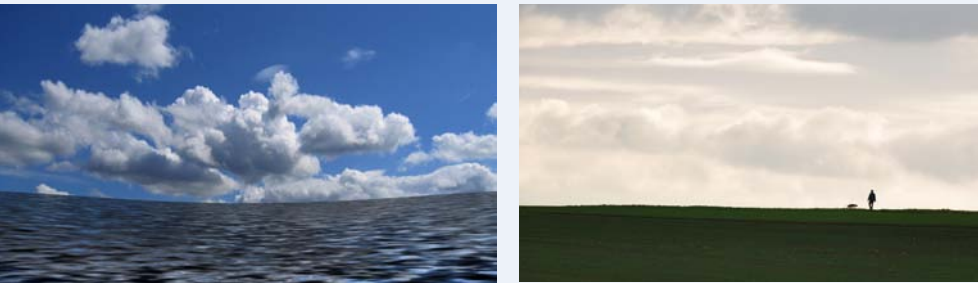


Abb. 1.2-12a: Horizont

Abbildung 1.2-10a: Atmosphärenaufbau
Abbildung 1.2-12a: Horizont, © Gerd Altman, © Stihl024 (<http://www.pixelio.de>)

Marsatmosphäre

Wie die Erde und die Venus besitzt der Mars eine Atmosphäre, wenn auch eine sehr dünne. Dadurch kann sie auch sehr wenig Sonnenwärme aufnehmen.

Aufgrund der geringen Gravitation und des schwachen Magnetfeldes wurde die Atmosphäre des Mars vom *Sonnenwind* regelrecht in den Weltraum verschleppt. Tatsache ist, dass der Mars in der Urzeit eine dichte Atmosphäre besaß - wie es zu dem Verlust kam, versuchen Forschungsprogramme, wie *ASPERA*, herauszufinden.

Die Atmosphärendichte ist zwar 100fach geringer als die der Erde und der Luftdruck ist nur 0,75% des terrestrischen, dennoch reicht die Atmosphäre aus, um ein Wettersystem zu erzeugen.

Die Marsatmosphäre bietet wenig Sauerstoffgehalt, dafür dominiert der Kohlendioxidanteil mit mehr als 95%. 2003 wurde das instabile Gas Methan darin nachgewiesen.

Bei hohem Staubgehalt in der Luft ist die Atmosphäre wärmer, da Sonnenlicht von den Staubpartikelchen absorbiert wird. Bei einem Besuch auf dem roten Planeten wären Temperaturunterschiede zwischen Kopf und Fuß deutlich zu spüren.

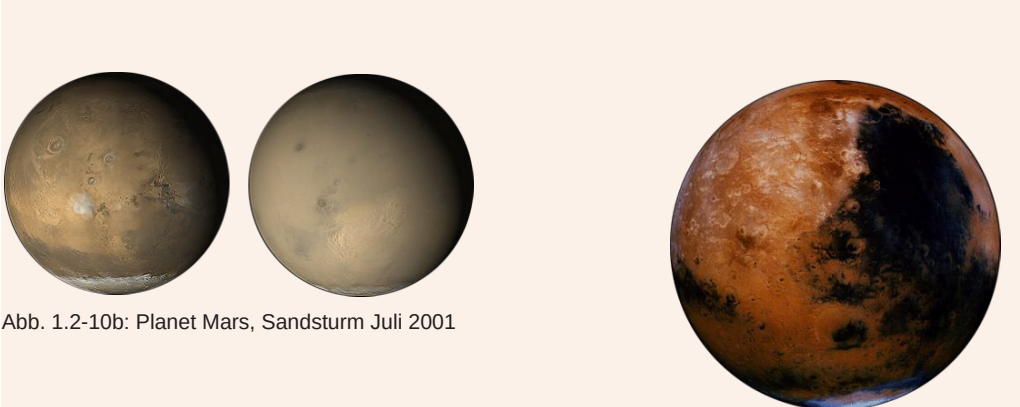


Abb. 1.2-10b: Planet Mars, Sandsturm Juli 2001

Abb. 1.2-11: Planet Mars

Der Himmel

Der Himmel ist mit Kristallwolken aus gefrorenem Kohlendioxid bedeckt und rosa-orange gefärbt. Diese Farbe entsteht durch den Staub in der Atmosphäre, welcher die Länge der blauen Wellen absorbiert und in gelb und rot verwandelt. Das Phänomen wird durch den schwachen Gehalt von Wasserdampf in der Atmosphäre betont.

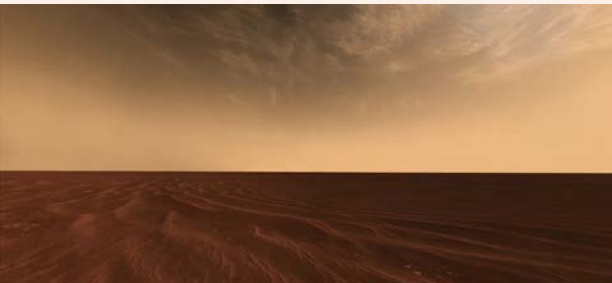


Abb. 1.2-12b: Marshorizont

Sonnenwind ... von der Sonne ausströmende geladene Teilchen, vorwiegend Elektronen und Protonen
ASPERA ... "Analyzer of Space Plasma and Energetic Atoms"

Abbildung 1.2-10b: Planet Mars, Sandsturm Juli 2001
Abbildung 1.2-11: Planet Mars
Abbildung 1.2-12b: Marshorizont

Topografie

Die Erde gilt als der größte Gesteinsplanet in unserem Sonnensystem. Sie besteht zu ca. einem Drittel aus Eisen und zu einem Drittel aus Sauerstoff. Der Rest setzt sich aus Silizium, Magnesium, Schwefel, Nickel, Calcium, Aluminium und aus anderen Elementen zusammen. Der Aufbau der Erde gliedert sich in drei Schalen: dem Erdkern, dem Erdmantel und der Erdkruste.

Unser blauer Planet bietet seinen Bewohnern ein sehr abwechslungsreiches Landschaftsbild, welches unterschiedlichste Lebensräume bietet. Wüsten, Gletscher, Wälder, Ozeane, Flüsse, Sümpfe, Berge, Täler, Höhlen, Oasen, Steppen, Savannen, Vulkane, Ebenen, Seen, Riffe, Geysire, Meere etc. schaffen die Bedingungen für eine artenreiche Tier- und Pflanzenwelt.



Abb. 1.2-13a: Größenvergleich



Abb. 1.2-14: Topografie



Abb. 1.2-15: Landschaften



Abb. 1.2-16a: Weltkarte

Abbildung 1.2-13a: Größenvergleich Erde-Mars
Abbildung 1.2-14: Topografie
Abbildung 1.2-15: Landschaften
Abbildung 1.2-16a: Weltkarte

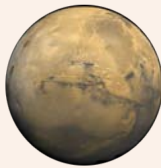


Abb. 1.2-13b: Größenvergleich

Topografie

Der Planet Mars ist wie die Erde, Venus und Merkur, gebirgig. Er ist zweimal kleiner als die Erde und besitzt (heute) keine Ozeane. Ähnlich wie die Erde ist auch der Mars schalenartig mit einer Kruste, einem Gesteinsmantel und einem Kern, der überwiegend aus Eisen, Nickel und Schwefel besteht, aufgebaut.

Laut Datenauswertung des Global Surveyor wäre im Gegensatz zur Erde der innere Kern flüssig. Die etwa 50 km dicke Marskruste besteht aus einem Stück und ist viel steifer und unbeweglicher im Vergleich zur Erdkruste - allerdings muss sie sich gedehnt und dadurch Risse auf der Oberfläche verursacht haben.

Seine gewaltigen Berggipfel der erloschenen Vulkane erreichen gigantische Höhen. Dunkle Flecken deuten auf einstmalige Meere und Ozeane hin - rote Flecken auf verwittertem Gestein. Geringes Relief lässt auf einstige vulkanische Prozesse vermuten. Geringe Gravitation, geringer Atmosphärendruck und tektonische Beanspruchung begünstigen die Bildung von größeren Vulkanstrukturen.

Flusstalsysteme und Abflussrinnen auf der Marsoberfläche stehen als Hinweis für Oberflächenwasser und Niederschlag, wie Regen und Schnee. Die Flusstäler des Mars gelten als einzigartiges Phänomen in unserem Sonnensystem und sind nicht mit unseren Flusssystemen vergleich- bzw. erklärbar. Mit Schutt und Schlamm beladene Wassermassen bzw. Flutströme könnten die Landschaft so geformt haben. In der nördlichen Hemisphäre findet man vorwiegend Tieflagen, flache, sand- und staubbedeckte Ebenen vor. Die Südhalbkugel gilt als Hochland, das zu 60% mit Einschlagkratern von Meteoriten übersät ist.

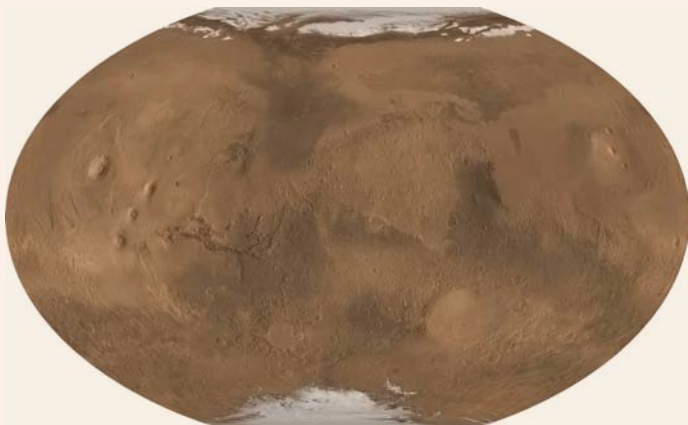


Abb. 1.2-16b: Abwicklung

Abbildung 1.2-13b: Größenvergleich Erde-Mars
Abbildung 1.2-16b: Abwicklung

Die Entwicklungsgeschichte der Erde ist durch Einschläge von Meteoriten und Asteroiden geprägt. Möglicherweise trugen sie zur Entstehung der Ozeane bei und sorgten für tektonische Plattenbewegungen auf der Erdkruste. Sie verursachten des Weiteren Flutkatastrophen, die Entstehung von Vulkanen und Klimaveränderungen. Beim Durchqueren der Erdatmosphäre verglühen die meisten Festkörper aus dem All und sind dann als Sternschnuppen sichtbar. Meteorite können vom Asteroiden-Gürtel sowie vom Mond und Mars zur Erde gelangen. Es wurden auch Marsmeteorite auf der Erde nachgewiesen und untersucht. Aktuelle Forschungsstudien lieferten den Beweis, dass wichtige Bausteine für die Entwicklung des Lebens mittels Meteoriten auf die Erde gelangten. Eine aufsehenerregende Studie belegt, fossile Spuren bakteriellen Lebens im gestrandeten Marsmeteoriten ALH84001 entdeckt zu haben.

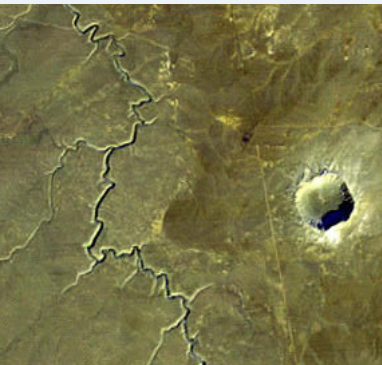


Abb. 1.2-18: Barringer Krater



Abb. 1.2-19: Marsmeteorit

Gemessen am Meeresspiegel ist der Mount Everest mit 8.848 m der höchste Berg und gemessen vom Erdmittelpunkt hat der Vulkanberg Chimborazo in den Anden mit 6.384,557 m den höchsten Gipfel.



Abb. 1.2-20: Mount Everest



Abb. 1.2-21: Chimborazo

Abbildung 1.2-18: Barringer Krater in Arizona, © NASA
Abbildung 1.2-19: Marsmeteorit ALH84001, © NASA
Abbildung 1.2-20: Mount Everest in Nepal, © Luca Galuzzi
Abbildung 1.2-21: Chimborazo in Ecuador, © Gerd Breitenbach

Seine Oberfläche bietet mächtige Vulkane, tiefe Schluchten, gigantische Täler, Hoch- und Tiefplateaus, Senken und mäandrische Talsysteme.

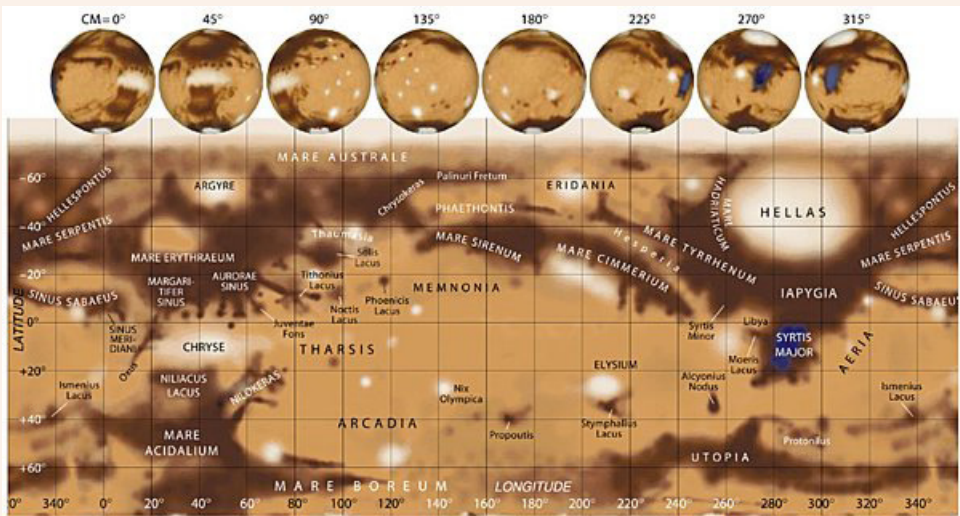


Abb. 1.2-17a: Landkarte

Das Hellas-Becken ist ein gigantischer Einschlagkrater mit fast 2 000 km Durchmesser. Ebenfalls durch einen Meteoriteneinschlag vor ca. mehr als 4 Milliarden Jahren entstanden ist das Chryse Planitia, ein Sedimentationsbecken im nördlichen Tiefland mit einem Durchmesser von 1500 km. Die sehr alte Tharsis-Aufwölbung nimmt fast ein Drittel der gesamten Marsoberfläche ein. Valles Marineris Graben, von der Sonde Mariner entdeckt, ist ein chaotisches Terrain und zeichnet sich durch einen gewaltigen Grabenbruch aus, der aus wasserreichen Gesteinsschichten bestand und vermutlich ein Ozean war, der entweder durch Erosion, Kollaps oder Tektonik bzw. durch deren Kombination entstanden ist.

Gewaltige Schluchten oder Canyons mit kilometerhohen Steilwänden sorgen für beachtliche Höhenunterschiede bis zu 31 km.

Vulkane sind in drei Regionen vorherrschend: der Tharsis-Aufwölbung, dem Elysium-Gebiet und dem Hellas-Becken. Der Olympus Mons mit 27 km Höhe gilt nicht nur als höchster Vulkan der nördlichen Hemisphäre, sondern auch als höchster Berg unseres Sonnensystems.

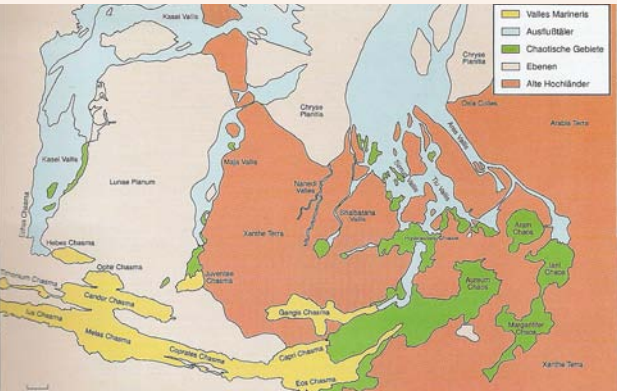


Abb. 1.2-17b: topografische Karte

Abbildung 1.2-17a: Landkarte
Abbildung 1.2-17b: topografische Karte

Der Mond

Der Mond umläuft als einziger natürlicher Satellit die Erde innerhalb eines Monats. Er übt, genauso wie auch die Sonne, Gravitationskräfte auf die Erde aus, welche für die Gezeiten verantwortlich sind.

Der Mond entfernt sich jährlich um etwa vier Zentimeter von der Erde. Er bewegt sich auf einer elliptischen Umlaufbahn mit einer großen Halbachse von 384.400 km und wendet der Erde immer dieselbe Seite zu.

Abb. 1.2-22a: Der Mond



Seine exakte Umlaufzeit beläuft sich auf 27 Tage, 7 Stunden und 43,7 Minuten.

Der mittlere Durchmesser beträgt 3 476 km und seine Masse liegt bei $7,349 \times 10^{22}$ kg.

Während des Erdumlaufes durchwandert der Mond bestimmte Phasen, in der er sein Erscheinungsbild verändert.

Bei Neumond befindet er sich zwischen Erde und Sonne und ist für etwa 35 Stunden unsichtbar. Bei zunehmendem Mond tritt er abends in Erscheinung. Befindet sich die Erde genau zwischen Sonne und Mond - so ist Vollmond. Bei der Mondbeobachtung spielt der Standpunkt eine wesentliche Rolle. Die Orientierung anhand der Mondphasen diente vielen Kulturen als Basis für einen Kalender oder hatte eine kultische Bedeutung.

Der Mond besitzt ein äußerst geringes Magnetfeld und keine Atmosphäre, sondern eine nur sehr dünne Gashölle. Auf seiner Oberfläche herrschen enorme Temperaturunterschiede mit $+130^{\circ}\text{C}$ bei Tag und bis zu -160°C bei Nacht. Die mit Einschlagkratern übersäte Oberfläche gilt zudem als äußerst trocken. Es konnten 2008 jedoch winzig kleine Elemente von Wasser in Glaskugeln vulkanischen Ursprungs nachgewiesen werden. Des Weiteren gibt es Hinweise auf Wassereis in den Polargebieten. Gebirgsketten, Rillen, Gräben und Ebenen gestalten seine Oberfläche.

Der Mond wurde als erster Himmelskörper 1969 von der Erde aus bereist und konnte dadurch genauer erforscht werden. 1967 wurde ein Vertrag aufgesetzt, der es Nationen verbietet, Besitzansprüche an Weltraumkörper zu richten. Über die Lunar Embassy, die von Dennis M. Hope gegründet wurde, können bereits seit etwa 10 Jahren Grundstücke auf dem Mond erworben werden.

Abbildung 1.2-22a: Der Mond, © Luc Viatour

Phobos

Phobos umläuft den Mars in einer annähernd kreisförmigen Umlaufbahn in 7 Stunden, 39 Minuten und 12 Sekunden. Dabei umkreist er den Mars zweimal pro Tag, wobei er einen Abstand von etwa 6000 km zur Marsoberfläche einhält.

Von der Marsoberfläche aus betrachtet erscheint Phobos, der größere der beiden Satelliten, im Westen und verschwindet im Osten.

Gleich dem Erdenmond wendet er dem roten Planeten immer dieselbe Seite zu. Anders als bei unserem Mond verkürzt sich der Abstand zur Marsoberfläche, sodass er in etwa 50 Millionen Jahren auf sie einschlagen wird.



Abb. 1.2-22b: Phobos

Seine Form ist mit einem unregelmäßig verformten Ellipsoid vergleichbar, dessen Achsabmessungen 27, 22 und 19 km betragen. Es wird vermutet, dass es sich bei beiden Marsmonden um eingefangene Asteoriden handelt.

Die Oberfläche ist ebenfalls von Meteoriteneinschlägen geprägt.

Die gescheiterte Mission der Sonden Fobos 1 und 2 konnten vor ihrem Verschwinden einen Gasausbruch, möglicherweise von Wasserdampf, vermerken. Russland hat für 2009 eine unbemannte Mission, *Fobos-Grunt*, auf den Marsmond vorgesehen. Die Sonde soll auf Phobos landen, Proben entnehmen und sie dann mittels Rückkehrkapsel zur Erde bringen. Da die Gravitation äußerst gering ist, muss die Sonde im Boden verankert werden.

Deimos

Ist der kleinere und mit etwa 20 000 km der entferntere der beiden Marsmonde. Er umkreist den Mars innerhalb von einem Tag, 6 Stunden und 18 Minuten in einer fast exakten Kreisbahn und wendet ihm dabei immer dieselbe Seite zu.

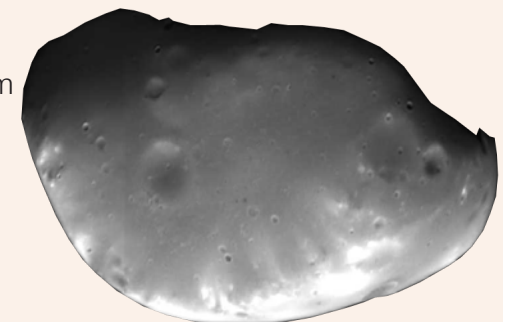


Abb. 1.2-22c: Deimos

Von der Erde aus ist Deimos mittels Teleskop schwer zu betrachten, da er vom Mars überstrahlt wird.

Seine äußeren Abmessungen betragen 15, 12,2 und 11 km und lassen ebenfalls darauf schließen, dass es sich auch bei ihm um einen Asteorid handeln könnte. Die Oberfläche des unförmigen Gesteinsbrockens ist äußerst unregelmäßig und mit einer dicken Staubschicht aus *Regolith* überzogen.

Der Farbton beider Marssatelliten ist Dunkelgrau - vergleichbar mit Asteoriden.

Abbildung 1.2-22b: Phobos, © NASA
Abbildung 1.2-22c: Deimos, © NASA

Regolith ... Schicht aus physikalisch verwitterten Lockersedimenten

Die Bewegungen der Himmelskörper stehen in Abhängigkeit zueinander. Die klassische Mechanik befasst sich mit dem Raum-Zeit-Kontinuum und der Bewegung der darin enthaltenen Körper.



Abb. 1.3-1: Sonnensystem

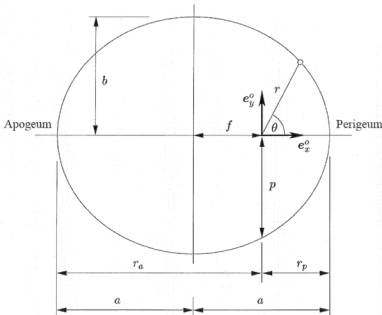


Abb. 1.3-2: Bahnellipse

Eine mathematische Beschreibung dieser Abhängigkeiten bzw. der Himmelsmechanik lieferte *Johannes Kepler* (1571-1630) in Form von 3 Gesetzen¹:

*Die Planeten umlaufen die Sonne auf elliptischen Bahnen.
In einem ihrer Brennpunkte dieser Ellipsen befindet sich die Sonne.*

$$r(\theta) = \frac{p}{1 + e \cos \theta}$$
 [Formel 1.3-1]

*Die Linie von der Sonne zu einem Planeten überstreicht
in gleichen Zeiten gleiche Flächen.*

$$r^2 \dot{\theta} = h = \text{const.}$$
 [Formel 1.3-2]

*Die Quadrate der Umlaufzeiten zweier Planeten verhalten
sich zueinander so wie die Kuben der großen Halbachsen
ihrer Bahnellipsen.*

$$\frac{h_2^2}{h_1^2} = \frac{p_2}{p_1}$$
 [Formel 1.3-3]

Der gleichförmigen Bewegung eines Himmelskörpers muss eine äußere Kraft-
einwirkung zu Grunde liegen, sonst würde er in einem Ruhezustand verhar-
ren. Die einwirkende gerichtete Kraft und die dabei erzeugte Geschwindigkeit
stehen in proportionaler Abhängigkeit zueinander.
Sir Isaac Newton (1642-1727) lieferte die Zustandsgleichung für diese
Zusammenhänge, die den Impuls mittels Masse mal Geschwindigkeit be-
schreibt.

Einer Masse *m* wird zu einem Zeitpunkt *t* ein bestimmter Ort zugeordnet. Der
Impuls ist jene Wirkung, die ein Körper aufbringt, um nicht aus seinem Ruhe-
system gebracht zu werden.

Es treten auch konservative Kräfte und kleine Störungen in der Himmelmee-
chanik auf, zu denen Luftwiderstand, Reibung im Orbit usw. zählen.
Die Kraft *f* besteht oft aus der Summe konservativer Einzelkräfte.

Gravitation
Die Himmelsmechanik beruht auf dem Wirken von magnetischen Kräften.
Gravitationskräfte sind in der Raumfahrt von großer Bedeutung, weil sie auch die
Bewegung von Raumfahrzeugen beherrschen.

F_r ist die Kraft, die von der Sonne auf den Planeten wirkt.
G ... universelle Gravitationskonstante
T ... Umlaufzeit eines Planeten [s]
M ... Masse der Sonne [kg]
m ... Masse des Planeten [kg]
a ... Bahnhalbachse des Planeten [km]

$$G = 0,667 \cdot 10^{-10} \left[\frac{m^3}{s^2 kg} \right]$$
$$T^2 G (M + m) = a^3 4 \pi^2$$

Gravitationsgesetz:
$$F_r = - \frac{G m_{Planet} m_{Sonne}}{r^2}$$
 [Formel 1.3-4]

In der Himmelsmechanik kommt es zu einem Wechselspiel zwischen Gravitation
und Fliehkraft. Die Sonne, als Zentralgestirn, zieht andere Himmelskörper an, die
wiederum durch die wirkenden Fliehkräfte ihrer Bahnbewegung einen Ausgleich
schaffen.

Zweikörperproblem
Um himmelsmechanische Berechnungen einfacher durchführen zu können ist
es sinnvoll, lediglich zwei Raumobjekte zu betrachten und in Beziehung zueinan-
der zu stellen - alle anderen Himmelskörper werden dabei vernachlässigt. Somit
lassen sich Bahnen in Form von Ellipsen, Kreisen, Parabeln und Hyperbeln exakt
bestimmen.

Bei der Anwendung des Gravitationsgesetzes ist zu berücksichtigen, dass für
jeden Himmelskörper seine jeweilige Größe *μ* gilt.

Gravitationsparameter
$$\mu = G (Masse_1 + Masse_2)$$
 [Formel 1.3-5]

Für die Erde gilt:
$$\mu = G (m_{Sonne} + m_{Erde})$$

Heliozentrisch betrachtet gilt:
$$\mu = 1,328 \cdot 10^{20} \left[\frac{m^3}{s^2} \right]$$

Planetozentrisch gesehen gilt:
$$\mu = 3,986 \cdot 10^{14} \left[\frac{m^3}{s^2} \right]$$

Die Bestimmung eines bewegten Objektes im Weltraum
Um ein Objekt im Weltraum auf seiner Bahn bestimmen zu können, wird seine
geometrische Bahnbeschreibung mit der Zeit in Zusammenhang gebracht.
Der Winkel innerhalb einer Orbitalebene, der von der x-Achse (durch den Früh-
lingspunkt) und dem Radius (eines Hilfskreises bei einer Ellipse) eingeschlossen
ist, nennt man wahre Anomalie *θ* (siehe Abb. 1.3-3).

Abbildung 1.3-1: Sonnensystem, © NASA / JPL
Abbildung 1.3-2: Bahnellipsen
Zitat 1.3-1: Keplersche Gesetze
Formel 1.3-1 bis 1.3-3: Keplersche Gesetze

Halbparameter: *p* = *a* (1-*e*²)
Bewegungskonstante: *h*

Johannes Kepler ... Naturphilosoph, Theologe, Mathematiker, Astronom, Astrologe und Optiker
Sir Isaac Newton ... Physiker, Mathematiker, Astronom, Alchemist, Philosoph und Verwaltungsbeamter

Formel 1.3-4: Gravitationsgesetz
Formel 1.3-5: Gravitationsparameter *μ*

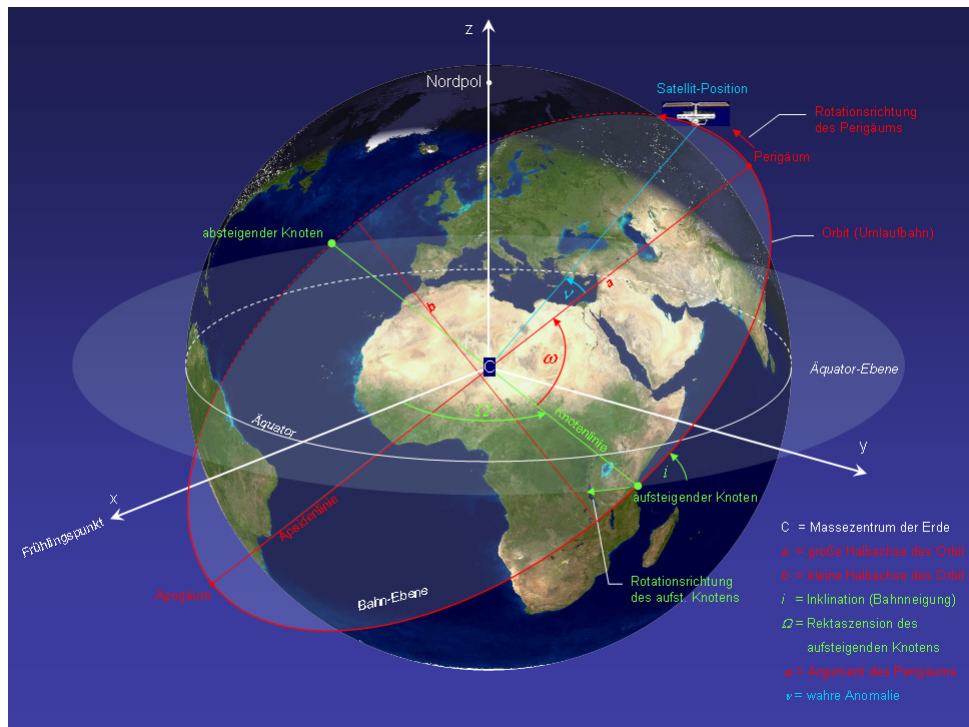


Abb. 1.3-3: Orbitalelemente

Die Bestimmung dieses Winkels θ kann mit Hilfe des 1. Keplerschen Gesetzes durch $r(\theta) = \frac{p}{1 + e \cos \theta}$ oder durch $\cos \theta = \frac{h^2}{qr} - \frac{\mu}{q}$ bestimmt werden.

[Formel 1.3-6]

Die Größe der Exzentrizität² bestimmt die Form einer Bahn.

- Bei $e = 0$: kreisförmige Bahn
- Bei $e < 1$: elliptische Bahn
- Bei $e = 1$: parabolische Bahn
- Bei $e > 1$: hyperbolische Bahn

Während seiner Reise auf einer elliptischen Umlaufbahn erfahren das Flugobjekt oder der Himmelskörper verschiedene Geschwindigkeiten.

Die maximale Bahngeschwindigkeit wird im Perigäum bzw. im Perihel bei minimalem Bahnradius erreicht und umgekehrt im Apogäum bzw. Aphel. Die Geschwindigkeit eines Objektes auf einer Kreisbahn (bei $e=0$) lässt sich

durch $v_k = \sqrt{\frac{\mu}{r}}$ bestimmen.

[Formel 1.3-7]

Die Zeit, die ein Objekt für einen Bahnumlauf benötigt, berechnet sich anhand

$$T = \frac{2ab\pi}{h} \text{ bzw. } T = 2\pi\sqrt{\frac{a^3}{\mu}}$$

[Formel 1.3-8]

Die benötigte Umlaufzeit kann mit der dabei überstrichenen Ellipsen- bzw. Kreisfläche in Zusammenhang gebracht werden.

$$\frac{\text{Überstrichene Fläche}}{\text{Gesamtfläche}} = \frac{t - t_p}{T_{\text{Umlaufzeit}}} \quad [\text{Formel 1.3-9}]$$

t und t_p sind die Zeitpunkte bzw. die Zeitspanne, in der eine Fläche überstrichen wird.

6 Orbitalelemente

Um eine störungsfreie Bahn zu bestimmen bedarf es der Kenntnis von sechs Orbitalelementen:

1. Die Halbachse a , der Halbparameter p oder die Umlaufzeit T .

$$p = \frac{h^2}{\mu} \quad [\text{Formel 1.3-10}]$$

2. Die Exzentrizität e :
$$e = \frac{q}{\mu} \quad [\text{Formel 1.3-11}]$$

3. Die Neigung i oder Inklination ist der Winkel zwischen Orbitalebene und Ekliptik.

- $i = 90^\circ$... Polarorbit (gesamte Erfassung der Planetenoberfläche aufgrund von Eigenrotation)
- $i = 0^\circ$... äquatorialer Orbit (geostationäre Satelliten) $i_{\text{Erdbahn}} = 0^\circ$
- $i < 90^\circ$... prograder Orbit (von West nach Ost - energiesparend)
- $i > 90^\circ$... retrograder Orbit (von Ost nach West)

4. Das Argument des aufsteigenden Knotens Ω ist der Winkel zwischen der Achse x_E des Frühlingspunkts und der Achse des aufsteigenden Knotens zum Koordinatennullpunkt (Mittelpunkt des Zentralkörpers) auf der Referenzebene.

5. Das Argument des Perigäums ω ist der Winkel zwischen Knotenlinie und e_x -Achse und dient zur Beschreibung der Bahnhauptachse.

6. Der Zeitpunkt eines Perigäumdurchgangs t oder mittlere Anomalie τ .

Es wird zwischen heliozentrischer und geozentrischer Umlaufbahn unterschieden.

Bei heliozentrischen Umlaufbahnen dient die Ekliptik als Bezugsebene. Hingegen dient bei geozentrischen Orbits die Äquatorialebene als Bezugsebene.

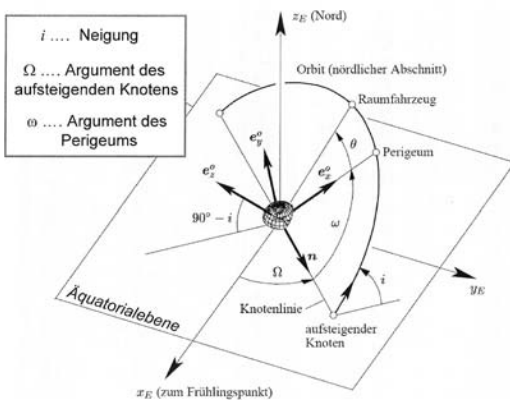


Abb. 1.3-4: Die 6 Orbitalelemente

Abbildung 1.3-3: Orbitalelemente © NASA
Formel 1.3-6: wahre Anomalie
Zitat 1.3-2: Exzentrizität

Perigäum ... Erdnächster Punkt (von Gaia griech.)
Apogäum ... Erdferner Abstand

Formel 1.3.7: Kreisbahngeschwindigkeit v_k
Formel 1.3-8: Umlaufzeit T
große Halbachse a

Formel 1.3-9: Zusammenhang zwischen Fläche und Zeit
Formel 1.3-10: Halbparameter
Formel 1.3-11: Exzentrizität

aufsteigender Knoten ... Schnittgerade zwischen Äquatorialebene und Orbitalebene

Abbildung 1.3-4 : Die 6 Orbitalelemente

Programme zur Erforschung des roten Planeten

Die genauere Beobachtung des Mars erfolgte mittels Sonden ab den 60er Jahren. Die *Mariner* Missionen begannen 1964 und machten die ersten Aufnahmen vom roten Planeten.

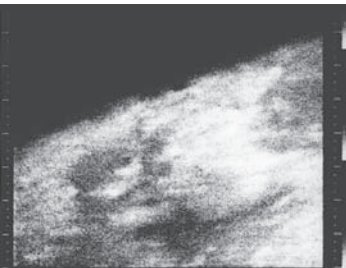


Abb. 1.4-1: erste Nahaufnahme, Mariner 4

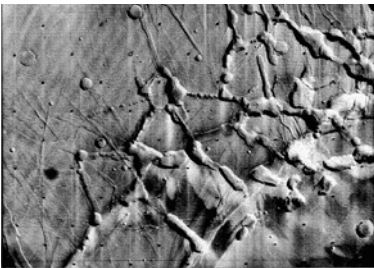


Abb. 1.4-2: Noctis Labyrinthus Mariner 9

Im folgenden Absatz sind einige Marsmissionen angeführt.

<i>Mariner</i> Sonden	1964 - 1972	Kartografie
US- <i>Viking</i> Programm	ab 1975	Suche nach Leben
Orbiter <i>Mars Global Surveyor</i>	1996 - 2006	Vermessung
Lander <i>Pathfinder</i>	1996 (3 Monate)	Nahaufnahmen
mobile Einheit <i>Sojourner</i>	1996 (3 Monate)	Gesteinsproben
<i>Mars Polar Lander</i>	1999	ging verloren
Marssonde <i>Odyssey</i>	2001	Ortung von Wassereis unter der Oberfläche
Orbiter <i>Mars Express</i>	2003-2009	Vermessungsarbeiten
Lander <i>Beagle 2</i>	2003	ging verloren
Rover <i>Spirit</i> und <i>Opportunity</i>	2003	Fotodokumentation, Gesteinsproben
<i>Mars Reconnaissance Orbiter</i>	2005	Kartografierung
Landeinheit <i>Phoenix</i>	2008 (6 Monate)	Suche nach Wasservorkommen und Leben



Abb. 1.4-3: Phoenix Panorama

Abbildung 1.4-1: Erste Nahaufnahme © NASA
Abbildung 1.4-2: Noctis Labyrinthus-Region von Mariner 9 1972 © NASA
Abbildung 1.4-3: Phoenix Panorama © JPL

Die beiden Bodenfahrzeuge *Spirit* und *Opportunity* betrieben eine aufwändige Fotodokumentation und analysierten Boden- und Gesteinsproben.

Spirit landete geglückt in der Region des Gusev Kraters (Abb. 1.4-5).



Abb. 1.4-4: Landeplatz von Spirit

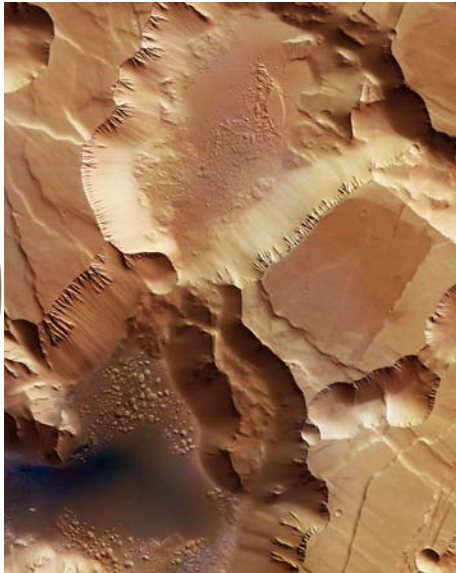


Abb. 1.4-5: Region Gusev Krater

Der Landeplatz des Rovers *Opportunity* war das Meridiani Planum-Gebiet.



Abb. 1.4-6: Landeplatz von Opportunity

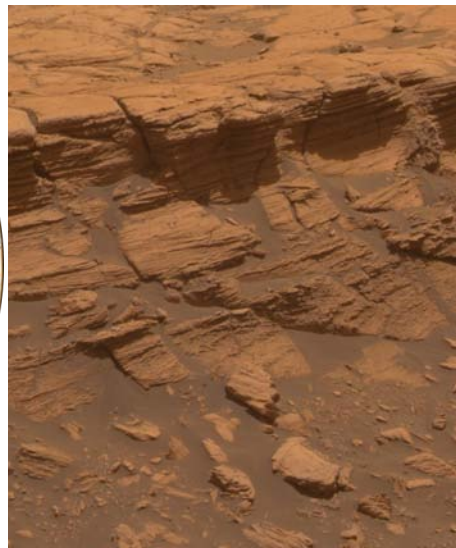


Abb. 1.4-7: Meridiani Planum-Gebiet

Spirit und *Opportunity* lieferten eindrucksvolle Bilder zum Buch "Postkarten vom Mars".

Abbildung 1.4-4: Landeplatz von Spirit © Google Mars ESA/DLR/FU-Berlin (G. Neukum)/NASA/USGS
Abbildung 1.4-5: Region Gusev Krater © ESA
Abbildung 1.4-6: Landeplatz von Opportunity © Google Mars ESA/DLR/FU-Berlin(G. Neukum)/NASA/USGS
Abbildung 1.4-7: Meridiani Planum-Gebiet © NASA

Geplante Missionen

Vorherrschende Missionsziele bei der Erforschung des roten Planeten sind die Suche nach Ressourcen und die Suche nach (früherem) Leben.

Für Oktober 2009 ist eine Mission der russischen Raumsonde *Fobos-Grunt* zum Mars geplant. Nachdem sie den roten Planeten und seinen Mond Phobos aufgenommen hat, ist eine Landung auf Phobos 2011 vorgesehen.

Das *Mars Science Laboratory* besteht aus einem von der NASA entwickelten Rover und soll 2011 von der Erde starten. Ein interessanter Forschungsplatz wäre z.B. das Flussdelta des Kraters Eberswalde, jedoch ist dort kein geeigneter Landeplatz für das MSL. Daher wäre ein möglicher Landeplatz der Krater Holden (Abb. 1.4-9) im südlichen Hochland. Das nuklearbetriebene MSL soll mittels Skycrane-Verfahren, Abseilen von der Fähre, 30° nördlich oder südlich des Marsäquators mit einer Landegenauigkeit in 10 km Radius landen. Marssatelliten, wie der *Mars Renonnaissance Orbiter*, forschen derzeit nach möglichen Landeplätzen.

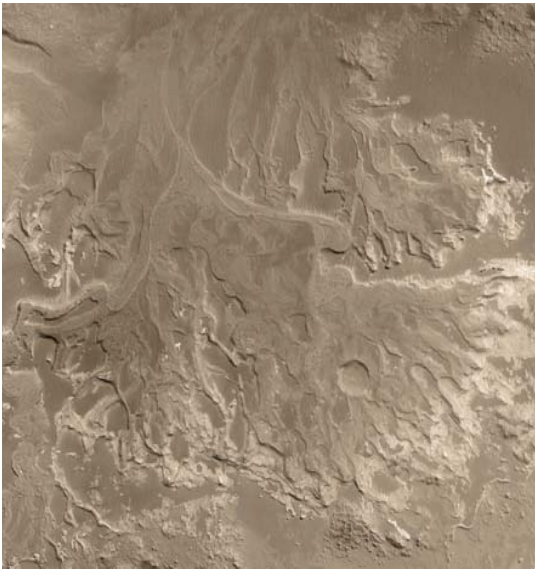


Abb. 1.4-8: Krater Eberswalde

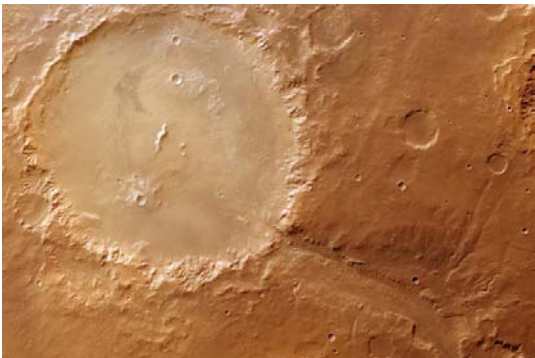


Abb. 1.4-9: Krater Holden

Abbildung 1.4-8: Krater Eberswalde © JPL
Abbildung 1.4-9: Krater Holden © ESA / DLR / FU Berlin (G. Neukum)

Weitere geeignete Landeplätze bzw. interessante Forschungsregionen wären:

Der Krater Terby liegt am Rand des Einschlagbeckens Hellas auf der Südhalbkugel. Er weist interessante Schichten von Sulfatmineralien und eventuell Sedimentgesteinen auf. Im Hebes Chasma wurden helltönige Ablagerungen gefunden. In der Region Terra Meridiani nahe des Äquators bzw. 150 km vom Opportunity Einsatzgebiet entfernt wurden Tonmineralien, wie z.B. eisenhaltiges Hämatit, registriert.

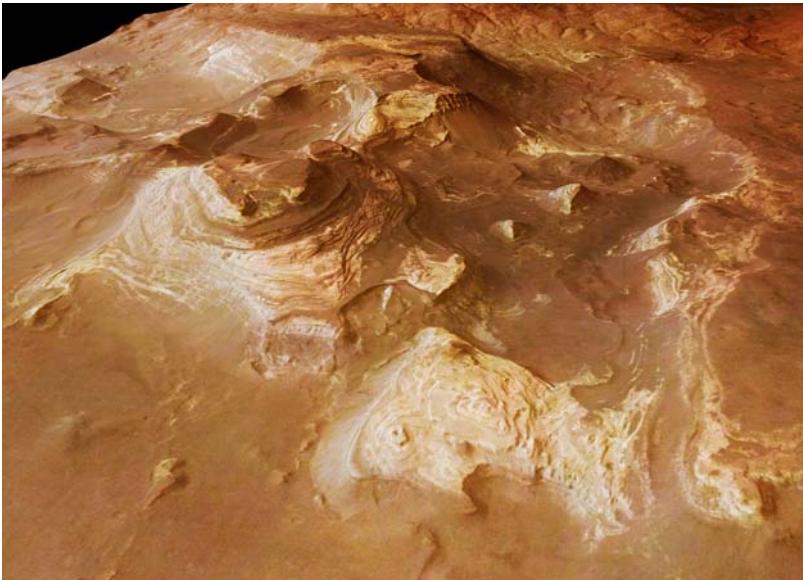


Abb. 1.4-10: Krater Terby

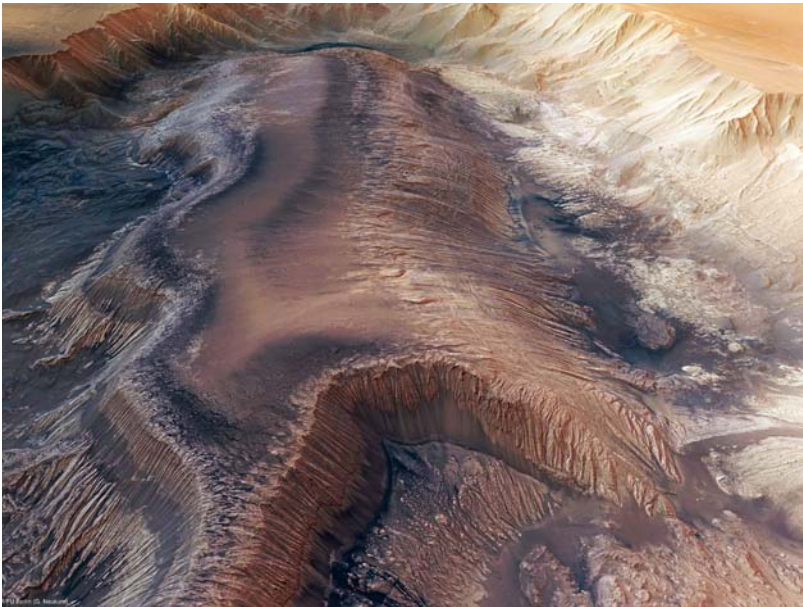


Abb. 1.4-11: Hebes Chasma

Abbildung 1.4-10: Krater Terby © ESA/DLR/FU Berlin (G. Neukum)
Abbildung 1.4-11: Hebes Chasma © ESA/DLR/FU Berlin (G. Neukum)

Konzepte einer bemannten Marsmission

Unbemannte Missionen bringen viele Vorteile mit sich, jedoch können Entscheidungen bzw. Beurteilungen vor Ort nur von Menschen getroffen werden. Die Planung einer solchen Mission ist sehr aufwändig und bietet eine enorme technische Herausforderung. In erster Linie muss für das Wohlbefinden der Besatzung gesorgt werden, um in dieser lebensfeindlichen Umgebung zu-recht zu kommen. Um sich auf dieses gefährliche Terrain einzustellen, dienen robotisch gesteuerte Einsätze, die den zukünftigen bemannten Missionen den Weg ebnen sollen.

Der Ex-Präsident George W. Bush verkündete 2004, dass die Raumfahrt-behörde der USA eine bemannte Mission zum Mond und Mars anstreben wird. Es wäre eine Landung auf dem roten Planeten für 2037 denkbar, wobei mit dem Raumschiff Orion (Crew Exploration Vehicle) die Reise durchführbar wäre. Für 2024 ist eine permanente Mondstation als Vorbereitung für eine Marsmission geplant.

Die ESA hat 2001 das Raumfahrtprogramm *AURORA* ins Leben gerufen. Das Programm sieht in internationaler Zusammenarbeit die Erkundung des Sonnensystems, insbesondere des Erdenmondes sowie einen bemannten Einsatz auf dem Mars, ab dem Jahr 2030 vor.

Die USA, Europa, Russland, Indien und vielleicht auch China sind einer be-mannnten Marsmission, auch in internationaler Kooperation, nicht abgeneigt. Russland bereitet sich auf eine bemannte Mission ab dem Jahr 2035 vor.



Abb. 1.4-12: Vision Mars

Unter Zusammenarbeit verschiedenster Wissenschaftler, Forscher und Ingeni-eure werden Machbarkeitsstudien erstellt. *Mars Direct* ist eine detaillierte Machbarkeitsstudie über eine bemannte Marsmission, die von *Robert Zubrin* und David Baker bereits 1990 entwickelt wurde. Laut Studie bietet der Mars vielerlei Ressourcen, die für das Überle-ben auf dem Mars genutzt werden könnten: Wasser, Kohlenstoff, Stickstoff sowie einen 24 Stundenrhythmus. Die Missionsarchitektur besteht zum einen aus einem unbemannten Raum-schiff, das vorausgeschickt wird, zuerst auf dem Mars landet und außerdem mit 6 Tonnen Wasserstoff, einem Rückkehrvehicle und einem kleinen Kernre-aktor beladen ist. Aus den mitgeführten Gütern und den vorhandenen Res-sourcen werden Energie, Wasser, Atemgase und Treibstoff erzeugt. 26 Monate nach dem Start des unbemannten Raumfahrzeuges, welches

auch das Marshabitat mitführt, startet die bemannte Mission und zeitgleich auch wieder ein unbemanntes Schiff für die nächste Mission. Während der sechsmonatigen Reise rotiert das Raumschiff und erzeugt dabei 0,3 g - um die Besatzung an die Marsgravitation zu gewöhnen. Nach eineinhalb Jahren kehrt die Besatzung mittels Rückkehrvehicle zur Erde zurück.

MarsDrive wurde 2005 gegründet und ist eine internationale non-profit Organi-sation, die sich unter anderem auch mit privat geführten bemannten Marsmissio-nen beschäftigt. Die Studie *Design Reference Mission 5.0* der NASA von 2007 liefert ein weiteres überarbeitetes Konzept einer bemannten Marsmission.

Mars500 ist ein Experiment zur Vorbereitung und Simulation einer bemannten Langzeitmission zum Mars, durchgeführt von der ESA in russischer Kooperation. Anhand sechs freiwilliger Personen wird der Missionsablauf innerhalb einer Zeit-spanne von 520 bis 700 Tagen am Institut für Biomedizinische Probleme in der Nähe von Moskau erprobt. Die minimal ausgestattete Forschungsstation besteht aus einem Vorratsmodul, einem Wohnmodul, einem Medizin- und Forschungs-modul und dem Marsmodul. Die Übertragbarkeit der Forschungsergebnisse auf eine wirkliche Mission ist allerdings sehr umstritten.

Ein radikaler Ansatz ist das one-way-ticket zum Mars, wonach erste Pioniere ihr Leben als Vorkolonisatoren auf der Marsoberfläche führen. Diese Überlegung existiert vorerst nur als Fiktion. In diesem Kontext spielt auch die Idee des *Terraforming* eine wesentliche Rolle. Aufgabe des Terraforming ist die Umwandlung der lebensfeindlichen Marsumge-bung in einen Lebensraum mit Hilfe des Treibhauseffekts. Abgesehen von der Durchführbarkeit ist zu überlegen, ob dieser Eingriff auf einem fremden Planeten ethisch vertretbar ist und uns dieses Recht überhaupt eingeräumt werden darf.

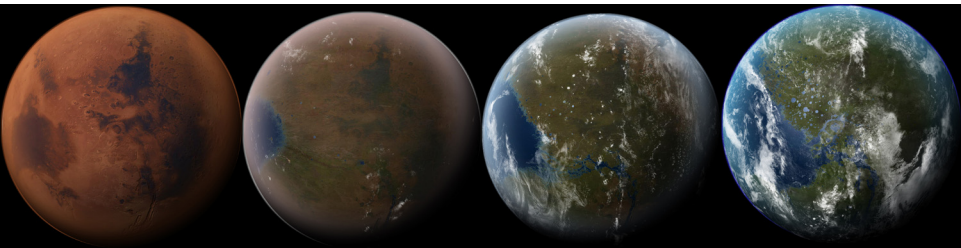


Abb. 1.4-13: Terraforming

Eine Reise zum Mars ist äußerst riskant - das Überleben in feindlicher Umgebung wird zum Kunststück, dennoch ist es das große Wagnis wert. Experten erwarten dadurch einen gewaltigen Innovationsschwung, der neue Technologienentwicklung für Antriebs- und Sicherheitstechnik, Lebenserhal-tungssysteme, exobiologischer Forschung etc. hervorbringt.

<i>AURORA</i> ...	Raumfahrtprogramm der ESA
<i>Mars Direkt</i> ...	Machbarkeitsstudie einer bemannten Marsmission
<i>Robert Zubrin</i> ...	US-amerikanischer Raumfahrtingenieur und Befürworter des bemannten Marsflugs

Abbildung 1.4-12: Vision Mars © NASA

<i>MarsDrive</i> ...	http://marsdrive.com
<i>Design Reference Mission 5.0</i>	www.lpi.usra.edu/meetings/leag2007/presentations/20071001.drake.pdf
<i>Mars500</i> ...	www.imbp.ru/Mars500/Mars500-e.html

<i>Terraforming</i> ...	Begriff stammt aus dem Science-Fiction-Roman "Collision Orbit" (1942) von Jack Williamson
-------------------------	---

Abbildung 1.4-13: Terraforming © Daein Ballard

Zitat 1.1-1:	Zecharia Sitchin, Das verschollene Buch Enki, Seite 229, Kopp-Verlag
Abbildung 1.1-1:	Zecharia Sitchin, Die Hochtechnologie der Götter, Seite 233, Kopp-Verlag 2006
Zitat 1.1-2:	Zecharia Sitchin, Die Hochtechnologie der Götter, Seite 233, Kopp-Verlag 2006
Abbildung 1.1-2:	http://de.wikipedia.org/w/index.php?title=Datei:Karte_Mars_Schiaparelli_MKL1888.png&filetimestamp=20051020082012
Zitat 1.1-3:	Zecharia Sitchin, Die Hochtechnologie der Götter, Seite 231; Kopp-Verlag 2006
Abbildung 1.1-3:	http://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/7/77/Martian_face_viking_cropped.jpg
Abbildung 1.1-4:	http://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/3/38/Martian_face_viking.jpg
Abbildung 1.1-5:	http://photojournal.jpl.nasa.gov/jpegMod/PIA03225_modest.jpg
Tabelle 1.1-1:	Film und Literatur
Abbildung 1.1-6:	http://www.thespacereview.com/archive/677a.jpg
Abbildung 1.1-7:	Pierre Lagrange und Hélène Huguet, Sur Mars, Seite 92, EDP Sciences
Abbildung 1.1-8:	Pierre Lagrange und Hélène Huguet, Sur Mars, Seite 64/65, EDP Sciences
Abbildung 1.1-9:	Stationskette © Ursula Knappl
Abbildung 1.1-10:	Fiktive Verbindungskette zwischen Erde und Mars © Ursula Knappl
Tabelle 1.2-1a:	http://nssdc.gsfc.nasa.gov/planetary/factsheet/marsfact.html
Abbildung 1.2-1a:	http://www.planetengrund.net/desktophintergrund/bildschirmhintergrund/planeten_monde_sonnensystem/erde_1024.jpg
Tabelle 1.2-1b:	http://nssdc.gsfc.nasa.gov/planetary/factsheet/marsfact.html
Abbildung 1.2-1b :	Planet Mars; © Ursula Knappl
Abbildung 1.2-2a:	W. Steiner und M. Schagerl, Raumflugmechanik, Seite 11, Abbildung 1.7, Springer Verlag 2004
Abbildung 1.2-2b:	Achsneigung (Inklination) Planet Mars © Ursula Knappl
Abbildung 1.2-3a:	W. Steiner und M. Schagerl, Raumflugmechanik, Seite 17, Abbildung 1.11, Springer Verlag 2004
Abbildung 1.2-3b:	Quelle: Wiener Arbeitsgemeinschaft für Astronomie
Abbildung 1.2-4:	Veränderung der Polkappen © ESA/NASA
Abbildung 1.2-5a:	http://www.raumfahrer.net/multimedia/4images/details.php?image_id=802&sessionid=d464de069ae16b8b89d3d2423c8d5ee0
Abbildung 1.2-5b:	http://www.raumfahrer.net/multimedia/4images/details.php?image_id=802&sessionid=d464de069ae16b8b89d3d2423c8d5ee0
Abbildung 1.2-6:	http://astro.sci.uop.edu/~harlow/weather/mars.html
Abbildung 1.2-7:	http://de.wikipedia.org/wiki/Erde#Oberfl.C3.A4che
Abbildung 1.2-8a:	www.pixelio.de
Abbildung 1.2-8b:	http://www.nasa.gov/mission_pages/mars/images/pia09028.html
Abbildung 1.2-9a:	www.pixelio.de
Abbildung 1.2-9b:	http://photojournal.jpl.nasa.gov/catalog/PIA11433
Abbildung 1.2-10a:	http://www.kowoma.de/gps/zusatzerklaerungen/atmosphaere.htm
Abbildung 1.2-10b:	http://www.raumfahrer.net/multimedia/4images/details.php?image_id=807&sessionid=d464de069ae16b8b89d3d2423c8d5ee0
Abbildung 1.2-11:	http://www.raumfahrer.net/multimedia/4images/details.php?image_id=48&sessionid=d464de069ae16b8b89d3d2423c8d5ee0
Abbildung 1.2-12a:	http://www.pixelio.de
Abbildung 1.2-12b:	http://astro.websib.ru/Foto/Cc/Mars/MAX/marshorizon_opportunity.jpg
Abbildung 1.2-13a:	http://de.wikipedia.org/w/index.php?title=Datei:Mars_Earth_Comparison.png&filetimestamp=20050625135047
Abbildung 1.2-13b:	http://de.wikipedia.org/w/index.php?title=Datei:Mars_Earth_Comparison.png&filetimestamp=20050625135047
Abbildung 1.2-14:	www.pixelio.de
Abbildung 1.2-15:	http://www.pixelio.de
Abbildung 1.2-16a:	http://www.mygeo.info/landkarten/welt/physische_weltkarte_cia_2007.jpg
Abbildung 1.2-16b:	http://astro.websib.ru/Foto/Cc/Mars/Mars.htm
Abbildung 1.2-17a:	http://www.astronomie.at/ai/ai174/image013.jpg
Abbildung 1.2-17b:	Holger Heuseler, Dr. Ralf Jaumann und Prof. Dr. Gerhard Neukum, Die Marsmission, Seite 77, BLV 1998
Abbildung 1.2-18:	http://veimages.gsfc.nasa.gov/1607/landsat_meteor_crater.jpg
Abbildung 1.2-19:	http://de.wikipedia.org/w/index.php?title=Datei:ALH84001.jpg&filetimestamp=20060130092940
Abbildung 1.2-20:	http://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/e/e7/Everest_North_Face_toward_Base_Camp_Tibet_Luca_Galuzzi_2006.jpg
Abbildung 1.2-21:	http://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/9/91/Chimborazo_from_southwest.jpg
Abbildung 1.2-22a:	http://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/d/dd/Full_Moon_Luc_Viatour.jpg
Abbildung 1.2-22b:	http://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/c/ce/Phobos_moon_%28large%29.jpg
Abbildung 1.2-22c:	http://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/4/4a/Deimos2.jpg

Abbildung 1.3-1: https://webSPACE.utexas.edu/yg387/solar_system.jpg
 Abbildung 1.3-2: Prof. Dr. W. Steiner, Vorlesung Raumflugmechanik, TU-Wien 2008
 Zitat 1.3-1: W. Steiner und M. Schagerl, Raumflugmechanik, Seite 21, Springer Verlag 2004
 Formel 1.3-1 - 1.3-3: W. Steiner und M. Schagerl, Raumflugmechanik, Seite 39, Gleichungen 2.6, 2.7 und 2.8, Springer Verlag 2004
 Formel 1.3-4: W. Steiner und M. Schagerl, Raumflugmechanik, Seite 42, Gleichung 2.12, Springer Verlag 2004
 Formel 1.3-5: W. Steiner und M. Schagerl, Raumflugmechanik, Seite 57, Gleichung 3.5, Springer Verlag 2004
 Abbildung 1.3-3: http://de.wikipedia.org/w/index.php?title=Datei:Satellite_Orbital_Elements_02.png&filetimestamp=20060228081355
 Formel 1.3-6: W. Steiner und M. Schagerl, Raumflugmechanik, Seite 61, Gleichung 3.13, Springer Verlag 2004
 Zitat 1.3-2: W. Steiner und M. Schagerl, Raumflugmechanik, Seite 62, Springer Verlag 2004
 Formel 1.3.7: W. Steiner und M. Schagerl, Raumflugmechanik, Seite 66, Gleichung 3.25, Springer Verlag 2004
 Formel 1.3-8: W. Steiner und M. Schagerl, Raumflugmechanik, Seite 68, Gleichung 3.27, Springer Verlag 2004
 Formel 1.3-9: W. Steiner und M. Schagerl, Raumflugmechanik, Seite 69, Gleichung 3.28, Springer Verlag 2004
 Formel 1.3-10: W. Steiner und M. Schagerl, Raumflugmechanik, Seite 61, Gleichung 3.14, Springer Verlag 2004
 Formel 1.3-11: W. Steiner und M. Schagerl, Raumflugmechanik, Seite 61, Gleichung 3.14, Springer Verlag 2004
 Abbildung 1.3-4 : W. Steiner und M. Schagerl, Raumflugmechanik, Seite 85, Abb. 3.9, Springer Verlag 2004

Abbildung 1.4-1: http://nssdc.gsfc.nasa.gov/imgcat/html/object_page/m04_01d.html
 Abbildung 1.4-2: http://upload.wikimedia.org/wikipedia/de/0/05/Mars_canyons_mariner9.jpg
 Abbildung 1.4-3: <http://photojournal.jpl.nasa.gov/mission/Phoenix>
 Abbildung 1.4-4: Google Mars ESA/DLR/FU-Berlin (G. Neukum)/NASA/USGS
 Abbildung 1.4-5: http://esamultimedia.esa.int/images/marsexpress/352-291007-3155-6-co-01-NoctisLabyrinthus_H1.jpg
 Abbildung 1.4-6: Google Mars ESA/DLR/FU-Berlin(G. Neukum)/NASA/USGS
 Abbildung 1.4-7: <http://photojournal.jpl.nasa.gov/catalog/PIA08065>
 Abbildung 1.4-8: <http://photojournal.jpl.nasa.gov/jpeg/PIA04293.jpg>
 Abbildung 1.4-9: <http://www.astronews.com/news/artikel/2005/05/0505-011a.shtml>
 Abbildung 1.4-10: http://esamultimedia.esa.int/images/marsexpress/359-191207-4199-6-3d2-01-TerbyCrater_H1.jpg
 Abbildung 1.4-11: http://esamultimedia.esa.int/images/marsexpress/379-260208-2149-6-3d-2-01-HebesChasma_H1.jpg
 Abbildung 1.4-12: <http://spaceflight.nasa.gov/gallery/images/vision/mars/ndxpage1.html>
 Abbildung 1.4-13: <http://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/7/7f/MarsTransitionV.jpg>

<http://www.astronews.com/news/listen/mars.html>
http://www.esa.int/esaCP/SEM800Q08ZE_Germany_0.html
www.themarsunderground.com
 Artikel: Am Boden gefangen von Frank Schubert, Astronomie Heute 04/2008
 Artikel: „Postcards from the Future“ von Guido Meyer, Astronomie Heute 09/2007
 Artikel: Auf zum Mars! von Guido Meyer, Astronomie Heute 09/2007
 Reise zum roten Planeten, Astronomie Heute 04/2008
 Artikel: Wo geht's zur Mars-Oase?, von Thorsten Dambeck, Astronomie Heute 04/2008
 Artikel: "Ablagerungen" <http://sci.esa.int/science-e/www/object/index.cfm?fobjectid=43928>
<http://marsprogram.jpl.nasa.gov/science/human/>
 Artikel: Am Boden gefangen von Frank Schubert, Astronomie Heute 04/2008
 AURORA: http://www.esa.int/SPECIALS/Aurora/SEMZOS39ZAD_0.html
 Mars Direkt: <http://www.raumfahrer.net/astronomie/planetmars/marsdirect.shtml>

2 Raumstationen

2.1 Bemannte Raumstationen

Salyut

Skylab

Apollo-Sojus-Projekt

MIR

Internationale Raumstation ISS

2.2 Rotierende Raumstationen

Bernal-Sphäre

Wernher von Braun

Kubrick's 2001: Odyssee im Weltraum

O'Neill-Kolonien

Das Große Baukastenkonzept der NASA

K. A. Ehricke

Aktuellere Beispiele

Der russische Kosmonaut Juri Gagarin bereiste 1961 in der Wostok 1 als erster Mensch den Weltraum. Die Reise ins All dauerte 108 Minuten. Wenige Wochen später zogen die Amerikaner mit dem Mercury-Programm den Russen nach. Alan Shepard absolvierte einen 16 minütigen *suborbitalen Flug*. Die erste bemannte Mondlandung 1969 mit Apollo 11 gilt bis heute als historischer Moment.

Salyut
Die erste bemannte Raumstation war die russische Salyut 1, bestehend aus *Sojus* Bauteilen. 1971 wurde im Rahmen des Sojus 11 Programms die Station von drei Kosmonauten besetzt. Tragischerweise verunglückten alle drei Besatzungsmitglieder bei der Rückkehr zur Erde.



Abb. 2.1-1: Salyut 4

Alle 7 Salyut Stationen waren vom gleichen Typus. Sie setzten sich aus einer Schleusensektion mit Kopplungsstutzen im Vorderteil, einem Arbeitsraum von 3 m im Durchmesser und 3,8 m Länge, einem Arbeits- und Aufenthaltsraum mit 4,15 m Durchmesser und 5,4 m Länge und einem Versorgungs- und Geräteteil zusammen. Die Energieversorgung erfolgte mittels Solarzellenflächen. Die Kopplungsstutzen dienten auch als Andockstellen für Sojus-Raumfahrzeuge bzw. für unbemannte Frachtraumschiffe oder auch für Testmodule.

Skylab
Skylab aus dem Jahre 1973 war die erste amerikanische Raumstation. Aufgrund des geringen Budgets wurde die Station aus Teilen des Apollo-Programms zusammengestückt. Skylab umkreiste in 432 km Höhe die Erde und war für drei Personen konzipiert. Die am Boden vorgefertigte Raumstation bestand aus dem *Oribtal Workshop* (OWS), der im Wesentlichen aus einer modifizierten Saturn V-Drittstufe bestand, einem Kopplungsmodul für die Apollo-Zubringerfahrzeuge, einer Schleusensektion und der Teleskopanlage für sonnenphysikalische Untersuchungen und zwei großen Solarzellenflächen.

Über die Wohnlichkeit des Skylabs sagte *Heinrich Schiemann* 1972, dass die Illusion eines Oben und Unten aufgrund der Schwerelosigkeit im Skylab optisch erzeugt wurde. Ursprünglich war die Station nicht als Dauerstation geplant und hatte deshalb keinen Antrieb zur Bahnregelung oder für Kurskorrekturen. Skylab blieb nur 128 Tage bemannt und ist am 12.7.1979 beim Wiedereintritt in die Erdatmosphäre über dem Indischen Ozean und australischen Hinterland verglüht.

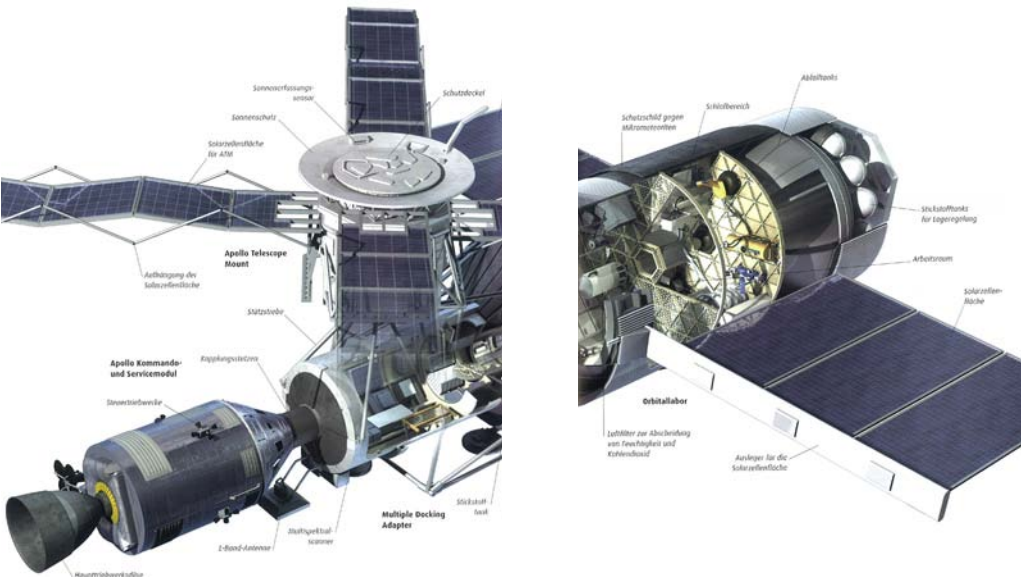


Abb. 2.1-2: Skylab

Apollo-Sojus Projekt
1975 gab es erstmals in der Geschichte der Raumfahrt eine gemeinsame amerikanisch-sowjetische Mission. Das Projekt bestand aus der Zusammenkoppelung eines Apollo- und eines Sojus-Raumschiffes in der Erdumlaufbahn. Die *unterschiedlichen Atmosphären*, bestehend aus Luftdruck und Atemgemisch der beiden Raumfahrzeuge stellten ein großes Problem dar. Aus diesem Grund wurde ein spezielles Kopplungsmodul als Schleusensektion am Apolloraumschiff mitgeführt. Die beiden Raumfahrzeuge waren bei diesem Einsatz für etwa 47 Stunden aneinander gekoppelt und traten anschließend wieder einzeln in die Erdatmosphäre ein.

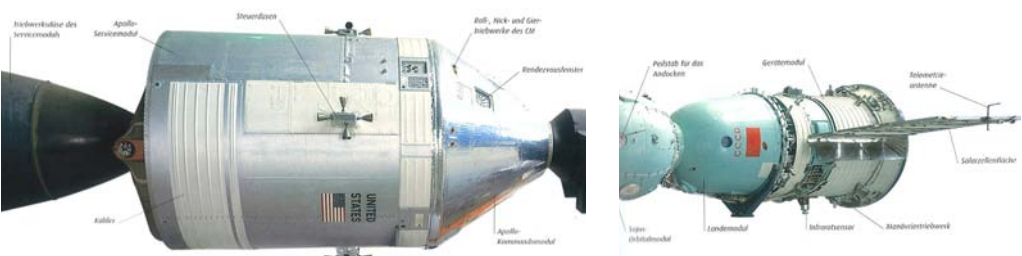


Abb. 2.1-3: Apollo-Sojus

suborbitaler Flug ... in großer Flughöhe, jedoch ohne dabei in eine Umlaufbahn zu gelangen
Sojus ... russisches Personen- und Frachtschiff
Orbital Workshop ... Bestandteil einer Saturn V Rakete, diente während der Skylabmission als Wohn- und Arbeitsraum für die Besatzung

Abbildung 2.1-1: Salyut 4

Heinrich Schiemann ... "1x Orbit und zurück" (1973), Deutsche Verlags-Anstalt GmbH, Stuttgart

unterschiedliche Atmosphären ... USA: 100% O₂ mit 1/3 Atmosphärendruck
Russland: O₂-N Gemisch mit 1 Atmosphärendruck

Abbildung 2.1-2: Skylab
Abbildung 2.1-3: Apollo-Sojus

MIR

Die sowjetische MIR von 1986 war die erste dauerhaft bemannte und modular aufgebaute Raumstation. Die russische Raumfahrtagentur Roskosmos machte die Station nach dem politischen Umbruch auch für den Westen zugänglich.

Die Basiseinheit wog bei einer Gesamtlänge von 13 m und einem Durchmesser von 4,20 m 21 Tonnen. Erweiterbarkeit der Station war durch den Kopplungsadapter, ausgelegt für vier Module, und durch die beiden Anschlüsse für bemannte Sojus-Raumschiffe gegeben.

Es entstand ein völlig neuer Typus, basierend auf Salyut, mit kugelförmigem Kopplungsadapter als Kernstück und fünf Anlegestellen. Beim Baubeginn 1986 wurde die MIR mittels Proton-Rakete in 320 bis 350 km hohen Orbit mit einer Bahnneigung von 51,6° gebracht. Die MIR war als ständig bemannte Forschungsstation geplant, mit einem Basis-Modul, in dem sich die Lebenserhaltungssysteme und sozialen Einrichtungen für zwei bis sechs Kosmonauten befinden sollten.

Die Basiseinheit bestand aus vier Abschnitten: den Durchgangsabschnitt mit Steckverbindungen des Greifarms sowie Kopplungsvorrichtungen und Verbindungsöffnungen, dem Arbeitsabschnitt mit Bodensichtfenster, dem Zwischenabschnitt mit sozialen Einrichtungen und dem Geräteabschnitt. Der Innenraum besaß austauschbare Wandverkleidungen.

Das Basismodul fungierte als Wohn- und Aufenthaltsbereich für die Kosmonauten und enthielt nebenbei auch die Sanitäranlagen.

Dem Hauptmodul wurden im Laufe der Zeit weitere Module hinzugefügt.

1987 dockte das Astrophysik-Modul *Kvant 1* mit 5,3 m Länge, 4,35 m Durchmesser und elf Tonnen Gewicht, am Heck des Basismoduls an. Das Labor wurde für wissenschaftliche Arbeiten und astrophysikalische Untersu-

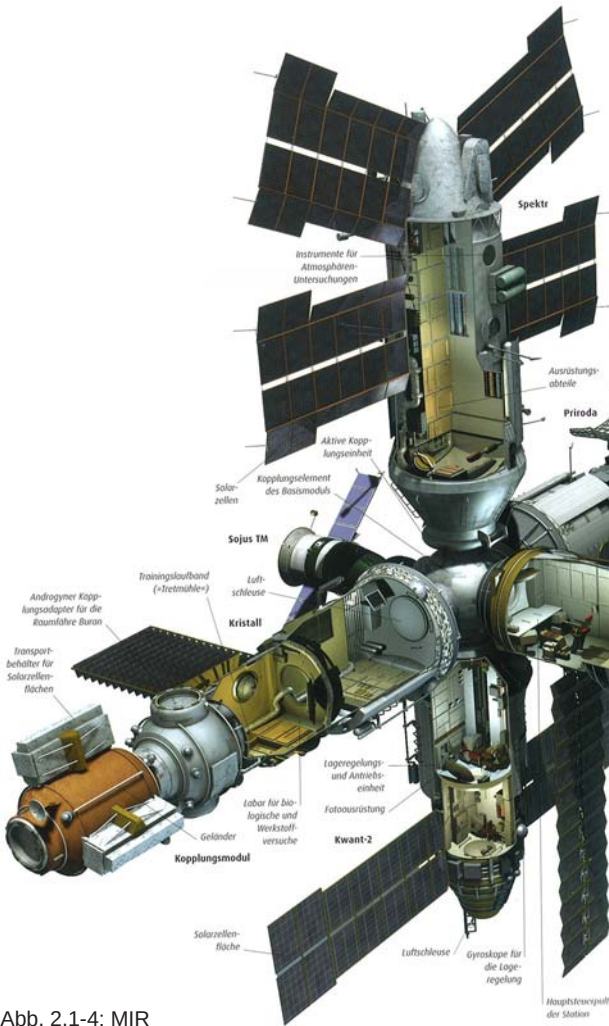


Abb. 2.1-4: MIR

Abbildung 2.1-4: MIR

chungen genutzt. Das Modul verfügte über eine weitere Andockstelle für Sojus- bzw. Progressraumschiffe. Im Laufe der Zeit wurde eine komplette Solaranlage auf *Kvant 1* installiert.

1989 wurde *Kvant 2* seitlich am Kopplungsadapter des Basismoduls angedockt. Es war mit einer Dusche, einem Sauerstoffversorgungssystem, Stauräumen, Zusatztanks etc. ausgestattet. Zu seinen Aufgaben zählten die Beobachtung der Erde und biotechnologische Experimente.

1990 wurde *Kristall* gegenüber von *Kvant 2* am Adapter montiert. Das Labor galt als biomedizinische und astrophysikalische Einheit. Es verfügte über weitere Solarzellen und ermöglichte dem US-Space-Shuttle 1995 das Andocken.

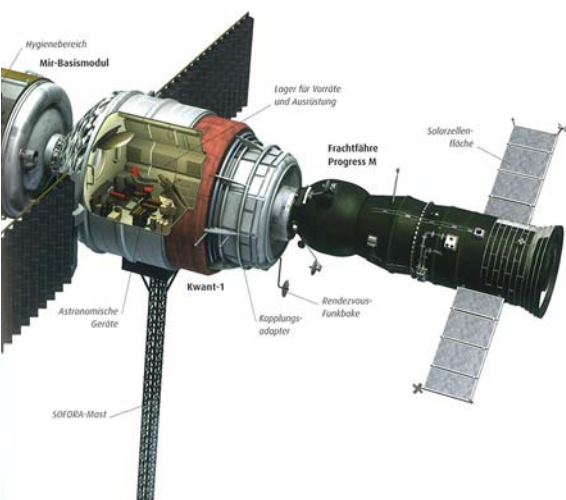
Die nächste Erweiterung folgte 1995 mit dem Forschungsmodul *Spektr*. Es diente für wissenschaftliche Forschungszwecke, wie die Erforschung der Erdatmosphäre, dem Ablauf geophysikalischer Prozesse und der Analyse von kosmischer Strahlung. Das Projekt wurde zum Teil von der NASA mitfinanziert und war demnach für Shuttle-Missionen verfügbar.

Um dem US-Space Shuttle das Andocken zu ermöglichen, wurde 1995 ein Dockingadapter am Modul *Kristall* montiert.

Ihre letzte Ausbaustufe erreichte die MIR 1996 mit der Anbringung des Moduls *Priroda*. Das Modul wurde für die Fernerkundung und Forschung der Mikrogravitation eingesetzt. Die vollständig aufgebaute MIR wies eine Gesamtlänge von 33 m mit einer Gesamtmasse von 117 Tonnen auf.

Durch ständige Umbauten und Instandhaltungsarbeiten konnte die Station 15 Jahre überdauern. Sie wurde von insgesamt 96 Kosmonauten bzw. Astronauten besucht. Die Langzeitaufenthalte einiger Besucher dienen als Studie bzw. waren eine gute Vorbereitung für künftige Marsmissionen.

Die Versorgung der Station erfolgte wie bei den Salyut-Stationen mittels Progress-Transporter. Als eine der Aufgaben bei der ersten Mission zählte ein



Besuch bei der Salyut-7, um aus ihr einige wichtige Versuchseinrichtungen und Ausrüstungen zu entnehmen und für die MIR wiederzuverwenden. Die Sojus-Raumschiffe versorgten die Station mit Wasser, Lebensmitteln, Treibstoff und Material und fungierten auch als Crew-Transporter bzw. als Rettungsboot. Die Energieversorgung der Station erfolgte über Solarmodule.

2.1 Bemannte Raumstationen

Internationale Raumstation ISS

Die "International Space Station" ISS ist das größte gemeinsame Projekt verschiedener Nationen in internationaler Kooperation, um einen permanenten Außenposten zu betreiben.

Bereits 1984 gab es von den Amerikanern unter Ronald Reagan Pläne für eine permanente Raumstation namens *Freedom*.

Es wurden verschiedene Entwürfe erstellt, woran auch die europäische, japanische und kanadische Raumfahrtbehörde beteiligt waren. 1993 gründete die NASA ein Gemeinschaftsunternehmen mit der russischen Raumfahrtbehörde. Die USA musste sich eingestehen von den russischen Erfahrungswerten profitieren zu können.

Neben der Raumfahrtbehörden NASA, Roskosmos und ESA sind unter anderem auch Kanada, Japan und Brasilien am Gemeinschaftsprojekt beteiligt.

Nach dem modularen Aufbaukonzept der MIR Station und den daraus gewonnenen Erfahrungswerten wurde das Projekt ISS verwirklicht. Schätzungsweise werden für den kompletten Aufbau 40 Flüge mittels Träger- raketen bzw. Raumfähren notwendig. Im fertigen Zustand, geplant für 2010, soll die Station inklusive der Solarmodule über 80 m Spannweite, 107 m Länge und über 400 Tonnen Masse verfügen.

Als erstes Element der Internationalen Raumstation wurde das russische Fracht- und Steuermodul *Sarja* 1998 im Erdorbit positioniert. Seither umkreist die ISS mit einer Bahnneigung von 51.6° alle 92 Minuten in etwa 350 km Höhe die Erde.

Sarja diente vorerst zur Strom- und Antriebsversorgung. Heute wird es als Frachtmodul für die Zwischenlagerung von Ausrüstung verwendet.

Ein paar Wochen später wurde das NASA-Modul *Unity* als erster von drei Verbindungsknoten angebracht. Er verfügt insgesamt über sechs Kopplungsstutzen.

Mit etwas Verzögerung dockte das russische Wohn- und Servicemodul *Swesda* im Jahr 2000 an. Ausgestattet mit Unterkünften, Lebenserhaltungs- und Umgebungskontrollsystemen sowie Sanitäranlagen, Küche und Trainingsgeräten konnte durch die Anbringung von Swesda an der ISS mit den bemannten Einsätzen begonnen werden.

Im selben Jahr wurde das erste Gittersegment, die *Integrated Truss Structure*, montiert. Es fungierte als Verbindungselement zwischen dem Solarzellenträger und der Wohneinheit und trägt Apparaturen für die Lageregelung. Das *Solarmodul* versorgte nahezu die gesamte Station mit Energie.

2001 wurde das amerikanische Labormodul *Destiny* an dem Knotenelement Unity andockt. Es wird für Experimente, Steuerungseinheiten oder als Stauraum genutzt. Forschungsarbeit wird auf den Gebieten Mikrogravitation, Lebenswissenschaften, Biologie, Ökologie, Erderkundung, etc. betrieben.

<i>Sarja</i> oder <i>Zarya</i> ...	übersetzt: Sonnenaufgang
<i>Unity</i> ...	"Einheit", Verbindungsknoten der ISS
<i>Swesda</i> ...	"Stern"
<i>Intetrated Truss Structure</i> ...	starre, tragende Leichtmetallstruktur
<i>Solarmodul</i> ...	entfaltbarer Solarkollektor: 35 m lang und 11,6 m breit
<i>Destiny</i> ...	"Schicksal", das 4. Modul der ISS

2 Raumstationen

Als weitere Elemente wurden *Canadarm2* (Greifarm) und die US-Luftschleuse *Quest* angebracht.

Bei der nächsten Mission dockte das russische Kopplungsmodul *Pirs* an. Es ist sowohl Verbindungsknoten als auch Ausstiegsschleuse.

2002 wurden Gitterstruktur-Träger für zusätzliche Solarzellenträger montiert. Bei den weiteren Missionen wurde das Gerüst und die Stromversorgung ausgebaut. Mittels aufwändigen Außenbordeinsatz wurde 2006 ein Solarkollektor am Tragwerk angebracht.

Der Verbindungsknoten *Harmony* wurde 2007 zur ISS befördert und angeschlossen.

Nach diversen Umbauarbeiten und Versetzungsmaßnahmen von Modulen wurde schließlich 2008 das europäische Forschungslabor *Columbus* an der ISS in Betrieb genommen.

Mit den Montagearbeiten des japanischen Moduls *Kibo* wurde im März 2008 begonnen. Das Modul besteht aus vier Teilen: einer Plattform für Experimente, einem Roboterarm und zwei zylindrischen, unter Druck stehenden Modulen.

Nach fertiger Montage des japanischen Moduls folgen ein russisches Labormodul und ein weiterer Verbindungsknoten mit der Aussichtskuppel *Cupola*.

Voraussichtlich sollte die Internationale Raumstation bis 2010 fertiggestellt sein.

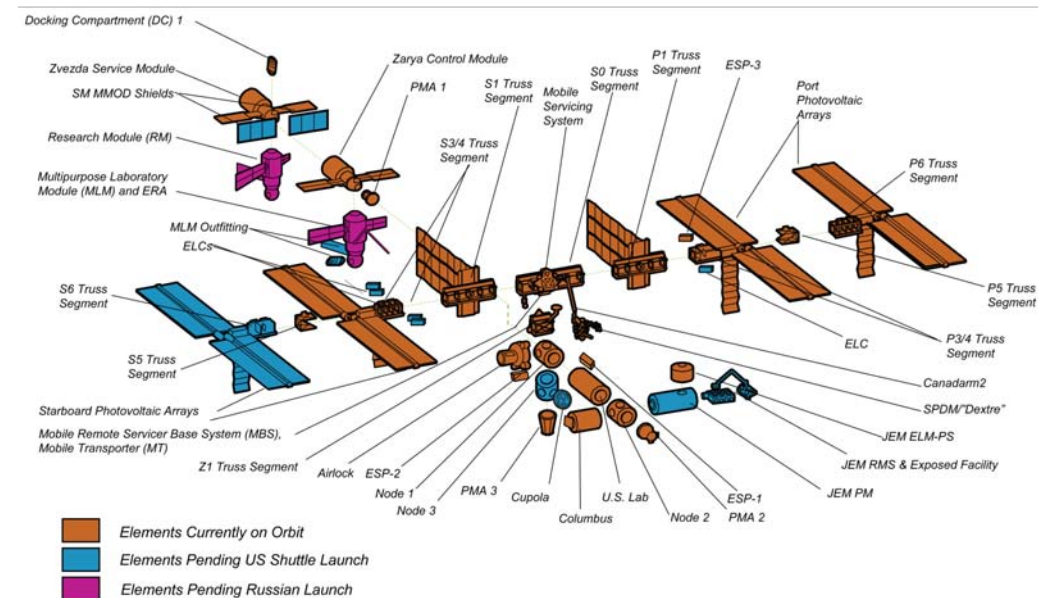


Abb. 2.1-5: Aufbau der ISS

<i>Canadarm2 ...</i>	kanadischer Roboterarm, kann bis zu 100 t bewegen, wird von Destiny aus gesteuert
<i>Quest ...</i>	Ausstiegstelle sowie Ausrüstungsdepot für Außenboardeinsätze
<i>Pirs ...</i>	russische Luftschleuse und Verbindungselement
<i>Harmony ...</i>	US-amerikanisches Knotenelement im Auftrag der ESA und der italienischen Raumfahrtbehörde
<i>Columbus ...</i>	Labor für Experimente der Material- und Biowissenschaften sowie der Flüssigkeitsforschung
<i>Kibo ...</i>	"Hoffnung", Beitrag der japanischen Raumfahrtbehörde JAXA zur ISS
<i>Cupola ...</i>	Anbringung geplant für Dezember 2009 mit dem Verbindungsknoten Node3
Abbildung 2.1-5:	Aufbau der ISS © NASA

26

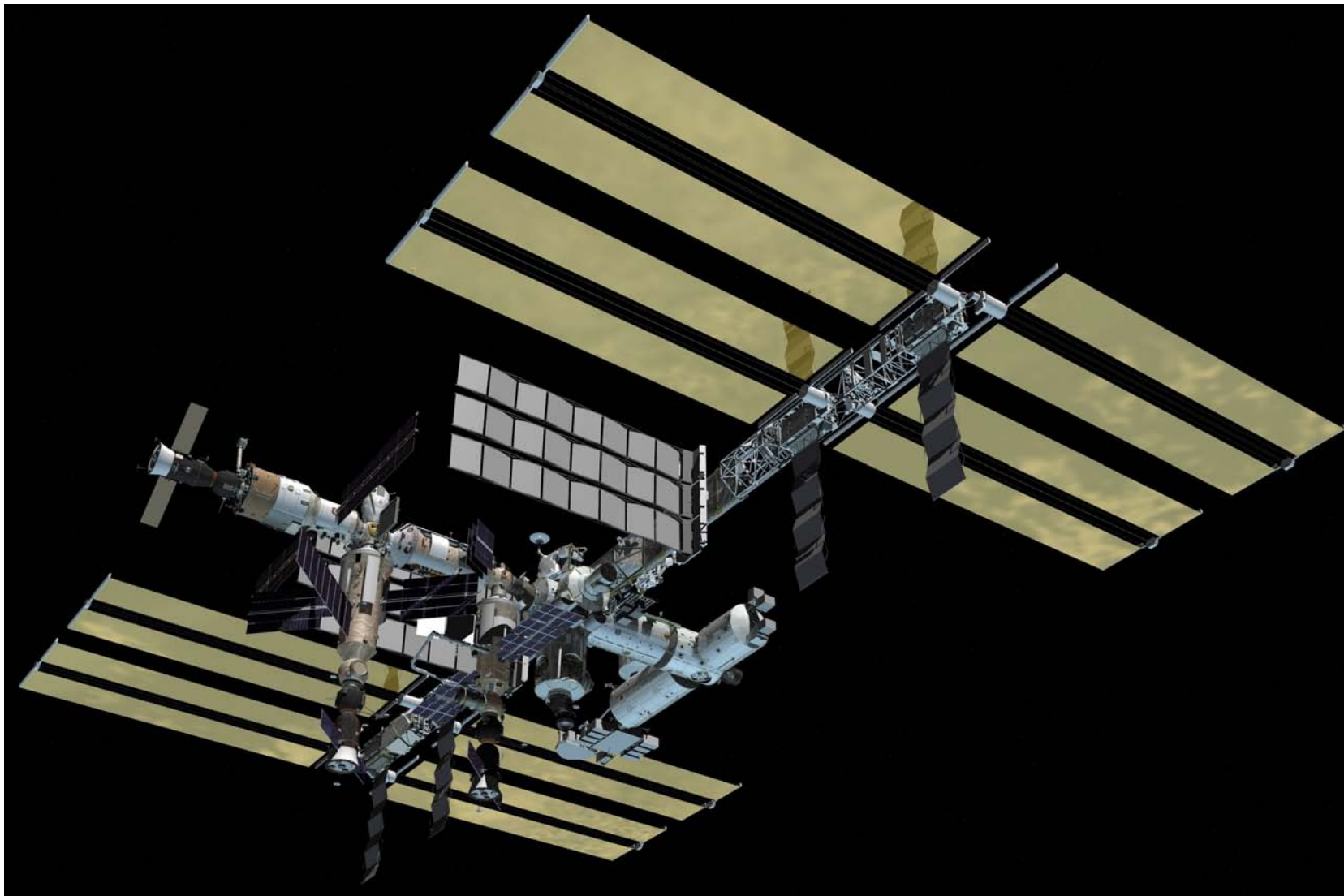


Abb. 2.1-6: ISS

Die Besatzung muss mit Lebensmitteln, Frischwasser, Kleidung, Sauerstoff, Stickstoff, Treibstoff, Ersatzteilen sowie Einrichtungen für wissenschaftliche Experimente usw. ausreichend versorgt werden. Dies wurde bis 2008 ausschließlich durch den russischen Progress-Frachter und das amerikanische Space Shuttle sichergestellt. Durch das europäische *Automated Transfer Vehicle* (ATV), welches seit April 2008 im Einsatz ist und das japanische Versorgungsschiff *H-2 Transfer Vehicle* (HTV) soll die ISS optimal versorgt werden. Das Versorgungssystem ist so aufgebaut, dass nach Aufbrauchen der mitgeführten Güter der Frachter mit dem anfallendem Abfall der Station beladen wird. Nach etwa sechs Monaten wird der Frachter von der Station wieder entkoppelt und durch Verglühen in der Erdatmosphäre somit entsorgt.



Abb. 2.1-7: ATV

Abbildung 2.1-6: ISS © NASA

Abbildung 2.1-7: ATV © ESA

Automated Transfer Vehicle ... unbemannter, nicht wiederverwendbarer Weltraumfrachter
H-2 Transfer Vehicle ... ähnlich dem ATV, jedoch erfolgt das Andocken mittels Roboterarm

Diese Kapitel behandelt fiktive Konzepte rotierender Raumstationen. Bereits zu Beginn des 20. Jahrhunderts gab es die ersten Überlegungen zu rotierenden Raumstationen. Sowohl Wissenschaftler als auch Science-Fiction-Autoren erarbeiteten diverse Konzepte zum Thema Kolonisierung des Weltraums.

Konstantin Tsiolkovsky publizierte 1903 sein Konzept zur Umsetzung von künstlich erzeugter Schwerkraft im Weltall. In seinem Werk *"Problem der Befahrung des Weltraums"* veranschaulichte *Hermann Noordung* eine rotierende Raumstation mit 30 m Durchmesser, die sich im geostationären Orbit befinden sollte.

Bernal-Sphäre

Ein Vorreiter auf dem Gebiet Konzeptentwicklung von rotierenden Raumstationen war *Dr. John Desmond Bernal*. 1929 präsentierte er den Entwurf einer sich drehenden Weltraumkolonie, konzipiert für 20 000 bis 30 000 Bewohner. Der erste Ansatz entsprach einem zylindrischen Hohlkörper mit einem Durchmesser von 16 km, an dem außen Solarringe und zusätzliche Solarsegel vorgesehen waren. Im Inneren sollte eine Biosphäre den Bewohnern einen künstlich geschaffenen Lebensraum bieten. (Abb. 2.2-1)

Wernher von Braun

Unter Hitler war der Ingenieur *Wernher von Braun* an der Planung der V1 und V2 Rakete beteiligt. Nach dem zweiten Weltkrieg begann er bei der NASA an diversen Projekten mitzuwirken. 1952 griff er die Idee einer rotierenden ringförmigen Raumstation von Hermann Noordung wieder auf, die er als Raumfahrzeug zum Mars weiterentwickelte. Die torusförmige, aus Einzelteilen bestehende und teilweise aufblasbare Station weist einen Durchmesser von 75 m auf. Ihre Fortbewegungsgeschwindigkeit beträgt 7,08 km pro Sekunde. Der Durchmesser des äußeren Radkranzes beträgt 9 m und bietet Platz für zwei bis drei Stockwerke. Die bei drei Umdrehungen in der Minute erzeugte Scheinkraft dient als Ersatz für die Schwerkraft.

Kubrick's 2001: Odyssee im Weltraum

Unter der Regie von *Stanley Kubrick* und basierend auf der Kurzgeschichte *"The Sentinel"* (Der Wächter) von *Arthur C. Clarke* entstand 1968 ein sehr gelungenes Werk. Der Film zeigt diverse Entwürfe von Raumstationen, die heute noch als große Innovation gelten. Einer dieser Entwürfe ist ein doppeltes Weltraumrad mit ca. 200 m Durchmesser, welches sich noch im Aufbaustadium befindet. (Abb. 2.2-2)

O'Neill-Kolonien

1976 entwickelte der Physiker *Gerard K. O'Neill* die Idee einer Weltraumsiedlung in Form eines sich selbst drehenden, druckbeaufschlagten Hüllraums. Sonnenschein sollte mit Hilfe von Spiegeln ins Innere geleitet werden. Der Zylinder mit 200 m Durchmesser und 1,5 km Länge erzeugte bei drei

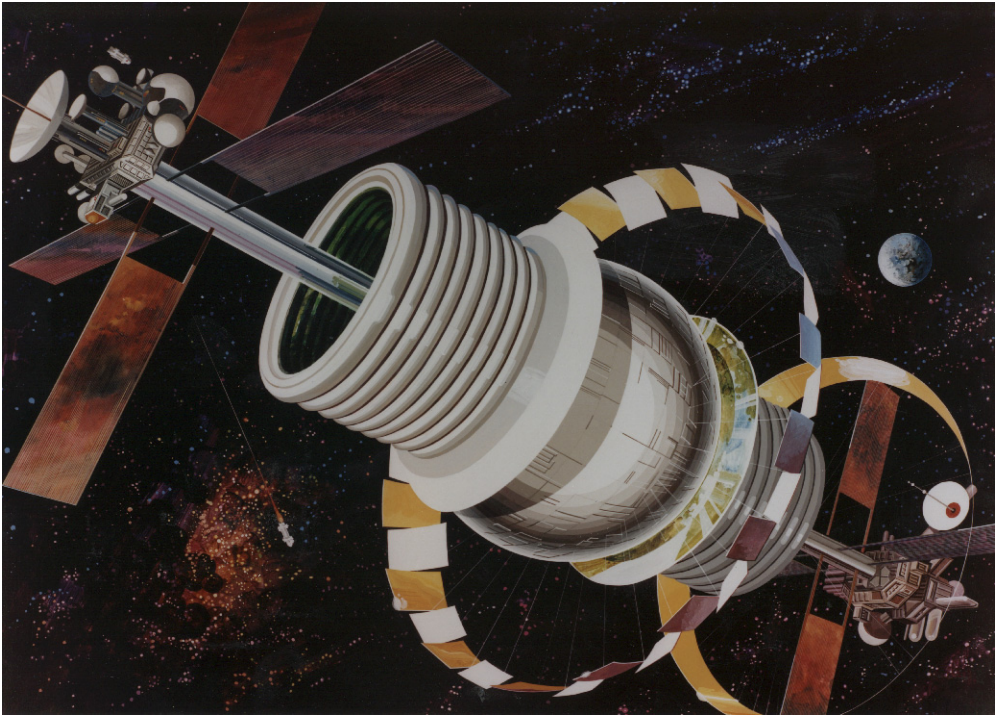


Abb. 2.2-1: Bernal-Sphäre

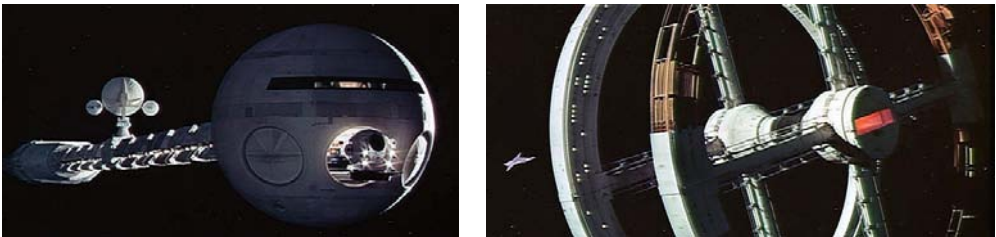


Abb. 2.2-2: 2001: A Space Odyssey

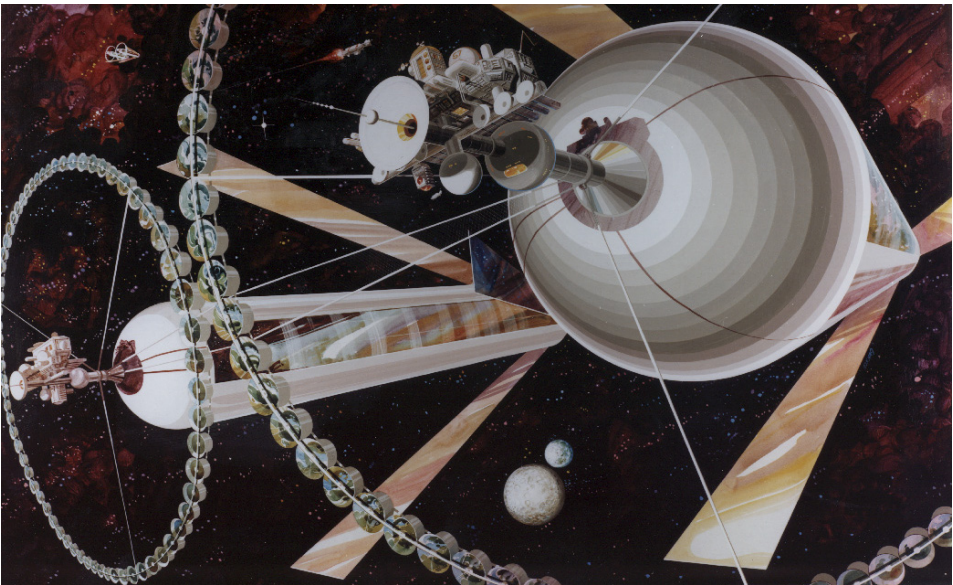


Abb. 2.2-3: O'Neill Zylinder Island Three

<i>Konstantin Tsiolkovsky ...</i>	(1857-1935) Pionier der russischen Luft- und Raumfahrtforschung
<i>Hermann Noordung ...</i>	geboren als Herman Potočnik (1892 -1929), Raumfahrttheoretiker
<i>John D. Bernal ...</i>	(1901-1971) britischer Physiker mit dem Spezialgebiet Kristallographie
	"Bernal-Hülle" (Buch 1929 „The World, the Flesh and the Devil")
<i>Wernher von Braun ...</i>	(1912-1977) dt.-US-amerik. Raketentechniker, Pionier und Visionär
<i>Stanley Kubrick ...</i>	(1928-1999) US-amerik. Regisseur, Produzent und Drehbuchautor
<i>Arthur C. Clarke ...</i>	(1917-2008) britischer Science-Fiction-Schriftsteller,
	Mitglied der Skeptics Society
<i>Gerard K. O'Neill ...</i>	(1927-1992) US-amerikanischer Physiker und Raumfahrt pionier

Abbildung 2.2-1: Bernal-Sphäre
Abbildung 2.2-2: 2001: A Space Odyssey
Abbildung 2.2-3: O'Neill Zylinder, Island Three

Umdrehungen pro Minute künstliche Schwerkraft und war für etwa 10 000 Menschen ausgelegt.

O'Neill publizierte seine Konzepte in "Physics Today" und später, 1977, in dem Buch: "*The High Frontier - Human Colonies in Space*". Das Grundprinzip der Kolonien basierte auf dem Konzept einer Planeten unabhängigen, sich selbstversorgenden Raumstation.
Bei O'Neills erster Weltraumkolonie, *Island One* (Abb. 2.2-4), bezog er sich bei der Formgebung auf die rotierende Raumstation von J.D.Bernal. Das Konzept beruht auf einem sich selbstversorgenden *Generationenschiff*. Die Idee stammt jedoch ursprünglich von *E.E.Hale*, der bereits 1869 in "Der Ziegelsteinmond" sein Konzept veröffentlichte.

O'Neill plante ebenfalls eine kugelförmige Raumstation mit Niedrigschwerkraft und 460 m Durchmesser. Schwimmbäder, Schlacke und Mondstaub sollten als Schutz vor Strahlung dienen. Die Station rotiert um ihre eigene Längsachse mit 1,97 Umdrehungen in der Minute. Im Konzept waren 600 000 m² für landwirtschaftliche Nutzung, jedoch kein ausreichender Strahlenschutz dafür vorgesehen. Davon stehen je 45 m² für eine Person zur Verfügung. Weiters stehen den Bewohnern je 230 m² Wohnfläche und 600 m² Garten zu.

Island Two, mit einem Durchmesser von 1 800 km und einer Fläche von 10 km², ist für 140 000 Menschen ausgelegt.

Island Three (Abb. 2.2-3) besteht aus 2 Einheiten mit je 6,4 km Durchmesser und einer Länge von 32 km für einige Millionen Menschen. Bei einer Rotation von 2 Umdrehungen in der Minute bietet die Station seinen Bewohnern einen Lebensraum, der Wasser, Land, Luft und natürlichen Sonnenschein beinhaltet. Die beiden Einheiten bestehen aus zwei Zylindern mit drei großen Spiegeln, die für eine Tag- und Nachtsimulation eingesetzt werden. Riesige Sonnenenergiekraftwerke sorgen für ausreichend Stromerzeugung. Im Konzept ist eine Trennung von Wohnen, Landwirtschaft und Industrie mit unterschiedlichen Klimata (Temperatur, Luftfeuchtigkeit), Tageslängen und Schwerkraft, vorgesehen.

Die Anforderung an den *Stanford Torus* (Abb. 2.2-5) ist die Konzeptionierung eines Weltraumhabitats für 10 000 bis 140 000 Personen unter dem Einfluss künstlicher Schwerkraft von 1g bei einer Umdrehung pro Minute. Des Weiteren weist die torusförmige Station einen Gesamtdurchmesser von 1,6 km und einen Röhrendurchmesser von 130 m auf. Das schwerelose Zentrum entspricht einer kugelförmigen Nabe mit 130 m Durchmesser und Dockbuchten, die durch 6 Speichen mit dem Ringbereich verbunden ist. In den Speichen ist die Strom- und Luftzufuhr sowie der Aufzugsschacht untergebracht. Ein riesiger Spiegel mit 750 m im Durchmesser wird mittels Raketenantrieben in Position gehalten, um genügend Licht im Stationsinneren zu gewährleisten.

Bei seinen Entwürfen griff O'Neill teilweise auf Ideen von K.E. Tsiolkovski, H. Oberth, Baron G. von Piquet, Herman Noordung und Wernher von Braun zurück.



Abb. 2.2-4: Island One

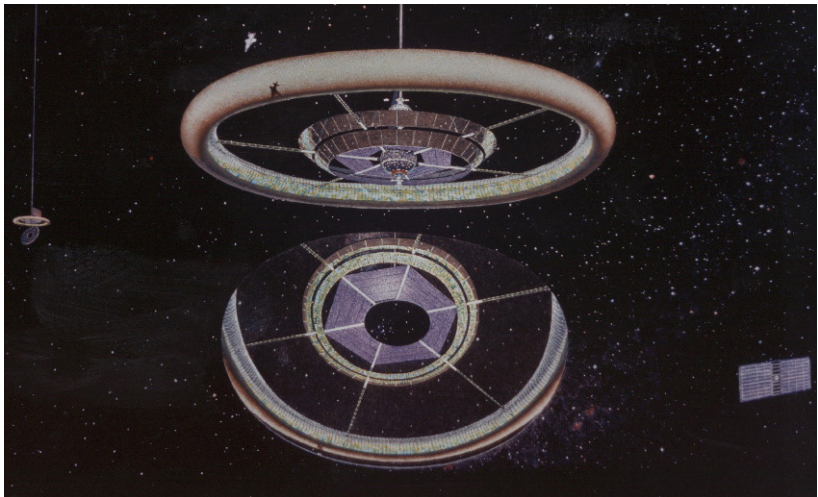


Abb. 2.2-5: Stanford Torus

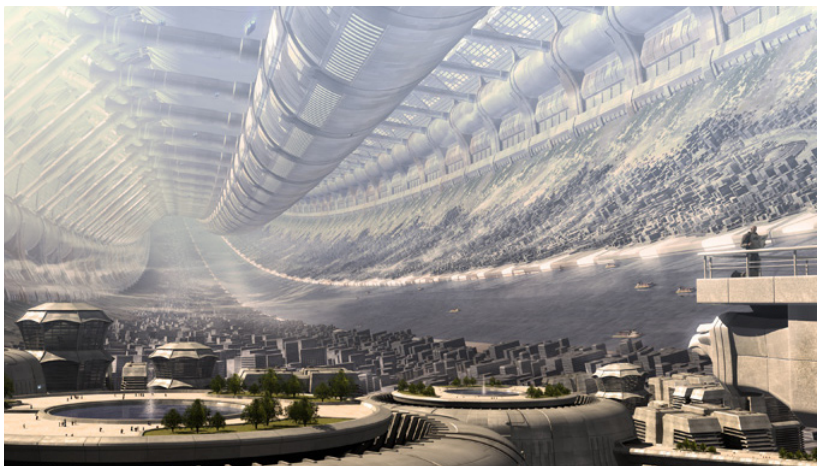


Abb. 2.2-6: künstlerische Darstellung einer Weltraumkolonie

Generationenschiff ...

Konzept von J.D.Bernal von 1929: Bewältigung der extremen Reisezeiten bei interstellarer Raumfahrt

E.E.Hale ...

Edward Everett Hale (1822-1909), amerikanischer Autor der Kurzgeschichte "The Brick Moon" in der erstmals eine fiktionale Raumstation beschrieben wird.

Abbildung 2.2-4: Island One

Abbildung 2.2-5: Standford-Torus

Abbildung 2.2-6: künstlerische Darstellung einer Weltraumkolonie © Alexander Preuss

Die Weltraumkolonien sollten in den *Lagrange-Punkten* positioniert werden. Die benötigten Rohstoffe werden laut Konzept vom Mond mit Hilfe eines Massenbeschleunigers zur Raumstation transportiert.

Das "Große Baukastenkonzept" der NASA

Das Große Baukastenkonzept, von NASA-Technikern zwischen 1969 und 1970 entwickelt, wird in dem Buch "1x Orbit und zurück" von *Heinrich Schiemann* näher beschrieben.

Die Saturn-V Rakete, ein nicht mehrfach verwendbares Trägersystem mit einem Durchmesser von 10 m, definiert die Größe der zu transportierenden Baukastenelemente. Die geplante Raumstation sollte über geschlossene Lebenserhaltungssysteme verfügen und etwa 80 Tonnen schwer sein. Der Zylinder sollte bis zu zwölf Crewmitglieder beherbergen und sich über vier Stockwerke in Querrichtung erstrecken. Die Möglichkeit zur Abschottung der Stockwerke ist für den Notfall gegeben. Ein Crewwechsel ist für alle drei Monate vorgesehen. Durch den Nukleareinsatz für die Energiegewinnung ist die Besatzung einem hohen Risiko ausgesetzt. Die Rotation zur Erzeugung von Schwerkraftersatz erfolgt um die Querachse.

K. A. Ehricke

Astropolis - "Die Stadt im Himmel" beruht auf dem Konzept des Weltraumtechnikers *Dr. Krafft Arnold Ehricke*. Die Station erstreckt sich über 2 km und bietet Platz für etwa 2 000 Menschen. Sie rotiert um die eigene Hauptachse und erzeugt dabei eine künstliche Schwerkraft von ca. 1g. Die Station befindet sich im Erdorbit und hat ein schwereloses Zentrum. Die Versorgung erfolgt mittels Atomstrom.

Gemeinsam mit Wernher von Braun verfasste er das Buch "The Mars Project", in dem eine Reise mittels Fährschiff zum Mars erläutert wird. Diese Fähre, später "Space Shuttle" genannt, dient als Pendelfahrzeug und liefert die Bauteile zur Montage einer Raumstation. Die Anlieferung muss in Einheiten erfolgen, deren Dimensionen durch die Ladebucht definiert sind.

Aktuellere Beispiele

Die Philosophie der *Space Island Group* (Abb. 2.2-8) vertritt das Konzept des Recyclens von Treibstofftanks und deren Aneinanderschließung zu einer rotierenden Raumstation. Die Rotation erfolgt mittels magnetischer Motoren und erzeugt ein Drittel der Erdgravitation. Die Tanks sind an den Enden mit Schleusen aneinandergeschlossen und werden mittels eigenem Transporter, dem "Orbital Maneuvering Vehicle" (O.M.V), in Position gebracht. Der Stationsinnenraum kann in zwei bis drei Etagen aufgeteilt werden und soll einige 100 Personen beherbergen.

Das Architekturbüro *Wimberly Allison Tong & Goo*, mit Schwerpunkt Hoteldesign, entwarf ein "Space Resort" (Abb. 2.2-7) im niedrigen Erdorbit.

Renate Lauterbach plante im Rahmen ihrer Diplomarbeit 2001 das Weltraumhotel "Medusa" (Abb. 2.2-9).



Abb. 2.2-7: Space Resort



Abb. 2.2-8: Space Island Group

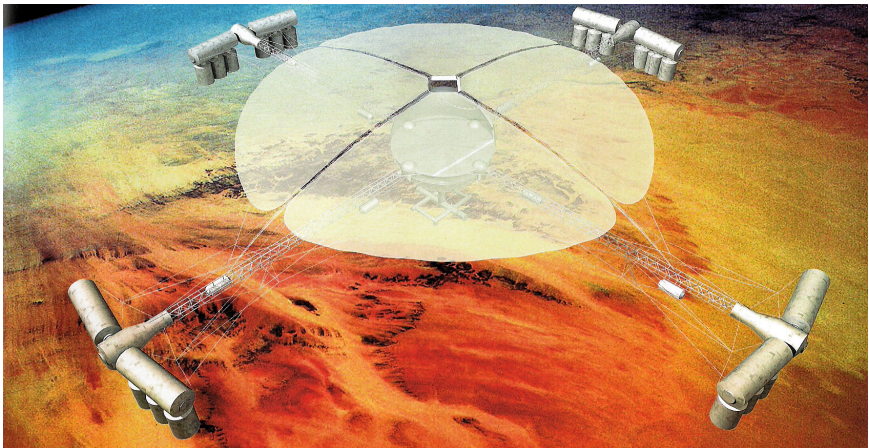


Abb. 2.2-9: Medusa

*Lagrange-Punkte ...
Heinrich Schiemann ...*

Librations- oder Gleichgewichtspunkte siehe Seite 58
(1916-2002) Luftfahrtingenieur, Wissenschaftsjournalist,
Publizist und Moderator

Krafft Arnold Ehricke ...

(1917-1984) Ingenieur für Raketenantriebe

Space Island Group ...

www.spaceislandgroup.com

Abbildung 2.2-7: Space Resort © Wimberly Allison Tong & Goo

Abbildung 2.2-8: Space Island Group

Abbildung 2.2-9: Medusa © Renate Lauterbach

- Abbildung 2.1-1: Giles Sparrow, Abenteuer Raumfahrt, Seite 180, Dorling Kindersley Verlag 2007
Abbildung 2.1-2: Giles Sparrow, Abenteuer Raumfahrt, Seite 172-173, Dorling Kindersley Verlag 2007
Abbildung 2.1-3: Giles Sparrow, Abenteuer Raumfahrt, Seite 174-175, Dorling Kindersley Verlag 2007
Abbildung 2.1-4: Giles Sparrow, Abenteuer Raumfahrt, Seite 212-213, Dorling Kindersley Verlag 2007
Abbildung 2.1-5: http://www.nasa.gov/mission_pages/station/main/
Abbildung 2.1-6: <http://spaceflight.nasa.gov/gallery/images/station/issartwork/ndxpage20.html>
Abbildung 2.1-7: http://www.dlr.de/iss/Portaldata/1/Resources/raumfahrt/weltraum/atv_cutaway.jpg
- Abbildung 2.2-1: <http://www.nas.nasa.gov/About/Education/SpaceSettlement/70sArt/AC76-0965f.jpeg>
Abbildung 2.2-2: <http://www.der-dirk-schneider.de/portal/Bilder/verschiedenes/discovery.jpg> und <http://textodigital.com/P/GG/b2001.php>
Abbildung 2.2-3: <http://www.nas.nasa.gov/About/Education/SpaceSettlement/70sArt/AC75-1085f.jpeg>
Abbildung 2.2-4: <http://ssi.org/assets/images/slide14-large.jpg>
Abbildung 2.2-5: <http://www.nas.nasa.gov/About/Education/SpaceSettlement/70sArt/AC76-0525f.jpeg>
Abbildung 2.2-6: <http://www.nss.org/settlement/space/graphics/abalakin-800.jpg>
Abbildung 2.2-7: <http://www.watg.com/?pageID=0093BFCC-3048-7B3D-C58285D7C34CDE8B>
Abbildung 2.2-8: <http://www.spaceislandgroup.com/PressGraphics/posterstation03.jpg>
Abbildung 2.2-9: Renate Lauterbach, Medusa ... take a spin around the world, Techn. Univ. Wien, Dipl.Arb., 2001
- DI Dr. Hajek und DI Dr. Vana, Atominstitut: Vo Weltraumdosimetrie, Seite 5 ff., TU-Wien 2008
Christian Karl Gruber, Leben und Arbeiten im All, Wissenschaft und Technik Verlag 1996
<http://www.russianspaceweb.com/mir.html>
Abenteuer Raumfahrt, Giles Sparrow, Dorling Kindersley Verlag 2007
Barbara Imhof, An architectural approach to the design of a long duration human space mission, Techn. Univ. Wien, Diss., 2006
Artikel: „2001: Odyssee im Weltraum“ von Robert Vogel, Astronomie Heute 04/2008

3 Langzeitmissionen und deren Implikationen

3.1 Gesundheitsrisiken im All

- Strahlung

- Schwerelosigkeit

3.2 Vorsorgemaßnahmen

- Strahlenschutzmaßnahmen

- Weltraummedizin

- Training

- Ernährung

3.3 Psychologie in der Raumfahrt

- Studien über Langzeitaufenthalte

3.4 Anforderungen an die Raumstation

- Sicherheit der Crew

- Anforderungen an die Raumstation zur Vermeidung von Schäden

- Materialien

- Versorgungssysteme der Raumstation

- Selbstversorgende Systeme

- Platzbedarf

- Wohnlichkeit

Strahlung

Raumfahrer sind außerhalb des schützenden Erdmagnetfeldes den verschiedensten Arten von Strahlung ausgesetzt, welche erhebliche gesundheitliche Schäden hervorrufen können.

Man unterscheidet zwischen galaktisch-kosmischer Strahlung, solar-kosmischer Strahlung, Eruptionen solarer Materie (solar flares, coronal mass ejections) und dem Van Allen Strahlungsgürtel.

Kosmische oder Korpuskularstrahlung ist eine radioaktive Strahlung, die durch Strom von Elementarteilchen und Ionen mit hoher Energie erzeugt wird. Sie hat ihren Ursprung außerhalb unseres Sonnensystems und gilt als durchdringende Strahlung, die organische oder anorganische Materie angreift. Sowohl kosmische und als auch solare Strahlung verändern die DNA und können Gewebeschädigungen herbeiführen.

Bei solar-kosmischer Strahlung handelt es sich um von der Sonne ausgesandte Teilchenströme und es wird zwischen zwei Bestandteilen unterschieden. Dazu zählen der immer vorhandene Sonnenwind sowie die energiereichen Teilchenströme, welche bei Sonnenausbrüchen freigesetzt werden. *Sonneneruptionen* können nicht genau vorhergesagt werden und stellen aufgrund der stark erhöhten Strahlenbelastung, wobei hochkonzentrierte Energie freigesetzt wird, ein großes Problem dar.

Generell wird in der Raumfahrt zwischen primärer und sekundärer Strahlung unterschieden. Primärstrahlung, auch Bremsstrahlung genannt, besteht aus Röntgen- und Gammastrahlung, die noch durch eine Trennwand abgeschirmt werden kann. Sekundärstrahlung wirkt dagegen aggressiver und muss durch bessere Vorkehrungen abgeblockt werden, weil die Teilchen Wände durchdringen können.

Der *Van-Allen-Strahlungsgürtel* besteht aus geladenen Teilchen, Elektronen und Protonen, die durch das Erdmagnetfeld festgehalten werden. Seine Form ist die eines Torus rotationssymmetrisch zur Erde und gliedert sich in einen inneren und äußeren Gürtel. Auch andere Planeten werden von ähnlichen Strahlungsgürteln umgeben.

Die Auswirkungen von Strahlung auf den menschlichen Organismus sind abhängig von der *Strahlungsdosis*, der Strahlungsart, der Wirkzeit und der Stärke und können zu Krankheiten, Erbschäden oder zum Tod führen.

Mögliche Schädigungen durch *ionisierende Strahlung* stehen im Zusammenhang mit den betroffenen Organen, dem Alter und Gesundheitszustand des Raumfahrers sowie dem ausgesetzten Stressfaktor. Bei Langzeitaufenthalten besteht das Risiko einer Krebserkrankung der Organe, Augen, Haut und Geschlechtsorgane.

<i>Sonneneruption ...</i>	erhöhte Strahlungskonzentration, welche etwa alle elf Jahre stattfindet
<i>Van-Allen-Strahlungsgürtel ...</i>	eine Durchquerung ist lt. Verschwörungstheorie nur mittels 2 m dicker Bleiummantelung möglich und daher wird der Flug zum Mond von Verschwörungstheoretikern angezweifelt
<i>Strahlungsdosis ...</i>	Energienmenge, die an eine bestimmte Masse abgegeben wird
<i>ionisierende Strahlung ...</i>	Radioaktive-, Neutronen- und Röntgenstrahlung

Strahlungseinheiten werden durch Energie, die ein Körper absorbiert, ausgedrückt:
Gray (Gy) ... Verhältnis der absorbierten Energie zur Masse des bestrahlten Körpers (J/kg)
Sievert (Sv) ... Wirkung ionisierender Strahlung auf lebendes Gewebe (J/kg)

Schwerelosigkeit

Ein weiteres Problem der Raumfahrt ist durch das Fehlen von Gravitation gegeben. Dadurch erfährt der menschliche Organismus Beeinträchtigungen der Gehirnfunktionen, des Herz-Kreislaufsystems, des Bewegungsapparats (Knochen- und Muskelabbau) und des Immunsystems. Bei vielen Raumfahrern tritt auch die Raumkrankheit, das so genannte "Space Adaption Syndrome", ein.

Zu den Beeinträchtigungen der Gehirnfunktionen zählen:
Ausfall der Schwerkraftrezeptoren, motorische Störungen in der Bewegungskoordination, Desorientierung und Verlust des Gleichgewichtssinns, der durch das Vestibularorgan erzeugt wird.

Sinnes- und Gleichgewichtsorgane (Abb. 3.1-5) sind für die Lage-, Richtungs- und Raumwahrnehmung verantwortlich. In der Schwerelosigkeit können daher Sinnesmeldungen verfälscht an das Gehirn weitergegeben werden. Ist das Zusammenspiel zwischen Sehsinn und Gleichgewichtsorgan gestört, so führt dies zur Orientierungslosigkeit und möglicherweise zur Raumkrankheit, welche sich durch Schwindel, Übelkeit, Augenzittern äußert und etwa zwei bis vier Tage andauert.

Des Weiteren übt Schwerelosigkeit Folgeerscheinungen auf das Herz-Kreislaufsystem und den Wasser- bzw. Nährstoffhaushalt des Körpers aus. Es kommt zu einer Flüssigkeitsverschiebung (Abb. 3.1-2) im Bereich des Kopfes und Oberkörpers. Dadurch werden Kopfschmerzen, Gesichtsschwellung, Hervortreten der Halsvenen, und Ausdünnung der Beine verursacht. Die verstärkte Flüssigkeitsausscheidung kann zu Dehydrierung führen und sollte sich allerdings nach ca. fünf Tagen stabilisieren. Es kommt auch zu einer Reduktion des Blutvolumens (Plasma) um 12 bis 22% und zu einer verringerten Produktion der roten Blutkörperchen (Erythrozyten), was Einfluss auf die Wundheilung ausübt sowie eine Schwächung des Immunsystems hervorruft. Weiters erfolgt einer Reduktion der Herzpumpleistung sowie Veränderungen des Hormonkreislaufes. Nach mehreren Wochen stabilisiert sich der Kreislauf wieder.

Jedoch haben Langzeitaufenthalte im All erheblichen Einfluss auf das Muskel- und Skelettsystem. Nach längerer Zeit in der Schwerelosigkeit treten die ersten Symptome auf. Es kommt zum Verlust von Kalzium, Phosphor und Stickstoff, zum Schwund von Herz- und Skelettmuskulatur, Ausdehnung der Wirbelsäule, und zur Muskelatrophie von ca. 5 % pro Woche. Das schlimmste Problem ist jedoch der Knochensubstanzverlust, der auch durch Training nicht gestoppt werden kann. Weitere Beschwerden können in Form von Schlaflosigkeit, Stress, Übelkeit, Erbrechen, Verdauungsproblemen, Rückenschmerzen, etc. auftreten. Aufgrund der hohen Protonenaussetzung der Augen leiden Raumfahrer an Erscheinungen wie "Blitzen" in der Dunkelheit. Die Auswirkungen und Folgeerscheinungen von Schwerelosigkeit werden erst auf Erde so richtig spürbar.

IMBP ... Institute für Medical and Biological Problems
Die Forschungsstudie der Uniklinik für Neurologie in Wien zum Thema Veränderung der Augenbewegungsfunktion im Gebiet der Weltraumphysiologie und -medizin befasste sich im Detail mit der Verlangsamung der Augenfolgebewegungen aufgrund von Schwerelosigkeit. Die Studie von 2001 läuft unter dem Titel "Augenbewegungen unter Schwerelosigkeit" und stand unter der Leitung von Univ. Prof. Dr. Christian Müller.

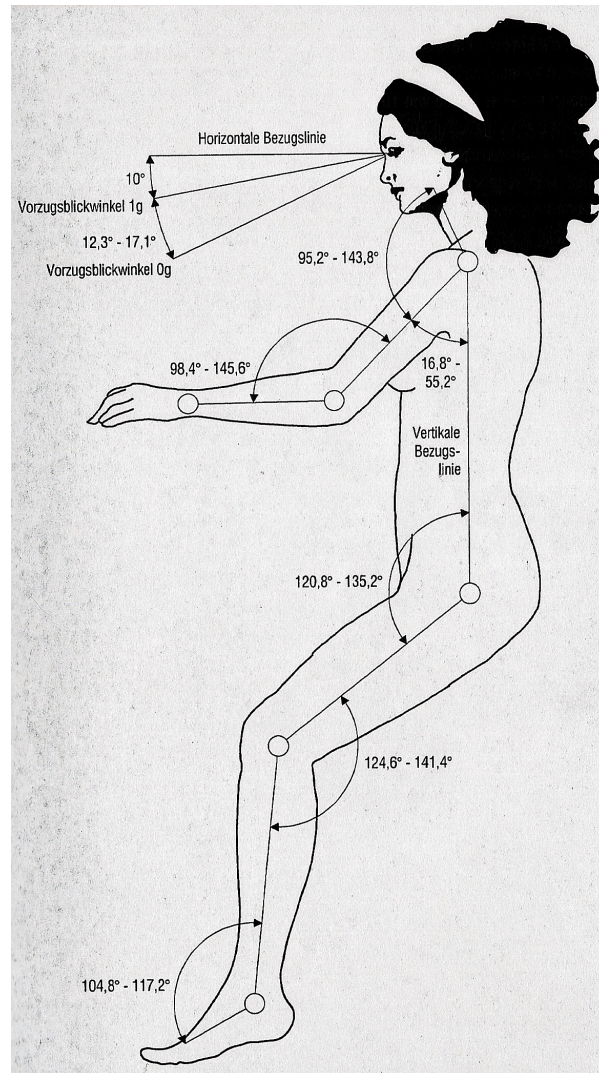


Abb. 3.1-1: neutrale Körperhaltung



Abb. 3.1-3: Schwerelosigkeit

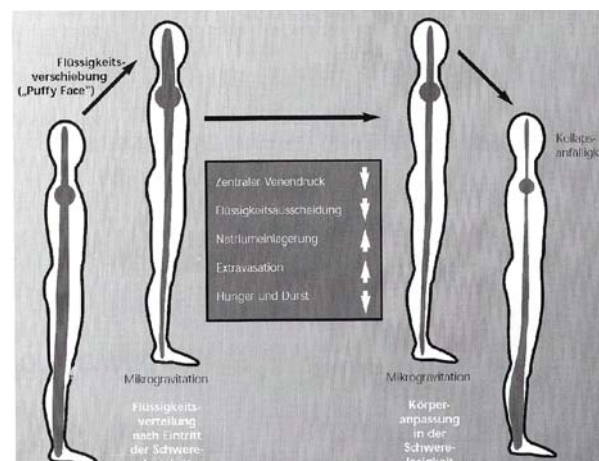


Abb. 3.1-2: Flüssigkeitsverschiebung

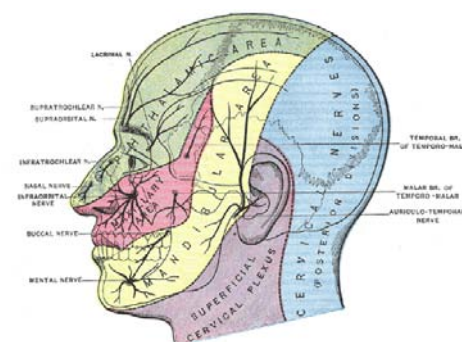


Abb. 3.1-4: Nervensystem

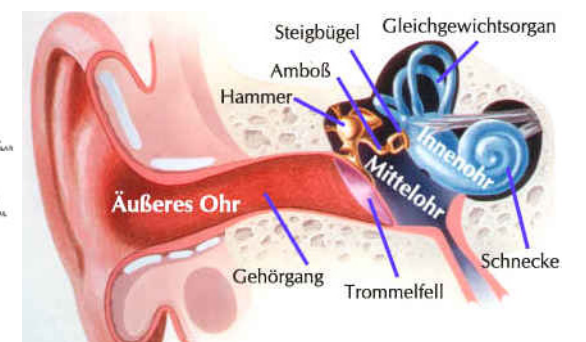


Abb. 3.1-5: Gleichgewichtsorgan

Abbildung 3.1-1: neutrale Körperhaltung © C. Gruber
Abbildung 3.1-2: Flüssigkeitsverschiebung © DLR

Abbildung 3.1-3: Schwerelosigkeit
Abbildung 3.1-4: Nervensystem
Abbildung 3.1-5: Gleichgewichtsorgan

Strahlenschutzmaßnahmen

Natürlicher Schutz vor solarer und galaktischer Strahlung ist durch die dichte Erdatmosphäre gegeben. Es können Schutzmaßnahmen durch bestimmte Materialien getroffen werden. Unter anderem sind Wasserstoffhaltige Materialien bzw. Materialien mit hoher Flächendichte gut geeignet. Für Innenwände werden Bauteile mit hoher Nukleonenzahl (z.B. Tantal) als Absorber für schädliche Bremsstrahlung eingesetzt. Um besseren Schutz vor Sonnenausbrüchen zu gewährleisten ist die Anbringung von speziellen Schutzschilden, sogenannten "Storm Shelters", an der Außenseite notwendig. Schutz vor elektromagnetischer Strahlung kann durch Anbringung eines *Solenoid* im Stationszentrum geboten werden.

Bei Außenbordaktivitäten liegt die Sicherheit des Raumfahrers in der Qualitätsausführung des Raumanzugs. Raumanzüge müssen besondere Vorkehrungen zum Schutz von Augen, Knochenmark und Geschlechtsorgane, die bereits bei geringen Dosen sehr gefährdet sind, aufweisen. Außenbordaktivitäten sollten aufgrund des hohen Gesundheitsrisikos einer Dauer von höchstens sieben Stunden entsprechen.

Generell sollten Außenbordaktivitäten, wobei der Raumfahrer ionisierender Strahlung ausgesetzt wird, vermieden werden, weil diese immer ein besonderes Gesundheitsrisiko darstellen.

Weltraummedizin

Weltraummedizin ist eine junge Wissenschaft, die sich mit mehreren Themen auseinandersetzt. Sie besteht aus dem Gebiet der *Physiologie* und der *Psychologie*. Bislang wurden psychosomatische Effekte kaum berücksichtigt. Der menschliche Körper ist relativ anpassungsfähig und geht auf Umweltflüsse ein - auf diesem Aspekt baut die Weltraummedizin auf. Eines der Ziele ist für ein inneres Gleichgewicht zu sorgen, sowohl auf geistiger als auch auf körperlicher Ebene.

Die terrestrische Gesundheitsforschung profitiert von den Studien bemannter Raumfahrt und im Speziellen von den Erkenntnissen der Weltraummedizin. Erfolge und Fortschritte konnten dadurch in der Osteoporoseforschung, bei der Kreislaufunterstützung, bei der Reduktion des Muskelabbaus bei Langzeitbettlägigen, bei der Frühdiagnostik von Herz-Kreislaufkrankungen, bei der Behandlung von Schlaganfallpatienten, in der Telemedizin und für minimalinvasive Operationstechniken gewonnen werden.

Im Untersuchungszeitraum der letzten 32 Jahre gab es bei 195 Astronauten 20 Todesfälle, eine Krebserkrankung, 103 Herz- und Kreislauferkrankungen und 16 Unfälle mit Todesfolge.

<i>Solenoid ...</i>	ist eine elektromagnetische Spule, die Ablenkung der Strahlung verursacht, dabei verursacht ein Elektronenemitter eine Aufladung der Außenhaut, wobei Schutz durch das erzeugte elektromagnetische Kraftfeld geboten wird - leider konnte diese Technik bis jetzt noch nicht erprobt werden.
<i>Physiologie ...</i> <i>Psychologie ...</i>	Forschung der Organe, Gewebe, Zellen, etc. Forschung in Verhalten, Denken, Fühlen, Lernen, Wahrnehmen, Motivation, Willenskraft

Training

Um gesundheitliche Schäden und Folgeerscheinungen aufgrund von Aufenthalt in der Schwerelosigkeit abwenden zu können ist ein tägliches Körpertraining unerlässlich, vor allem um Muskelschwund entgegen zu wirken. Deshalb ist auf ein Training am Laufband bzw. am Fahrradergometer von mindestens einer Stunde pro Tag und bei Langzeitaufenthalten sogar zwei Stunden pro Tag unverzichtbar. Tägliches Trainieren mit dem Expander fördert den Aufbau von Herzmuskulatur.

Es ist zu berücksichtigen, dass es einer sehr starken Be- und Entlüftung während der Trainingszeit bzw. einen Feuchtigkeitsentzug aus der Luft bedarf, da sonst eine Porenverstopfung der Haut entsteht und die Hautatmung dadurch gestört wird. Eine andere Möglichkeit wäre die Verwendung einer Unterdruckkammer während des Trainings. Die Rahmenbedingungen für Ergonomie müssen in der Planung einer Raumstation berücksichtigt werden.

Es lassen sich jedoch, vor allem bei Langzeitmissionen, nicht alle Gesundheitsbeeinträchtigungen durch hartes Training abwenden. Das Problem des Knochensubstanzverlustes wäre nur durch Erzeugung künstlicher Schwerkraft in den Griff zu bekommen. Nach dem Konzept der so genannten "Schwerkraftbetten“, wäre der Raumfahrer lediglich während des Schlafens künstlicher Schwerkraft ausgesetzt.

Ernährung

Für ein geistiges und körperliches Wohlbefinden ist eine ausgewogene Ernährung die Grundvoraussetzung. Bei Aufenthalt in einer von Lebenserhaltungssystemen abhängigen lebensfeindlichen Umgebung ist der Körper einem gewissen Stressfaktor ausgesetzt. Daher sollte er mit ausreichender Energiezufuhr durch Nahrung gestärkt werden. Die durchschnittliche tägliche Nahrungsmenge für einen Erwachsenen beträgt 12,5 kJ und besteht aus 420 g (7,06 kJ) Trockenmasse in Form verschiedenster Kohlehydrate, 92,7 g (3,5 kJ) Fette, 126 g (2,12 kJ) Proteine, Mineralien, Vitaminen und ca. 3,5 kg Trinkwasser. Die Mengenangaben sind jedoch abhängig von Größe, Alter, Geschlecht, Gesundheits- und Stoffwechselzustand der jeweiligen Person. Den Nahrungsmitteln einer Raumstation wird Flüssigkeit entzogen, damit sie leichter und komprimiert mittransportiert werden können. Spargel, Rindfleisch, Brokkoli, Käse, Müsli, Huhn, Nudelgerichte, Reis, Rühreier, grüne Bohnen, Pilze, Pfirsichkompott, Erbsen, Pudding, Shrimps, Suppen, Erdbeeren, Truthahn und auch viele Getränke werden in pulverisierter Form auf der Station eingelagert. Nahrungsmittel wie beispielsweise Corned Beef, Brot, Schinken und Truthahnrauchfleisch können durch Strahlenbehandlung haltbar gemacht werden. Die Lebensmittel im Space Shuttle sind in Dosen, Plastikschaalen und Folien verpackt und werden vor dem Verzehr in einem kleinen Ofen erhitzt. Für die Missionen ist ein strenger Menüplan ausgearbeitet. Viele Mineralien, wie z.B. Kalzium, gehen dem Körper aufgrund der Schwerelosigkeit verloren und müssen im Ernährungsplan ergänzt werden.

3.2 Vorsorgemaßnahmen



Abb. 3.2-1: Fahrradergometer

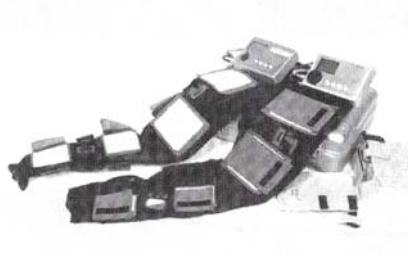


Abb. 3.2-3: Elektrodenhose



Abb. 3.2-2: Treadmill



Abb. 3.2-4: Training



Abb. 3.2-5: Training



Abb. 3.2-6: Training

Abbildung 3.2-1: Fahrradergometer
Abbildung 3.2-2: Treadmill

Abbildung 3.2-3: Elektrodenhose © Med. Univ. Wien

Abbildung 3.2-4: Training
Abbildung 3.2-5: Training
Abbildung 3.2-6: Training

3 Langzeitmissionen und deren Implikationen



Abb. 3.2-7: Ofen



Abb. 3.2-8: Space Food



Abb. 3.2-9: Space Food

Abbildung 3.2-7: Ofen © Renate Lauterbach
Abbildung 3.2-8: Space Food © NASA
Abbildung 3.2-9: Space Food © NASA

Die Grundvoraussetzungen für ein Überleben im All sind Luft, Nahrung, Wasser und Licht. Neben den körperlichen und gesundheitlichen Strapazen einer Raumfahrtmission spielt die psychologische Komponente eine wesentliche Rolle.

Um eine erfolgreiche Mission zu gewährleisten muss das Zusammenleben einer Personengruppe auch auf minimalem bzw. engstem Raum funktionieren. Da die sozialen Kontakte sehr beschränkt sind muss eine sorgfältige Auswahl der Besatzungsmitglieder getroffen werden. Bei der Auswahl der ISS-Besatzung wurde nach technischen und wissenschaftlichen Qualifikationen sowie nach psychischer Stabilität und Belastbarkeit entschieden. Eine optimale Gruppenzusammensetzung ist bis heute noch nicht so richtig geklärt. Es wurde sogar angedacht, eine Besatzungsmannschaft ausschließlich aus Frauen zusammenzustellen. Man erhofft sich dadurch ein sozial stabileres und ausgeglicheneres Zusammenleben zu erzielen als bei gemischten bzw. reinen Männergruppen.

Natürlich können auch aus gegebenen Umständen Partnerschaften zwischen Crewmitgliedern entstehen. Dies wird allerdings von Raumfahrtbehörden eher abgelehnt, da unter Umständen Krisen- und Spannungssituationen hervorgerufen werden könnten. Jedoch sollte diese Möglichkeiten besonders bei Planungen von Langzeitmissionen in Betracht gezogen werden und in die Missionsplanung miteinbezogen werden.

Das Wohlbefinden in der künstlich geschaffenen Gemeinschaftsform ist abhängig von gemeinschaftlichen Zusammenleben unter gesellschaftspolitischen Aspekten sowie vom verfügbaren Lebensraum, der aus wirtschaftlichen Gründen auf das Minimum beschränkt wird. Dieser beengte Lebensraum bietet zu wenig Intimsphäre und zwingt seine Bewohner zur Unterdrückung von Gefühlsausbrüchen.

Die Raumfahrer müssen sich in eine Mikrogesellschaft mit diversen Regeln, Einschränkungen und autoritärer Struktur einfügen und unterordnen. Das Leben und die gesellschaftlichen Beziehungen unter extremen Umständen führen zu psychischen Ausnahmesituationen und stellen dadurch enorme Anforderungen an den Raumfahrer und seine emotionale Stabilität bzw. seine mentale Gesundheit. Durch den Einsatz digitaler Hilfsmittel kann die Konfliktlösung auf die Bodenkontrolle mitübertragen werden und somit ein objektives Betrachtungsbild für die Darstellung und Beurteilung der Situation liefern.

Eine mögliche psychologische Belastung stellen große Zeitfenster, beispielsweise bei einer Marsmission mit einer Dauer von zwei Jahren, dar. Während der Mission können keine freien Entscheidungen über Zeitpunkte der Rückkehr, Missionsänderungen bzw. Missionsabbruch getroffen werden. Dadurch kann eine einmal getroffene Entscheidung aus bahnmechanischen Gründen nicht revidiert werden, die Crew muss sich in ihr Schicksal fügen und die Mission fortsetzen. Bei einer Marsmission können die Zeitverzögerungen bis zu

Humanfaktorenforschung (Human Factors):
Buch von F. Sanders und E.J.McCormick: "Human Factors in Design and Engineering"

1,5 Stunden dauern, je nachdem wie der Mars zur Erde steht.

Die Raumfahrer unterziehen sich einer psychischen Herausforderung, weil sie mit einer lebensfeindlichen Umgebung unter schwierigen Umständen zurecht kommen müssen. Die Risikobereitschaft, sich in Abhängigkeit von Lebenserhaltungssystemen und der damit verbundenen Technik zu begeben, stellt einen gewissen Stressfaktor dar, der zu Spannungen innerhalb der Gruppe beitragen kann.

"... Bei der ersten Mission konnte ich von der Erfahrung der Kollegen profitieren, die mich auf Besonderheiten hingewiesen hatten. ... Was das Verhältnis zueinander angeht: Man hat lange miteinander trainiert und kennt die Leute eigentlich ganz gut." ¹

Zeitplan eines ungefähren Tagesablaufs auf der ISS

7:00 bis 8:30	Überprüfung der Systeme, Morgentoilette, Frühstück, Arbeitsvorbereitung
Vormittag: 4 - 5 Stunden	Erledigung des strikt vorgegebenen Arbeitspensums
vor dem Mittagessen	eine Stunde für Sporttraining
30 bis 40 Minuten	Mittagspause
bis 18:00 oder 19:00	Fertigstellung des Arbeitspensums
vor dem Abendessen	eine Stunde für Sporttraining
	Abendessen
	Planungskonferenz
22:00 bis 23:00	Freizeit
	Bettruhe

Tab. 3.3-1: Zeitplan nach Angaben im Interview mit Thomas Reiter

Eine ausgewogene und gerechte Aufgabenverteilung ist notwendig, um eine Über- bzw. Unterforderungen des Einzelnen zu vermeiden.

Es ist äußerst wichtig Platz für die Gestaltung einer vielseitigen Freizeitplanung mit diversen Beschäftigungsmöglichkeiten einzuräumen. Spiele, Sport, Zeichnen, Film, Musik, Lesen, Telekommunikation mit Verwandten oder Freunden sind einige Möglichkeiten zum Zeitvertreib. Die Gestaltung eines individuellen Unterhaltungsprogrammes durch eigene Musik, Videos, Bücher etc. unterstreicht die Individualität des Besatzungsmitglieds und leistet einen positiven Beitrag für das Leben in der Gruppe. Im "Human Behaviour Performance Programm" (HBP) wird der Besatzung der ISS ein vielseitiges Unterhaltungsprogramm sowie eine private psychologische Konferenz mit Psychologen auf freiwilliger Basis zur Verfügung gestellt. Die Bewertung der psychischen Verfassung erfolgt mittels Kommunikationsanalyse mit Hilfe von kameragestützten Computersystemen und hilft bei der Erstellung eines Stressprofils.

Zitat 3.3-1: Astronaut Thomas Reiter im Interview
Tabelle 3.3-1: Zeitplan nach Angaben im Interview mit Thomas Reiter

Studien über Langzeitaufenthalte

Russland hat viel Erfahrungen in *Langzeitaufenthalten* im All gemacht. Leider blieben viele Studien- und Forschungsergebnisse unter Geheimhaltung und wurden nicht an die Öffentlichkeit bzw. in westliche Forschungseinrichtungen publiziert.

Der russische Kosmonaut und Arzt *Valery Poljakov* galt lange Zeit als Rekordhalter hinsichtlich Langzeitmissionen. Er verbrachte von Jänner 1994 bis März 1995 insgesamt 437 Tage 17 Stunden und 58 Minuten auf der MIR.

Der Astronaut John Blaha erlebte seine erste Langzeitmission von vier Monaten auf der MIR mit kaum mehr als drei Stunden Schlaf pro Tag, was ein sehr angespanntes Verhältnis zu Kollegen verursachte.

Das Experiment Mars-500, in dem innerhalb von 520 Tagen ein Raumflug zum Mars simuliert wird, entwickelt unter anderem eine Studie über das psychisches Verhalten bei einer Langzeitmission. (siehe Seite 20)

Vergangene Forschungsprojekte, die sich mit künstlich geschaffenen Lebensräumen beschäftigt haben, liefen unter dem Namen *Biosphere*.

Unter der Versuchsstudie Biosphere 2 (Abb. 3.3-2) wurde ein von der Außenwelt unabhängiges, sich selbst erhaltendes Ökosystem auf einer Fläche von 1,6 ha in Arizona geschaffen. Finanziert wurde das Projekt von dem Milliardär Ed Bass mit einer Summe von 200 Millionen US-Dollar.

Unter Beobachtung der NASA wurde geforscht, ob Leben in künstlich erschaffenen Ökosystemen langfristig möglich ist. Die daraus gewonnenen Erkenntnisse dienen als Referenzstudie für bemannte Mond- bzw. Marsbasisstationen.

Der 1987 bis 1989 erbaute Kuppelbau aus Glas beherbergte ein völlig geschlossenes Ökosystem, welches aus Savanne, Ozean, tropischen Regenwald, Mangrovensumpf, Wüste, Landwirtschaft und Wohnräumen bestand. Um ein vollkommen autarkes Lebenserhaltungssystem erhalten zu können, wurde ein hoher technischer Aufwand betrieben. Dennoch scheiterte das Projekt an technischen Mängeln und Sauerstoff musste von außen zugeführt werden. Es stellten sich außerdem noch soziale Probleme unter den acht Teilnehmern ein.

Schlussendlich wurde das Experiment nach zwei Jahren abgebrochen. 1994 wurde ein zweiter Versuch, der mehr als sechs Monaten andauerte, gestartet.

BIOS-3 war ebenfalls ein geschlossenes Ökosystem und wurde in Sibirien im Auftrag der sowjetischen Regierung betrieben. Das Projekt wurde im Zeitraum zwischen 1965 bis 1972 entwickelt. Der künstlich geschaffene Lebensraum hatte ein Gesamtvolumen von 315 m³ und war für bis zu drei Personen ausgelegt. Es wurden etwa zehn Versuchsreihen mit jeweils ein bis drei Menschen durchgeführt, wobei die längste Mission 180 Tage andauerte.

Langzeitaufenthalt ...
Valery Vladimirovich Polyakov ...
Sergei Konstantinowitsch Krikaljow ...

ab einer Dauer von etwa 6 Monaten
1942 in Russland geboren, Raumfahrtmediziner in Moskau
russischer Kosmonaut und derzeitiger Rekordhalter bei
Langzeitmissionen

Biosphere ...

Versuchsstudie über bemannte Langzeitmissionen in einem künstlich erzeugten Ökosystem



Abb. 3.3-1: Valery Poljakov



Abb. 3.3-2: Biosphere 2

Abbildung 3.3-1: Valery Poljakov
Abbildung 3.3-2: Biosphere 2 © Colin Marquardt

3.4 Anforderungen an die Raumstation

"... das Ziel ist nicht nur wissenschaftliche Erforschung ... es geht ebenso um die Erweiterung menschlicher Lebensräume außerhalb der Erde in unserem Sonnensystem in der Zukunft ... Auf lange Sicht, wird eine planetengebundene Spezies nicht überleben ... Wenn der Mensch hunderttausende oder Millionen Jahre überdauern will, müssen wir unbedingt andere Planeten besiedeln. Mit heutigen Technologien ist dies kaum vorstellbar. Alles steckt noch in den Kinderschuhen. ... Ich spreche über den einen Tag, ich weiß nicht wann dieser Tag sein wird, aber dann werden mehr Menschen außerhalb der Erde leben als auf der Erde. Gut möglich, dass Menschen auf dem Mond leben werden. Möglicherweise leben Menschen auf den Monden von Jupiter oder anderen Planeten. Es wird vielleicht sogar Leute geben, die auf Asteroiden Habitate errichten ... Ich weiß, dass Menschen das Sonnensystem kolonisieren werden und eines Tages darüber hinaus gehen werden.“¹
NASA Administrator Michael Griffin

Die Anforderungen an eine Raumstation entsprechen nicht nur der Einhaltung eines hohen technischen Standards sondern auch der Befriedigung ästhetischer Bedürfnisse.
Als wichtige Parameter für eine Behausung stehen an erster Stelle Schaffung einer adäquaten Atmosphäre, Gewährleistung von Strahlungsschutz und Einhaltung von angemessenen Temperaturen.
Sekundär wird bei der Planung einer Weltraumbehausung auf Lärm, Vibration und Beleuchtung eingegangen.

Technische Innovationen sollen für thermische Kontrolle, Beleuchtung, Begrenzung des Lärmpegels, Schutz vor Strahlung und visuelle Komponenten eingesetzt werden.
Das Design bestimmt den Spielraum für Bewegungsfreiheit, die dem Raumfahrer zur Verfügung steht.

Sicherheit der Crew

An oberster Stelle bei der Planung einer Raumstation steht die Gewährleistung der Sicherheit für die Besatzung.
Bei einer Missionsdauer von mehr als zwei Jahren steigt statistisch gesehen die Wahrscheinlichkeit von technischem Versagen lebenswichtiger Systeme. Es ist mit Einschlägen von Mikrometeoriten bzw. mit Beschädigungen des Materials, verursacht durch Strahlung, zu rechnen.
Bei der Planung einer Station sollte eine Rückzugsmöglichkeit bei Sonneneruptionen angedacht werden. Es können dadurch auch Störungen, insbesondere bei der Computertechnik und der Kommunikation vermehrt auftreten. Die Auswahl des Stationsstandorts steht in Abhängigkeit zu der vorherrschenden Strahlendosis.
Bei großer Entfernung zur Erde ist eine Hilfeleistung so gut wie unmöglich.

Mögliche Gefahren ergeben sich aus der Beschleunigung des Raumfahrzeuges, was unter Umständen chemische Reaktionen durch Dissoziation, Oxidation, Hoch- bzw. Unterdruck oder Druckveränderungen hervorrufen kann.

Zitat 3.4-1:NASA Administrator Michael Griffin

Gefahrenquellen: W.Hallmann, W. Ley Handbuch der Raumfahrttechnik 1987

3 Langzeitmissionen und deren Implikationen

Es können auch Lecks in Druckgefäßen, Leitungen oder sogar in Behältern mit gefährlichen Stoffen entstehen und somit ein großes Gefahrenrisiko für die Besatzung darstellen. Toxikologische Unfälle, verursacht durch Giftstoffe die zur Erstickung führen können, sind nicht auszuschließen. Elektrische Unfälle können durch Spannungskonzentration, Systemversagen bzw. durch unbeabsichtigte Aktivierung hervorgerufen werden.
Weitere Parameter zur bedrohlichen Gefährdung der Crew können durch Bewegung, Explosion, Energieversorgungsausfall, Feuer, Schäden an mechanischen Strukturen, Verunreinigungen, Kollision, Schock, Vibration bzw. Lärm und Umgebungsbedingungen ausgelöst werden und zu einer verheerenden Kettenreaktion führen.

Daher müssen Sicherheitsmaßnahmen für Notfallsituationen eingeplant werden. Vorkkehrungen können durch Fluchtfahrzeuge, Rauchdetektoren innerhalb der gesamten Station, Notvorräte an Lebenserhaltungssystemen, eingeplante Teilung in Brandabschnitte und rasche Abkoppelung von Modulen im Notfall getroffen werden. Aus Sicherheitsgründen sollte für die Besatzung immer eine zweifache Fluchtmöglichkeit verfügbar sein. Daher ist die Entwicklung eines ausgeklügelten Logistiksystem zur Versorgung des Menschen im Weltraum durch intakte Lebenserhaltungssysteme notwendig.

Anforderungen an die Raumstation zur Vermeidung von Schäden

Wie auch bei terrestrischen Bauwerken muss dem Raumfahrzeug eine tragende *Primärstruktur* vorgegeben werden. Diese Struktur muss in der Lage sein alle darauf montierten Lasten sowie sämtliche Beanspruchungen, mit denen das Raumobjekt während einer Mission konfrontiert wird, sei es beim Start, beim Flug oder im Orbit, aufnehmen zu können. Tragwerke können aus Truss, Träger, Platten oder Schale zusammengestellt werden.
Als Sekundärkonstruktion gelten Module, Solarpaneele und Gehäuse für Equipment. Bei der Planung sollte für die Stabilisierung empfindlicher Geräte gesorgt werden.

Bei der Auswahl der Strukturwerkstoffe sollte auch nicht nur auf mechanische Beanspruchung geachtet werden, sondern auch auf thermoelastische Veränderungen des Materials aufgrund dramatischer Temperaturunterschiede.
In niedrigen Umlaufbahnen ist das Raumfahrzeug *Temperaturschwankungen* von etwa -100°C bis zu +100°C und an den Bremsflächen sogar bis zu +2 000°C ausgesetzt. Atmosphärische Auswirkungen sind ab einer Höhe von 200 km durch atomaren Sauerstoff gegeben und haben bei einigen Materialien Erosion zur Folge.

Bei der Erstellung des Gehäuses muss auf die Gegebenheiten wie Vakuum, Temperaturschwankungen, Einfluss chemischer Prozesse, Strahlung sowie Kollision durch *Weltraumschrott* eingegangen werden.
Bei Weltraumschrott handelt es sich um verlorengegangene Nutzlast, Schrott-Teilchen, Trümmer aus Explosionen oder Kollisionen, Mikropartikel bzw. Micrometeoriten. Diese *Weltraumtrümmer* sind in Gruppen (1-4) unterteilt und mit einer

Primärstruktur ... Haupttragwerk, "Rückgrat"
Solarflux: Erde 1368 W/m² und Mars 589 W/m²
Temperaturschwankungen und Abschattungseffekt ... zwischen sonnenzugewandter und -abgewandter Seite
Weltraumschrott oder Space Debris (engl.) ... registrierte verlorene Gegenstände von Raumfahrtmissionen
Weltraumtrümmer werden vom amerikanischen Überwachungsnetz NORAD registriert und in unterschiedliche Gruppierungen abhängig von ihrer Größe unterteilt:
Gruppe 1 (> 10 cm): 7 000 Objekte
Gruppe 2 (1 - 10 cm): 10 000de Objekte
Gruppe 3 (0,1 - 1 cm): 100 000de Objekte
Gruppe 4 (< 1 mm): unzählige Objekte

3.4 Anforderungen an die Raumstation

Geschwindigkeit von 10 km/s im Weltraum unterwegs. Trümmer der Gruppe 4 beschädigen Oberflächen von Farbschichten, Plastik- oder Metallteilen. Daher werden in höheren Orbits Alu- und Titanspiegel verwendet. Die Objekte der Gruppe 2 sorgen schon für einen erheblichen Schaden am Raumschiff und stellen eine Lebensbedrohung für die Besatzung dar. Um die Erde kreist eine sehr große Anzahl von Satelliten, daher ist besondere Vorsicht geboten, um mögliche Kollisionen zu vermeiden. Verzeichnisse über Lage und Daten der Satelliten bietet beispielsweise das US-Verteidigungsministerium. Im sogenannten *USSPACECOM-Katalog* werden die Objekte im Erdorbit registriert. Dieser Katalog umfasst die Bahndaten von Objekten ab einer Größe von 10 cm: beispielsweise Satelliten, Trümmer von Raketen, Weltraumschrott und dergleichen. Ab dem Jahr 2000 wurden ca. 9000 Artefakte im All registriert. Alle nicht registrierten Teile, sprich kleine Schrottteilchen bzw. Meteoriten mit ein paar Zenitmetern Größe, stellen eine große Gefahr dar. Daher muss bei der Konstruktion von bemannten Raumstationen ein besonderes Augenmerk auf Schutzschilde gelegt werden.

UV-Strahlung schädigt Kunststoffe, Farben, Klebstoffe sowie viele Glasarten. Daher bieten spezielle Anstriche mit lichtabsorbierenden Farben oder reflektierende Metallfolien bzw. metallbeschichtete Plastikfilme.

Schäden an den Raumstationen können auch durch chemische-, elektrochemische- bzw. Spannungsrisskorrosion entstehen. Daher müssen zusätzliche Filter- und Korrosionsschutzschichten aufgetragen werden.

Aufgrund der verschiedenen Einflussfaktoren durch die Umgebung ist die Entwicklung einer "dynamische Hülle“, welche auf Veränderungen der Materialien durch Dehnen und Schwinden eingeht, wesentlich. Die Einbringung von Sicherheitsgurten zum Stabilisieren der Struktur hilft im Notfall bei Zusammenbruch des Tragwerks.

Materialien

Raumfahrzeuge bestehen aus Metall- und *Polymer*werkstoffen, sowie aus Leichtmetallen auf Magnesium-, Aluminium-, *Beryllium*- und Titanbasis. Des Weiteren werden zu ihrer Herstellung hochfeste Stähle, Faserverbundwerkstoffe mit Verstärkungsfasern aus Glas, Kohlenstoff, Graphit oder Aramid eingesetzt. Die Verwendung von Zinn-, Gold-, oder Nickelüberzügen ist bei hoher mechanischer Spannung erforderlich. Die Isolierung des Raumfahrzeugs besteht aus vielen verschiedenen Ebenen, darunter sind wärmeabsorbierende Materialien, wie z.B. Silicon-Elastomere.

Am besten bewähren sich Konstruktionen von mehrschichtigen Wandaufbauten (Abb. 3.4-1). Wandsysteme werden in Sandwich-, Differential- und Integralbauweise hergestellt.

3 Langzeitmissionen und deren Implikationen

Sandwichplatten (Abb. 3.4-2) bestehen aus zwei Deckschichten mit integrier-tem *Wabenkern*. Die Wabenstruktur wird meistens aus Aluminium oder auch aus Graphite-Epoxy-Komposit-Material hergestellt.

Als Werkstoffe für entfaltbare Strukturen eignen sich leichte Materialien mit hoher Form- bzw. Konturgenauigkeit, hoher Steifigkeit, niedriger Dichte mit hohem Elastizitätsmodul, hoher Langzeitstabilität, geringer thermischer Veränderbarkeit und geringem Ausdehnungskoeffizienten.

Bei der Auswahl der Materialien für Wohneinheiten muss darauf geachtet wer-den, dass sie keine giftigen Substanzen durch Ausgasen verursachen. Daher ist die Verwendung von Aluminium am besten geeignet. Des Weiteren muss auf entflammbare Materialien verzichtet werden.

Die formanpassungsfähigen Materialien, die für Raumanzüge verwendet werden, wie *Kevlar®*, *3M™Nextel™*, *Mylar®* sowie *Dacron®* dienen auch für entfaltbare Systeme (Abb. 3.4-4 und Abb. 3.4-6).

Als *intelligente Materialien* bezeichnet man Strukturen, die in der Lage sind ihre ursprüngliche Form wieder anzunehmen bzw. die sich selbst heilen können. Einrichtungen wie ILC Dover und Aspen Aerogels™ entwickeln viskoelastische Gels, die als ein sich selbst heilendes Dämmmaterial fungieren.

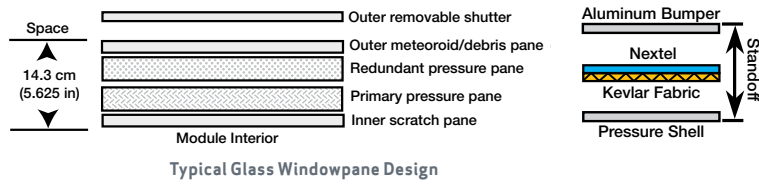


Abb. 3.4-1: Wandaufbau

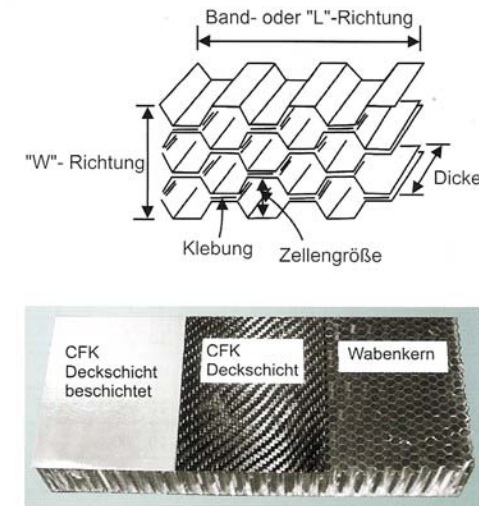


Abb. 3.4-2: Sandwich-Bauweise

<i>USSPACECOM-Katalog</i> ...	US-Space Command; www.spacecom.mil http://www.au.af.mil/au/awc/awcgate/usspc-fs/space.htm
<i>Polymere</i> ...	sehr leicht und können stark beansprucht werden; durch Faserverstärkung besitzen sie ein günstiges Festigkeitsverhalten; sie sind jedoch äußerst strahlungsempfindlich und können eventuell giftige Gase entsenden
<i>Beryllium</i> ...	sehr spröde, geringes spezifisches Gewicht, hohes Wärmeaufnahmevermögen und hohe Festigkeit - jedoch giftig für die Lunge

Abbildung 3.4-1: Wandaufbau	
Abbildung 3.4-2: Sandwich-Bauweise	
<i>Wabenkern</i> ...	Honeycomb Core (engl.) mit integrierten Leitungen zur thermischen Kontrolle
<i>Kevlar</i> ...	hoch beanspruchbares, aber extrem leichter Faserstoff von DuPont entwickelt
<i>Nextel</i> ...	hoch beanspruchbares keramisches Textil
<i>Mylar</i> ...	transparente hoch beanspruchbare Polyethylenterephthalat-Polyesterfolie von DuPont
<i>Dacron</i> ...	hoch beanspruchbares Polyester-Gewebe
<i>Intelligente Materialien</i> bzw. smart materials ...	http://www.memory-metalle.de

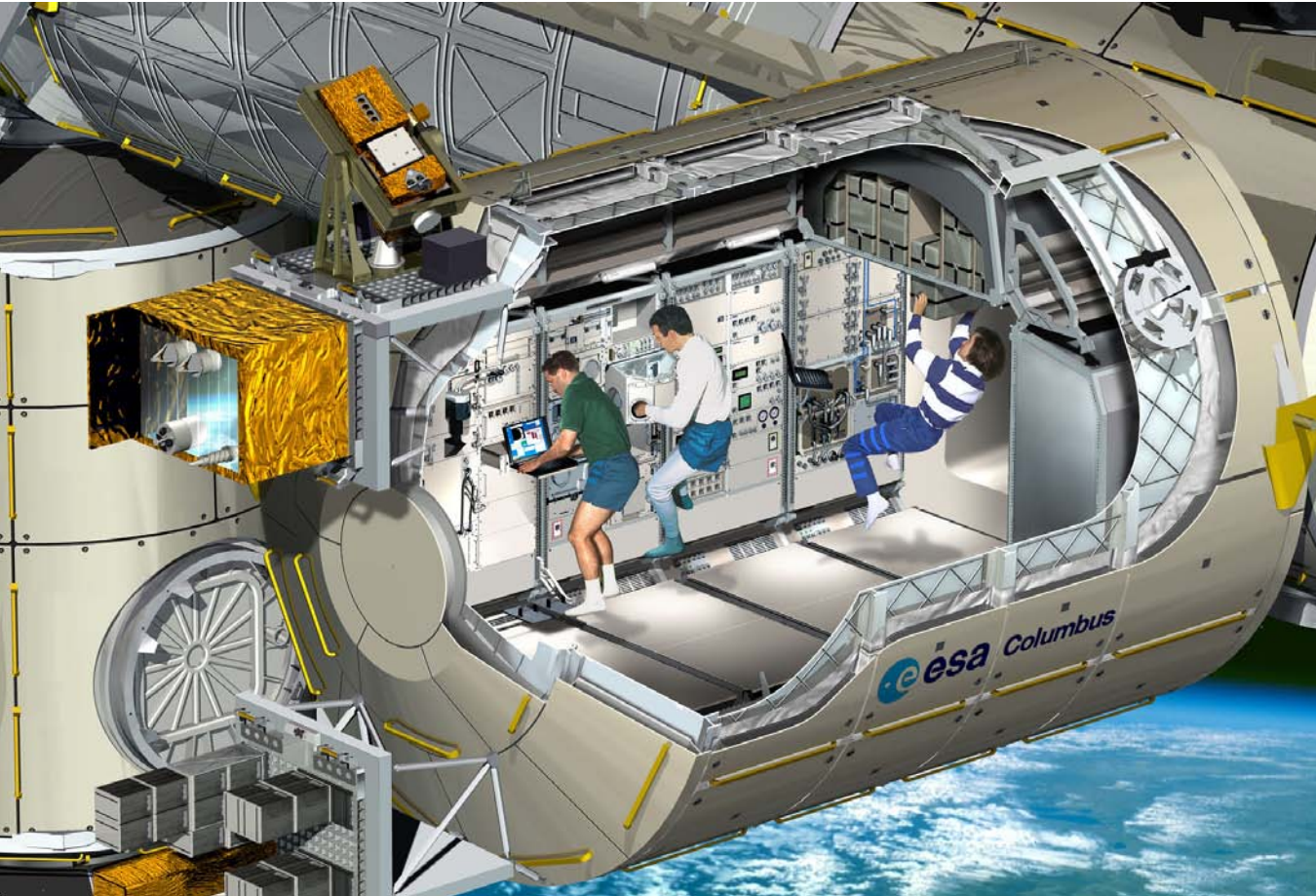


Abb. 3.4-3: Columbus-Labormodul

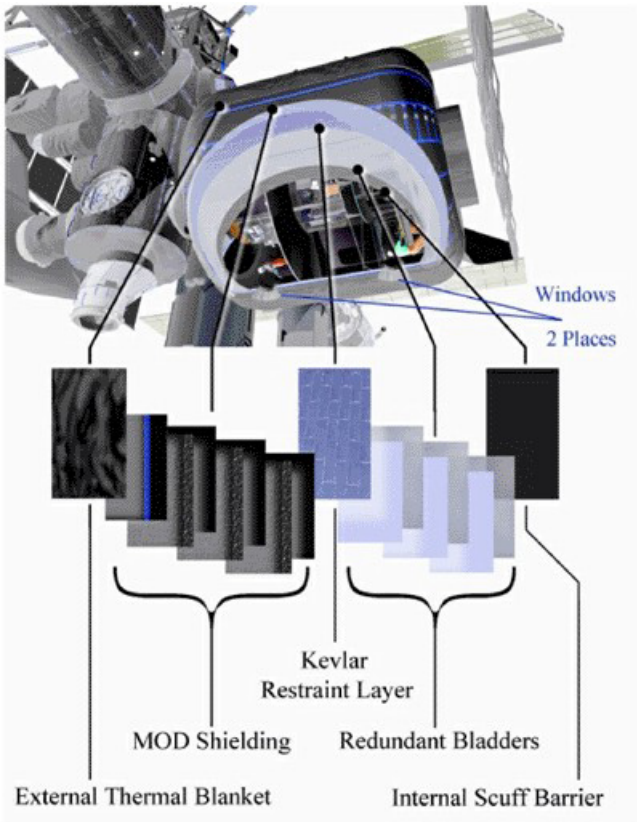


Abb. 3.4-5: Layerstruktur

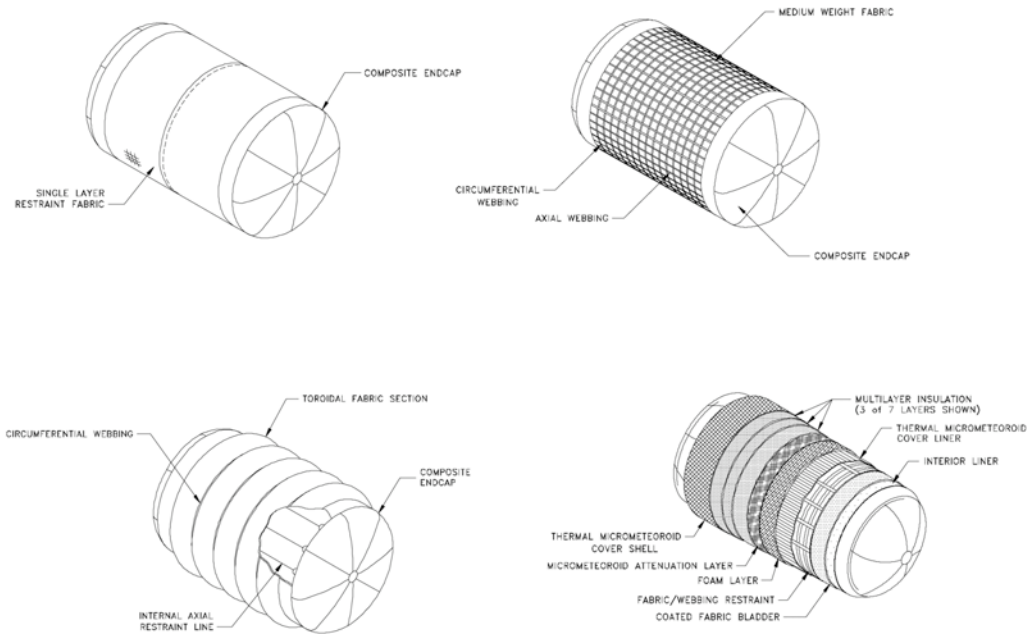


Abb. 3.4-4: Wandaufbau

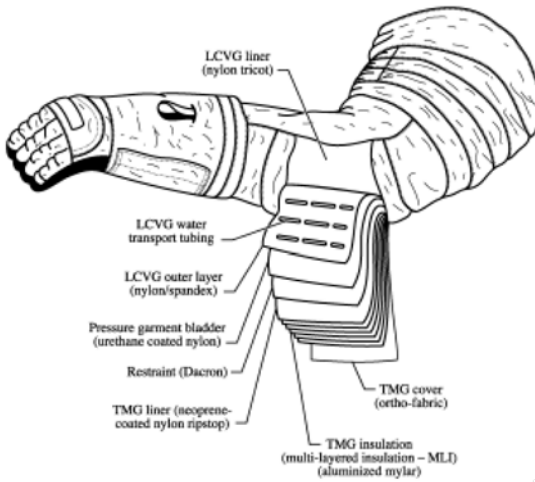


Abb. 3.4-6: Raumanzug

Abbildung 3.4-3: Columbus-Labormodul © ESA
Abbildung 3.4-4: Wandaufbau © Ilcdover ... "inflatable composite habitat"

Abbildung 3.4-5: Layerstruktur
Abbildung 3.4-6: Raumanzug

Versorgungssysteme der Raumstation

Um die Station und ihre Bewohner am Leben zu erhalten bedarf es einer komplexen Haustechnik, die über Energie- und Luftversorgungssysteme sowie über ein organisiertes Verteilungs- und Lagermanagement verfügt.

Ein thermisches Kontrollsystem besteht aus Dämmung, Heizung, Pumpen, Wärmetauschern, Heizrohren, Radiatoren sowie Gefriertrocknungsanlagen.

Energiegewinnung:

Die Energieversorgung der Raumstation erfolgt über ein Verteilersystem mit Leitungen von Stromerzeugern bishin zu Stromabnehmern.

Die Bereitstellung ist durch Solarenergieanlagen gegeben. Steht die Station im Erdschatten, so muss die Energieversorgung aus Speichermassen stattfinden. Daher muss ein Versorgungssystem, das auf Solarkollektoren basiert in der Lage sein, ausreichend Energie zu speichern.

Damit Auswegmöglichkeiten gegeben sind, ist eine Unterteilung in kleinere Systemeinheiten sinnvoll. Die Stromkreisläufe sollten von mehreren verschiedenen Energiequellen gespeist werden, damit das System nicht ausfallgefährdet ist.

Eine Solarzelle besteht aus zwei Schichten Silizium, die durch Zusatz von Bor und Phosphor absichtlich verunreinigt werden. Jede Schicht weist unterschiedliche elektrische Eigenschaften auf durch die ein elektrisches Feld, welches zwischen den Metallkontakten der Solarzelle eine elektrische Spannung erzeugt, aufgebaut wird. Die Haltbarkeit ist begrenzt und daher muss ein Austausch der Elemente möglich sein.

Eine weitere Option der Energiegewinnung ist die Kopplung von Solartechnik mit Wasserstofftechnik. Dabei wird Solarenergie in elektrischen Strom umgewandelt, der wiederum durch Elektrolyse Wasser in Wasser- und Sauerstoff umwandelt.

Bei solardynamischen Generatoren wird Solarenergie mittels Parabolspiegel eingefangen, gebündelt und in Wärmestrahlung umgewandelt. Mit einem Turbinen-Generator wird Wärme in elektrischen Strom umgewandelt. Dabei entsteht Abwärme, die wiederum auch genutzt werden könnte.

Eine bislang riskante Art der Energiegewinnung erfolgt über Kernspaltung. Dabei wird nukleare Energie über thermische oder thermisch-mechanische Zwischenenergiestufen in elektrische Energie umgewandelt. Dies bringt allerdings ein erhebliches Sicherheits- und Gesundheitsrisiko mit sich. Bei der Kernfusion erfolgt die Energiegewinnung durch Kernschmelzung von Atomen. Eine kommerzielle Nutzung dieses Systems wird vermutlich erst ab 2050 möglich sein.

Lebenserhaltungssysteme:

Es bedarf daher einer Entwicklung eines Lebenserhaltungssystems im Vakuum, das lebensnotwendige Gase und dergleichen liefert, aber auch durch

Die Lebensdauer von Raumstationen ist mit 10 - 30 Jahren zu bemessen.

den Menschen erzeugte Abfallprodukte recycelt, nämlich durch Verwendung offener bzw. geschlossener Systeme. Lebenserhaltungssysteme basieren auf regelmäßiger Sauerstoffzufuhr, Kohlendi-oxidabfuhr, Innendruckkontrolle, Temperaturkontrolle und Luftfeuchtigkeitsrege-lung.

Aufgabe der technischen Systeme ist die Erzeugung und Aufrechterhaltung einer geregelten Bordatmosphäre. Die künstlich geschaffene Atmosphäre auf einer Raumstation kann zu 21% O₂, 78% N₂ bei einem Druck von 101,3 kPa beste-hen. Zuviel Sauerstoff in der Luft ist reines Gift für die Besatzung. Kohlendioxid entsteht als Abfallprodukt beim Ausatmen und muss durch das Belüftungssystem abgeführt werden. Ein erhöhter Kohlendioxidanteil in der Luft führt zu Kopfschmerzen, Müdigkeit, erhöhten Pulswerten und kann unter Um-ständen bis zu Vergiftungserscheinungen führen.

Die Luftfeuchtigkeit ist von der Temperatur abhängig und kann zwischen 25% und 75% liegen. Zu hohe Luftfeuchtigkeit führt zur Bildung von Pilzen und Bakte-rien, zu geringe Luftfeuchtigkeit führt zur Austrocknung der Atmungsorgane so-wie zu Augenentzündungen. Die Regulierung der Luftfeuchte kann auch mittels wasserabsorbierender Membran erfolgen.

Der Erwärmungsbedarf einer Person wird bestimmt durch den Bewegungszu-stand, die Anpassungsfähigkeit, das Geschlecht, das Alter, den Gesundheitszu-stand, die Schwankungen im Tagesrhythmus, die ethnische Zugehörigkeit, die Bekleidung sowie den Gemütszustand.

Luftverschmutzung entsteht durch Partikelchen wie Farbe, Hautzellen, Fussel, Staub, Essensreste und dergleichen. Da Gefahr besteht feine Partikel zu inhalie-ren, sollten Filteranlagen eingesetzt werden.

Selbstversorgende Systeme

Für kürzere Aufenthalte von nur wenigen Tagen im All genügt der Einsatz von offenen, nicht regenerativen Systemen. Hierbei muss für die Versorgung von acht Personen bei einem Aufenthalt von 90 Tagen mit 8 505 Tonnen Gütern (Tank, Lebensmittel, Wasser, ... inkl. Verpackungen) plus einen zusätzlichen Reserve-vorrat von 2552 Tonnen für 30 Tage gegeben sein.

Daher ist die Verwendung von geschlossenen Systemen am effizientesten, wel-che Luft, Wasser-, Nahrungs-, Energieversorgung und Entsorgung durch Rück-gewinnung in einem Kreislauf binden. Die Sauerstoffrückgewinnung erfolgt durch den sogenannten Sabatierprozess. Dabei werden Abfallprodukte wie Kohlendioxid und Wasserstoff mittels Sabatier-Reaktor in Wasser und Methan umgewandelt. Aus dem gewonnenen Wasser kann Sauerstoff gespalten werden. Jedoch sollte für Notfälle zur Sicherheit eine doppelte Sauerstoffversorgung verfügbar sein. Das anfallende Methan kann für Treibstoff verwendet werden. Zum Abbau von Kohlendioxid in der Atemluft und zur Produktion von Sauerstoff können auch Chlorella-Algen eingesetzt werden.

3.4 Anforderungen an die Raumstation

Geschlossene Systeme besitzen Anlagen zur Wasser- und Urinaufbereitung. Durch Entfeuchtung der Kabinenluft entstehen etwa 1,5 l Wasser sowie pro Tag und Astronaut 1,3 l Urin, die durch Wiederaufbereitung dem System zugeführt werden.

Das Wassermanagementsystem enthält für die Entsorgung von nicht-wiederverwendbarem Abwasser ein Ablasssystem in den Weltraum, Wasserspeicher, ein Wasserverteilersystem, Wasseraufbereitungsanlagen, Urinaufbereitungskonzepte sowie ständige Qualitätsprüfungsprozesse des Frischwassers. Das Wasserverteilersystem beinhaltet eine zentrale Wasseraufbereitungsanlage für Kondensat, ein Abwassernetz und ein Frischwassernetz. Die Wasserspeicherung kann auch in der flexiblen Außenhülle stattfinden und würde somit auch zum Strahlenschutz beitragen.

Bei teilweise geschlossenen Systemen wird nur ein Teil des Abwassers mittels Filteranlage gereinigt und als Trinkwasser aufbereitet - der Rest wird entweder als Brauchwasser verwendet oder entsorgt.

Die Wasseraufbereitungsanlage besteht aus Filtersystem, Pumpe, Salzlaugebecken, Dampfdestillator und Schlammfilter. Produziertes Trinkwasser wird anschließend mit Mineralien versetzt und mit Jod oder Silberoxid haltbar gemacht. In der Wiederaufbereitung wird zwischen biologischem und chemischem Abwasser unterschieden.

3 Langzeitmissionen und deren Implikationen

Regenerierung von Abfall kann entweder durch physikalisch-chemische Prozesse oder durch bioregenerative Prozesse erfolgen, dabei würden Gewichtseinsparungen erreicht werden.

Geschlossene regenerative Systeme sind derzeit noch in Entwicklung - für Langzeitmissionen sind sie jedoch erforderlich. Abfallbeseitigung erfolgt entweder durch Ausstoßen ins All oder Rücktransport zur Erde bzw. auf einen anderen Planeten. Abfallprodukte können durch die Verwendung von umweltfreundlichen, essbaren, wiederverwendbaren oder auflösbaren Verpackungen vermieden werden. Müll kann auch durch Verbrennung mittels "Schmel-Brenn-Verfahren" entsorgt werden und eventuell zur Energiegewinnung genutzt werden.

Die Nahrungsmittelerzeugung im Weltraum stellt derzeit noch ein Problem dar, obwohl die Zukunft von gesteuerten künstlich geschaffenen Ökosystemen spricht. Pflanzenwachstum in der Schwerelosigkeit erfolgt sehr rasch, aber kreuz und quer, weil es weder ein Unten noch ein Oben gibt. Bei Erzeugung von künstlicher Schwerkraft könnte ein geregeltes Pflanzenwachstum erzielt werden. Auch die *Fischzucht* stellt in der Schwerelosigkeit kein Hindernis dar - ganz im Gegenteil. Fische könnten auch in Luftkammern mit ausreichender Luftfeuchtigkeit gehalten werden und Algen können als Futtermittel dienen. Sogar eine normale Fischzucht von einigen Fischarten im Becken wäre möglich.

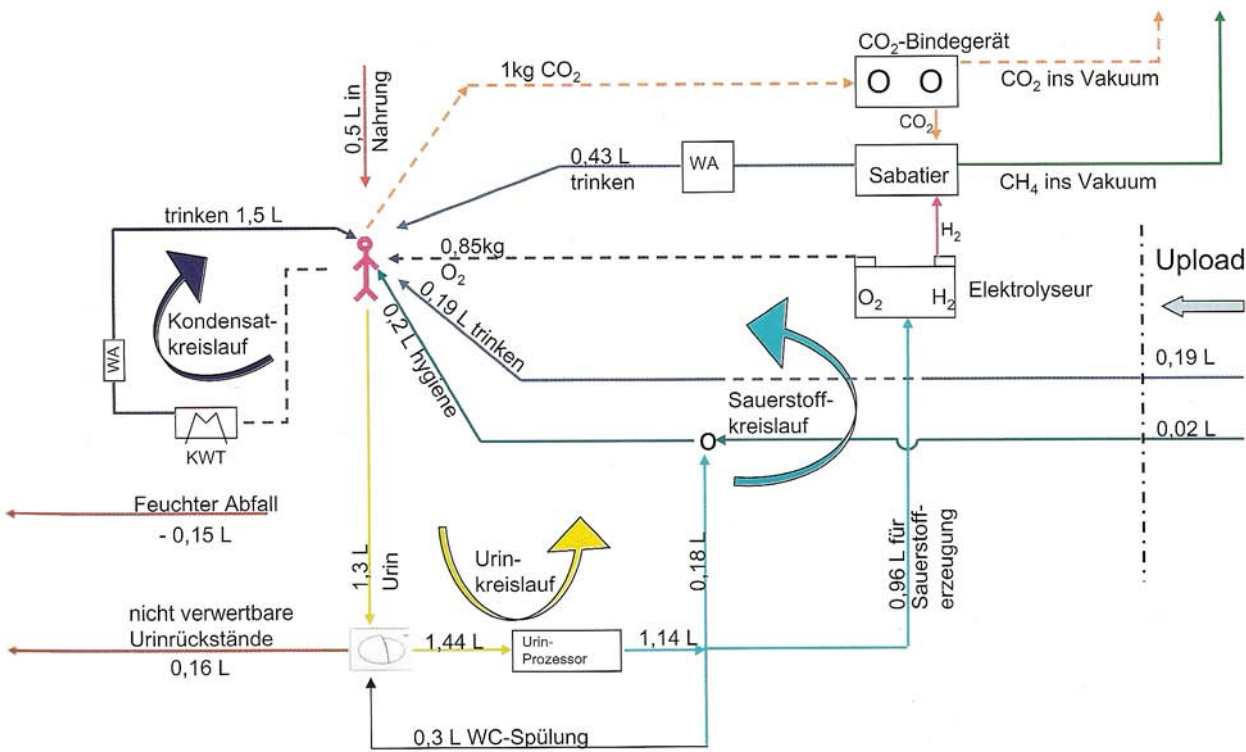


Abb. 3.4-7: geschlossene Bordsysteme

Fischzucht ... Hydroponic Fish

NASA CELSS Programm: Erstellen von bioregenerativen Systemen für die Raumfahrt - geschlossene Lebenserhaltungssysteme sowie Nahrungsproduktion (hauptsächlich aus Pflanzen), Versuche mittels "Plant Growth Chamber" über Pflanzenwachstum in geschlossener Umgebung
BioHome Projekt des Stennis Space Centers - eines der ersten geschlossenen Umweltsysteme

Abbildung 3.4-7: geschlossene Bordsysteme

Platzbedarf

Der Lebensraum auf einer *Raumstation* ist aufgrund wirtschaftlicher und technischer Gegebenheiten äußerst begrenzt.

Dieser beschränkte verfügbare Raum ist einer Überlagerung von Funktionen unterworfen. Daher wird die Miteinbeziehung von Architekten in Bezug auf Wohnlichkeit ein Thema bei der Konzeptionierung von künftigen Raumstationen sein.

Bei der Planung eines Schlafbereichs in der Schwerelosigkeit müssen einige Faktoren berücksichtigt werden. Aufgrund des Wegdriftens durch Ausatmen in Schwerelosigkeit sollte der Raumfahrer die Möglichkeit besitzen sich festschnallen zu können. Dies kann durch Schlafsäcke, die eng zur Wand gedrückt positioniert werden oder in sargähnlichen Schlafzellen, wie es beispielsweise im Space Shuttle der Fall ist, ermöglicht werden. Die Schlafkoje sollte über mehrere Taschen, Frischluftdüsen beim Kopfende und Lüftungsschlitze beim Fußende verfügen.

Laut NASA entspricht der erforderliche Platzbedarf zum Schlafen bei einer 90-tägigen Mission dem Richtwert von 1,5 m³ zum Schlafen sowie 0,63 m³ für die Aufbewahrung persönlicher Gegenstände.

Enormer Platzbedarf wird von Lagerung diverser Utensilien, Essenszubereitung, Essplatz, Kühlanlagen, Tiefkühler, Geschirrdepot, Geschirrspüler, Abfallmanagement und sonstige Gegenständen, wie z.B. Dokumentations-equipment oder Werkzeug für Reparaturen an Bord in Anspruch genommen.

Es sollte den Raumfahrern ein Essplatz bzw. Schreibtisch für Freizeitaktivitäten wie Lesen, Fernsehen, Musikhören, Spielen etc. zur Verfügung stehen.

Raumbedarf muss auch für Hygieneeinrichtungen, sowie für das Zubehör zur Körperreinigung für jedes Crewmitglied eingeplant werden.

Vorgesehener Platzbedarf für Kleidung, die alle fünf Tage gewechselt wird sowie für Waschtrockner und Waschmittel steht in Relation zur Missionsdauer und Personenanzahl. Es werden somit 5 kg Wäschebedarf pro Person und Tag eingerechnet.

Einen besonderen Stellenwert bei Langzeitmissionen nehmen medizinische Versorgungseinrichtungen ein.

Es muss genügend Raum für Diagnose, Behandlung, Übungsmaßnahmen, Überwachung von Gefahrenquellen durch Strahlungsdosen, Chemikalien, etc. zur Verfügung stehen.

Für Langzeitmissionen werden 1000 kg für Equipment und 500 kg für Medikamente pro Wohneinheit eingeplant. Das entspricht einem Platzbedarf von 6,5 m³.

Neben dem Equipment, zu dem Erste-Hilfe-Ausrüstung, Katheterausrüstung inkl. Defibrillator, Stethoskop, Blutdruckmesser, Stablampe, Fieberthermometer, Einwegspritzen, Bandagen, Klebebänder, diverse Medikamente vor allem gegen Übelkeit und Schmerzen zählen, muss auch Platz für Dekompressi-

Definition	
Raumstation ...	größeres ungebundenes Raumsystem im Orbit, Langlebigkeit und bemannt
Raumlabor ...	meist an Trägersysteme (Raumstation oder Raumfähre) gebunden, befristete Missionsdauer

onskammern mit zusätzlichem Stickstoff und Sauerstoff verfügbar sein. Die medizinischen Einrichtungen sollen für Notoperationen, Behandlung, Vorsorge und Kontrolle sowie auch für alternative Heilungsmethoden ausgerüstet sein. Von der NASA wurde ein Programm zur Gesundheitserhaltung entwickelt. Die sogenannte "*Health Maintance Facility*" (HMF) umfasst eine dreh- und schwenkbare Liege, OP-Lampe, Überwachungsmonitor und diverse Lebenserhaltungssysteme. Geplant sind auch die Unterbringung von Magen- und Darmspiegelungs- sonden, Absaugschläuchen, Röntgengerät und Operationsbesteck.

Raumfahrzeug	Crewgröße	Druckvol.	Nutzvol.	Wohnvol.	Stauraum
Mercury	1	1,42 m³	0,71 m³	0,71 m³	
Wostok	1	2,55 m³	2,0 m³	2,0 m³	?
Gemini	2	2,27 m³	1,15 m³	0,57 m³	0,42 m³
Woschod	2 - 3	4,85 m³	3,68 m³	1,23 - 1,84 m³	?
Apollo					2,12 m³
- Kommandoeinheit	3	8,95 m³	7,27 m³	2,41 m³	
- Mondlandeeinheit	2	6,63 m³	5,25 m³	2,62 m³	
Sojus					?
- Kommandoeinheit	1 - 3	4,31 m³	3,96 m³	1,32 - 3,96 m³	
- Orbitmodul	1 - 3	6,22 m³	4,53 m³	1,51 - 4,53 m³	
Skylab					19,36 m³
- Apolloeinheit	3	8,95 m³	7,27 m³	2,41 m³	
- Gesamtanlage	3	351,06 m³	316,06 m³	105,35 m³	
Shuttle					
- Kabine	3 - 7	70,3 m³	35,6 m³	5,1 - 11,8 m³	4,44 m³
- Spacelab	4 - 7	81,0 m³	47,6 m³	6,8 - 11,9 m³	
Raumstation (Frühversion)	8	900 m³	700 m³	30 - 45 m³	> 100 m³

Tab. 3.4-1: Raumbedarf-Diagramm

Tabelle 3.4-1: Raumgrößen

3.4 Anforderungen an die Raumstation

Wohnlichkeit

Entwürfe von Raumstationen sind von Funktion und Maschinen geprägt und haben bisher die "Wohnlichkeit" stark vernachlässigt. Bei der Konzeptionierung sollte ein definiertes "Oben und Unten" zur Orientierung für die Besatzung fixiert werden.

In der Schwerelosigkeit ist die Anbringung von Haltegriffen, Stangen oder Seilen notwendig, um sich fortbewegen zu können. Abgerundete Ecken im Raumfahrzeug sollen Verletzungen vorbeugen.

Innerhalb einer Raumstation herrscht ein erhöhter Lärmpegel aufgrund der Technik. Es liegen Frequenzen zwischen 15 000 und 20 000 Htz vor.

Der Innenraum steht für Ruhe und Frieden und durch geschlossene Bebauung wird das Schutzempfinden verstärkt. Blickbezüge nach außen sind äußerst wichtig und müssen daher in die Planung miteinbezogen werden. Der Mensch ist sowohl Einzel- als auch Gemeinschaftswesen, daher sollten ihm Rückzugsbereiche geboten werden. Licht, Schatten und Farbe haben großen Einfluss auf die empfundene Behaglichkeit im Raum. Es bestehen Zusammenhänge zwischen Farben und deren vegetativen und psychologischen Auswirkungen. Farbtherapie wird auch für Heilung und Stärkung eingesetzt und Erfolge verzeichnet.

Farben werden auch zur Signalwirkung eingesetzt. Als typische Warnfarben gelten Gelb und Gelbrot. Elektrische Anlagen werden mit Orange und Orangerot gekennzeichnet. Rot wird für Gegenstände, die im Notfall dienen sollen verwendet. Mit Blau werden Posten für Wartungs- oder Reparaturarbeiten markiert.

Eigene *Color-Engineering* Firmen arbeiten an der Entwicklung von Farbkonzepten zur allgemeinen Arbeitssteigerung. Warme und kalte Farben können sogar einen scheinbaren Temperatenausgleich bis zu fühlbaren 4°C erzeugen. Weiße Farbtöne stehen für Sauberkeit, Hygiene und Klarheit. Es können sogar Veränderungen in der Raumoptik geschaffen werden. Mit blauen, kühlen Farben wird Ferne assoziiert - mit Braun- und Orangetönen Nähe.

Ein gutes Beleuchtungskonzept trägt erheblich zur Wohnqualität bei. Simuliertes Tageslicht kann zum Vorgeben eines Tagesrhythmus verwendet werden. Das menschliche Zeitempfinden ist von Licht abhängig und steht in Relation zur Lichtmenge bzw. Lichtenergie.

3 Langzeitmissionen und deren Implikationen

Ein innovatives Entwurfsbeispiel ist das *TransHab* Modul für die ISS. Als erstes aufblasbares Weltraumwohnmodul wurde das Konzept am Johnson Space Center/NASA ausgearbeitet. Aus finanziellen Gründen verkaufte die NASA den Prototyp mit den dazugehörigen Ingenieuren und deren Entwicklungen an die kommerzielle Weltraumfirma *Bigelow*. Das Wohnmodul besteht aus einem zentralen Kern aus Carbon, welcher über die Versorgungseinrichtungen verfügt. Rund um diesen Kern gliedern sich die drei Ebenen, welche von einer mehrschichtigen faltbaren Außenhaut umgeben sind. Das Modul verzeichnet einen Gesamtdurchmesser von 8,2 m mit einem Kerndurchmesser von 3 m. Bei einem Volumen von 339,8 m³ und einer Länge von 11 m ergibt sich eine Startmasse von 13,2 Tonnen.



Abb. 3.4-8: TransHab

Wohnlichkeit und Gestaltungsvorgaben (Habitability) Leben und Arbeiten im All Seite 186 ff.

TransHab ... ursprünglich als Wohnmodul für eine Marsmission gedacht; Weltraumarchitektin Constance Adams war an der Projektentwicklung beteiligt.
Bigelow ... <http://www.bigelow aerospace.com/>

Abbildung 3.4-8: TransHab © NASA

Abbildung 3.1-1: Christian Karl Gruber, Leben und Arbeiten im All, Seite 33, Wissenschaft und Technik Verlag 1996

Abbildung 3.1-2: DI Dr. Hajek und DI Dr. Vana, Atominstitut: Vo Weltraumdosimetrie, Seite 43, TU-Wien 2008

Abbildung 3.1-3: Rachel Armstrong, Space Architecture, Seite 53, Architectural Design 2000

Abbildung 3.1-4: <http://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/2/20/Gray784.png>

Abbildung 3.1-5: <http://www.hno-praxisteam.de/assets/images/ohr0.jpg>

Abbildung 3.2-1: <http://exploration.grc.nasa.gov/Exploration/Advanced/Human/Exercise/images/OriginalFiles/cycleErgometry.jpg>

Abbildung 3.2-2: <http://exploration.grc.nasa.gov/Exploration/Advanced/Human/Exercise/images/OriginalFiles/treadmillExercise.jpg>

Abbildung 3.2-3: DI Dr. Hajek und DI Dr. Vana, Atominstitut: Vo Weltraumdosimetrie, Seite 47, TU-Wien 2008

Abbildung 3.2-4: http://www.nasa.gov/mission_pages/shuttle/shuttlemissions/sts124/multimedia/gallery/08-07-07-4.html

Abbildung 3.2-5: <http://exploration.grc.nasa.gov/Exploration/Advanced/Human/Exercise/images/OriginalFiles/project2.jpg>

Abbildung 3.2-6: <http://exploration.grc.nasa.gov/Exploration/Advanced/Human/Exercise/images/OriginalFiles/resistiveExercise.jpg>

Abbildung 3.2-7: Renate Lauterbach, Medusa ... take a spin around the world, Techn. Univ. Wien, Dipl.Arb., 2001

Abbildung 3.2-8: http://www.nasa.gov/centers/johnson/images/content/137192main_Food_Samples_med.jpg

Abbildung 3.2-9: http://www.nasa.gov/centers/johnson/images/content/137193main_Food_Tray_med.jpg

Zitat 3.3-1: Astronaut Thomas Reiter im Interview 16.7.2006, <http://www.tagesschau.de/inland/meldung107940.html>

Tabelle 3.3-1: Zeitplan nach Angaben im Interview mit Thomas Reiter 16.7.2006, <http://www.tagesschau.de/inland/meldung107940.html>

Abbildung 3.3-1: <http://www.farthestreaches.com/images/polyakovspacesuit.jpg>

Abbildung 3.3-2: http://en.wikipedia.org/wiki/File:Biosphere2_Inside_big.jpg

Zitat 3.4-1: <http://de.wikipedia.org/wiki/Weltraumkolonisierung>

<http://www.washingtonpost.com/wp-dyn/content/article/2005/09/23/AR2005092301691.html>

Abbildung 3.4-1: http://www.nasa.gov/mission_pages/station/main/index.html

Abbildung 3.4-2: Wilfried Ley, Klaus Wittmann und Willi Hallmann, Handbuch der Raumfahrttechnik, Seite 222, Hanser Verlag 2008

Abbildung 3.4-3: http://www.dlr.de/iss/en/Portaldata/1/Resources/portal_news/newsarchiv2006/columbus_rollout_020506/col_iss_av.jpg

Abbildung 3.4-4: www.ilcdover.com

Abbildung 3.4-5: <http://ssoar.org/university/course/life2.ppt>

Abbildung 3.4-6: http://www.ilcdover.com/products/aerospace_defense/space-inflate-techpapers.htm

Abbildung 3.4-7: Wilfried Ley, Klaus Wittmann und Willi Hallmann, Handbuch der Raumfahrttechnik, Seite 419, Hanser Verlag 2008

Tabelle 3.4-1: Christian Karl Gruber, Leben und Arbeiten im All, Seite 295, Wissenschaft und Technik Verlag 1996

Abbildung 3.4-8: <http://aerospacescholars.jsc.nasa.gov/HAS/cirr/em/6/8.cfm>

Quelle: Vo Weltraumdosimetrie, Sommersemester 2008, DI Dr. Hajek und DI Dr. Vana

Psyche und Raufahrt_ Artikel aus Astronomie Heute 09/2007, Allein im All_von Mila Hanke

Musings towards a new genre in (space)- architecture

Transcripts of an architectural journey, Barbara Imhof, Susmita Mohanty, Constance Adams, Sandra Häuplik, Hannes Stiefel, Sue Fairburn

http://www.ilcdover.com/products/aerospace_defense/sh.htm

<http://www.aerogel.com/features/morphology.html>

<http://www.memory-metalle.de>

Wilfried Ley, Klaus Wittmann und Willi Hallmann, Handbuch der Raumfahrttechnik, Hanser Verlag 2008

Christian Karl Gruber, Leben und Arbeiten im All, Wissenschaft und Technik Verlag 1996

Wiley J. Larson and Linda K. Pranke, Human Spaceflight, McGraw-Hill 2000

4 Missionsarchitektur

- 4.1 Positionierung im niedrigen Marsorbit
 - Überblick
 - Interplanetare Raumfahrt
 - Verlassen der Erde
 - Flug zum Mars
 - Orbittypen
- 4.2 Missionselemente des fiktiven Projekts "Concordia"
 - Platzierung im Marsorbit
 - Kommunikationssatelliten
 - Satellit zur Vermessung der Marsoberfläche
 - Bodeneinheit
- 4.3 Missionsverlauf des Projekts "Concordia"
 - Planetenkonstellation
 - Start: unbemannte Mission
 - Start: bemannte Mission zur "Concordia"

Überblick

Die Missionsarchitektur setzt sich aus dem Zusammenwirken aller Hauptparameter eines Raumfahrtprogrammes zusammen und soll schließlich zur Erfüllung eines erfolgreichen Missionsziel beitragen. Konzepte für einen Missionsentwurf beruhen auf den gegebenen Randbedingungen, welche durch Ökonomie, Politik, Strategie und Physik präsent sind. Die Missionsparameter ergeben sich aus Gesamtmasse, Launch System, Anzahl der Flüge, Abläufe, Sicherheits- bzw. Risikofaktoren, Crew Größe, Lebenserhaltungssystemen, Raumanzügen bzw. EVA's, menschlichen Faktoren, Antriebssystemen, thermischer Steuerung, Eintritt in den Orbit, eventuell Landung, Tragsystem, Energieversorgung, wissenschaftlichen Geräten, diversen Fahrzeugen (z.B. Rover), Navigationssystem, Kommandozentrale, Datensystem, etc. .

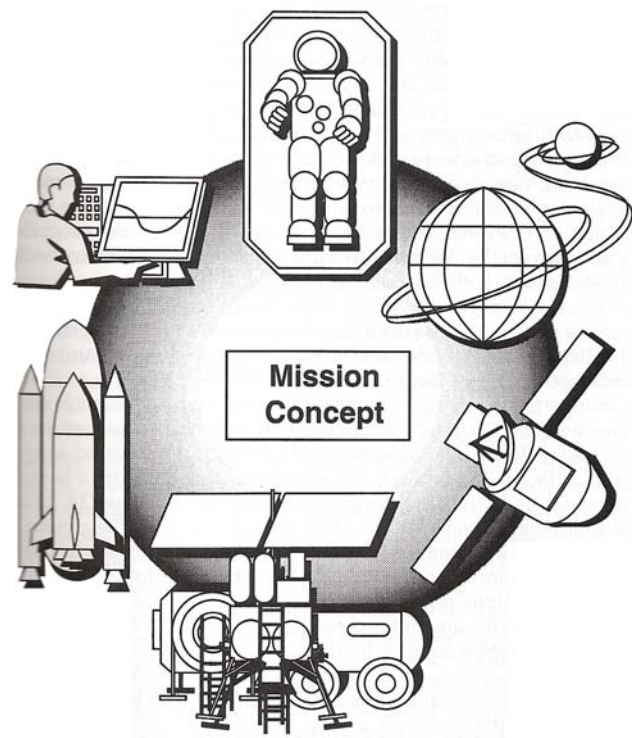


Abb. 4.1-1: Missionskonzept

Bei der Positionierung einer Raumsonde muss eine genaue Zielbestimmung definiert sowie die Navigation im Orbit im Vorfeld geklärt werden. Für bemannte Missionen müssen EVA, Roboterarbeit, thermische Kontrolle, Tragwerk, Mechanismen, Antriebs-, Energie-, Lebenserhaltungs- und Kommunikationssysteme sowie ein ausgereiftes Datennetzwerk in die Planung aufgenommen werden. Aufwendig konstruierte Raumstationen können zur Erforschung unseres Sonnensystems, als Observatorien mit Großteleskopen, als Transportknotenpunkt oder als Treibstofflager betrieben werden.

Interplanetare Raumfahrt

Als interplanetarer Raum gilt jener Bereich zwischen zwei Planeten, der Kleinskörper und Gase beinhaltet. In unserem Sonnensystem bildet die *Oort'sche Wolke* die interplanetare Grenze.

Durch die Ausweitung der Raumfahrt im interplanetaren Raum bieten sich vielerlei Nutzungsmöglichkeiten in Forschung, Astrophysik, Material- und Biowissenschaften sowie volkswirtschaftliche Vorteile in Bezug auf schnelle Technologieentwicklung an.

Bei der interplanetaren Raumfahrt stellt das *Mehrkörperproblem* ein wichtiges Thema dar, weil die Berechnungen auf der Grundlage des Zweikörperproblems basieren. Daher wird vorerst von einem Zweikörperproblem ausgegangen, bei dem noch ein zusätzlicher *Störterm* in die Gleichung miteinbezogen wird. Bei einer Reise zum Mars findet man klarer Weise ein Mehrkörperproblem vor. Man betrachtet hier das Bezugssystem Sonne, Erde, Mond, Mars und andere Raumobjekte mit deren Massen und Abständen zueinander. Beim Vergleich der Werte der Himmelskörper in Bezug auf ihre Masse und Abstände zueinander können Elemente ausgeschlossen werden, um somit wieder ein Zweikörperproblem herstellen zu können.

In der interplanetaren Raumfahrt gibt es zweierlei Betrachtungsweisen für die Bahnberechnung einer Raumsonde. Betrachtet man das System *planetozentrisch*, so wird als Referenzkörper der Planet gewählt. Bei einer *heliocentrischen* Betrachtungsweise gilt die Sonne als Referenzobjekt. Im Bezugssystem Planet, Sonne und Raumfahrzeug ist die Masse des Raumfahrzeuges letztlich zu vernachlässigen. Die Raumsonde befindet sich zum größten Teil im Einflussbereich der Sonne.

Befindet sich ein Körper im Weltraum in der Nähe eines Planeten, so liegt er in dessen *Einflusssphäre*. Die Anziehungskraft der Sonne ist demnach als Störfaktor definiert. Außerhalb des Planetenumfelds steht der Körper im Einflussbereich der Sonne und der Planet (ein anderer Himmelskörper) tritt als Störfaktor auf.

Der Radius der Einflusssphäre (r_E) der Erde beträgt 924 846 km.

Einflusssphärengleichung für den Mars: $r_p = a_M \left(\frac{m_p}{m_s} \right)^{2/5}$ [Formel 4.1-1]

a_M ... große Halbachse mit $228,0 \cdot 10^6$ km
 m_p ... Planetenmasse beträgt $6,419 \cdot 10^{23}$ kg
 m_s ... Sonnenmasse beträgt $1,989 \cdot 10^{30}$ kg

Für die Einflusssphäre des Mars erhält man einen Radius von 577 388 km.

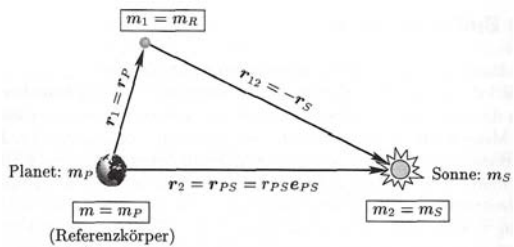


Abb. 4.1-2: Bezugssystem

EVA ... "extra vehicular activity" - Außenbordeinsatz

Abbildung 4.1-1: Missionskonzept

Oort'sche Wolke ...
Mehrkörperproblem ...
Störterm ...

Einflusssphäre ...

besteht aus langperiodischen Kometen
eines der schwierigsten mathematischen Probleme in der Himmelsmechanik
Einflüsse anderer Raumkörper werden beim Mehrkörperproblem als Störterm in der Gleichung erfasst, um ein Zweikörperproblem rechnerisch zu lösen
Umgebungsbereich eines Planeten, in dem Kräfte wirken

Formel 4.1-1: Einflusssphärengleichung
Abbildung 4.1-2: Bezugssystem

Verlassen der Erde

Das Verlassen der Erde und ihrem Magnetfeld erfordert den meisten Aufwand und Energie. Der Start von der Erdoberfläche bis in den Weltraum erfolgt hauptsächlich über ein mehrstufiges Raketen­system. Diese Methode ver­braucht Unmengen an Treibstoff und hinterlässt leere Behältnisse im Welt­raum.

Die derzeitigen Raumfahrtsysteme werden mittels Raketen betrieben. Die physikalische Rakete besteht aus einem Raketenmotor. Dabei wird mittels Ausströmen von einem unter Druck stehendem Gas oder einer Flüssigkeit durch ein Ventil Schub erzeugt.

Beim Abschießen befindet sich die Rakete in einer senkrechten Startposition, um das Wirken des Luftwiderstands möglichst gering zu halten. Ist das Flug­objekt im Orbit angelangt, nimmt es jedoch eine waagrechte Position ein.

Bei prograden Orbits erfolgt der Start in Richtung Osten und bei retrograden Orbits in Richtung Westen.

Ein optimaler Startplatz befindet sich in Äquatornähe, da von dieser Ab­schussposition fast alle Orbits erreichbar sind und die Energie der Erdrotation, beim Start Richtung Osten, miteinbezogen werden kann.

In der Raumfahrt werden hauptsächlich chemische Antriebe verwendet. Dabei werden durch Verbrennung eines Treibstoffs heiße Abgase erzeugt, die über eine Düse ausgestoßen werden. Dadurch wird ein Schub mit Ausström­geschwindigkeiten zwischen 1 000 und 4 500 m/s erzeugt.

Zur Verbrennung des Treibstoffs benötigt man einen Oxidator, z.B. Sauerstoff, der beim Flug ins Weltall zusätzlich mitgeführt werden muss.

Es wird weiters zwischen *Flüssigkeits-* und *Feststoffraketen* unterschieden. *Feststoffraketen* sind zwar billiger, jedoch kann der Abbrennvorgang nicht beeinflusst werden.

Sie erreichen eine Ausströmgeschwindigkeit von ca. 2000 m/s.

Beispielsweise werden beim US-Space Shuttle zum Start Feststoffbooster mittels Komposittreibstoff aus 68% Aluminiumpulver, 16% Ammoniumperchlorat (als Oxidator), Polybutadien und 16% Additive (als Bindemittel) verwendet.

Flüssigkeitsraketen zeichnen sich durch die Verbrennung flüssiger Treibstoffe, wie Kerosin oder flüssigem Wasserstoff aus. Die Beschaffenheit dieser Rake­ten erweist sich komplizierter als bei Feststoffraketen.

Wie bei den Festoffraketen wird auch bei Flüssigkeitsraketen Treibstoff mit­tels eines Oxidators verbrannt. Hierzu wird oftmals die Kombination flüssiger Wasserstoff und flüssiger Sauerstoff verwendet. Diese Kombination wird zum Beispiel für das Haupttriebwerk des Space Shuttles, der *Ariane-V*, eingesetzt. Dabei wird eine Ausströmgeschwindigkeit von etwa 4500 m/s erreicht.

Der Aufbau des US-Space Shuttles gliedert sich in Feststoffbooster, ein regel­bares Haupttriebwerk und Steuerungstriebwerke am Orbiter.

Der Startschub von je 1 200 Tonnen wird von den beiden Feststoffboostern

LH ... flüssiger Wasserstoff
LOX ... flüssiger Sauerstoff

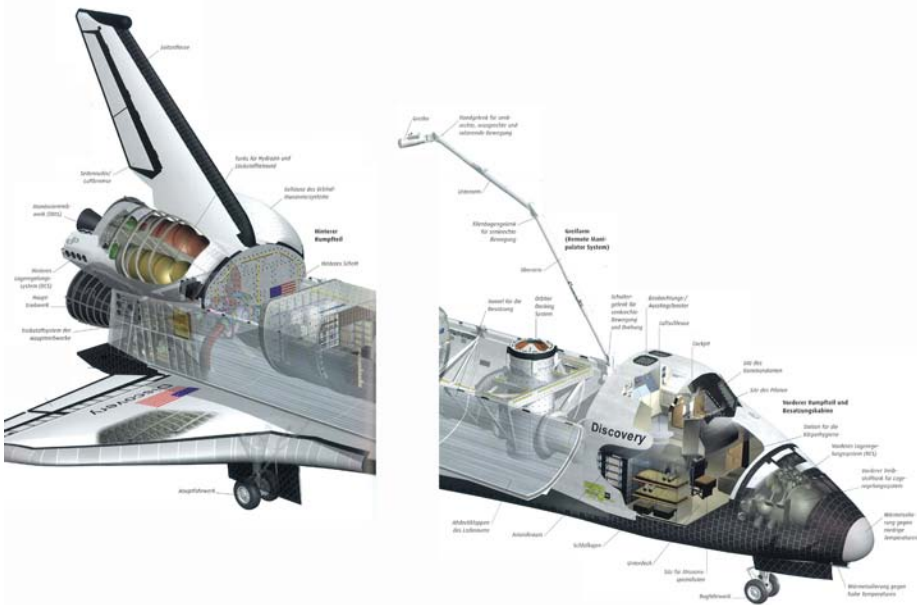


Abb. 4.1-3: Shuttle Orbiter

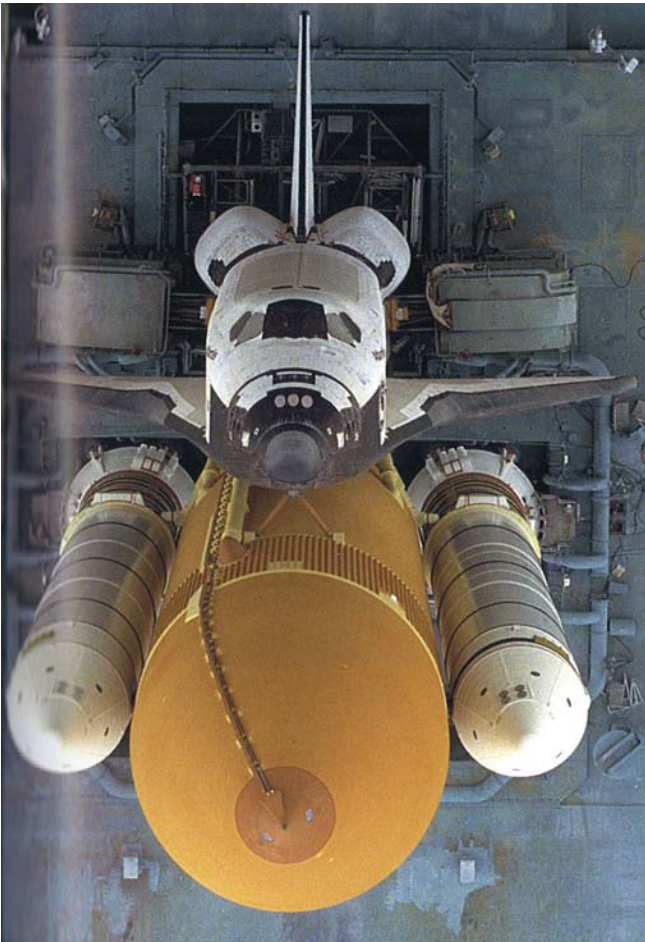


Abb. 4.1-4: US-Space Shuttle System

Abbildung 4.1-3: Shuttle Orbiter
Abbildung 4.1-4: US-Space Shuttle System

erzeugt. Sie erzeugen den hauptsächlichlichen Schub des gesamten Raketen-systems des Shuttles. Während des Brennvorgangs brennt der Treibstoff radial ab. Beim Startvorgang treten in der Raketenhülle Biegeschwingungen auf, daher muss bei der Konstruktion ein Ausgleich durch Anbringung zweifa-cher Dichtringe gegeben sein.
Das regelbare Haupttriebwerk wird von einem Außentank (*External Tank "ET"*) gespeist und erzeugt einen maximalen Schub von 3 x 232 Tonnen.

Der Außentank ist zweiteilig und besteht zum Einen aus Sauerstoff und zum Anderen aus Wasserstoff.
Für Orbitalmanöver dienen kleinere Steuerungstriebwerke, die den nötigen Schub für Bahnkorrekturen, Bremsung, Drehen, etc. erzeugen.

Zurzeit gibt es kein wirtschaftliches und ökologisches wiederverwendbares Raketen-system. Das System des US-Space Shuttles sowie des russischen Energia-Buran Programms ist nur zum Teil wiederverwendbar, zumindest der Orbiter (Abb.4.1-4). Beim Space Shuttle werden die zum Start erforderlichen Feststoffbooster wieder aus dem Meer gefischt, gereinigt und können somit einige Male wiederverwendet werden. Allerdings ist der Aufwand, der hinter dieser Sache steckt, enorm groß und stellt die eigentliche Ökonomie sehr in Frage.

Weitere Beispiele für wiederverwendbare Fracht- und Personenschiffe sind: *SpaceShipOne* gilt als erstes bemanntes privates wiederverwendbares *subor-bitales* Raumfahrzeug.
Die russische *Raumfähre Klipper* ist ein Frachtschiff für den niedrigen Erdorbit - ausgelegt für sechs Kosmonauten und soll 2012 ihren Jungferntflug starten. Der Raumgleiter *Dream Chaser* ist das Folgeprogramm des Space Shuttles und soll ab 2010 künftig für den bemannten Transport zur ISS eingesetzt werden.

Um von der Erdoberfläche aus starten zu können, muss die erforderliche Fluchtgeschwindigkeit für eine parabolischen Flugbahn (e=1) erreicht werden.

$$v_{esc} = \sqrt{\frac{2\mu}{r_p}}$$

$r_p \approx \text{Erdradius}$
$$\mu_{Erde} = 3,986 \cdot 10^{14} \text{ [m}^3/\text{s}^2]$$

[Formel 4.1-2]

Daraus ergibt sich eine Fluchtgeschwindigkeit von 11,2 km/s, die auch 2. kosmische Geschwindigkeit genannt wird.
Bei der 1.kosmischen Geschwindigkeit handelt es sich um die Kreisbahnge-schwindigkeit in einem erdnahen Parkorbit und sie liegt bei $v_K = 7900 \text{ m/s}$.
Der aufzubringende Startschub Δv_{start} , um die Einflussssphäre der Erde ver-lassen zu können, kann mit Hilfe des Energiesatzes ermittelt werden.
Im Vergleich zum Anfangsradius r_{start} mit beispielsweise 6378 km wirkt der

Radius der Einflussssphäre der Erde unendlich groß.
Zum Verlassen eines kreisförmigen Orbits muss eine tangentielle Beschleunigung von Δv_{start} aufgebracht werden.

$$\Delta v_{start} = v_{start} - \sqrt{\frac{\mu_E}{r_{start}}}$$

[Formel 4.1-3]

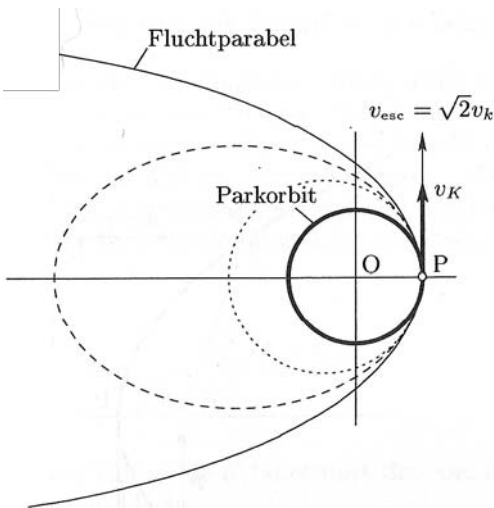


Abb. 4.1-5: Parkorbit

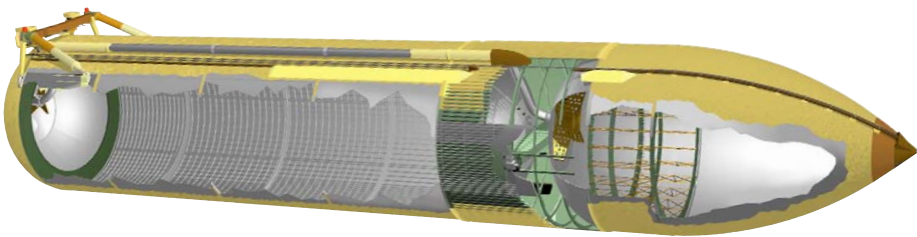


Abb. 4.1-6: ET

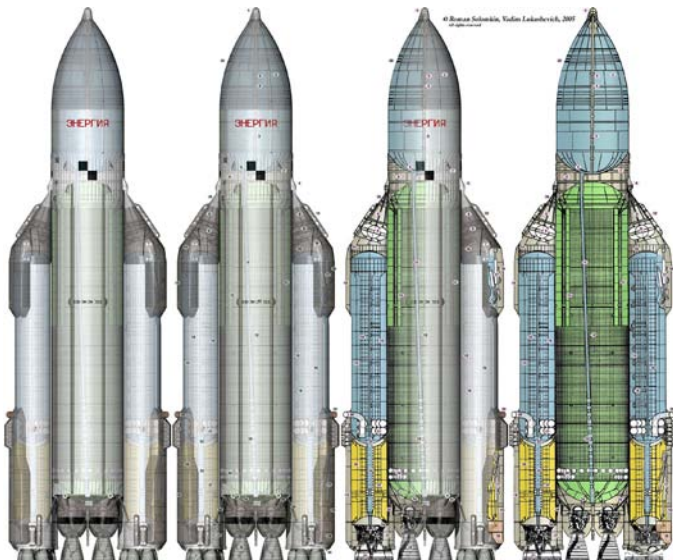


Abb. 4.1-7: Energia

Formel 4.1-2: Fluchtgeschwindigkeit

<i>External Tank</i> ...	Treibstofftank des US-Space Shuttles
<i>SpaceShipOne</i> ...	2004 von der Firma Scaled Composites privat gegründet
<i>suborbital</i> ...	Vorstoß in den Weltraum, jedoch in keine Umlaufbahn
<i>Raumfähre</i> ...	wiederverwendbares Transportfahrzeug
<i>Klipper</i> ...	teilweise wiederverwendbares Raumgleitersystem von Roskosmos entwickelt
<i>Dream Chaser</i> ...	von dem privat finanzierten Unternehmens SpaceDev entwickelt

Formel 4.1-3: tangentielle Beschleunigung

Abbildung 4.1-5: Parkorbit
Abbildung 4.1-6: ET © NASA
Abbildung 4.1-7: Energia

Flug zum Mars

Um die lange Reise zum Mars antreten zu können bedarf es einer genauen Kalkulation der orbitalen Manöver im Vorfeld der Mission. Die Steuerung eines Raumfahrzeuges erfolgt mittels impulsiver Manöver, bei denen durch Zündung der Triebwerke zu einem bestimmten Zeitpunkt Schub erzeugt wird, der die Sonde auf eine andere Flugbahn befördert. Die Wahl bzw. die Zusammensetzung der Flugbahn sowie der Antriebssysteme bestimmen die Dauer der Flugzeit. Eine weitere Aufgabe beim Manövrieren von Raumfahrzeugen ist der Wechsel der Orbitalebene, wie es bei solaren Umlaufbahnen der Fall ist. Dazu sind ebenfalls drei Impulsmanöver, in denen der Ebenenwechsel stattfindet, notwendig.

Eine Möglichkeit zum Erreichen eines interplanetaren Zielorbits bieten *Bi-elliptische Transfers* (Abb. 4.1-8). Dabei wird das Raumfahrzeug durch Aufbringung des Schubs Δv_1 über den Zielorbit hinaus auf einer elliptischen Bahn gebracht. Durch Aufbringen eines zweiten Schubs wird der Sonde nochmals Geschwindigkeit zugeführt, um dabei in einer weiteren Transferellipse auf Kurs gehalten zu werden. Im Kreuzungspunkt Transferorbit und Zielorbit muss ein drittes Manöver Δv_2 zum Abbremsen von *Perigäumsgeschwindigkeit* auf Kreisbahngeschwindigkeit durchgeführt werden. Der gesamte Geschwindigkeitsbedarf setzt sich aus der Summe aller Schübe zusammen.

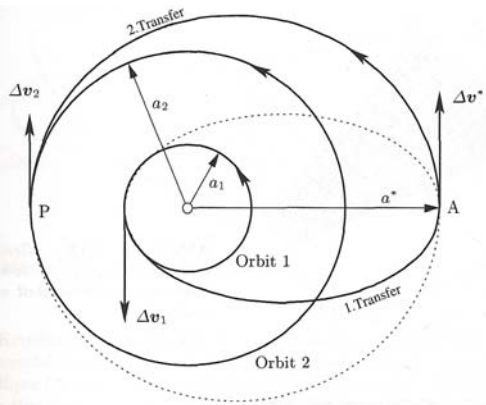


Abb. 4.1-8: Bi-elliptischer Transfer

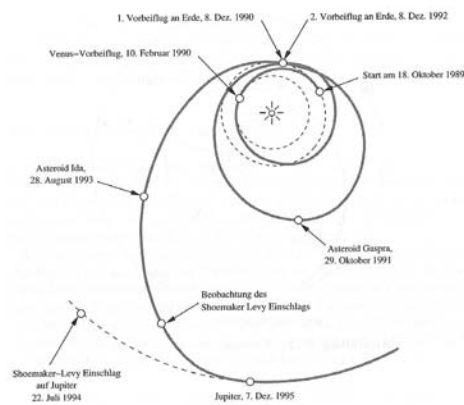


Abb. 4.1-9: Gravity-Assist-Manöver

Eine weitere Steuerungsoption ist das *Gravity-Assist-Manöver* (Abb. 4.1-9). Dabei wird der Einfluss der Gravitationsfelder für die Verringerung bzw. Erhöhung der heliozentrischen Fluggeschwindigkeit genutzt. Durch dieses Manöver kann gezielt Einfluss auf den Treibstoffbedarf, auf Kosten einer längeren Flugdauer, genommen werden.

Der *Hohmann-Transfer* (Abb. 4.1-11) besteht aus zusammengesetzten konischen Flugbahnen, die optimal gewählt sind, sodass ein geringer Treibstoffverbrauch erzielt wird. Unter Verwendung eines elliptischen Übergangsortbit ist es möglich von einem Kreisorbit in einen anderen zu gelangen. Dieses Manöver ist durch die Anwendung von zwei Impulsen Δv_1 und Δv_2 durchgeführt.

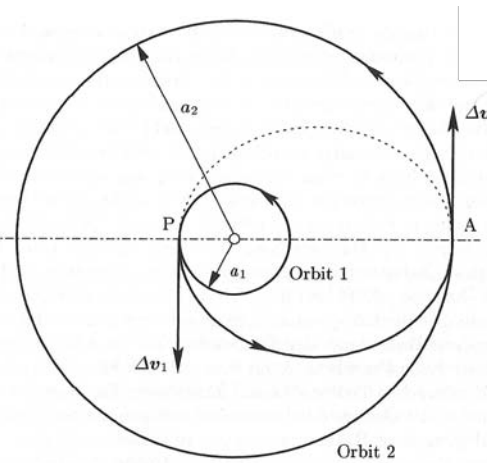


Abb. 4.1-10: koplanarer Übergangsortbit

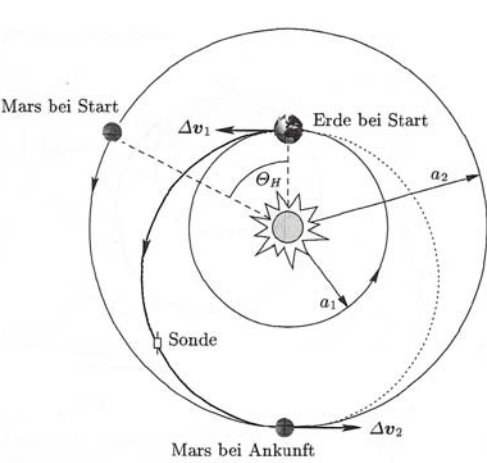


Abb. 4.1-11: Hohmann-Transfer

Die große Halbachse a_H des Übergangsortbits setzt sich aus den Radien der Kreisorbits der Planeten zusammen:

$$a_H = \frac{(a_1 + a_2)}{2}$$

Der Perigäumsschub kann meist durch die dritte Raketenstufe aufgebracht werden. Während der Reise tritt eine Verlangsamung im *Apogäum* auf, daher könnte man den Geschwindigkeitsimpuls Δv_1 erhöhen, wobei auch der Treibstoffbedarf steigen würde.

Die Dauer eines Hohmann-Transfers errechnet sich folgendermaßen:

$$\Delta t_H = \pi \sqrt{\frac{a_H^3}{\mu}} = \pi \sqrt{\frac{(a_1 + a_2)^3}{2^3 \mu}} = \frac{2\pi}{2^{\frac{5}{2}}} \sqrt{\frac{a_1^3}{\mu}} \left(1 + \frac{a_2}{a_1}\right)^{\frac{3}{2}} = \frac{T_1}{2^{\frac{5}{2}}} \left(1 + \frac{a_2}{a_1}\right)^{\frac{3}{2}} \quad [\text{Formel 4.1-4}]$$

$a_1 = 149,6 \times 10^6 \text{ km}$	...	Halbachse der Erde
$a_2 = 228,0 \times 10^6 \text{ km}$	...	Halbachse des Mars
$\mu_s = 1,3271 \times 10^{11} \text{ km}^3/\text{s}^2$	...	Gravitationsparameter der Sonne
$T_1 = 365 \text{ Tage}$	...	Umlaufzeit des inneren Orbits bzw. der Erde

Die Flugdauer einer Sonde zum Mars beträgt demnach 0,71 Jahre bzw. etwa 259 Tage.

Perigäumsgeschwindigkeit ... erhöhte Bahngeschwindigkeit aufgrund des geringen Abstandes des Raumfahrzeuges zum Planeten

Abbildung 4.1-8: Bi-elliptischer Transfer
Abbildung 4.1-9: Gravity-Assist-Manöver

Hohmann-Transfer ... benannt nach deutschem Baustatiker und Raumfahrtpionier Walter Hohmann (1880-1945)
Apogäum ... größte Entfernung zwischen Raumfahrzeug und Planet

Abbildung 4.1-10 : koplanarer Übergangsortbit
Abbildung 4.1-11 : Hohmann-Transfer zum Mars

Formel 4.1-4: Flugzeitberechnung

Bei interplanetaren Flügen, wie eben zum Mars, ist es sinnvoll, den Hohmann-Transfer so abzuändern, dass eine kürzere Flugdauer entsteht. Dabei wird der Schub v_1 erhöht, um direkt den Zielorbit zu kreuzen. Der Schub v_1 muss mindestens 2 500 m/s betragen. Ist der Zielorbit erreicht muss mittels Schub v_2 der nötige Bremschub aufgebracht werden. Dadurch erreicht man eine bis zu 30% bis 40% kürzere Reisedauer.

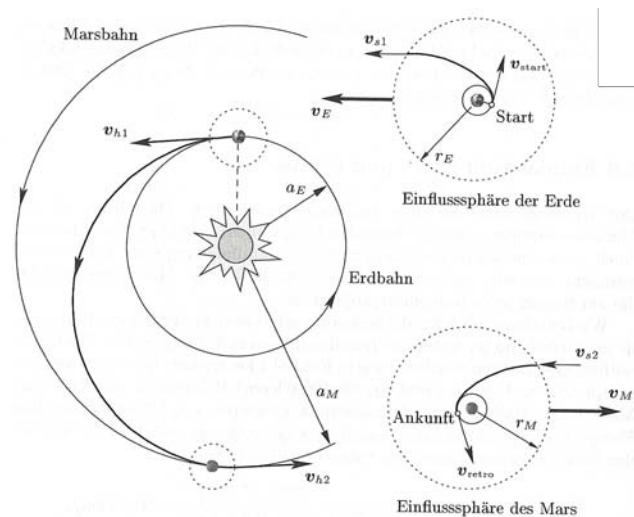


Abb. 4.1-12: Geschwindigkeiten beim Hohmann-Manöver

Die heliozentrischen Geschwindigkeiten v_{h1} und v_{h2} treten beim Verlassen oder Eintreffen in die Einflussphären auf:

$$v_{h1} = \sqrt{\frac{\mu_S}{a_E}} \sqrt{\frac{2r_M}{a_E + a_M}} = 32,72 \frac{km}{s} \quad \dots \text{ beim Verlassen der Erdeinflusssphäre}$$

$$v_{h2} = \sqrt{\frac{\mu_S}{a_M}} \sqrt{\frac{2a_E}{a_E + a_M}} = 21,48 \frac{km}{s} \quad \dots \text{ bei Eintritt in die Marseinflusssphäre}$$

[Formel 4.1-5]

Die interplanetare Flugbahn ist eine Ellipse, die zwischen den Planetenmittelpunkten gespannt ist. Dabei ist zu beachten, dass die Eigengeschwindigkeiten der Planeten, in diesem Fall von Erde und Mars, miteinbezogen werden müssen.

Um Energie bzw. Treibstoff einzusparen holt die Sonde den Mars von hinten ein, bis sie von seinem Gravitationsfeld eingefangen wird. Beim Eintritt der Sonde in die Marssphäre ist ein Einschwenken in einen Kreisorbit erforderlich. Um in den entsprechenden Marsorbit zu gelangen muss die Geschwindigkeit des Raumfahrzeuges auf die Kreisbahngeschwindigkeit reduziert werden.

Grundlage für die Bahnberechnung liefert immer die Annahme des Zweikörperproblems.

"In der ersten Phase wird der Orbit durch einen Kegelschnitt im nichtrotierenden geozentrischen Bezugssystem repräsentiert. Nachdem sich die Sonde weit genug von der Erde entfernt hat, kann die Flugbahn als Kegelschnitt im heliozentrischen Bezugssystem angesehen werden, und wenn die Sonde schließlich ihr Ziel fast erreicht hat, dann ist die Bahn wiederum als Keplerscher Orbit um den Mars zu betrachten."

Transportsysteme

Der Transport einer Sonde von der Erde in den Weltraum erfolgt mit Hilfe von Raketensystemen. Dabei spielt das Verhältnis zwischen Nutzlast zur Gesamtmasse bzw. -volumen eine wesentliche Rolle. Der Transporter bzw. die Rakete dient als Trägersystem oder Lastrakete für den Hin- und Rücktransfer von Menschen und Gütern sowie als Orbit-Transfer-Vehicle für Versorgungs- und Wartungsaufgaben.

Die Konzeptionierung einer Rakete wird von folgenden Parametern bestimmt:

- Δt ... Zeitintervall eines massefesten Kontrollvolumens
- $\vec{v}$... Geschwindigkeit der Rakete zur Zeit t
- $\vec{u}$... Ausströmgeschwindigkeit der Gase relativ zur Düse
- $m(t)$... Raketenmasse zur Zeit t
- Δm_G ... Masse der in Δt ausgestoßenen Gase

Bei einem Raketensystem wirkt der aufgebrauchte Schub S der Ausströmgeschwindigkeit $\vec{u}$ entgegen, dabei verringert sich im Laufe der Zeit die Raketenmasse m .

$$\vec{S} = \vec{u} \dot{m} \quad \text{[Formel 4.1-6]}$$

Die Raketengleichung setzt sich aus Masse x Beschleunigung = Summe aller Kräfte + Summe aller Schübe zusammen. [Formel 4.1-7]

Bei der Masse des Raumfahrzeuges wird zwischen der Startmasse m_0 und der Raketenmasse m_f nach Brennschluss unterschieden.

$$\text{Es gilt: } m_f < m_0$$

Abbildung 4.1-12: Geschwindigkeiten beim Hohmann-Manöver

Formel 4.1-5: heliozentrische Geschwindigkeiten

Zitat 4.1-1: Sonde zum Mars

Formel 4.1-6: Schub
Formel 4.1-7: Raketengleichung

Um die Geschwindigkeit zu erhöhen könnte entweder das Masseverhältnis größer gewählt oder die Ausströmgeschwindigkeit u erhöht werden. Problematisch für die lange Marsreise erweist sich auch der Treibstoffbedarf, der mit Hilfe der *Tsiolkovski*-Gleichung ermittelt werden kann. Bei einer Ausströmgeschwindigkeit $u = 4500 \text{ m/s}$, unter Verwendung von Wasserstoff als Treibstoff ergibt sich:

$$\frac{m_0}{m_f} = \exp\left(\frac{\Delta v_{total}}{u}\right) = 3,466 \quad \text{bzw.} \quad \frac{m_b}{m_0} = 1 - \frac{m_f}{m_0} = 0,72 \quad [\text{Formel 4.1-8}]$$

m_b ... erforderliche Brennstoffmasse
 $m_b = m_0 - m_f$ [Formel 4.1-9]

Das bedeutet für die Anreise zum Mars, dass das Raumfahrzeug beim Verlassen aus dem erdnahen Kreisorbit zu 72% aus Treibstoff bestehen muss.

Um den Treibstoffbedarf für die Rückreise zur Erde zu gewährleisten, müsste ein Treibstoffdepot auf dem roten Planeten errichtet werden. Die Rohstoffe für die Treibstoffherzeugung könnten aus den Bodenschätzen des Mars gewonnen werden.

Das Hauptaugenmerk der Raumfahrtsysteme liegt im Verhältnis Nutzlast zu Startmasse. Primäres Ziel ist es, einen möglichst hohen Nutzlastanteil der Startmasse zu erreichen - dies erfolgt über mehrstufige Raketensysteme. Es ist wichtig, die Masse auf die Stufenrakete sinnvoll zu verteilen.

$$\frac{m_{01}}{P} = \frac{m_{01}}{m_{01} - m_{b1} - m_{s1}} \times \frac{m_{02}}{m_{02} - m_{b2} - m_{s2}} \times \dots \times \frac{m_{0N}}{m_{0N} - m_{bN} - m_{sN}} \quad [\text{Formel 4.1-10}]$$

m_0 ... Startmasse
 P ... Nutzlast
 m_b ... Brennstoffmasse
 m_s ... strukturelle Masse

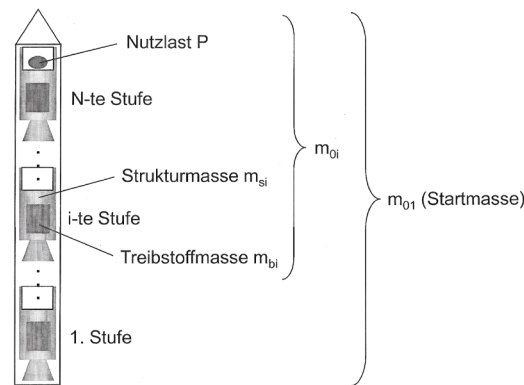


Abb. 4.1-13: Stufenrakete

Tsiolkovski ... (1857-1935) russischer Raumfahrtpionier, Mathematiker und Begründer der modernen Kosmonautik, Konzeptionierung von Raketengleichungen und auch Marsreisen

Für Wasserstoffantriebe wird $u = 4\,512,6 \text{ m/s}$ verwendet.

Formel 4.1-8: Tsiolkovski-Gleichung zur Ermittlung der erforderlichen Brennstoffmasse
Formel 4.1-9: erforderliche Brennstoffmasse
Formel 4.1-10: Massenverhältnis der Stufenrakete

Abbildung 4.1-13: Stufenrakete

Ziel ist es, möglichst viel Menge an Treibstoff in möglichst leichten Tanksystemen unterzubringen. Dabei wird für jede Stufe ein eigenes Treibstoffverhältnis α_i gewählt. Pro Stufe erhöht sich die Geschwindigkeit um Δv_i . Werden in den einzelnen Stufen verschiedene Treibstoffe verwendet, so ist auch die Ausströmgeschwindigkeit u_i bei jeder Stufe unterschiedlich. Der Einsatz von drei Stufen erweist sich meistens als optimal. Das Space Shuttle besteht genau genommen eigentlich nur aus zwei Stufen, den beiden Boosters und dem Shuttletriebwerk.

Das US-Space Shuttle kann Satelliten lediglich auf eine Flugbahn von 300 bis 400 km Höhe bringen. Daher ist es für das Erreichen geostationärer Flugbahnen nötig, Satelliten mit eigenen Triebwerken auszustatten. Interplanetare Missionen erfordern Antriebssysteme in einem größeren Ausmaß.

Raumtransporter der Zukunft

Die Trägerrakete Ares basiert zum Teil auf dem Space Shuttle Prinzip und dient als Schwerlasttransporter für künftige bemannte Mond- bzw. Marsmissionen. Die zweistufige Trägerrakete Ares-I hat eine Nutzlastkapazität von ca. 24,5 Tonnen und ist zum Erreichen niedriger Erdumlaufbahnen konzipiert. Die Raketen spitze ist als Rettungskapsel für etwaige Pannen ausgelegt. Der erste Starttermin sollte ab 2012 stattfinden.

Die größere Variante des Trägersystems, die Ares-V, ist vorerst als unbemannte Nutzlast Rakete gedacht. Sie soll bis zu 130 Tonnen Ladung in die niedrige Erdumlaufbahn befördern. Höhenmäßig liegt sie in der Größenordnung einer Saturn V Rakete, jedoch ähnelt ihre Zentralstufe technologisch dem vergrößerten Prinzip eines Space-Shuttle Außentanks mit etwa 10 m Durchmesser.



Abb. 4.1-14: Ares-I und Ares-V

Abbildung 4.1-14: Ares I und Ares-V © NASA



Abb. 4.1-15: Ares-Trägerrakete

Weitere Antriebsmöglichkeiten für zukünftige Langzeitmissionen sind elektrische, thermisch-nukleare oder mittels Solarsegel betriebene Raumfähren, die bereits in detaillierten Konzepten oder Planungen ausgearbeitet sind.

Ein *Ionenantrieb* entsteht bei Massebeschleunigung durch elektromagnetische Felder und zählt daher zu den elektrischen Antriebssystemen. Hierzu benötigt man einen gasförmigen Treibstoff, wie z.B. Cäsium oder Xenon, welcher mittels einer Elektronenkanone ionisiert wird. Dabei werden durch Spannung die positiv geladenen Treibstoffionen beschleunigt und ausgestoßen. Dadurch werden Ausströmgeschwindigkeiten bis zu 3000 m/s erreicht. Allerdings müssen auch hierbei zum Start zusätzlich chemische Raketen eingesetzt werden. Für die Ionisierung ist der Einsatz von Kernreaktoren notwendig.

Abbildung 4.1-15: Ares-Trägerrakete © NASA

Ionenantrieb ... neues Konzept 2006 von Australian National University und die European Space Agency

Anstelle von chemischen Raketen könnten auch Ionenantriebe verwendet werden, um Treibstoff einzusparen. Allerdings käme es aufgrund der geringen Schubkraft zu längeren Flugzeiten.

VASIMR ist ein relativ neu entwickeltes elektrisches Antriebssystem. Dieses Konzept wurde von dem Astronauten Franklin Ramon Chang-Diaz entwickelt. Bei dieser Antriebsmethode wird elektrische Energie verwendet um Plasma zu erzeugen, zu erhitzen und zu beschleunigen.

Bei thermisch-nuklearen Raketentriebwerken wird flüssiger Wasserstoff in einem Reaktor auf 2500°C erhitzt und mit einer Ausströmgeschwindigkeit von 9000 m/s ausgestoßen. Die Problematik bei der Verwendung ist durch die Gefahr der radioaktiven Verstrahlung gegeben.

Zu den nuklearen Antriebssystemen zählen der nukleare *Pulsantrieb*, der *Kernspaltungsantrieb* und der *Fusionsantrieb*.

Das Konzept für den nuklearen Pulsantrieb wurde bereits in den 50er Jahren entwickelt und ließe sich nach heutigem Technikstandard ohne weiteres umsetzen. Allerdings stellen die erforderlichen Strahlenschutzmaßnahmen ein Problem dar. Beim Kernspaltungsantrieb wird Wasserstoff erhitzt und anschließend unter Druck ausgestoßen. Die Forschungsprojekte der USA und der Sowjetunion wurden allerdings eingestellt.

Der Physiker Robert W. Bussard verfasste ein Konzept für Fusionsantriebe. Dabei wird mittels eines magnetischen Kraftfeldes *interstellares Gas* gesammelt. Die im Reaktor erzeugten Fusionsprodukte werden anschließend ausgestoßen.

Eine alternative Antriebsmethode kann mit Hilfe von Segeln gewonnen werden. Dabei können Sonnen-, Laser- oder Maserstrahlsegel nach Missionsziel gewählt werden. Bereits erbrachte Konzepte beschreiben eine Laserstation auf dem Mond zu errichten, von der aus das Raumfahrzeug mittels gerichtetem Photondruck betrieben werden kann.

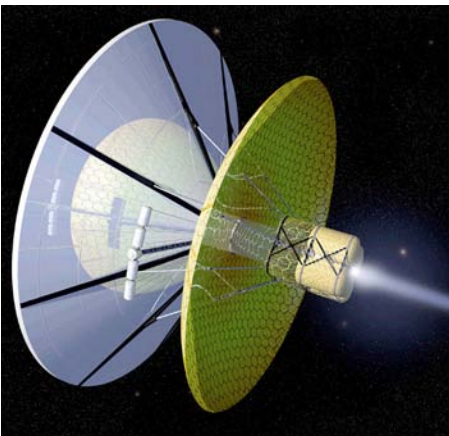


Abb. 4.1-16: Bussard-Ramjet

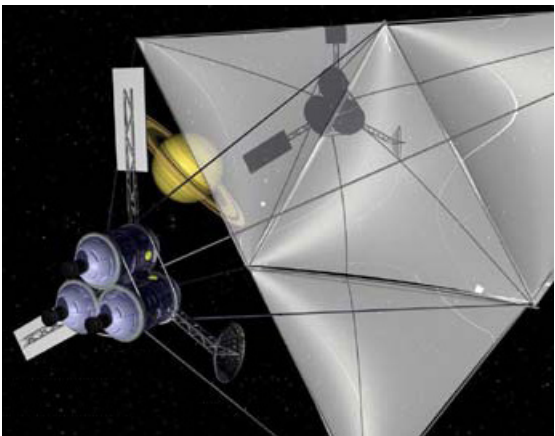


Abb. 4.1-17: Sonnensegel

VASIMR ... Variable Specific Impulse Magnetoplasma Rocket
interstellares Gas ... Materie im interstellaren Raum innerhalb einer Galaxie

Abbildung 4.1-16: Bussard-Ramjet © NASA
Abbildung 4.1-17: Sonnensegel © Norbert Welsch

Orbittypen

In der Raumfahrt und im speziellen beim Positionieren einer Sonde in einer Umlaufbahn wird zwischen verschiedenen Orbittypen unterschieden.

Von einem *Low Earth Orbit* (LEO), also einem niedrigen Erdborbit, spricht man bis zum Erreichen einer Flughöhe von etwa 2 000 km. Erdnahe Orbits sind mit relativ geringem Energieaufwand erreichbar. Es genügt beispielsweise eine Ariane Rakete, um in die Zielumlaufbahn zu gelangen.

Im LEO befinden sich mehrere Kommunikationssatelliten, Satelliten zur Vermessung der Erdoberfläche usw.

Allerdings ist die Kommunikation zwischen Bodenstation und Satelliten im erdnahen Orbit etwas problematisch. Eine direkte Datenübertragung ist nur gegeben, wenn sich der Überwachungsbereich des Satelliten bzw. der Raumstation direkt über der Bodenstation befindet.

Man spricht von *geosynchronen Orbits* (GSO), wenn sich das Raumobjekt in hoher Flugbahn mit der Erdrotation synchron bewegt.

Geostationäre Orbits stellen einen Spezialfall dar, bei dem für die Erdumkreisung die exakte Dauer eines siderischen Tages benötigt wird. Diese Orbits haben punktförmige Bodenspuren und stehen idealerweise immer über demselben Punkt. Mit Hilfe stark elliptischer Transferorbits (GTO) ist es möglich, in eine geostationäre Umlaufbahn zu gelangen.

Ein GSO ist kreisförmig ($e=0$), liegt in der Äquatorialebene ($i=0$) und seine Umlaufbahn verläuft *prograd*. Geosynchrone Orbits dienen zur ständigen Beobachtung eines bestimmten Bereichs auf der Planetenoberfläche.

Zur Stabilisierung geostationärer Umlaufbahnen sind zusätzliche Steuerungs- und Antriebsdüsen notwendig, da Störungen durch Sonne und Mond auftreten können.

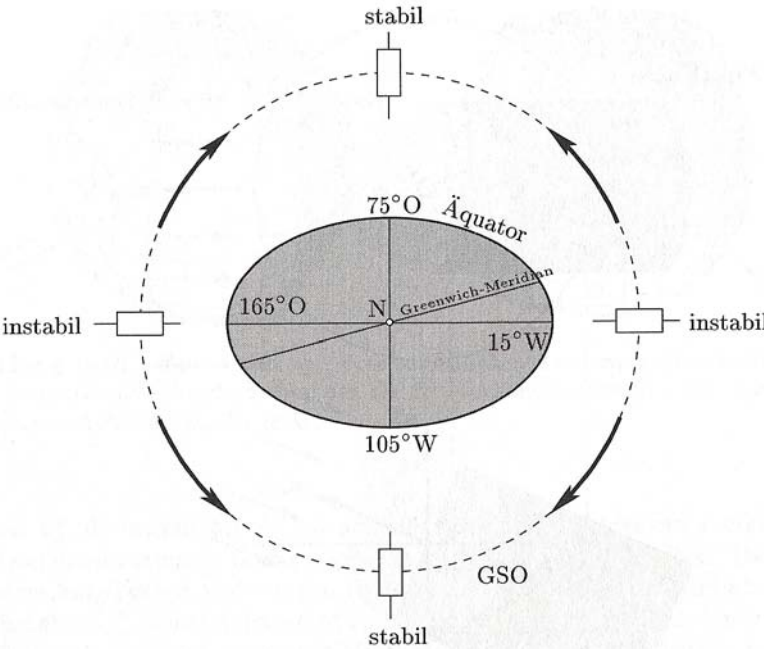


Abb. 4.1-18: Stabilität geostationärer Orbits

prograd ... Die Umlaufbahn eines prograden Orbits verläuft gegen den Uhrzeigersinn.

Abbildung 4.1-18: Stabilität geostationärer Orbits

Sonnensynchrone Orbits sind *retrograd*, bei einer Bahnneigung von $i > 90^\circ$, und nur bei relativ niedrigen Flughöhen möglich.

Für kreisförmige Umlaufbahnen ergibt sich daher eine maximale Flughöhe von etwa 5 974 km. Speziell für Planetenerkundungssatelliten ist der Sonneneinfallswinkel von besonderer Bedeutung und daher bei der Missionsplanung zu beachten.

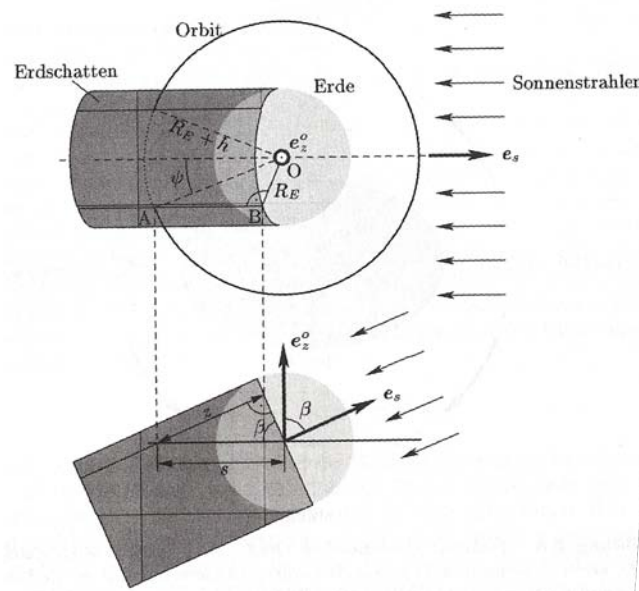


Abb. 4.1-19: Eklipse

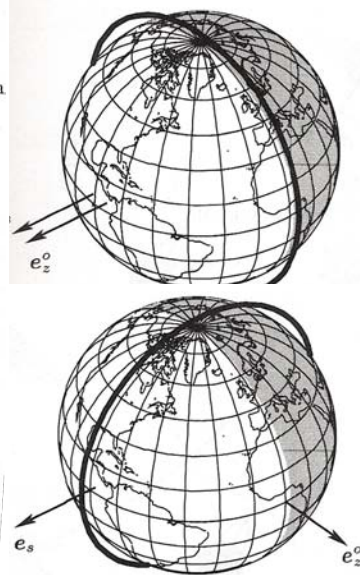


Abb. 4.1-20: Schattengrenze

Wie lange sich eine Raumsonde im Schatten eines Planeten befindet hängt bei kreisförmigen Orbits von der Flughöhe h und vom *Sonneneinfallswinkel* β ab. Die bessere Wahl des Orbits ist bei einer senkrechten Lage zur Tag-Nachtgrenze gegeben, d.h. $\beta = 90^\circ$.

Befindet sich eine Raumsonde im Schatten eines Planeten, so tritt die *Eklipse* ein. Jener Abschnitt des Orbits, der sich innerhalb Eklipse befindet, lässt sich durch die dimensionslose Größe f_e definieren.

$$f_e = \frac{1}{\pi} \arccos \left[\sqrt{1 - \left(\frac{R_E}{R_E + h} \right)^2 \frac{1}{\sin \beta}} \right] \quad [\text{Formel 4.1-11}]$$

R_E ... Erd- bzw. Planetenradius
 h ... Flughöhe
 β ... Sonneneinfallswinkel

Ist der Betrag des Formelterms in eckiger Klammer größer als 1, dann befindet sich der gewählte Orbit komplett außerhalb des (Erd-)Schattens. Auf der Planetenoberfläche bei $h=0$ ergibt sich $f_e = 1/2$. Dies bedeutet gleiche Tag- und Nachtlängen für sehr niedrig fliegende Raumfahrzeuge.

retrograd ...

Die Umlaufbahn verläuft im Uhrzeigersinn

Abbildung 4.1-19: Eklipse
Abbildung 4.1-20: Schatten

Sonneneinfallswinkel ...
Eklipse ...

Winkel zwischen der Bahnnormalen und dem Sonnevektor
Verfinstern (auf Raumstation im Erdborbit alle 35 min)

Formel 4.1-11: Eklipse

Platzierung im Marsorbit

Eine optimale Platzierung meiner entworfenen Station "Concordia" basiert auf den Fakten bzw. Ergebnissen der getätigten Analyse.

Die Raumstation "Concordia" befindet sich in einem *marssynchronen* äquatorialen Kreisorbit und ist so positioniert, dass sie nach dem *Thomson-Gleichgewicht* (Abb. 4.2-2) in einer stabilen Lage gehalten wird. Dabei wird mittels *Spin*, sprich durch eine konstante Drehung um die größte oder kleinste Trägheitshauptachse eine stabile Position gehalten. Man spricht hier auch von einer *Drallstabilisierung*.

"Concordia" wird in einem 500 km von der Marsoberfläche entfernten Parkorbit positioniert, um ein wenig Schutz durch die dünne Marsatmosphäre vor kosmischer Strahlung zu erhalten. Sie benötigt für einen vollen Umlauf genauso lange wie die Eigenrotationszeit des Mars - sprich 24 Stunden und 37 Minuten. Aufgrund ihrer marsstationären Bahnlage ist die Station einem annähernd normalen Tageszyklus unterworfen und befindet sich 12 h und 18 min im Schatten des roten Planeten.

Die beiden unförmigen Monde sind vermutlich Gesteinsbrocken, die ursprünglich aus dem Asteroidengürtel stammen und von der Marsgravitation eingefangen wurden. In der näheren Marsumgebung ist die Gefahr durch Meteoriden und Asteriden schon allein durch die Nähe des Asteroidengürtels, gegeben.

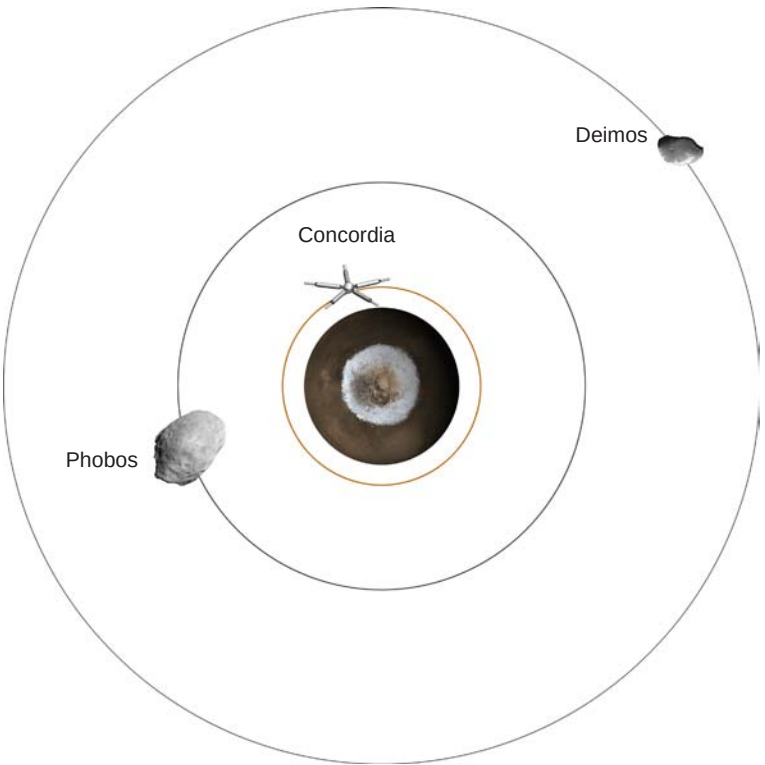


Abb. 4.2-1: Marsumgebung

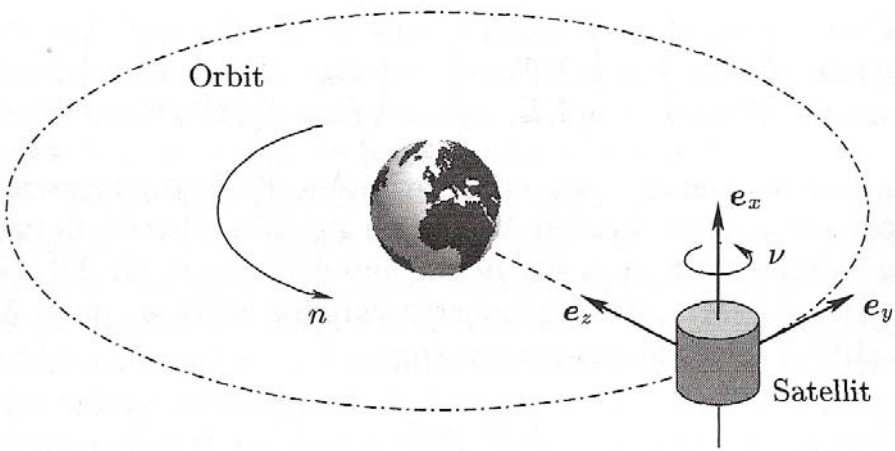


Abb. 4.2-2: Thomson-Gleichgewicht

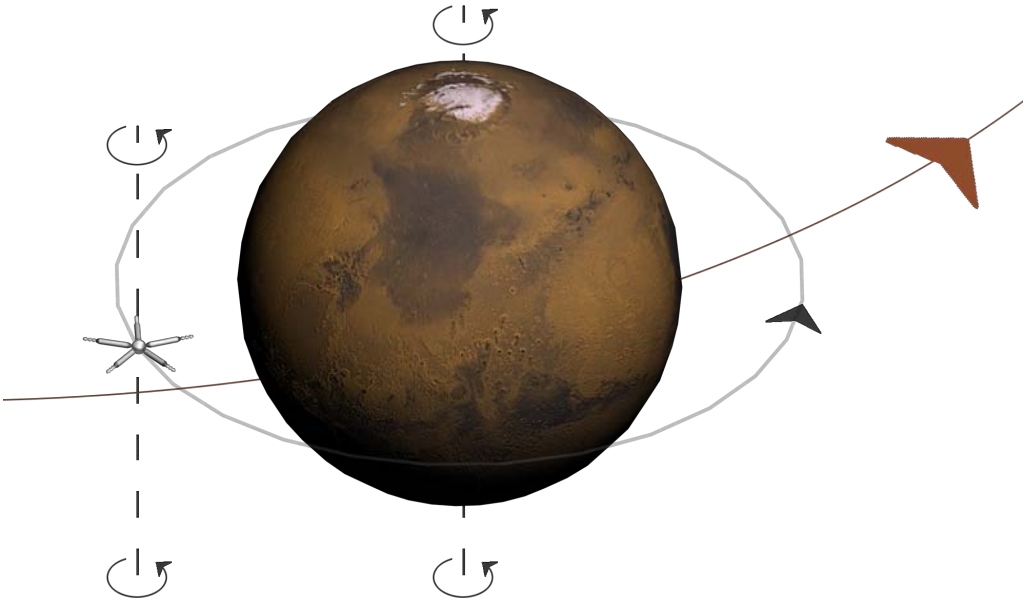


Abb. 4.2-3: Stabilisierung aufgrund von Eigenrotation

marssynchron ... Raumstation bewegt sich gleich mit der Marseigenrotation, dh. sie befindet sich immer über derselben Stelle auf der Marsoberfläche
Drallstabilisierung ... Stabilisierung durch schnelle Rotation - auch Thomson-Gleichgewicht genannt

Abbildung 4.2-1: Marsumgebung © Ursula Knappl (Bildmaterial © NASA)

Abbildung 4.2-2: Thomson-Gleichgewicht
Abbildung 4.2-3: Stabilisierung aufgrund von Eigenrotation © Ursula Knappl

Beim Anflug des Mars wird von einem elliptischen Orbit in einen kreisförmigen Parkorbit (Abb. 4.2-5) eingeschwenkt. Das Raumfahrzeug wird dabei von der Anziehungskraft des Planeten eingefangen.



Abb. 4.2-4: Anflug Mars



Abb. 4.2-5: Bauort Mars

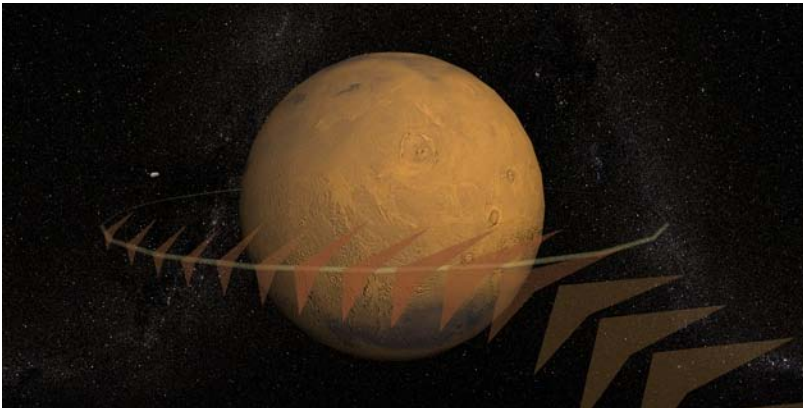


Abb. 4.2-6: Anflug in den Parkorbit

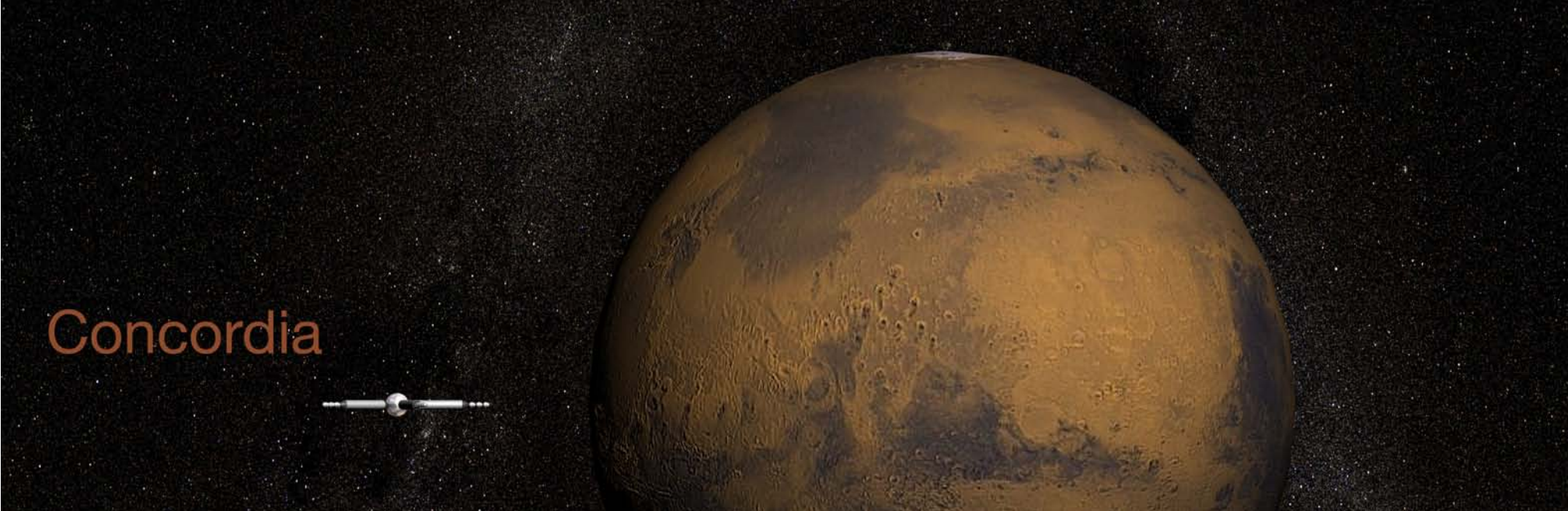


Abb.4.2-7: Raumstation im niedrigen Marsorbit

Abbildung 4.2-4: Anflug Mars © Ursula Knappl
Abbildung 4.2-5: Bauort Mars © Ursula Knappl
Abbildung 4.2-6: Anflug in den Parkorbit © Ursula Knappl
Abbildung 4.2-7: Raumstation im niedrigen Marsorbit © Ursula Knappl

Kommunikationssatelliten

Um ein stabiles Kommunikationssystem mit dem Heimatplaneten zu gewährleisten werden in der Mission "Concordia" zwei Satelliten in den Lagrange-Punkten L4 und L5 positioniert. *Lagrange-Punkte* sind Gleichgewichtslagen zwischen einem Planeten, der Sonne und der Fliehkraft. Man betrachtet dabei zwei Planeten bzw. Monde, die einem bestimmten Massenverhältnis entsprechen müssen. In den Lagrange-Punkten heben sich idealer Weise die Anziehungskräfte der beiden Körper gegenseitig auf.

	Abstände r_2 vom kleineren Körper (m_2) in [km]			
Himmelskörper	L_1	L_2	L_3	L_4/L_5
L_1 L_2 L_3 ... instabil				
Erde/Sonne	$1,493 \times 10^6$	$1,502 \times 10^6$	$299,2 \times 10^6$	$149,6 \times 10^6$
L_4 L_5 ... stabil				
Jupiter/Sonne	$51,95 \times 10^6$	$54,37 \times 10^6$	$1556,2 \times 10^6$	$778,3 \times 10^6$
Venus/Sonne	$1,008 \times 10^6$	$1,015 \times 10^6$	$216,4 \times 10^6$	$108,2 \times 10^6$
Mond/Erde	58198	64737	766050	384400

Tab.4.2-1: Lagrange-Punkte

Der Lagrange-Punkte L_1 ist für die Raumfahrt sehr interessant, da er außerhalb des Erdmagnetfelds liegt und ideale Bedingungen für Beobachtungen des Sonnenwindes schafft.

Die Datenübertragung von der "Concordia" zur Erde bzw. zu anderen Raumstationen kann mit Hilfe der in L4 bzw. L5 positionierten Satelliten erfolgen. Bei ungünstiger Erde-Mars Konstellation, sprich wenn die Sonne zwischen ihnen steht, kann das Signal im Dreieck von der Marsstation zu einem der beiden Satelliten gesendet und von dort aus weitergeleitet werden.

Satellit zur Vermessung der Marsoberfläche

Im Projekt "Concordia" wird davon ausgegangen, dass sich stets ein Vermessungssatellit (Abb. 4.2-10) im polaren Marsorbit befindet und ein ständiger Datenaustausch mit der bemannten Raumstation erfolgt.

Derzeit befinden sich die Sonden *Mars Odyssey* (Abb.4.2-12), *Mars Express* (Abb. 4.2-13) und der *Mars Reconnaissance Orbiter* (Abb. 4.2-14) in Umlaufbahnen um den roten Planeten.

Mars Odyssey wurde 2001 ins Leben gerufen, um eine globale Karte der chemischen Elemente auf der Oberfläche zu erstellen und vor allem nach dem Vorkommen von Wassereis zu suchen. Nebenbei soll die Strahlungsbelastung in niedrigen Marsorbits gemessen werden, um sich für bemannte Marsmissionen besser vorbereiten zu können. 2002 konnte in der Südpolregion des Planeten Wassereis unter einer Trockeneisschicht nachgewiesen werden.

Die Sonde Mars Express der ESA startete ihre Mission im Jahr 2003. Ihr primäres Ziel galt der vollständigen Kartografierung, der Erforschung der Atmosphäre und der Materialbeschaffenheit der Marsoberfläche. Sie befindet sich

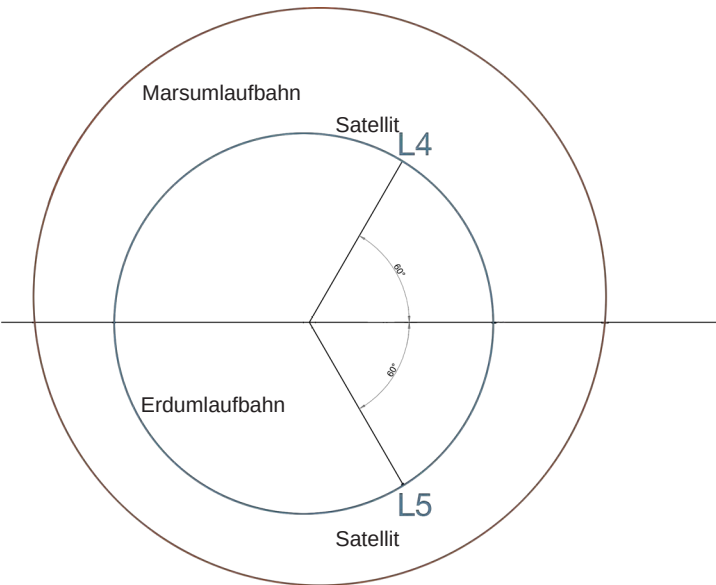


Abb.4.2-8: Satelliten in L4 und L5 des Erdbits

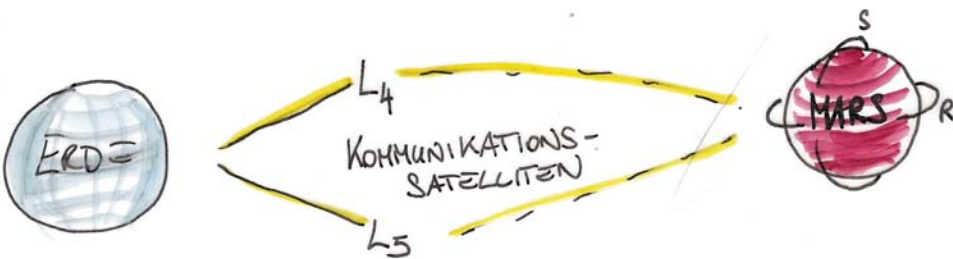


Abb.4.2-9: Kommunikationssystem Erde-Mars

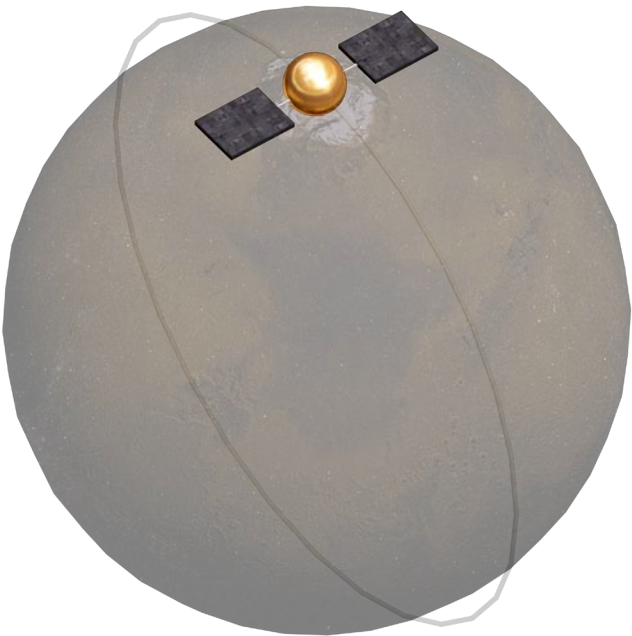


Abb.4.2-10: Vermessungssatellit im polaren Marsorbit

Lagrange-Punkte ... nach Joseph Louis Lagrange (1736- 1813), ital. Mathematiker u. Astronom benannt

Tabelle 4.2-1: Lagrange-Punkte

Mars Odyssey ... <http://marsprogram.jpl.nasa.gov/odyssey/mission/rightnow.html>
Mars Reconnaissance Orbiter ... <http://marsprogram.jpl.nasa.gov/mro/mission/rightnow.html>

Abbildung 4.2-8: Satelliten in L4 und L5 des Erdbits © Ursula Knappl
Abbildung 4.2-9: Kommunikationssystem Erde-Mars © Ursula Knappl
Abbildung 4.2-10: Vermessungssatellit im polaren Marsorbit © Ursula Knappl

4.2 Missionselemente des fiktiven Projekts "Concordia"

in einem fast polaren Orbit mit einer Periapsis von 300 km und soll bis Ende 2009 im Umlauf bleiben.

Der Mars Reconnaissance Orbiter wurde 2005, ausgestattet mit umfangreicher Instrumentierung, zum roten Planeten geschickt. Als Aufgabe gilt wiederum die Kartografierung der Marsoberfläche durch hochauflösende Bilddokumentation, die für die Auswahl zukünftiger Landeplätze hilfreich ist. Mittels Radar wird nach Wasservorkommen unter der Marsoberfläche geforscht.

Der MRO wird auch zur Hochgeschwindigkeitskommunikation eingesetzt. 2011 bzw. 2013 soll der *Mars Science & Telecommunications Orbiter* seine Mission beginnen. Er soll sowohl wissenschaftliche Instrumente als auch eine Kommunikationsnutzlast beherbergen. In den ersten beiden Jahren seiner Mission wird er vorerst wissenschaftliche Arbeit zur Erforschung der Marsatmosphäre leisten und danach hauptsächlich zur Kommunikation bzw. Datenübertragung zwischen ihm, der Landeeinheit und der Erde eingesetzt.

MAVEN (Abb. 4.2-16) ist ebenfalls eine Sonde zur Erforschung der Marsatmosphäre und soll voraussichtlich 2013 ihre Mission beginnen. Genauer gesagt soll die obere Atmosphäre des Mars und deren Interaktion mit der Sonne untersucht werden.

Da sich die Raumstation "Concordia" in einem marssynchronen und marsstationären Orbit bewegt, befindet sich ihr Überwachungsbereich stets über der Bodeneinheit in äquatorialer Lage.

Je nach Positionierung im Orbit bietet sich ein bestimmter Überwachungsbereich auf der Planetenoberfläche. Befindet sich der Überwachungsbereich einer Raumsonde mit niedriger Flughöhe genau über der Bodenstation, so kann eine Kommunikation bzw. Datenübertragung erfolgreich abgehandelt werden.

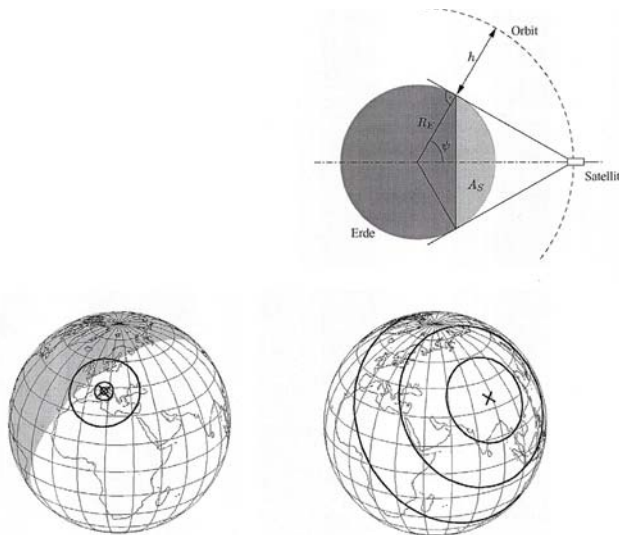


Abb.4.2-11: Überwachungsbereich aus dem Erdbreit

Abbildung 4-2-11: Überwachungsbereich

4 Missionsarchitektur

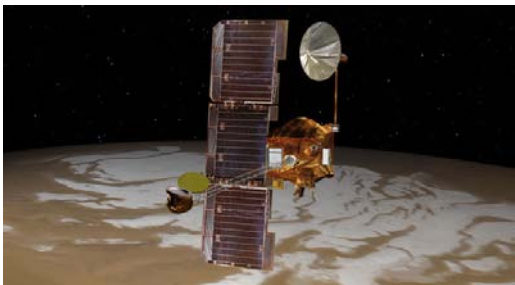


Abb.4.2-12: Mars Odyssey



Abb.4.2-13: Mars Express

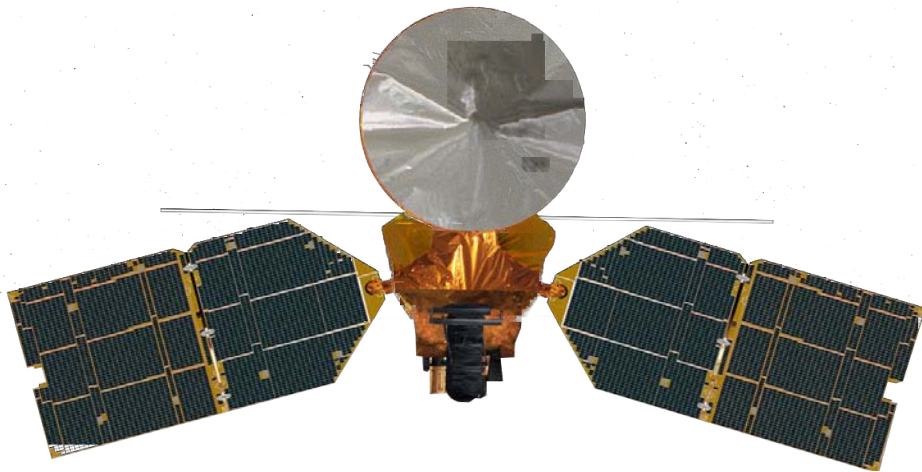


Abb.4.2-14: Mars Reconnaissance Orbiter

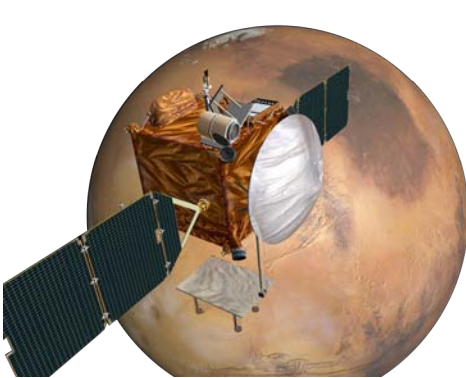


Abb.4.2-15: MSTO



Abb.4.2-16: Maven

Abbildung 4.2-12: Mars Odyssey © NASA
Abbildung 4.2-13: Mars Express © ESA
Abbildung 4.2-14: Mars Reconnaissance Orbiter © NASA
Abbildung 4.2-15: MSTO © NASA
Abbildung 4.2-16: Maven © NASA

Bodeneinheit

Des Weiteren ist im Projekt "Concordia" die Existenz einer bemannten Bodeneinheit vorgesehen. Diese Bodenstation befindet sich am Äquator, im Überwachungsbereich der Raumstation, welche im äquatorialen Orbit stationiert ist, und steht mit ihr im engen Kontakt für die Datenübertragung und den Informationsaustausch.

Derzeit befinden sich die Rover *Spirit* und *Opportunity* auf der Marsoberfläche im Einsatz. Spirit landete 2004 im Gusev-Krater und sucht nach Spuren von ehemals vorhandenem Wasser bzw. führt geologische Untersuchungen durch. Opportunity landete ebenfalls 2004 in einem kleinen Krater der Tiefebene Meridiani Planum und erfüllt ähnliche Aufgaben wie seine Schwestersonde.

Die Mission des *Mars Science Laboratory's* ist auf 2011 verschoben worden. Zu seinen Aufgaben zählen die genaue Untersuchung des Marsbodens und die nachweisliche Erbringung von Spuren von Leben. Mit Hilfe eines Laserstrahls können Gesteinsschichten zur Analyse abgetragen und untersucht werden.

Exo Mars ist eine von der ESA entwickelte Landeeinheit, die 2016 im Rahmen des AURORA-Programmes gestartet werden soll. Der Rover ist mit einem Bohrer ausgestattet und soll bis zu 2 m tiefe Bodenproben entnehmen.

Die von der NASA und ESA in Kooperation geführte Mission *Mars Sample Return* soll frühestens 2018 gestartet werden. Dabei wird erstmals eine Bodenprobe von der Marsoberfläche zur Erde transportiert werden, um genauere Untersuchungen durchführen zu können. Die von der Landeeinheit gesammelten Proben werden zum Orbiter in der Marsumlaufbahn transportiert und mittels sich dort befindlicher Rückkehrkapsel zur Erde befördert.



Abb.4.2-17: Marsrover

Abbildung 4.2-17: Marsrover © NASA

Die Akquirierung des roten Planeten soll schrittweise verlaufen und beinhaltet neben den laufenden Programmen der Orbiter bzw. mobilen Laboreinheiten eine bemannte Bodenstation, die für Treibstoff- und Ressourcenerzeugung sorgt. Bei der Treibstoffherzeugung wird beispielsweise Kohlendioxid in Sauerstoff umgewandelt und dabei Treibstoff aus Methan erzeugt. Konzepte über Gewinnungsmöglichkeiten werden im Kapitel 1.4 genauer angeführt.

Die Aufgaben der Bodeneinheit belaufen sich auf die Erkundung der Marsoberfläche, den Abbau von Rohstoffen zur Erzeugung lebensnotwendiger Güter und Materialien sowie den Siedlungsaufbau.

Zu Beginn der bemannten Mission werden die zur Versorgung der Crew benötigten Güter von der Erde mitgebracht. Die Raumstation soll sich, zumindest was Luft und Wasser betrifft, größten Teils selbst versorgen. Durch die Verwendung von geschlossenen Kreisläufen bedarf es einer geringen Zufuhr an Wasser bzw. Atemgasen. Der Aufbau der Station wird vorerst ebenfalls von der Erde aus gesteuert. Hat sich die Bodeneinheit soweit etabliert, können die erzeugten Materialien für den weiteren Stationsausbau verwendet werden.

Das Projekt "Concordia" befasst sich allerdings ausschließlich mit der Konzeptionierung einer Raumstation im Marsorbit. Allerdings beruht das Konzept auf der Annahme einer bemannten auf der Marsoberfläche stationierten Bodeneinheit, die in der Lage ist Treibstoff, Wasser und lebensnotwendige Gase zu erzeugen.

Für den Erfolg dieser Mission ist es wichtig, eine interaktive Zusammenarbeit aller Marsprogramme zu gewährleisten. Es sollte auch ein Besatzungswechsel zwischen Bodeneinheit und Raumstation möglich sein. Die Ausarbeitung der Raumstation ist eine vorsichtige Annäherung an fremdes Territorium. Daher wird auf die Besiedelung der Marsoberfläche nicht näher eingegangen, sondern als unabdingbarer Missionsparameter gehandhabt.



Abb.4.2-18: Mars Return Sample

Abbildung 4.2-18: Mars Return Sample © NASA

4 Missionsarchitektur

Die Entfernung zwischen Erde-Mars beträgt je nach Konstellation zwischen 56 Mio. km und 400 Mio. km. Daher ist eine Mission auf ein bestimmtes Zeitfenster auszurichten. Dieses Zeitfenster tritt ungefähr im Zweijahresrhythmus auf, wenn sich der Mars seiner *Opposition* zur Erde nähert (Abb. 4.3-2).

Entfernungen
näher als
56 Mio. km

Ungefähr alle 16 Jahre tritt eine günstige Opposition auf, bei der sich der Mars näher als 56 Mio. km zur Erde bewegt.
Eine äußerst nahe Erde-Mars-Konstellation war im Jahr 2003 zu beobachten.
Die nächste Opposition findet zu Beginn 2010 statt, wobei sich der Mars lediglich auf 99 Mio. km der Erde nähert.

Tabelle 4.3-1: Marsoppositionen



Abbildung 4.3-1: Planetenkalender
Abbildung 4.3-2: Planetenkonstellation

Start: unbemannte Mission

Aufgrund der günstigen Opposition im Jahr 2050 (Tab. 4.3-1) und dem Vorranschreiten des technischen Fortschritts setze ich meine fiktive Mission für diesen Zeitraum an.
Der Flug zum Mars würde bei Verwendung von derzeitigen Raketensystemen etwa 263 Tage dauern.

Zukünftige Marsmissionen könnten auch von einem niedrigen Erdborbit oder einem Erde-Mond Lagrangeunkt gestartet werden. Diese Startpositionen könnten als Weltraumbahnhöfe, die Treibstoff möglicherweise vom Mond erhalten, betrieben werden.

Das Konzept der Mission "Concordia" würde vorsehen, dass die gesamte Tragstruktur der Raumstation unbemannt vorausgeschickt wird. Dabei könnten folgende Abläufe erfolgen:
Das Startpaket (Abb. 4.3-3) würde aus einem dreistufigen Raketensystem mit einem Antriebssystem aus mehreren Feststoffboostern sowie den fünf Stufenraketen bestehen. Der Startschub sollte hauptsächlich von den Feststoffboostern erzeugt werden, die das System aus der Erdatmosphäre befördern. Durch gezielte Zündung der orange dargestellten Zweitstufe (Abb. 4.3-4), würde das System auf die richtige Bahn manövriert werden. Nachdem der Treibstoff der zweiten Raketenstufe verbraucht wäre, sollte die letzte Raketenstufe zünden, welche auch gleichzeitig das Tragwerk der Station bilden würde. Innerhalb dieses Raketentanks sollte sich ein Raumfachwerk befinden, welches mit Treibstoff umspült wäre. Während der letzten Reisetappe zum Marsorbit sollte der Treibstoff zur Gänze aufgebraucht werden und lediglich die Tragstruktur hinterlassen. Nach der Positionierung im niedrigen Marsorbit von 500 km soll die Schutzkappe des Knotenelements abgesprengt (Abb. 4.3-5) und das System zu einem fünfachsigen Rad entfaltet werden (Abb. 4.3-6). An dieses Tragsystem, bestehend aus einem Knotenelement und 5 Achsen, werden später die Habitate montiert.

Start: bemannte Mission zur "Concordia"

Bemannte Einsätze können, nachdem das Tragsystem im Marsorbit positioniert wurde, im Zweijahresrhythmus erfolgen. Dabei werden die Habitate für die Besatzung im Raketenrumpf mitgeführt. Gestartet wird ebenfalls mit Hilfe eines mehrstufigen Raketensystems. Allerdings befindet sich in der Letztstufe kein Fachwerk, sondern die aufblasbaren Wohn- bzw. Forschungsmodule. Nach dem Absprengen des Raketengehäuses werden die mitgeführten Module am fünfachsigen Tragwerk montiert. Danach wird die Station in Rotation versetzt, um künstliche Schwerkraft für die Besatzung zu erzeugen. Die Station beschäftigt sich vorerst mit ihrem Zusammenbau bzw. Wachstum.

Die "Concordia" wird vorrangig als Forschungsstation betrieben und übernimmt in späterer Ausbaustufe auch eine Bahnhofsfunktion, die für die Betankung und Überprüfung interplanetarer Fluggeräte für weiterführende Missionen zuständig ist.

Beschreibung eines fiktiven Raketensystems für die Mission "Concordia":

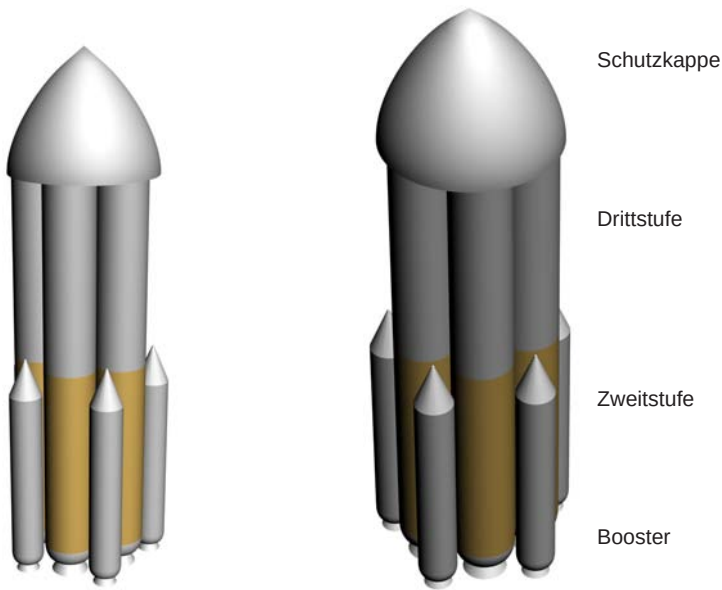


Abb.4.3-3: fiktive Darstellung Startsystem

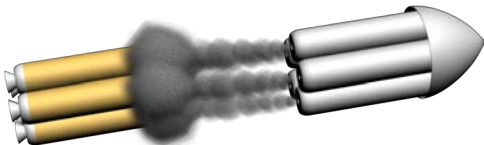


Abb.4.3-4: fiktive Darstellung Absprengung der 2. Stufe

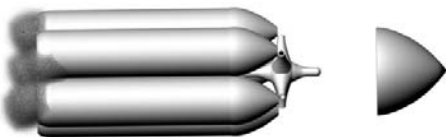


Abb.4.3-5: fiktive Darstellung Absprengung der Schutzkappe

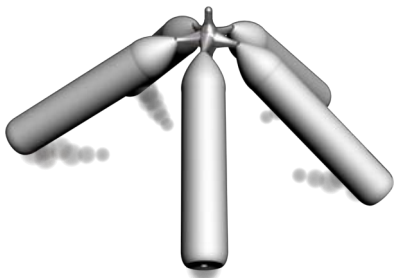


Abb.4.3-6: fiktive Darstellung Systemaufrichtung

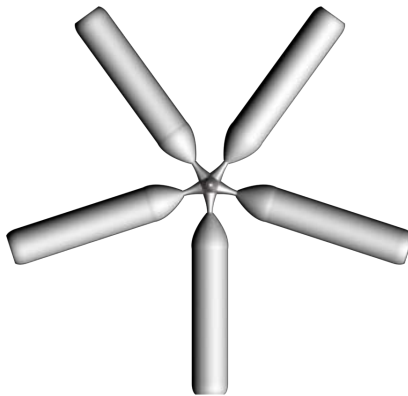


Abb.4.3-7: fiktive Darstellung Tragsystem

Abbildung 4.3-3: fiktive Darstellung Startsystem © Ursula Knapp
Abbildung 4.3-4: fiktive Darstellung Absprengung der 2. Stufe © Ursula Knapp
Abbildung 4.3-5: fiktive Darstellung Absprengung der Schutzkappe © Ursula Knapp
Abbildung 4.3-6: fiktive Darstellung Systemaufrichtung © Ursula Knapp
Abbildung 4.3-7: fiktive Darstellung Tragsystem © Ursula Knapp

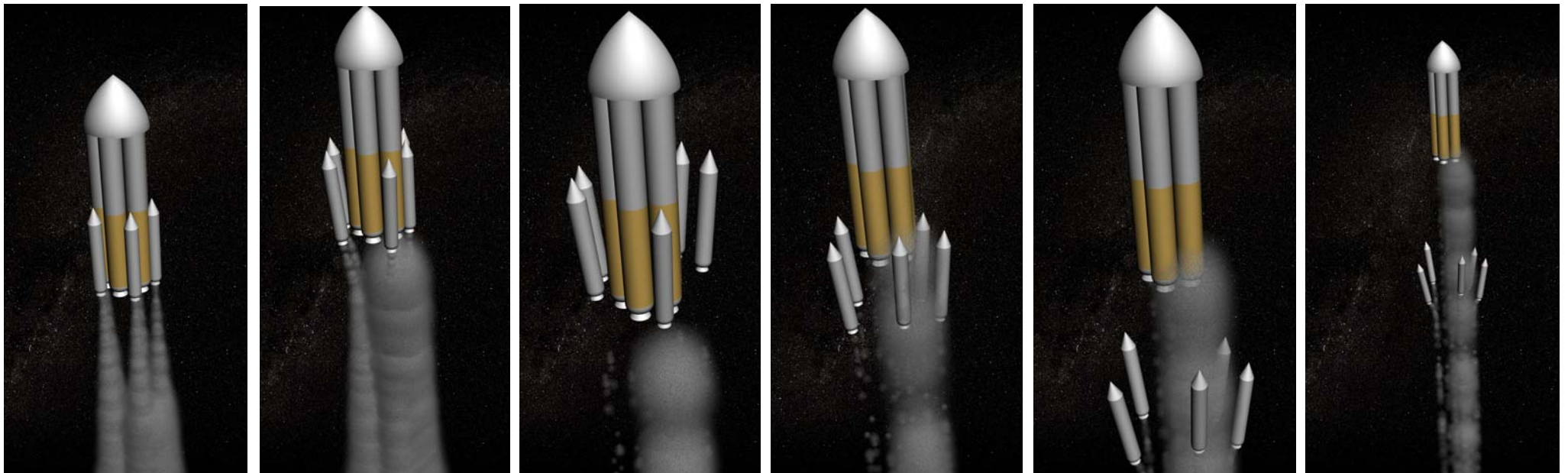


Abb.4.3-8: Stufe 1 - fiktive Dokumentation einer Reise zum Mars

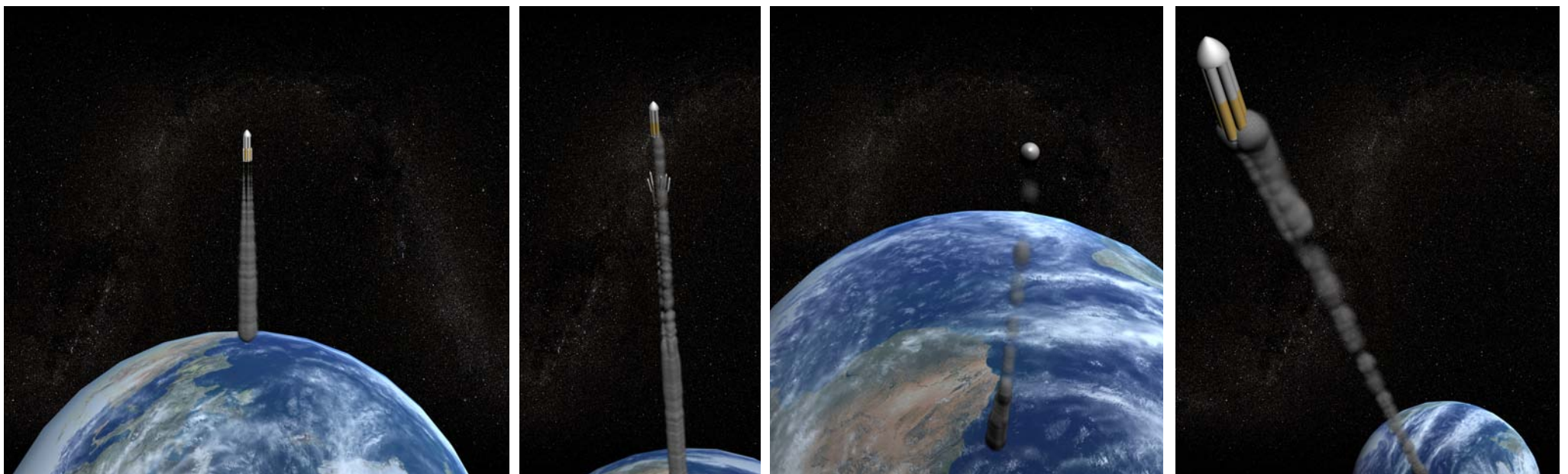


Abb.4.3-9: Verlassen der Erde - fiktive Dokumentation einer Reise zum Mars

Abbildungsserie einer künstlerischen Darstellung vom Verlassen der Erde mit Hilfe von Feststoffboostern

Abbildung 4.3-8: Stufe 1 - fiktive Dokumentation einer Reise zum Mars © Ursula Knappl

Abbildung 4.3-9: Verlassen der Erde - fiktive Dokumentation einer Reise zum Mars © Ursula Knappl

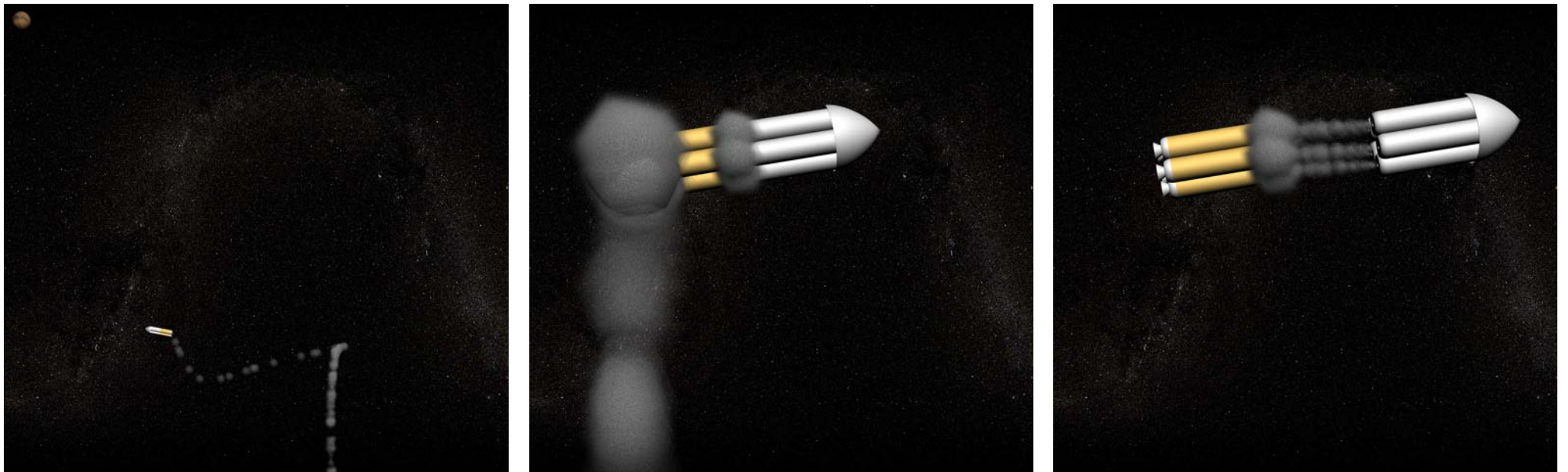


Abb.4.3-10: Zündung der Stufen - fiktive Dokumentation einer Reise zum Mars

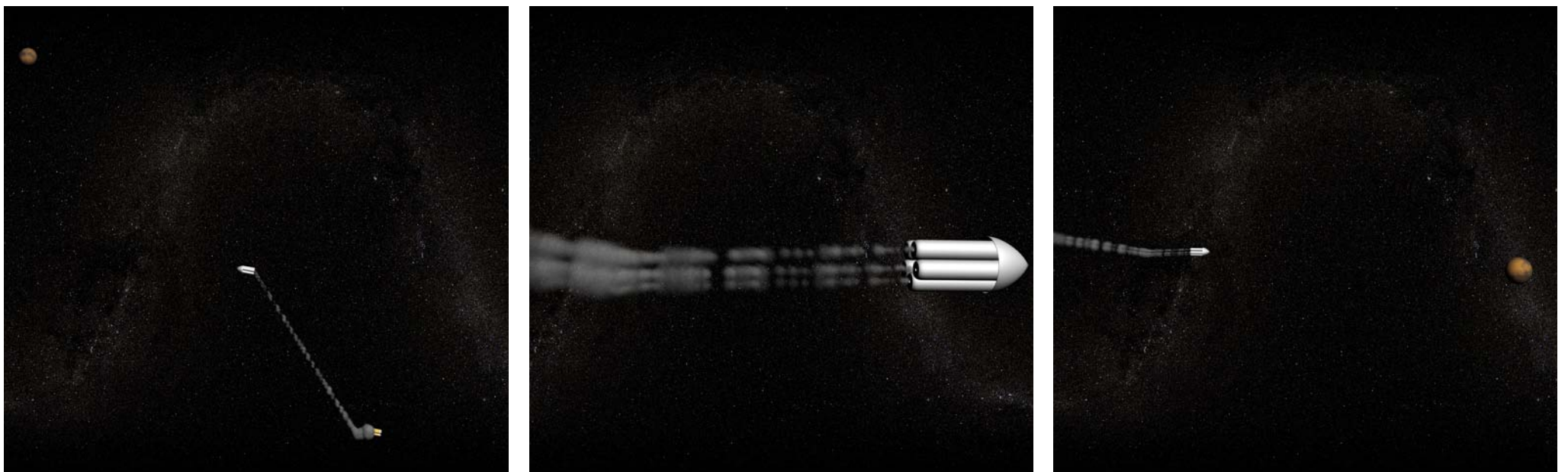


Abb.4.3-11: Anflug des roten Planeten - fiktive Dokumentation einer Reise zum Mars

Abbildungsserie einer künstlerischen Darstellung von der Zündung der zweiten und dritten Raketenstufe bzw. manövrieren in den Übergangsort bis zum Anflug des roten Planeten.

Abbildung 4.3-10: Zündung der Stufen - fiktive Dokumentation einer Reise zum Mars © Ursula Knappf

Abbildung 4.3-11: Anflug des roten Planeten - fiktive Dokumentation einer Reise zum Mars © Ursula Knappf

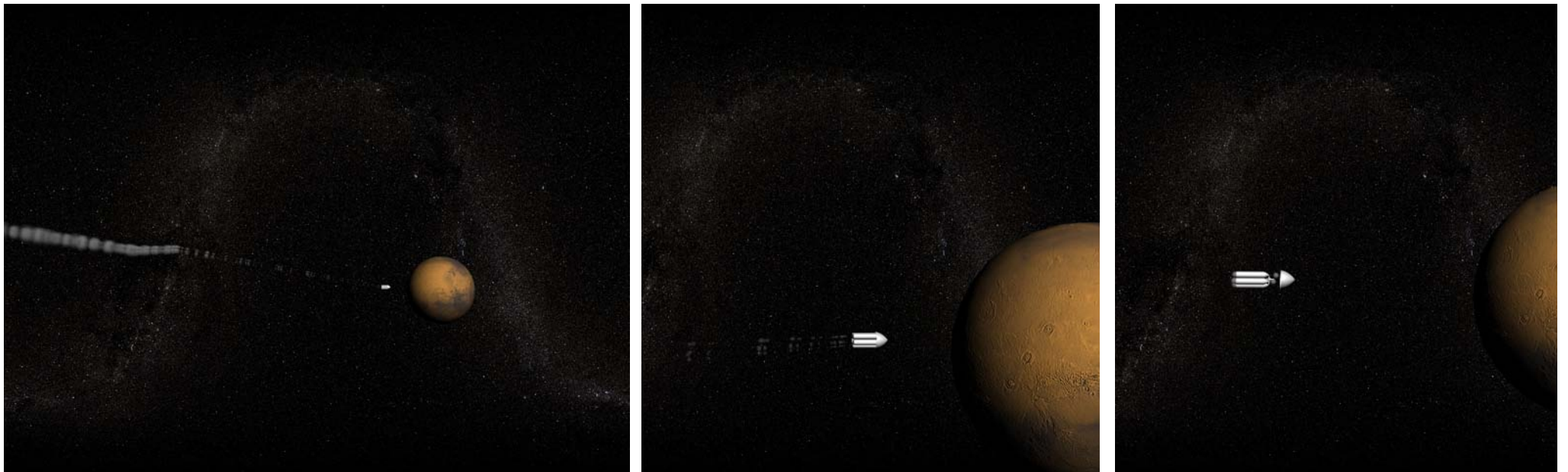


Abb.4.3-12: Positionierung im Orbit - fiktive Dokumentation einer Reise zum Mars

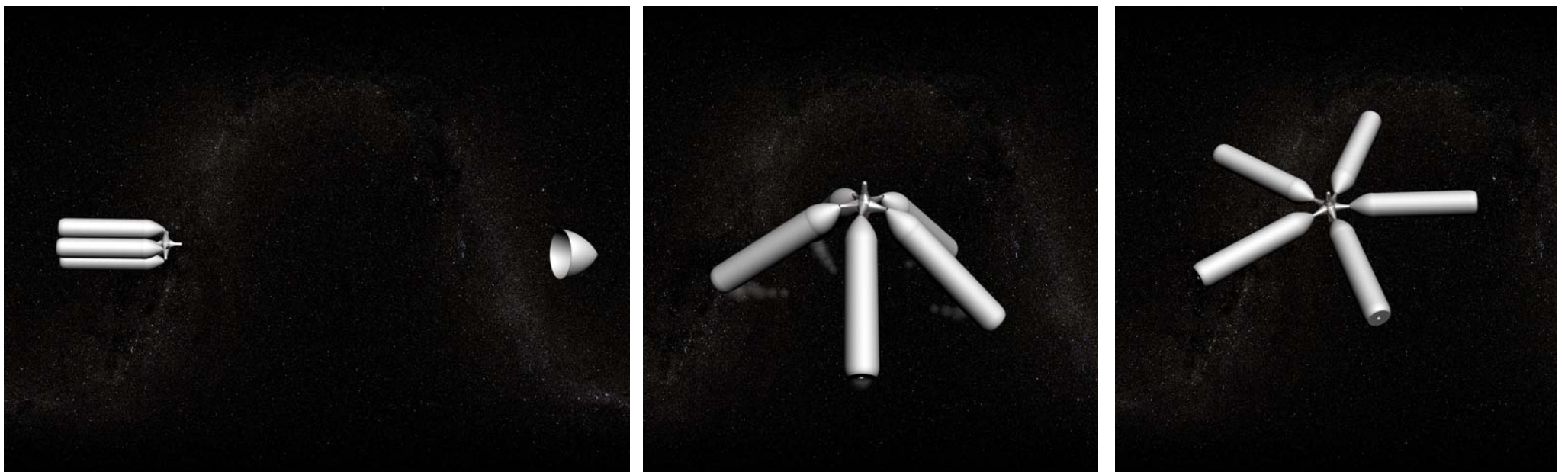


Abb.4.3-13: Errichtung des System - fiktive Dokumentation einer Reise zum Mars

Abbildungsserie einer künstlerischen Darstellung von der Positionierung im niedrigen Marsorbit bis zur Errichtung des Tragsystems

Abbildung 4.3-12: Positionierung im Orbit - fiktive Dokumentation einer Reise zum Mars © Ursula Knappl

Abbildung 4.3-13: Errichtung des System - fiktive Dokumentation einer Reise zum Mars © Ursula Knappl

- Abbildung 4.1-1: Wiley J. Larson and Linda K. Pranke, Human Spaceflight, Seite 11, McGraw-Hill 2000
- Formel 4.1-1: W. Steiner und M. Schagerl, Raumflugmechanik, Seite 203, Springer Verlag 2004
- Abbildung 4.1-2: W. Steiner und M. Schagerl, Raumflugmechanik, Seite 200, Abbildung 8.2, Springer Verlag 2004
- Formel 4.1-2: W. Steiner und M. Schagerl, Raumflugmechanik, Seite 78, Gleichung 3.36, Springer Verlag 2004
- Abbildung 4.1-3: Giles Sparrow, Abenteuer Raumfahrt, Seite 197, Dorling Kindersley Verlag 2007
- Abbildung 4.1-4: Giles Sparrow, Abenteuer Raumfahrt, Seite 190, Dorling Kindersley Verlag 2007
- Formel 4.1-3: W. Steiner und M. Schagerl, Raumflugmechanik, Seite 214, Springer Verlag 2004
- Abbildung 4.1-5: W. Steiner und M. Schagerl, Raumflugmechanik, Seite 79, Abbildung 3.79, Springer Verlag 2004
- Abbildung 4.1-6: www.nasa.gov/centers/marshall/images/content/119006main_External_Tank_Cutaway_5530x2060.jpg
- Abbildung 4.1-7: www.buran.fr/energia/img/plan-grand.jpg
- Abbildung 4.1-8: W. Steiner und M. Schagerl, Raumflugmechanik, Seite 189, Springer Verlag 2004
- Abbildung 4.1-9: W. Steiner und M. Schagerl, Raumflugmechanik, Seite 211, Springer Verlag 2004
- Abbildung 4.1-10: W. Steiner und M. Schagerl, Raumflugmechanik, Seite 184, Abbildung 7.8, Springer Verlag 2004
- Abbildung 4.1-11: W. Steiner und M. Schagerl, Raumflugmechanik, Seite 212, Abbildung 8.11, Springer Verlag 2004
- Formel 4.1-4: W. Steiner und M. Schagerl, Raumflugmechanik, Seite 186, Gleichung 7.24, Springer Verlag 2004
- Abbildung 4.1-12: W. Steiner und M. Schagerl, Raumflugmechanik, Seite 214, Abbildung 8.12, Springer Verlag 2004
- Formel 4.1-5: W. Steiner und M. Schagerl, Raumflugmechanik, Seite 213, Springer Verlag 2004
- Zitat 4.1-1: W. Steiner und M. Schagerl, Raumflugmechanik, Seite 199, Springer Verlag 2004
- Formel 4.1-6: W. Steiner und M. Schagerl, Raumflugmechanik, Seite 165, Springer Verlag 2004
- Formel 4.1-7: W. Steiner, Vo Dynamik und Steuerung von Raumfahrzeugen, TU-Wien 2008
- Formel 4.1-8: W. Steiner und M. Schagerl, Raumflugmechanik, Seite 166, Gleichung 7.5, Springer Verlag 2004
- Formel 4.1-9: W. Steiner, Vo Dynamik und Steuerung von Raumfahrzeugen, TU-Wien 2008
- Formel 4.1-10: W. Steiner und M. Schagerl, Raumflugmechanik, Seite 175, Gleichung 7.12, Springer Verlag 2004
- Abbildung 4.1-13: W. Steiner, Vo Dynamik und Steuerung von Raumfahrzeugen, TU-Wien 2008
- Abbildung 4.1-14: http://www.nasa.gov/mission_pages/constellation/multimedia/ares_collage2.html
- Abbildung 4.1-15: www.nasa.gov/pdf/151420main_aresV_factsheet.pdf
- Abbildung 4.1-16: <http://mix.msfc.nasa.gov/IMAGES/HIGH/9906399.jpg>
- Abbildung 4.1-17: www.welsch.com
- Abbildung 4.1-18: W. Steiner und M. Schagerl, Raumflugmechanik, Seite 157, Abbildung 6.8, Springer Verlag 2004
- Abbildung 4.1-19: W. Steiner und M. Schagerl, Raumflugmechanik, Seite 158, Abbildung 6.9, Springer Verlag 2004
- Abbildung 4.1-20: W. Steiner und M. Schagerl, Raumflugmechanik, Seite 159, Abbildung 6.10, Springer Verlag 2004
- Formel 4.1-11: W. Steiner und M. Schagerl, Raumflugmechanik, Seite 157, Springer Verlag 2004
-
- Abbildung 4.2-1: Marsumgebung © Ursula Knappl (Quelle © NASA)
- Abbildung 4.2-2: W. Steiner und M. Schagerl, Raumflugmechanik, Seite 268, Abbildung 10.8, Springer Verlag 2004
- Abbildung 4.2-3: Stabilisierung aufgrund von Eigenrotation © Ursula Knappl
- Abbildung 4.2-4: Anflug Mars © Ursula Knappl
- Abbildung 4.2-5: Bauort Mars © Ursula Knappl
- Abbildung 4.2-6: Anflug in den Parkorbit © Ursula Knappl
- Abbildung 4.2-7: Raumstation im niedrigen Marsorbit © Ursula Knappl
- Tabelle 4.2-1: W. Steiner und M. Schagerl, Raumflugmechanik, Seite 223, Tabelle 8.2, Springer Verlag 2004
- Abbildung 4.2-8: Satelliten in L4 und L5 des Erdbits © Ursula Knappl
- Abbildung 4.2-9: Kommunikationssystem Erde-Mars © Ursula Knappl
- Abbildung 4.2-10: Vermessungssatellit im polaren Marsorbit © Ursula Knappl
- Abbildung 4.2-11: W. Steiner, Vo Dynamik und Steuerung von Raumfahrzeugen, TU-Wien 2008
- Abbildung 4.2-12: <http://mars.jpl.nasa.gov/odyssey>
- Abbildung 4.2-13: http://esamultimedia.esa.int/images/marsexpress/MarsExpress04_H1.jpg
- Abbildung 4.2-14: Mars Reconnaissance Orbiter © NASA
- Abbildung 4.2-15: <http://photojournal.jpl.nasa.gov/catalog/PIA07500>
- Abbildung 4.2-16: http://www.nasa.gov/images/content/274784main_maven_spacecraft_full.jpg
- Abbildung 4.2-17: http://www.nasa.gov/centers/jpl/images/content/263919main_mer1-browse.jpg
- Abbildung 4.2-18: <http://photojournal.jpl.nasa.gov/jpeg/PIA07187.jpg>

Tabelle 4.3-1:	http://seds.org/~spider/spider/Mars/marsopps.html
Abbildung 4.3-1:	Holger Heuseler, Dr. Ralf Jaumann und Prof. Dr. Gerhard Neukum, Die Mars-Mission, Seite 27, München BLV 1998
Abbildung 4.3-2:	http://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/c/ce/Konjunktionen.png
Abbildung 4.3-3:	fiktive Darstellung Startsystem © Ursula Knappl
Abbildung 4.3-4:	fiktive Darstellung Absprengung der 2. Stufe © Ursula Knappl
Abbildung 4.3-5:	fiktive Darstellung Absprengung der Schutzkappe © Ursula Knappl
Abbildung 4.3-6:	fiktive Darstellung Systemaufrichtung © Ursula Knappl
Abbildung 4.3-7:	fiktive Darstellung Tragsystem © Ursula Knappl
Abbildung 4.3-8:	Stufe 1 - fiktive Dokumentation einer Reise zum Mars © Ursula Knappl
Abbildung 4.3-9:	Verlassen der Erde - fiktive Dokumentation einer Reise zum Mars © Ursula Knappl
Abbildung 4.3-10:	Zündung der Stufen - fiktive Dokumentation einer Reise zum Mars © Ursula Knappl
Abbildung 4.3-11:	Anflug des roten Planeten - fiktive Dokumentation einer Reise zum Mars © Ursula Knappl
Abbildung 4.3-12:	Positionierung im Orbit - fiktive Dokumentation einer Reise zum Mars © Ursula Knappl
Abbildung 4.3-13:	Errichtung des System - fiktive Dokumentation einer Reise zum Mars © Ursula Knappl

W. Steiner und M. Schagerl, Raumflugmechanik, Springer Verlag 2004

Die Raumstation als Bahnhof für interplanetare Missionen_Michael H. Obersteiner_Dissertation 1989

Holger Heuseler, Dr. Ralf Jaumann und Prof. Dr. Gerhard Neukum, Die Mars-Mission, München BLV 1998

5 Concordia - bemannte Raumstation

5.1 Die Geburt der Raumstation

- Namensgebung
- Künstliche Schwerkraft auf der Concordia
- Aufbau und Wachstum
- Anforderungen an das Habitat

5.2 Zusammensetzung der Raumstation

- Wachstumsschema
- Wegeführung
- Funktionsdiagramme
- Bordkreisläufe

5.3 Plandarstellung der Habitate

- Raum- und Platzbedarf
- Plandarstellung



Abb.5.1-1: Der Gott Mars



Abb.5.1-2: Die Göttin Venus

Namensgebung

Aus der Verbindung des Kriegsgottes Mars mit Venus, der Göttin der Schönheit und der Liebe entstammten Eros, Deimos, Phobos und Concordia.

Concordia, die personifizierte Göttin der Eintracht, galt auch als Tugendbegriff im altrömischen Reich. Ihr zu Ehren wurde ein prächtiger Tempel im Forum Romanum geweiht. Anlässlich der Versöhnung zwischen den Plebejern und den Patriziern wurde jährlich am 16. Jänner ein Fest zur Verehrung der Göttin der Eintracht gefeiert.

Aufgrund der vorhandenen Bezeichnungen der Gestirne nach den römischen Gottheiten fiel die Namensgebung meiner marsumkreisenden Raumstation neben Phobos und Deimos auf deren Schwester Concordia.

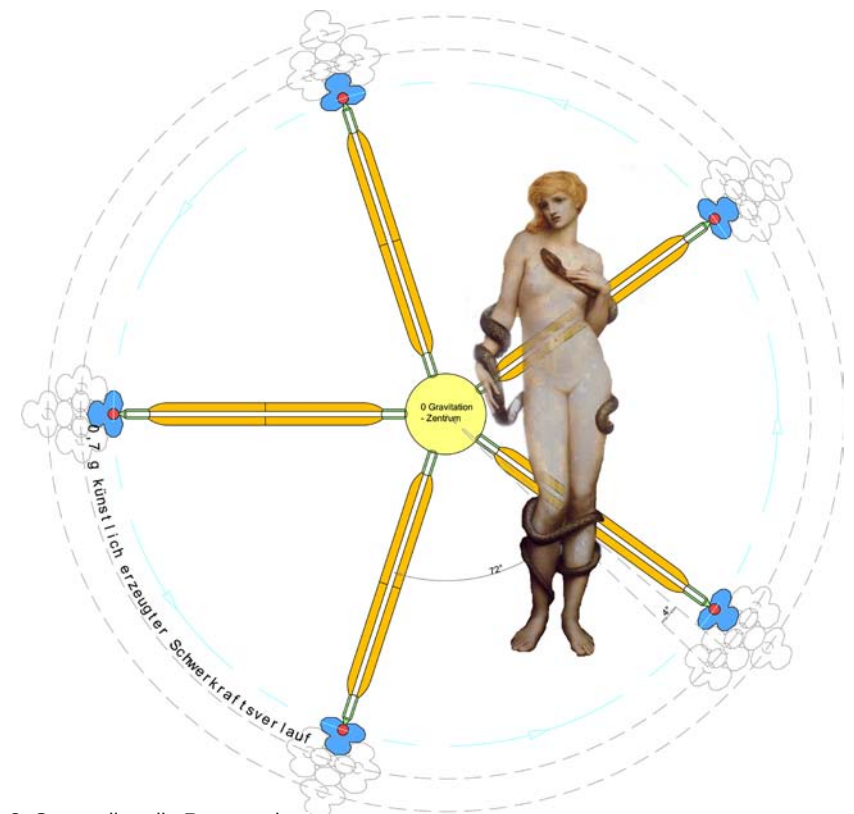


Abb. 5.1-3: Concordia - die Raumstation

Abbildung 5.1-1: Der Gott Mars

Abbildung 5.1-2: Die Göttin Venus

Abbildung 5.1-3: Concordia - die Raumstation

Concordia ... entspricht in der griechischen Mythologie der Göttin "Harmonia"

Künstliche Schwerkraft auf der Concordia

Die Erzeugung von künstlicher Schwerkraft ist für eine Langzeitmission unerlässlich. Daher ist die Rotation der Station ein wichtiger Bestandteil der Entwurfsparameter und muss von Anfang an in die Planung miteinbezogen werden.

Die durch Eigenrotation erzeugte Gravitation ist eine Scheinkraft, die aufgrund einer gleichmäßigen Beschleunigung innerhalb einer Kreisbahn zustande kommt. Es handelt sich hierbei um die Zentripetal- bzw. Radialkraft, welche zum Drehzentrum gerichtet ist. Gleichzeitig wirkt die gegengerichtete Zentrifugal- bzw. Fliehkraft. Diese Trägheitskraft ist genauso groß wie die Zentripetalkraft, weist jedoch vom Drehzentrum weg.

$$F = mr\omega^2$$
 [Formel 5.1-1]

- m ... Masse des Körpers
- r ... Radius der Kreisbahn
- ω ... Winkelgeschwindigkeit des Körpers

$$r\omega^2 = g \cdot 0,7$$
$$\omega^2 = (2\pi n)^2$$

- g ... 9,81 m/s² Gravitationsfeldstärke auf der Erde
- λ ... 0,7 m/s² erwünschte Gravitation auf der Concordia

Die Anzahl der erforderlichen Umdrehungen zur Erzeugung der gewünschten Schwerkraft von 0,7g errechnet sich durch:

$$(2\pi n)^2 r = g \lambda$$
$$n = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{g \lambda}{r}}$$
 [Formel 5.1-2]

Daraus ergibt sich für die Raumstation eine erforderliche Rotation von 2,5 Umdrehungen pro Minute.

Findet innerhalb des rotierenden Systems eine Bewegung eines Objektes radial nach innen oder außen statt, so tritt die sogenannte *Coriolis-Kraft* ein, welche ebenso zu den Schein- und Trägheitskräften zählt.

Die Abbildung 5.1-4 zeigt den verzerrten Fall eines Gegenstandes, der etwa einen Meter entfernt vom normalen Aufprallort auftrifft.

Der Auswirkungsgrad bzw. die Spürbarkeit der Coriolis-Kraft ist abhängig von dem Verhältnis des Radius' zur Raumhöhe des Habitats.

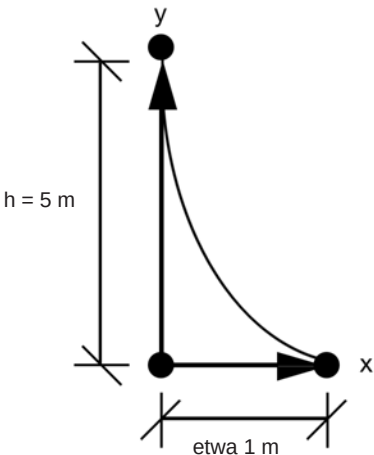


Abb. 5.1-4: Corioliskraft

Formel 5.1-1: Zentripetal- bzw. Zentrifugalkraft (gegengerichtetes Vorzeichen)
Formel 5.1-2: Anzahl der Umdrehungen in der Minute
Coriolis-Kraft ... benannt nach dem französischer Mathematiker und Physiker Gaspard Gustave de Coriolis (1792-1843)

Abbildung 5.1-4: Corioliskraft nach Skizze von Prof. Wolfgang Steiner

Die Organisation eines Habitats im rotierenden Zustand muss auf seine Bewohner abgestimmt und angepasst werden.

Die durch Rotation entstehende Coriolis-Kraft führt zu Desorientierung bei Bewegung des Körpers im Habitat. Es treten Störungen bei der Hand-Augen-Koordinierung und im Gleichgewichtsorgan auf. Besonders Bewegungen quer zur Rotationsrichtung führen zu unangenehmen Begleiterscheinungen. Menschen sind jedoch in der Lage sich einem System zwischen zwei bis sechs Umdrehungen pro Minute anpassen zu können.

Bei der Planung einer rotierenden Raumstation ist zu berücksichtigen, dass die Bodenform der Krümmung des künstlich erzeugtem Schwerkraftsverlauf angepasst werden sollte.

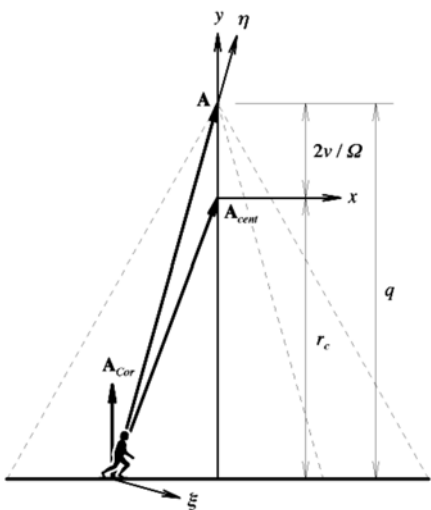


Abb. 5.1-5: Flacher Boden

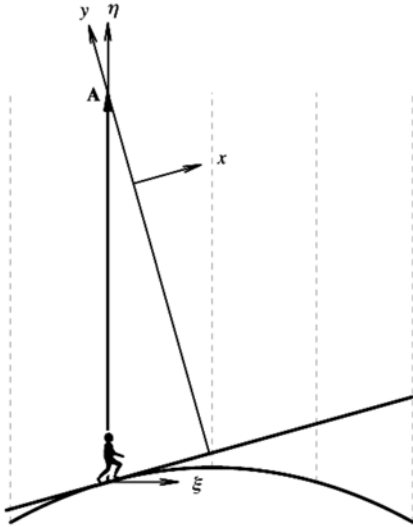


Abb. 5.1-6: scheinbares Gefälle

Die Planung einer rotierenden Raumstation sollte aus der Sicht des sich im System befindenden Raumfahrers durchgeführt werden.

Bei der Bewegung innerhalb der Raumstation ist der Raumfahrer stets mit der Überwindung eines scheinbaren Gefälles konfrontiert.

Die dem Schwerkraftsverlauf angepasste Bodenkrümmung ist bei großen Radien kaum spürbar. Durch die Gliederung der Station in kleinere Einheiten ist die Wahrnehmung des Raumes für den Raumfahrer angenehmer.

Die Aufgabe der Architektur ist es, den Bewohner in der Orientierung zu unterstützen und sich an die neuen Gesetzmäßigkeiten und deren Kräfteverläufe zu gewöhnen bzw. sich anzupassen.

Bei Kopfbewegungen werden die Einwirkungen der Coriolis-Kraft spürbar. Während des Schlafens dreht sich Kopf um Längsachse. Daher sollte die Schlafkoje so ausgerichtet werden, dass die Körperlängsachse parallel zur Drehlängsachse ist.

Innerhalb einer rotierenden Raumstation herrschen unterschiedliche Gravitationsbedingungen, auf die in der Planung individuell eingegangen werden sollte.

Abbildung 5.1-5: Flacher Boden
Abbildung 5.1-6: scheinbares Gefälle

Die Raumstation beinhaltet ein schwereloses Zentrum von dem partielle Schwerkraftsverläufe ausgehen. Beim Klettern auf einer Leiter in Richtung Gravitationszentrum wirken andere Kräfte als unter den gewohnten terrestrischen Bedingungen. In einem System von künstlich erzeugter Gravitation können terrestrische Gefällebestimmungen als Richtwerte herangezogen werden.

Studien haben gezeigt, dass der Umgang mit der Schwerkraft nicht angeboren ist, sondern anhand von visuellen Erfahrungen erlernt wird. Schwerkraft stärkt den Sinn für Richtungen und Orientierung. Von Natur aus werden sechs Richtungen anhand von drei Raumachsen vom Menschen wahrgenommen: oben-unten, links-rechts und vorne-hinten. In der Gestaltung und Wahrnehmung des Raumes wird dies über Decke, Wand und Boden definiert. In einem rotierenden System sollte die Orientierung durch die Kennzeichnung der prograden "Ostwand" und retrograden "Westwand" erleichtert werden. Farbliche Akzentuierung der Raumgrenzen kann ebenfalls eingesetzt werden. Decken heben sich durch hellere Farbtöne von den Böden ab. Ebenso können nach Osten orientierte Wände durch zurückhaltende Farben von den nach Westen weisenden gekennzeichnet werden. (siehe Abb. 5.1-9)

Auf der Raumstation "Concordia" sind die Bewohner unterschiedlichen Gravitationsfeldern ausgesetzt. Im Zentrum der Station befindet sich ein Knotenelement in dem Mikrogravitation herrscht. Dieser Bereich eignet sich für Forschungsarbeit in der Schwerelosigkeit in den Sparten Elektrotechnik, Kerntechnik, Pharmazie, Informatik, Feinwerktechnik, Raumfahrttechnologie, Mineralogie, Medizin und Biologie.

Die fünf Achsen der Station, welche durch die Letztstufe des Transportsystems gebildet werden, stellen in erster Linie das Tragwerk dar und sorgen nebenbei für die Haupteinschließung. Beim Durchqueren der 100 m langen Erschließungsachse mittels Kapsellift, erfährt der Raumfahrer unterschiedliche Schwerkraftsverläufe.

In den Habitaten, welche an den Achsenden befestigt sind, herrscht eine künstlich erzeugte Schwerkraft von 0,7g - fast um ein Drittel weniger als unter terrestrischen Bedingungen.

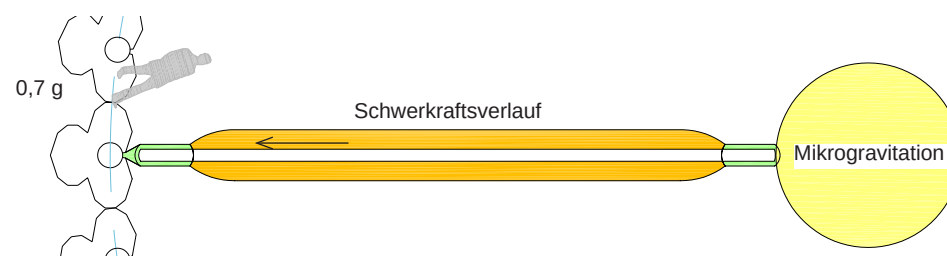


Abb. 5.1-7: Gravitationsschema

Abbildung 5.1-7: Gravitationsschema © Ursula Knapp

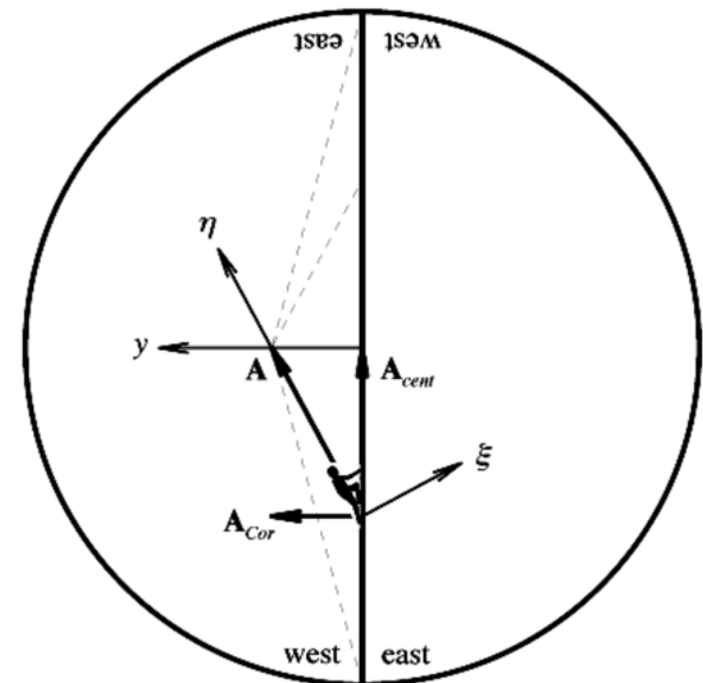


Abb. 5.1-8: Klettern im rotierenden System

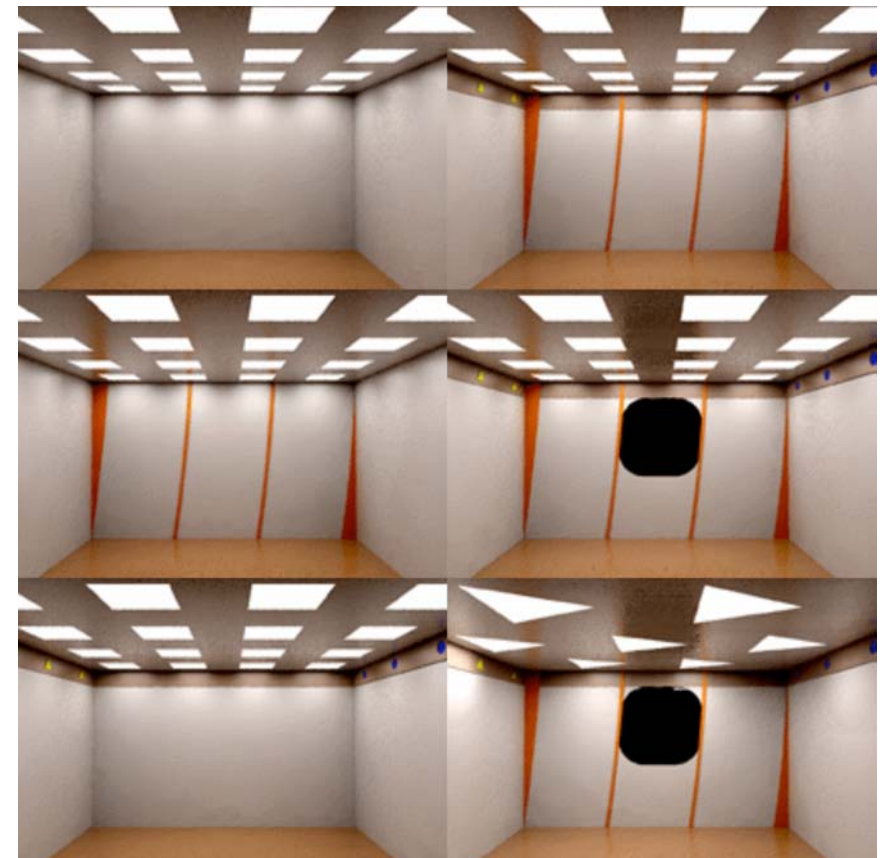


Abb. 5.1-9: Farbakzentuierung

Abbildung 5.1-8: Klettern im rotierenden System
Abbildung 5.1-9: Farbakzentuierung

Aufbau und Wachstumsschema der rotierenden
Raumstation "Concordia"

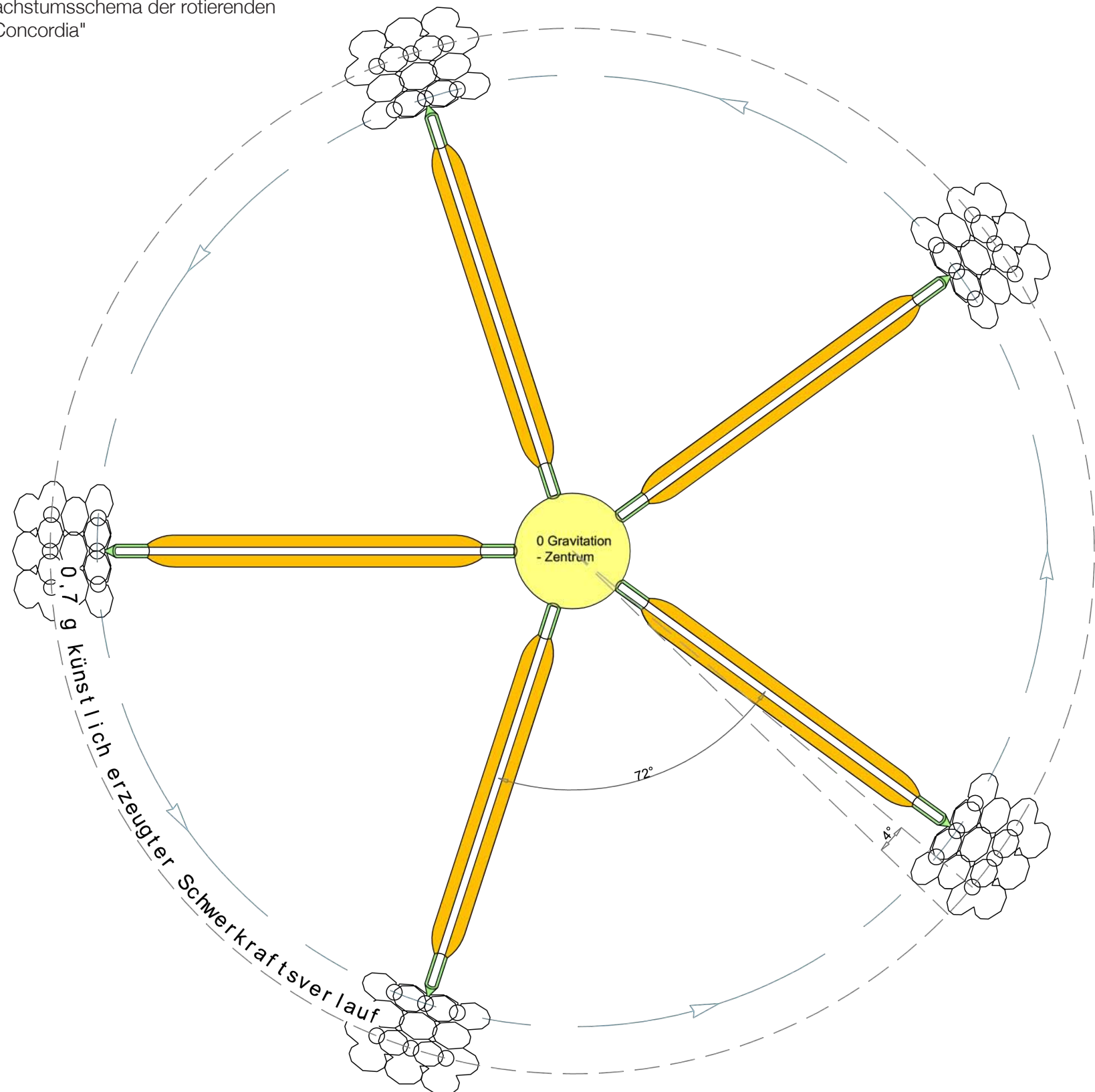


Abbildung 5.1-10: schemenhafte Darstellung © Ursula Knapp

Aufbau und Wachstum

Der Grundgedanke bei der Konzeptionierung einer rotierenden Raumstation im größeren Rahmen war ein Muster zu bilden, welches ein stetig wachsendes System zulässt und somit eine "unendliche" Erweiterbarkeit gewährleistet.

Das sogenannte *Penrose* Muster, welches für Parkettböden verwendet wird, lässt sich aufgrund seiner Geometrie unendlich variieren und erweitern.

Die Geometrie besteht aus 2 unterschiedlichen Rauten mit einem Winkel von 36° bzw. 72° , die in unendlich vielen Variationen kombiniert werden können. Die Abbildung 5.1-12 zeigt eine Aufbau- und Kombinationsstudie dieser Formengeometrie.

Beim weiteren Entwurfsprozess wird schließlich nur mehr mit den kleineren Rauten (in der Abb. Grün dargestellt) und dem fünfschigen System weitergearbeitet.

Der nächste Schritt beinhaltet die Formoptimierung des spitzwinkligen Rautenmoduls. Weiters wird ein autarkes Versorgungsmodul mit Fluchtweg(en) in das Rautensystem aufgenommen. Es bietet sich hierfür eine Wabenstruktur bestehend aus vier Waben, die sich um ein Zentrum gruppieren, an. Das Zentrum bzw. das Versorgungsmodul soll an das Modell einer herkömmlichen Raumstation angelehnt sein und als Zufluchtsort bei Solarwind bzw. Sonnen-erosion dienen.

Die Anordnung der Wabenstruktur erfolgt zunächst an den Enden der fünf Achsen und richtet sich nach dem Schwerkraftsverlauf der künstlichen Gravitation. Dabei werden die zylindrischen Schutzzonen entlang der durch die Rotation hervorgerufenen kreisförmigen Schwerkraftlinie angeordnet.

Es ist zu beachten, dass eine Erweiterung des Systems stets gleichförmig und zeitgleich an allen Achsen erfolgen muss, um die Station im Gleichgewicht zu halten. Das Wachsen der Station kann durch verschiedene Anordnungsmuster der Module erfolgen. Bei der Kopplung der Module steht die Wegeführung, insbesondere das Fluchtwegesystem, im Vordergrund.

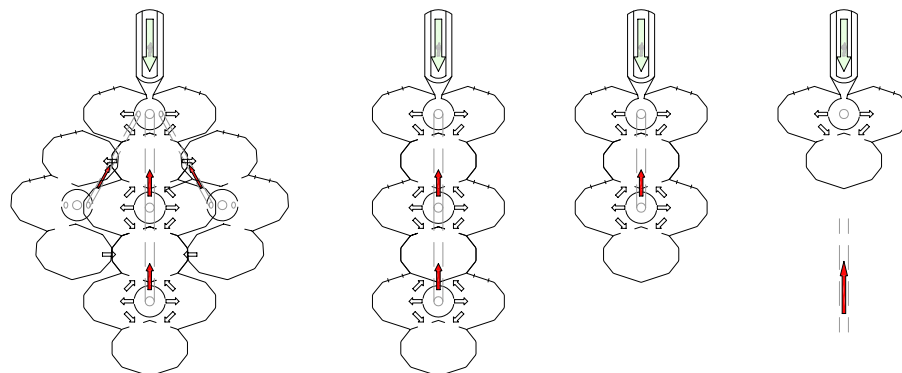


Abb. 5.1-11: Systemerweiterung

Penrose ... nach mathematischen Physiker Robert Penrose benannt

Abbildung 5.1-11: Systemerweiterung © Ursula Knappi

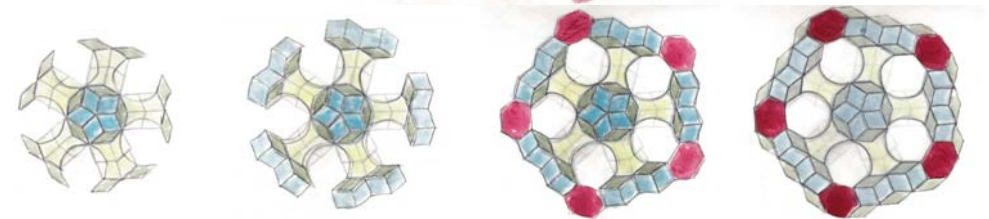
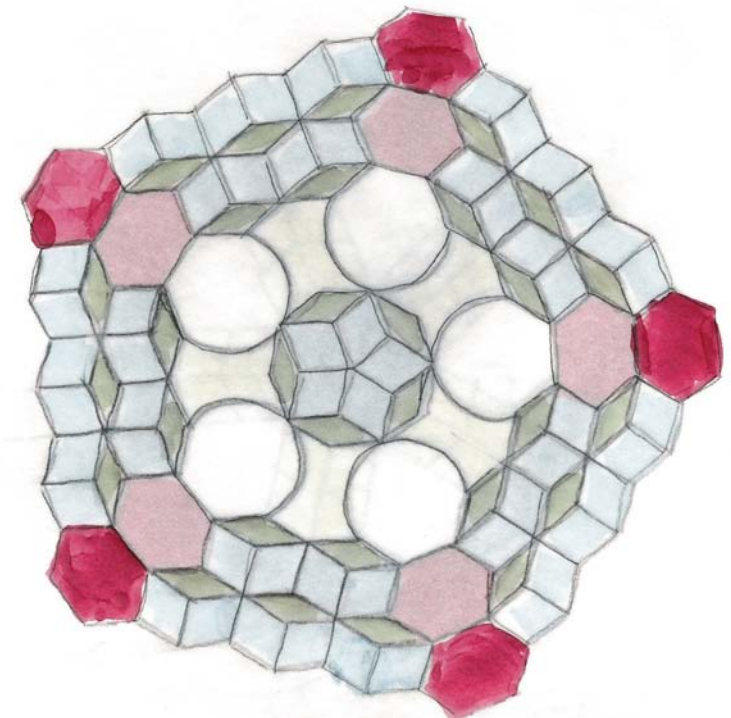


Abb. 5.1-12: Penrose-Wachstum

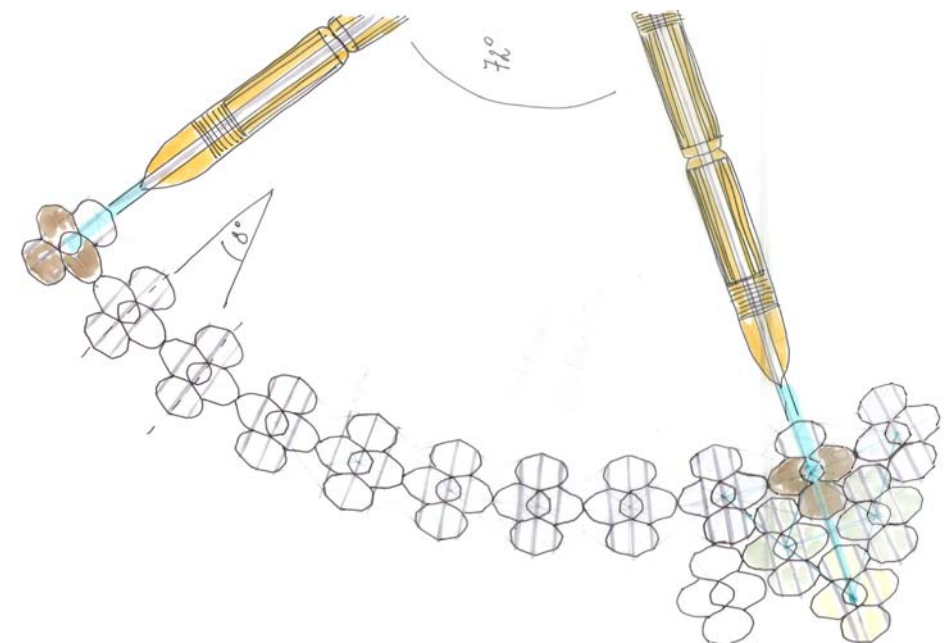


Abb. 5.1-13: Anordnungsregeln

Abbildung 5.1-12: Penrose-Wachstum © Ursula Knappi

Abbildung 5.1-13: Anordnungsregeln © Ursula Knappi

Die Raumfunktionen der gekoppelten Module müssen variabel sein und sich dem Wachstumsstadium anpassen können. Genauso wie die Abstimmung der Raumfunktionen muss bei der Stationserweiterung über den Personenzuwachs entschieden werden.

Die Zusammensetzung und Auswahl der Personengruppen, die zuerst die Station betreten, jene die in weiteren Missionen nachfolgen, sowie ein Besatzungswechsel muss gut überlegt sein.

Um ein kontinuierliches Arbeiten zu gewährleisten müssen, laut ISS-Studie, mindestens drei Besatzungsmitglieder eingesetzt werden. Allein um die Station zu warten bedarf es einer Leistung von mindestens 2 Technikern.

Die Anreise zur Raumstation obliegt dem Kommandanten und seinen Missionsspezialisten, die für die technischen Systeme verantwortlich sind. Speziell für den Transport von Nutzlast müssen mindestens 3 weitere Spezialisten verfügbar sein, die auch für die Sicherheit der mitgeführten Geräte verantwortlich sind. Ein weiteres Crewmitglied ist ein "Astronaut-Educator", der für gesamte Besatzung zuständig ist.

Auf jeder Raumstation gibt es einen Stationskommandanten, der als Ansprechperson fungiert sowie für den Zusammenhalt der Gruppe verantwortlich ist.

Die Crewzusammensetzung der Concordia besteht aus einem Team von Technikern, Forschern, Flugingenieuren und Medizinern.

Techniker und Ingenieure sind für den Aufbau sowie für die Instandhaltung und Reparatur der Station und ihrer Lebenserhaltungssysteme zuständig. Diverse Experten werden den Forschungsfachgebieten (Geologie, Biologie, Physik, Meteorologie, Chemie, etc.) zugewiesen.

Ein Team von Medizinern bzw. Therapeuten soll den Besatzungsmitgliedern der "Concordia" zur Verfügung stehen.

Aufgrund der Größenordnung und der Aufbaubedingungen können fünf Teams gebildet und den Achsen zugeordnet werden. Innerhalb des Teams sollte jedoch eine ausgewogene Aufgabenverteilung nach Fachgebiet herrschen. Aufgrund der anfangsbedingten Distanzen zwischen den Modulen beginnend an den Achsenden, sind auch die Personengruppen voneinander getrennt. Bis das System zusammengewachsen ist, können die Stationsbewohner nur über das schwerelose Stationszentrum sozialen Kontakt halten. Je größer das Volumen der Raumstation durch Anbringen weiterer Moduleinheiten anwächst, desto mehr steigt die Zahl der Besatzungsmitglieder.

Aufgrund der daraus resultierenden Möglichkeiten bezüglich Teamzusammensetzung bzw. Austausch von Teammitgliedern oder Bildung hierarchischer Strukturen wäre es sicher interessant, eine Studie über das Leben auf der "Concordia" von Soziologen und Psychologen durchführen zu lassen.

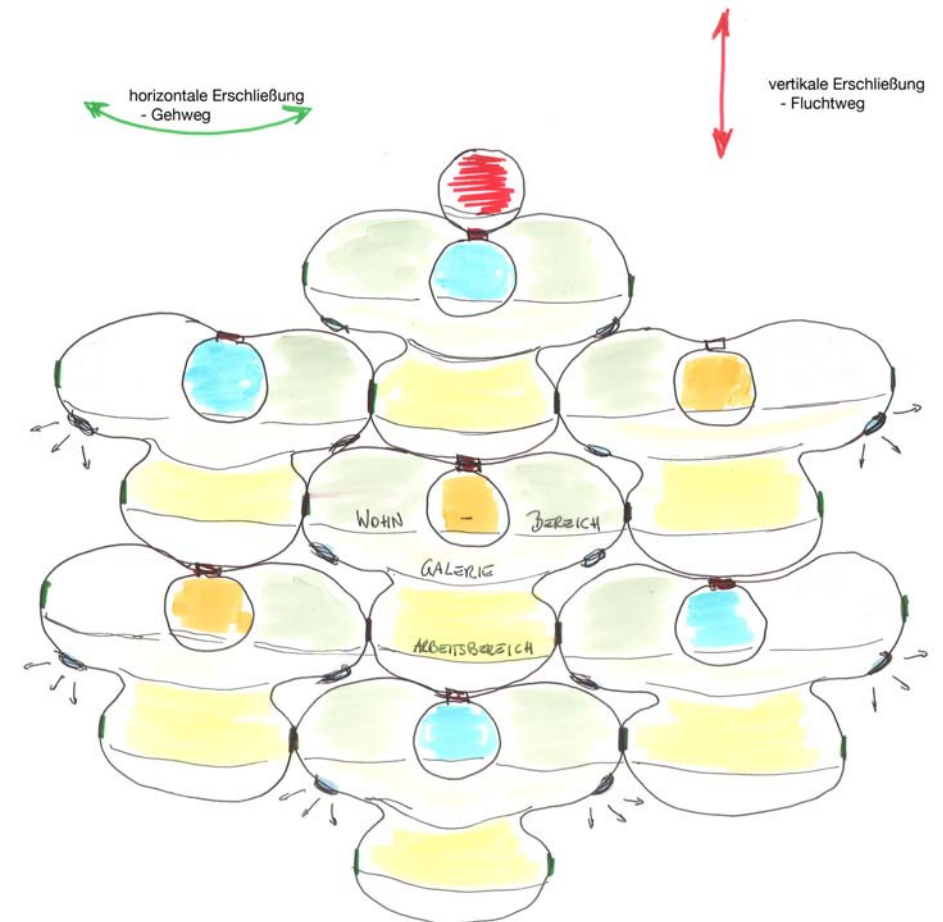


Abb. 5.1-14: Anordnungsschema

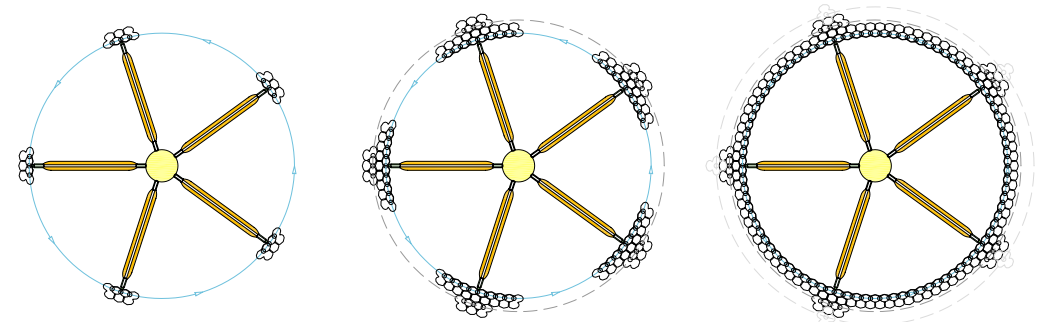


Abb. 5.1-15: Wachstumsschema

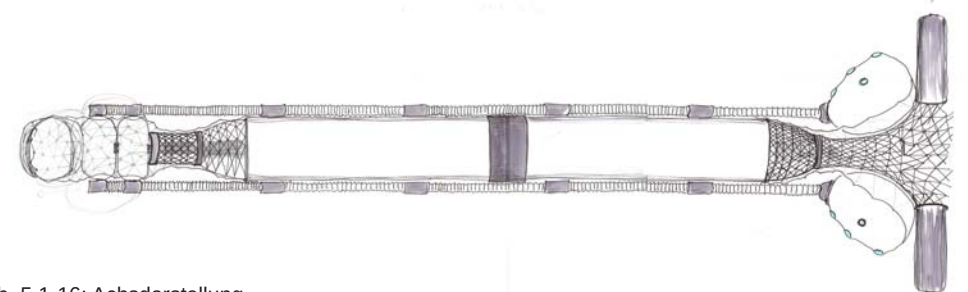


Abb. 5.1-16: Achsdarstellung

Abbildung 5.1-14: Anordnungsschema © Ursula Knappl
Abbildung 5.1-15: Wachstumsschema © Ursula Knappl
Abbildung 5.1-16: Achsdarstellung © Ursula Knappl

Die Skizze der Achsdarstellung (Abb. 5.1-16) zeigt rechts den Verbindungsknoten an dem oben und unten ein Rotor befestigt ist, die schwerelosen Pneus, das Raketentragwerk und die daran montierten Habitate links davon.

Anforderungen an das Habitat

Da das Tragwerk mit der ersten Mission vorausgeschickt und bereits ausgefahren wurde, bedarf es nun der Anlieferung und Anbringung der *Habitate*. Die Formgebung der einzelnen Habitate obliegt der vorgegebenen Transportmittel und deren Frachträumen bzw. Ladebuchten. Daher gilt als wichtiger Entwurfsparameter die Faltung des Modulsystems in eine zylindrische Form, um die Fracht überhaupt in den Zielorbit transportieren zu können. Die vorgefertigten gefalteten Modulsysteme sind jedoch dadurch an die Abmessungen des Transportsystems gebunden. Die Abbildung 5.1-20 zeigt die ersten Überlegungen eines im Querschnitt faltbaren Systems.

Ein weiteres Entwurfskriterium ist die Koppelbarkeit bzw. das Zusammenschließen der Modulsysteme, um vertikale Blickbeziehungen zu schaffen.

Die erste Studie zu einem Modulsystem ist die wabenförmige Gruppierung von Ellipsoiden um eine zylindrische Versorgungseinheit. Das Umschließen des Versorgungszylinders durch die aufblasbaren Erweiterungen, soll seine Funktion als Schutzzone unterstreichen.

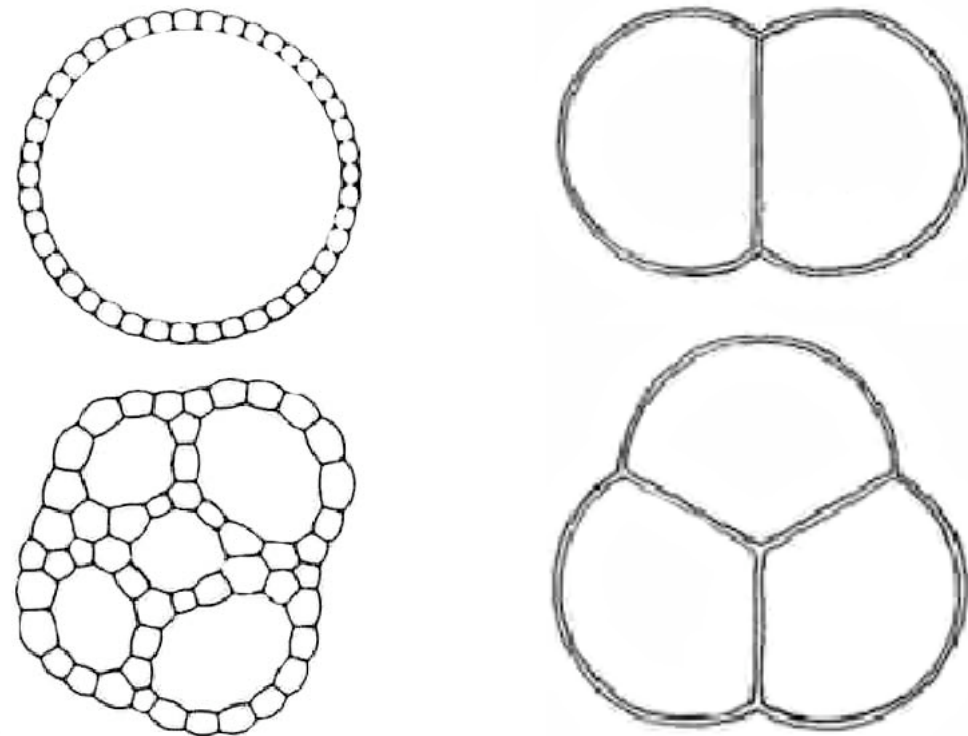


Abb. 5.1-17: Zellstruktur und Kugelverschneidung

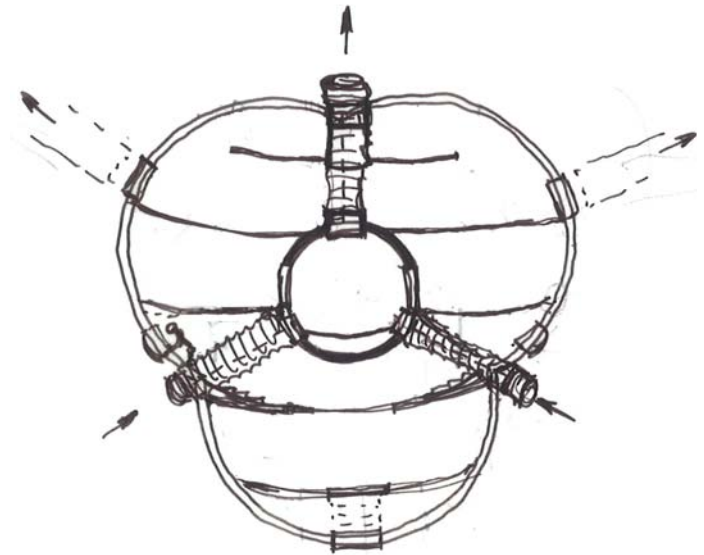
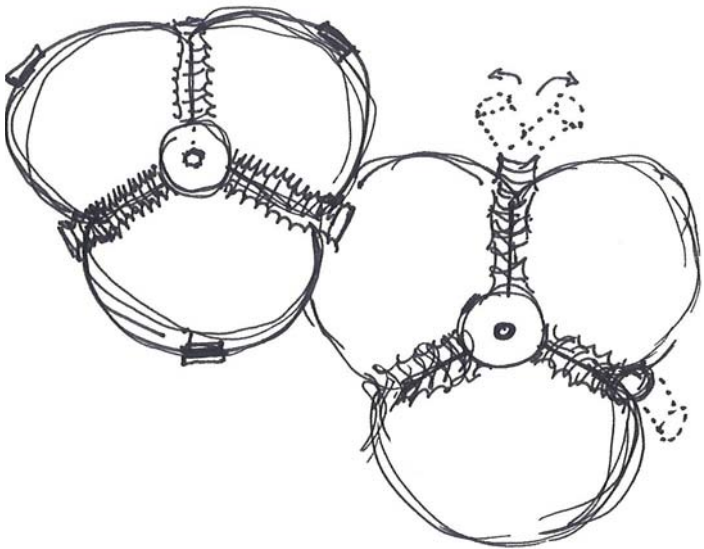


Abb. 5.1-18: Kugelverschneidung und Koppelbarkeit im Querschnitt

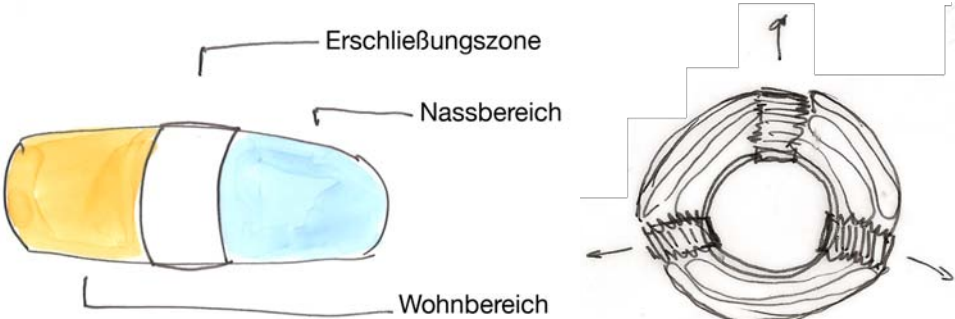


Abb. 5.1-19: Versorgungszylinder

Abb. 5.1-20: Systemfaltbarkeit

Habitat ... Bezeichnung für Wohnort, Wohnstätte oder Lebensraum
Abbildung 5.1-17: Zellstruktur und Kugelverschneidung © pneumocell

Abbildung 5.1-18: Kugelverschneidung und Koppelbarkeit © Ursula Knapp
Abbildung 5.1-19: Versorgungszylinder © Ursula Knapp
Abbildung 5.1-20: Systemfaltbarkeit © Ursula Knapp

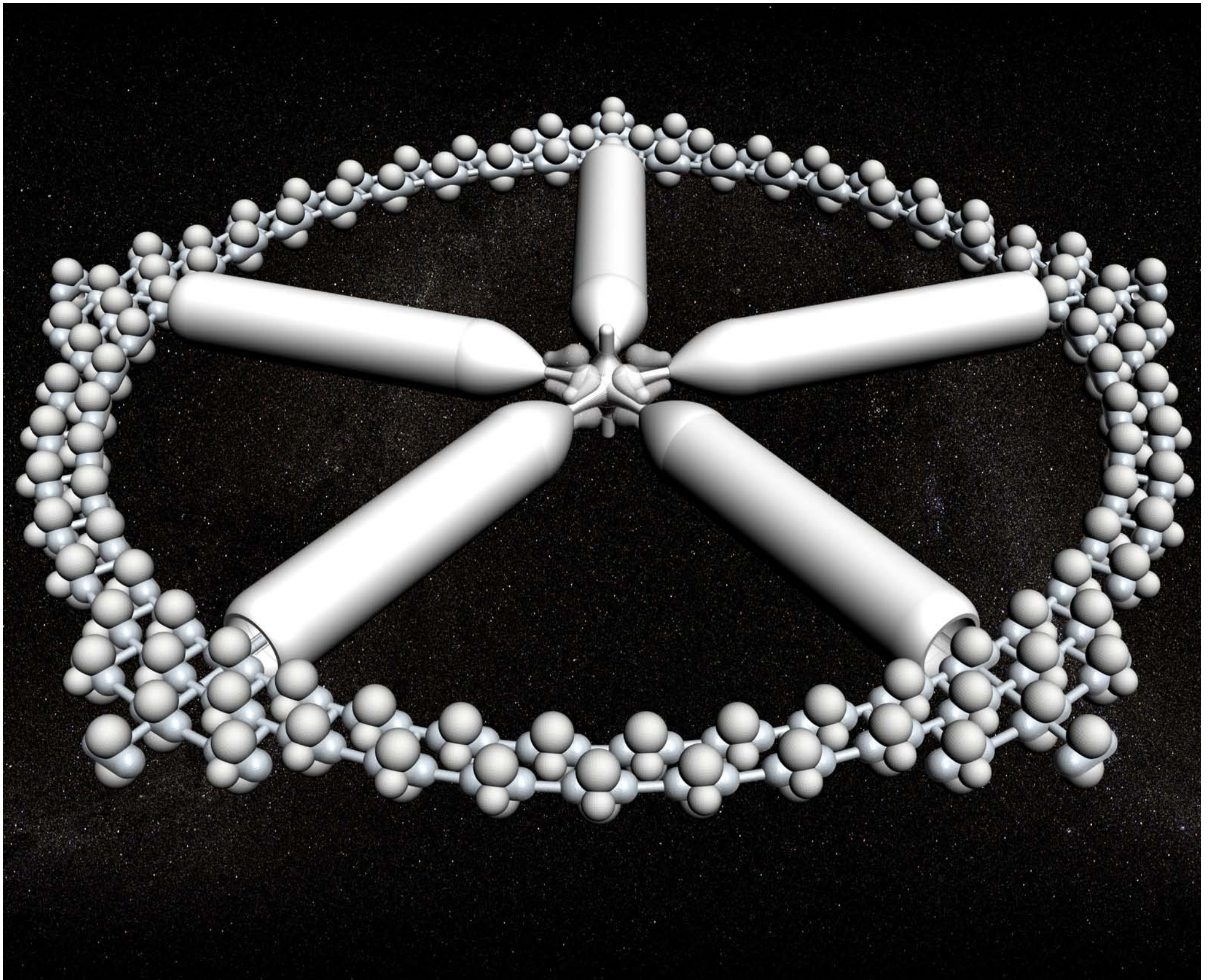


Abbildung 5.2-1: Zusammensetzung der Concordia © Ursula Knappf

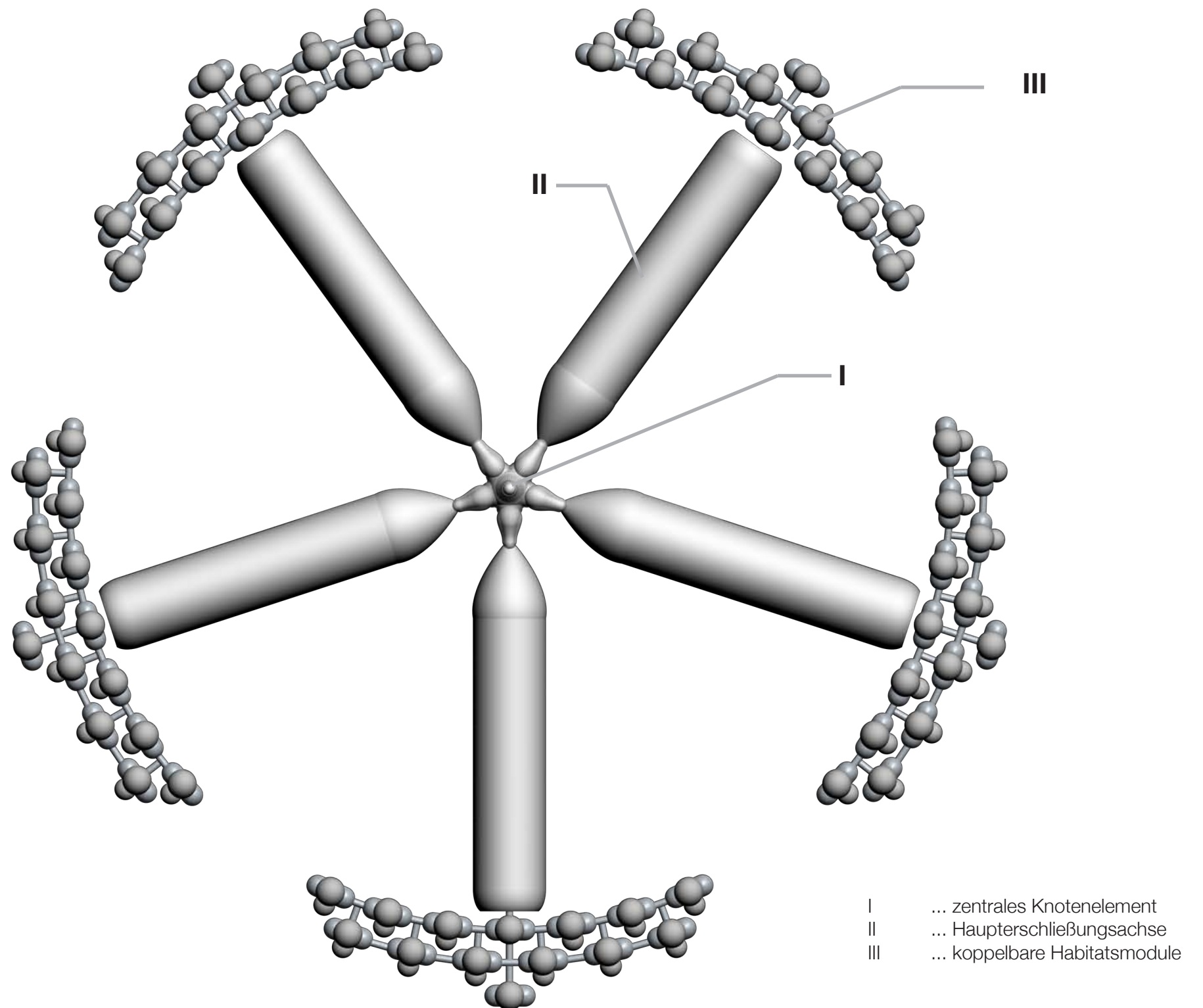


Abbildung 5.2-2: Bauteilbezeichnung © Ursula Knappl

Wachstumsschema

Die Bilder zeigen eine Veranschaulichung unterschiedlicher Ausbaustufen der Raumstation Concordia.

Es werden Anordnungsmöglichkeiten dargestellt, die auf einer gleichmäßigen Verteilung auf den Achsenden beruhen.

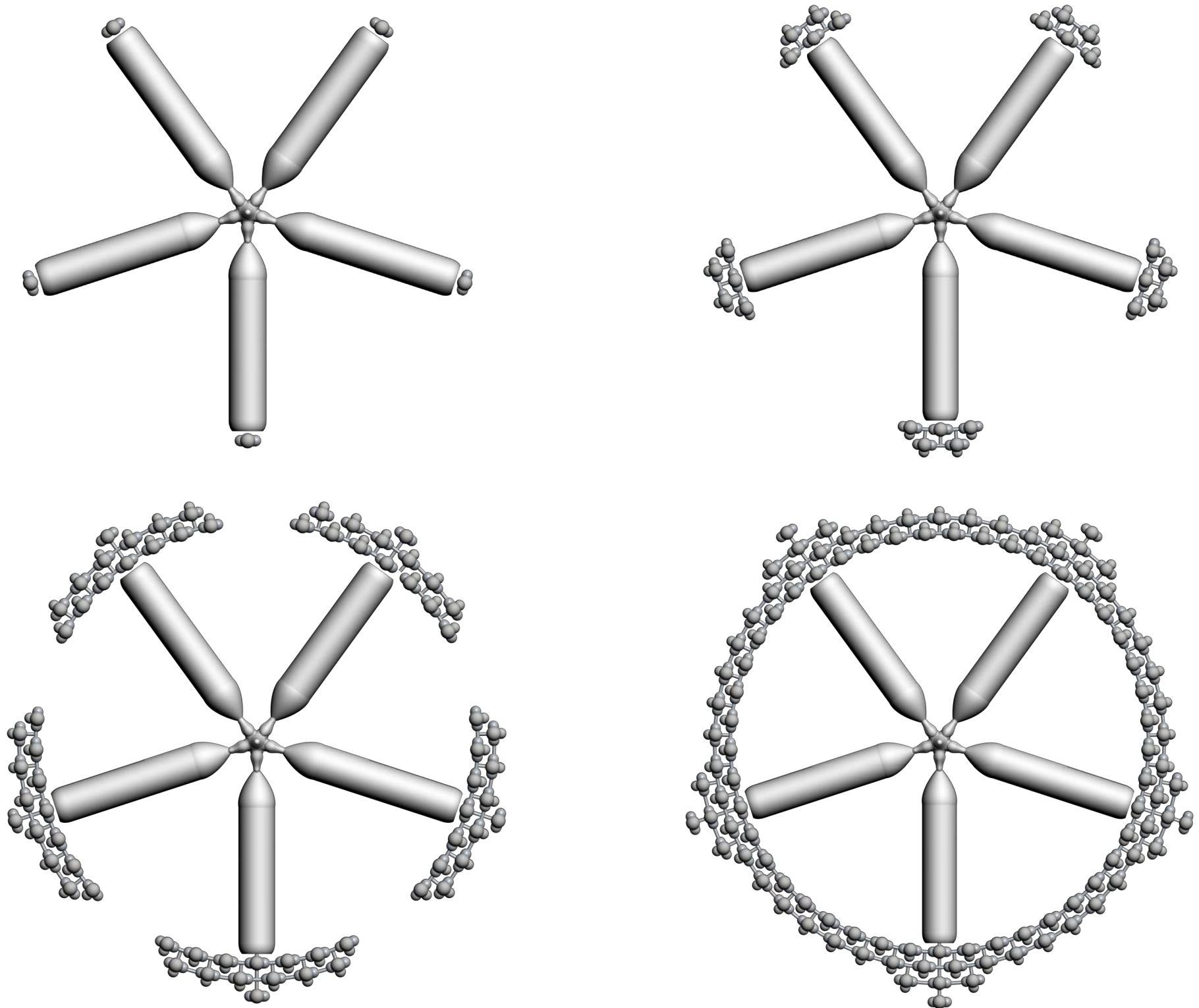


Abbildung 5.2-3: Wachstumsphasen © Ursula Knappf

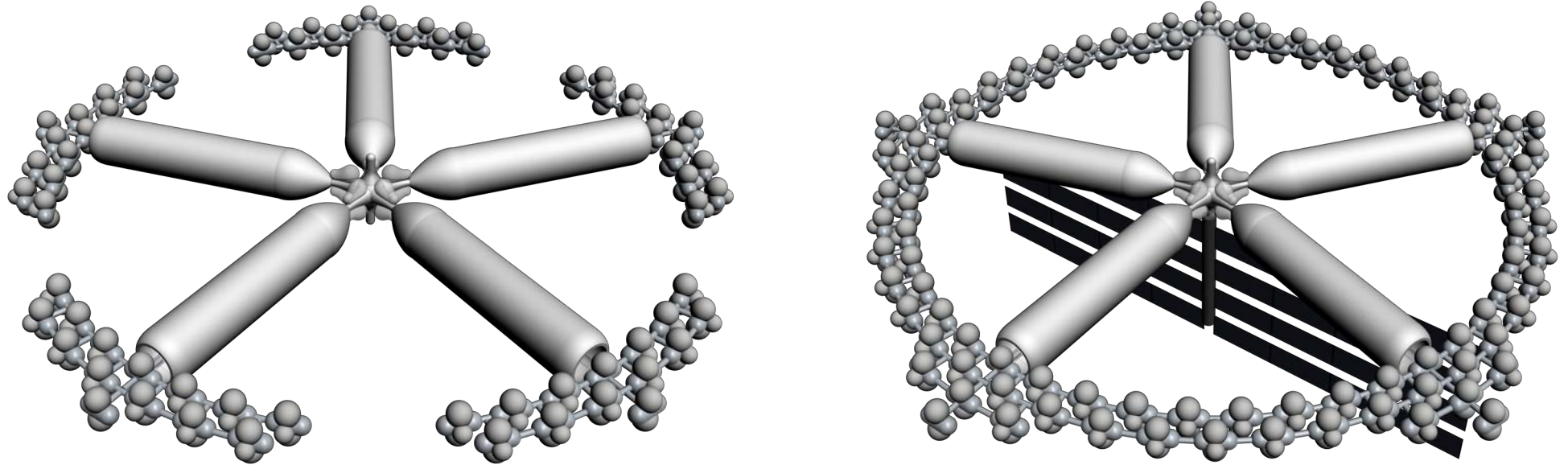


Abb. 5.2-4: Wachstum - Axonometrie

In der Darstellung der Stationsansicht (Abb. 5.2-5) wird die Energiversorgung mittels Solarpaneele sowie das Dockingmanöver am oberen bzw. unteren Rotor des Verbindungsknotens veranschaulicht.

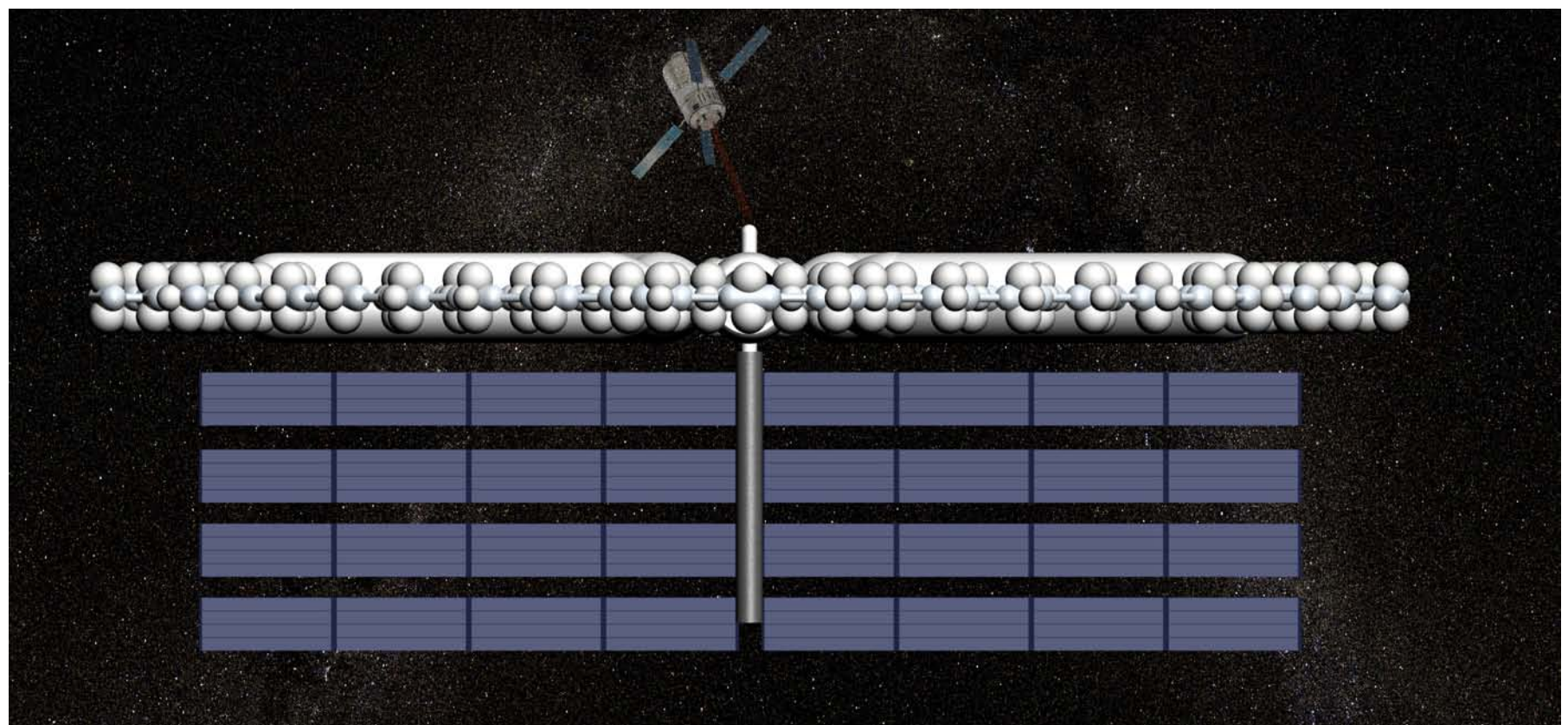
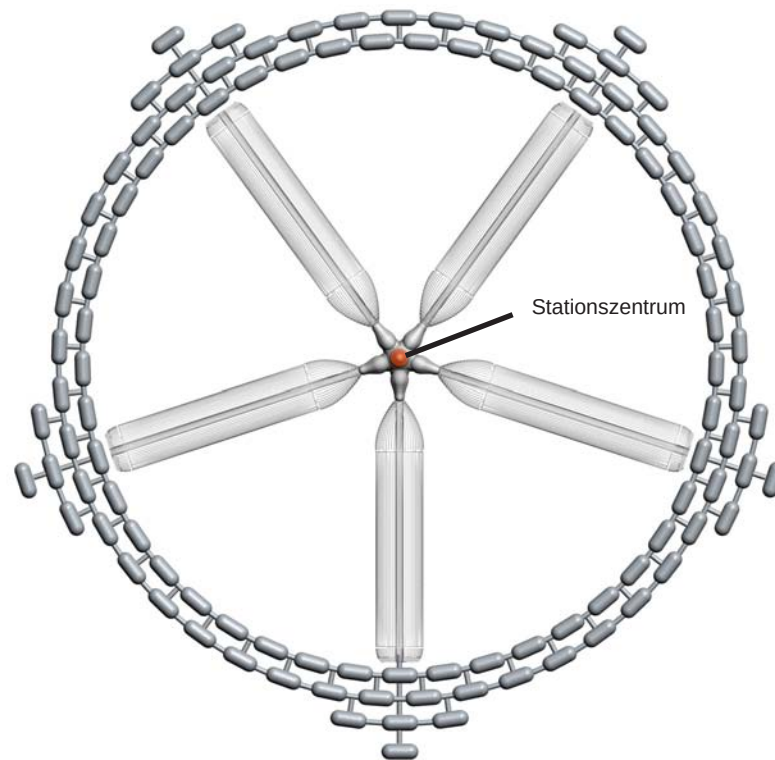


Abb. 5.2-5: Stationsansicht

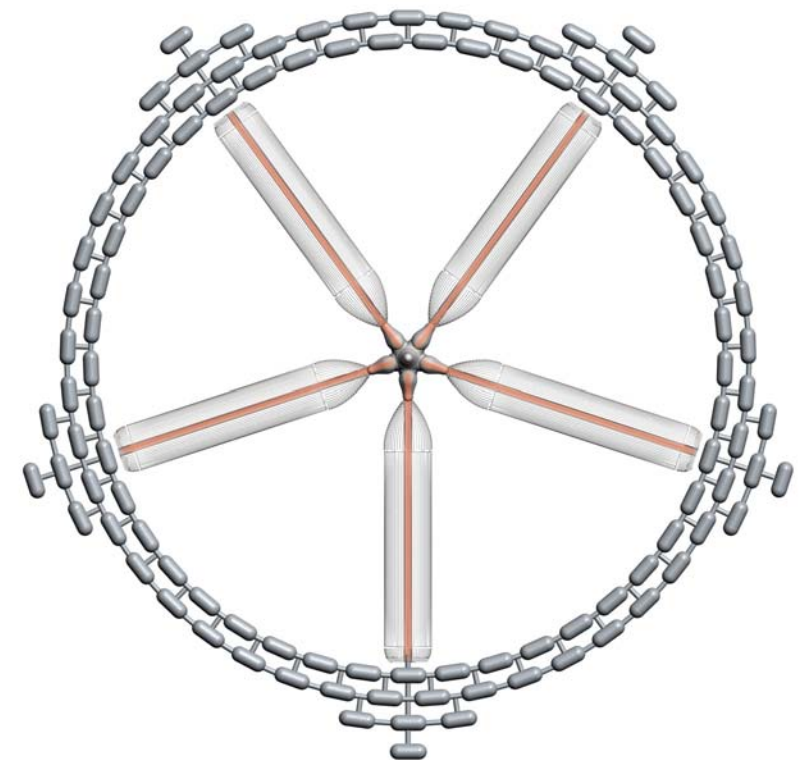
Abbildung 5.2-4: Wachstum - Axonometrie © Ursula Knapp

Abbildung 5.2-5: Stationsansicht © Ursula Knapp

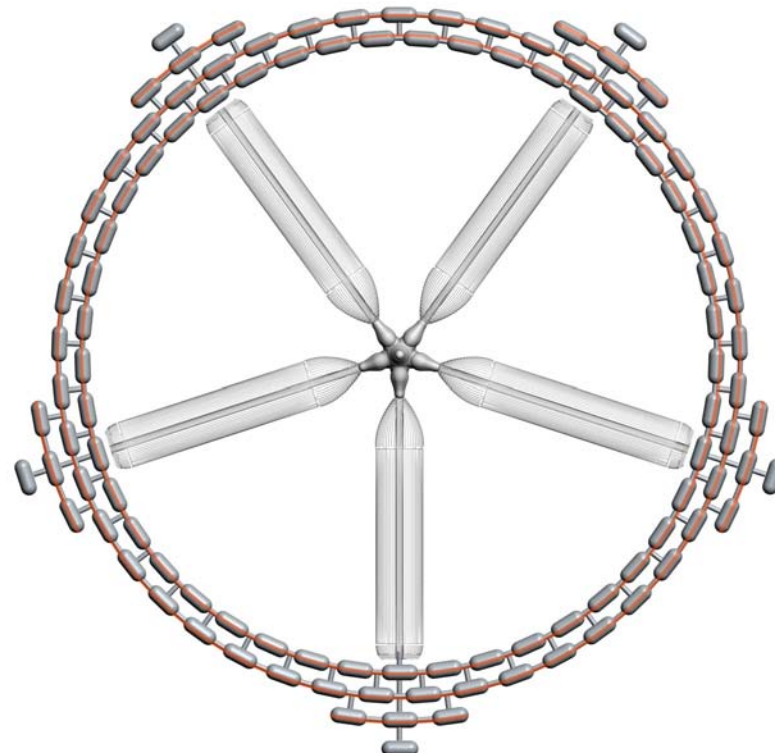
Wegeführung



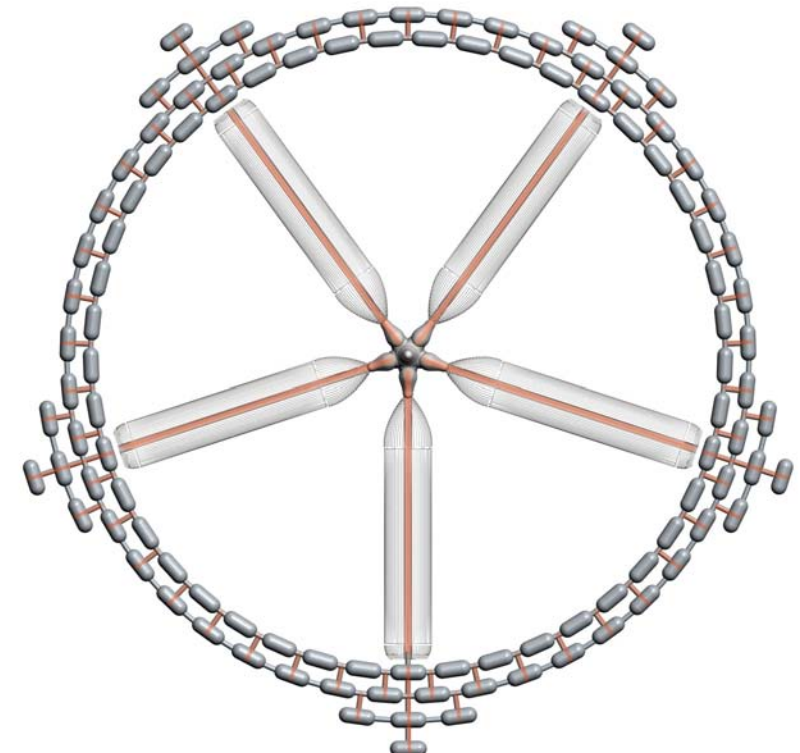
1. Ankunft im Stationszentrum



2. Hapterschließung



3. Horizontalerschließung



4. Vertikalerschließung

Abbildung 5.2-6: Wegeführung innerhalb der Raumstation © Ursula Knapp

1. Die Ankunft erfolgt im schwerelosen Zentrum der Station.
2. Die Hapterschließung zu den Habitaten erfolgt über die fünf Achsverbindungen.
3. Die einzelnen Module werden entlang dem künstlich erzeugten Schwerkraftsverlauf in horizontaler Richtung erschlossen.
4. Die vertikalen Verbindungen zwischen den einzelnen Habitaten sind kurz gehalten und erstrecken sich vom Kopplungsstutzen der Horizontalverbindung zum Versorgungszylinder.

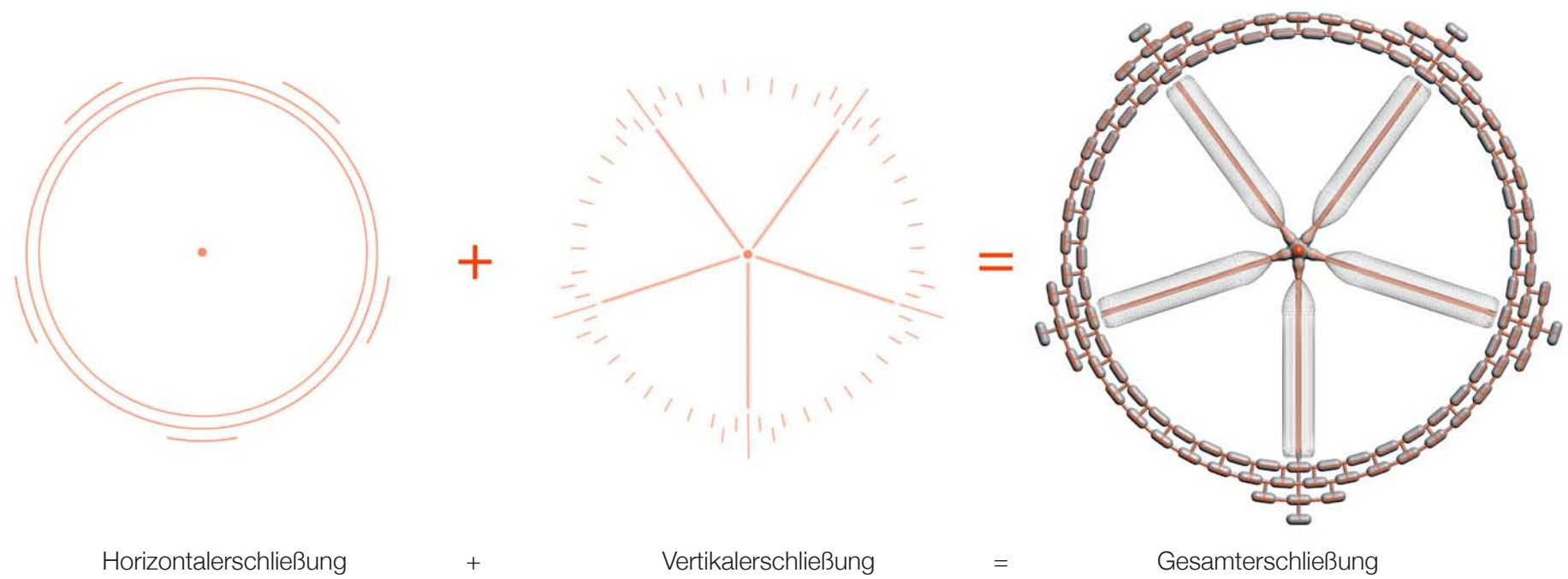


Abb. 5.2-7: Wegdiagramm

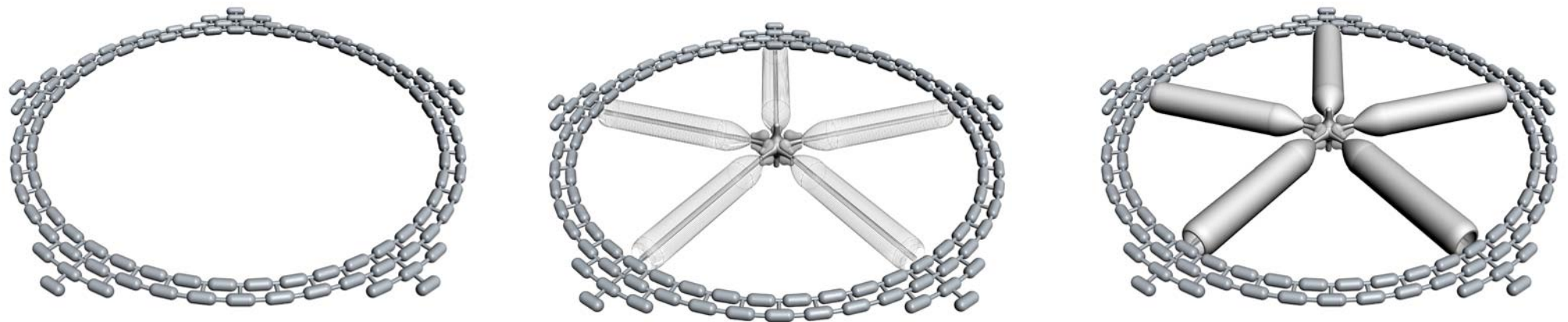


Abb. 5.2-8: Kopplung der Versorgungszylinder

Abbildung 5.2-7: Wegdiagramm © Ursula Knappl

Abbildung 5.2-8: Kopplung der Versorgungszylinder © Ursula Knappl

Funktionsdiagramme

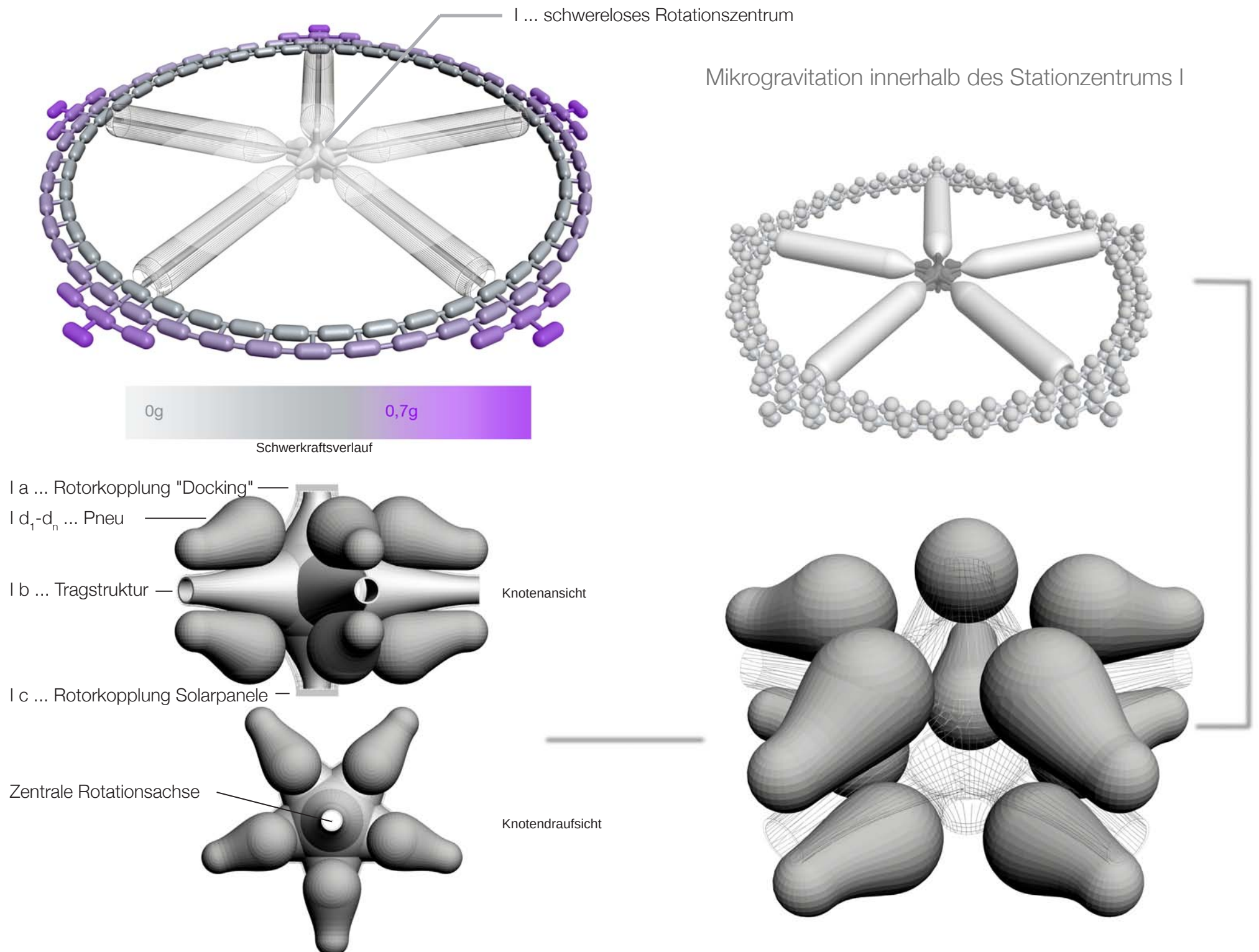


Abbildung 5.2-9: Schwerkraftsverlauf und Mikrogravitation im Stationszentrum I © Ursula Knapp

Die Darstellung links oben zeigt den Schwerkraftsverlauf innerhalb der Raumstation.

Im Stationszentrum, welches aus einem fünfsichtigen Knoten mit zehn daran befestigten Pneus besteht, herrscht Mikrogravitation bzw. Schwerelosigkeit. Die Pneus stehen den Stationsbewohnern für wissenschaftliche Experimente unter Einfluss von Mikrogravitation zur Verfügung.

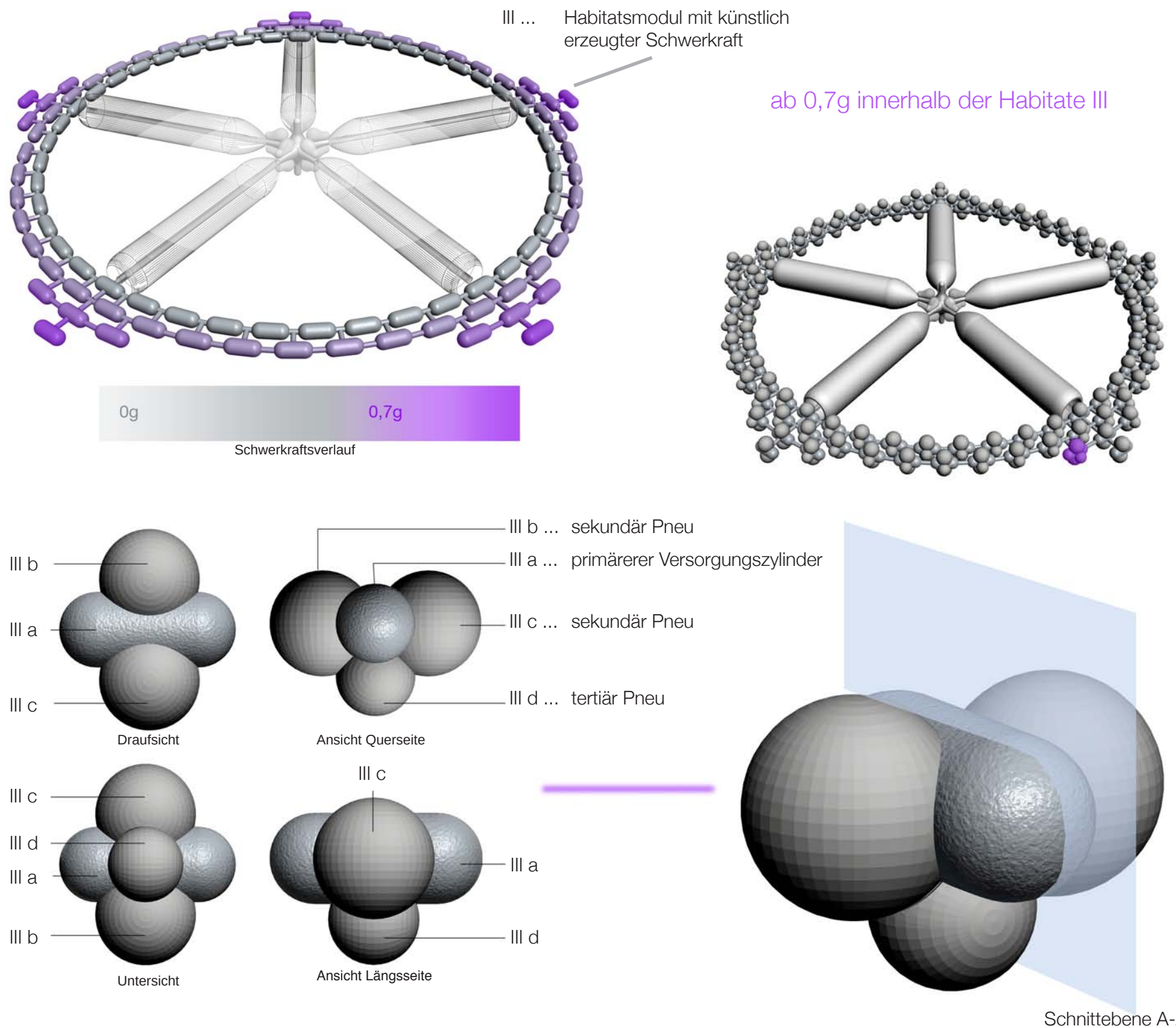


Abbildung 5.2-10: Schwerkraftverlauf und Gravitation innerhalb der Habitate III © Ursula Knapp

Die koppelbaren Habitate erschließen sich entlang des Schwerkraftverlauf an den Achsenden der rotierenden Raumstation. Bei einer Entfernung von etwa 100 m zum Stationszentrum wird eine Scheingravitation von 0,7 g innerhalb der Habitate erreicht. Bei vertikalem Wachstum der Station, sprich durch Erhöhung der Reihenanzahl, erfolgt eine Zunahme der künstlichen Schwerkraft bei Erweiterung in Achsrichtung.

Bordkreisläufe

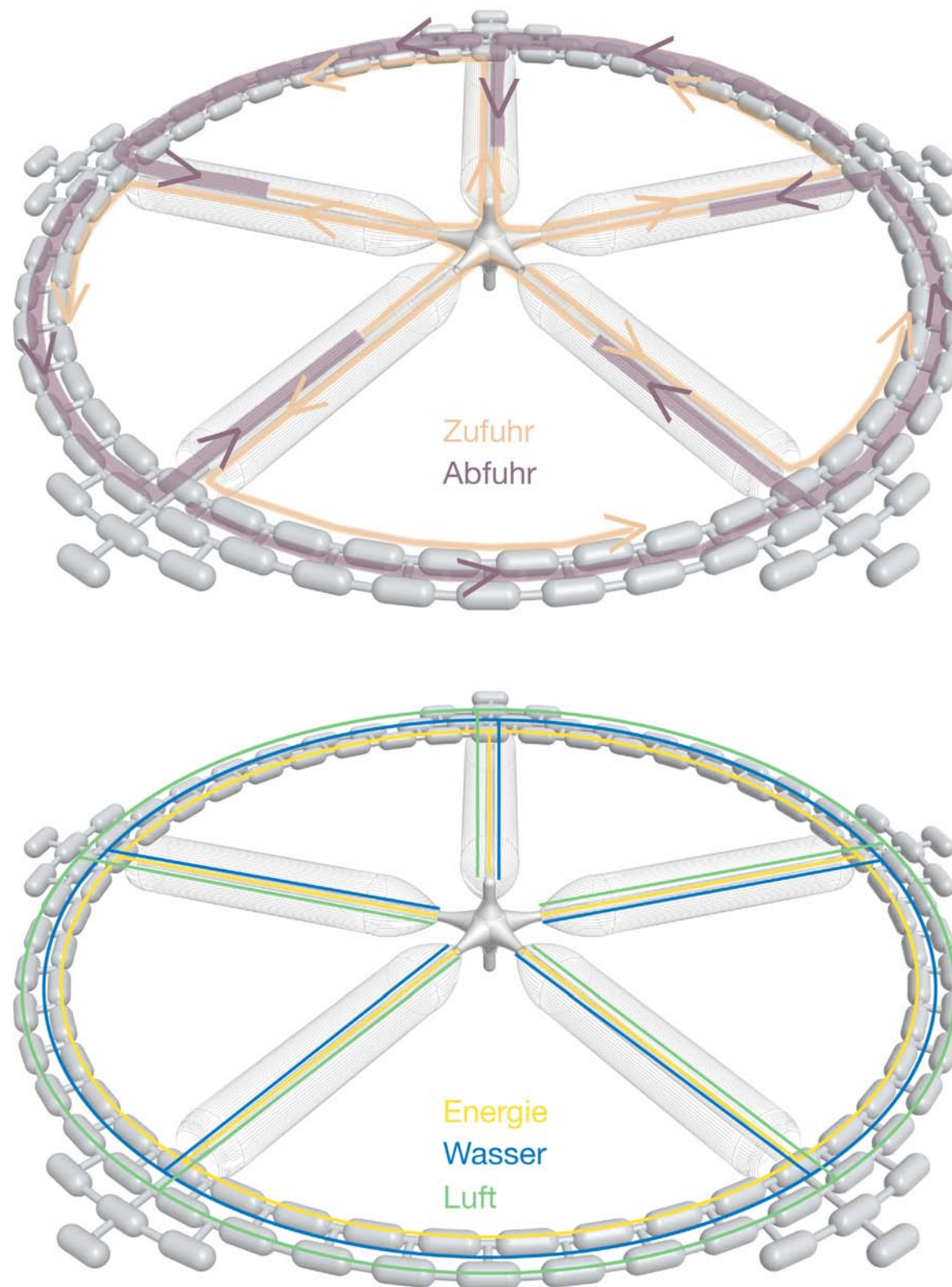


Abbildung 5.2-11: Geschlossene Systeme innerhalb der "Concordia" © Ursula Knappf

Das Versorgungssystem der "Concordia" erfolgt über geschlossene Bordkreisläufe. Die Energieversorgung wird über die am Stationszentrum montierten Solarkollektoren gewährleistet und über die fünf Achsen auf die einzelnen Habitate verteilt. Bei der Luft- und Wasserversorgung ist die Station größtenteils selbstversorgend. Die mitgeführten Ressourcen werden nach dem Gebrauch über mehrere Aufbereitungs- bzw. Filtersysteme gereinigt und wiederaufbereitet, um somit ein längeres Auskommen zu erzielen.

Raum- und Platzbedarf

Bei der Konzeptionierung von Habitaten muss der Platzbedarf aller erforderlichen Güter und Utensilien zusätzlich zum Raumbedarf des einzelnen Stationsbewohners in der Planung berücksichtigt werden. Kalkulationen bezüglich des erforderlichen Druckvolumens müssen im Vorfeld getroffen werden, um eine Vordimensionierung des benötigten Raumes durchführen zu können. Diese Berechnungen stützen sich auf Schätzungen bezogen auf die Besatzung, deren Equipment und Vorräte. Die angeführten Tabellen geben einen kurzen Überblick der erforderlichen Mindestgrößen bzw. Richtwerte für Langzeitmissionen.

Schlafbereich	1,5 m³	pro Person
Schlafkoje	85 x 85 x 215 cm	pro Person
Persönliche Gegenstände	0,63 m³	pro Person
Dusche	101 x 101 x 215 cm	
Toilette	90 x 101 x 215 cm	
Küche	101 x 101 x 215	
Essplatz	82 x 70 x 215 cm	pro Person

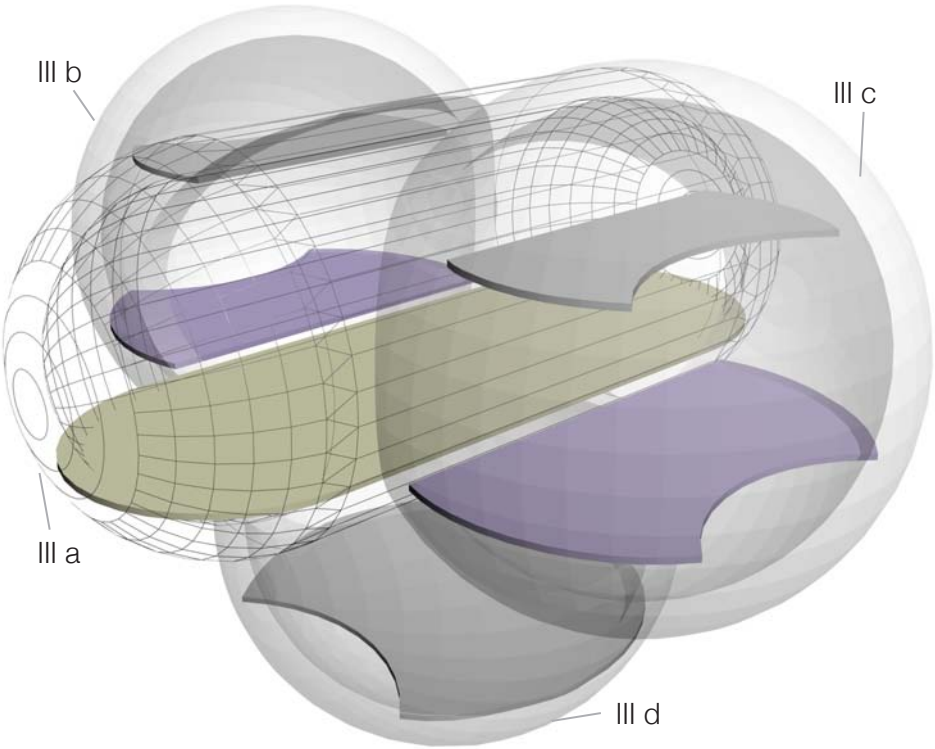
Tab. 5.3-1: Richtwerte für Mindestgrößen

Nahrungsmittelbedarf - auf der ISS - bei einer Langzeitmission	2 bis 3 kg bzw. 0,008 m³ 6,9 t bzw. 24 m³	pro Person / pro Tag bei 6 Personen in 500 Tagen
Nutz- und Trinkwasser	30 kg	pro Person / pro Tag
Abfallproduktion	6 t	bei 6 Personen in 1000 Tagen
Kleidung und deren Reinigung	5 kg	pro Person / pro Tag
medizinische Versorgung - Equipment - Medikamente	insgesamt 6,5 m³ 1000 kg 500 kg	bei Langzeitmissionen pro Wohneinheit
Trainingsgeräte - Laufband - Rudermaschine	106 kg bzw. 0,1 m³ 34 kg bzw. 0,04 m³	vor allem zur Bewältigung der Schwerelosigkeit
Notfallequipment	40 kg bzw. 0,19 m³	
Werkzeugkiste	145 kg bzw. 0,43 m³	bei Langzeitmissionen
Werkzeug	300 kg	bei Marsmission
Testequipment	500 kg	bei Marsmission
Maschinen	1000 kg	bei Marsmission
Utensilien zur Reinigung	0,15 kg bzw. 0,001 m³	pro Person / pro Tag

Tab. 5.3-2: Richtwerte für den erforderlichen Platzbedarf

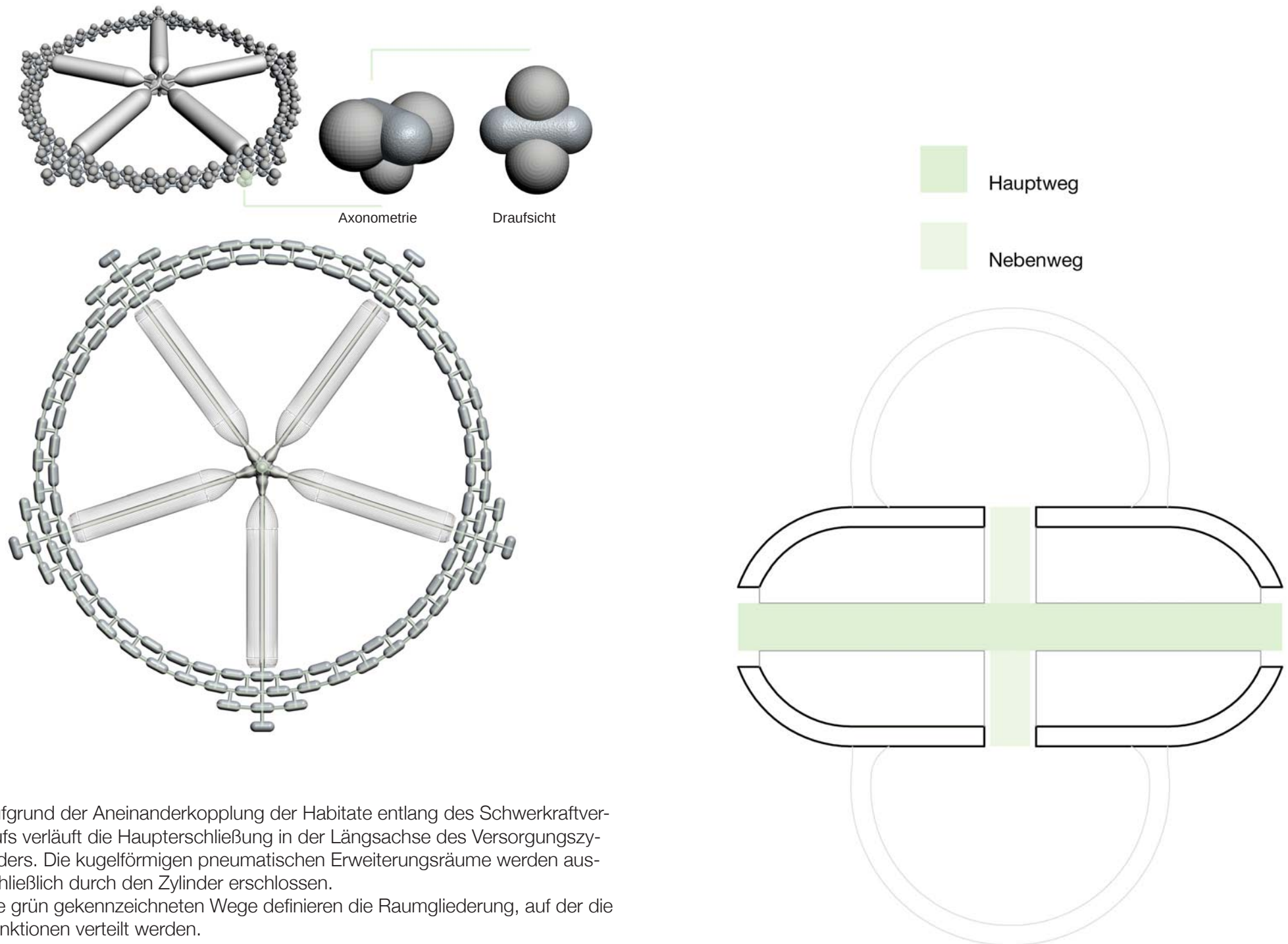
Tabelle 5.3-1: Richtwerte für Mindestgrößen laut NASA
Tabelle 5.3-2: Richtwerte für den erforderlichen Platzbedarf

Das Konzept der "Concordia" sieht vor, dass alle erforderlichen Funktionsbereiche in dem "Versorgungszylinder" Platz finden. Die Funktionen umfassen die Bereiche Essen, Hygiene, Privat und Arbeiten. Die Erweiterung durch die am Zylinder montierten Pneus schafft eine Verlagerung des "Privatbereichs" und die Ausweitung der Gemeinschaftsflächen, die für die Freizeitgestaltung zur Verfügung stehen. Die beiden seitlich angebrachten Pneus gliedern sich in maximal drei Ebenen, wobei die oberste als Privatbereich und die beiden unteren als Gemeinschaftszone dienen. Das Modul kann auch durch das Aufblasen der dritten Pneu erweitert werden. Diese kugelförmige Pneu ist unterhalb des Versorgungszylinders angebracht und dient als Erweiterung des Arbeitsbereichs. Der Raum kann als Vortrags- bzw. Konferenzraum genutzt werden und beinhaltet zwei Ebenen. Die unterste Ebene ist mit Fensterflächen versehen und gewährt den Bewohnern kleine Ausblicke in den Weltraum. Die Fensterflächen sind aufgrund der hohen Strahlenbelastung gering gehalten. Alle drei Pneus sind mit dem Versorgungszylinder verbunden und werden vom ihm mit Energie gespeist. An der Schnittstelle der seitlichen mit der unteren Pneu ist ein Teil der Konstruktionshülle transparent gehalten, um eine Blickbeziehung zwischen den unteren Ebenen der seitlichen Pneus und der "Konferenzebene" zu schaffen.



III a ... primärerer Versorgungszylinder
III b, c ... sekundär Pneu
III d ... tertiär Pneu

Abbildung 5.3-1: schematisches Ebenenmodell © Ursula KnappI



Aufgrund der Aneinanderkopplung der Habitate entlang des Schwerkraftverlaufs verläuft die Hapterschließung in der Längsachse des Versorgungszylinders. Die kugelförmigen pneumatischen Erweiterungsräume werden ausschließlich durch den Zylinder erschlossen.

Die grün gekennzeichneten Wege definieren die Raumgliederung, auf der die Funktionen verteilt werden.

Im Versorgungszylinder sind die wichtigsten Funktionen auf minimalem Raum untergebracht. Auch nach der Verlagerung und Ausweitung der Wohnbereiche steht der Zylinder als Zufluchtsort in Notsituationen als verschließbares Basislager zur Verfügung.

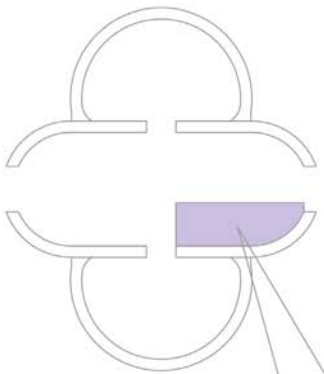
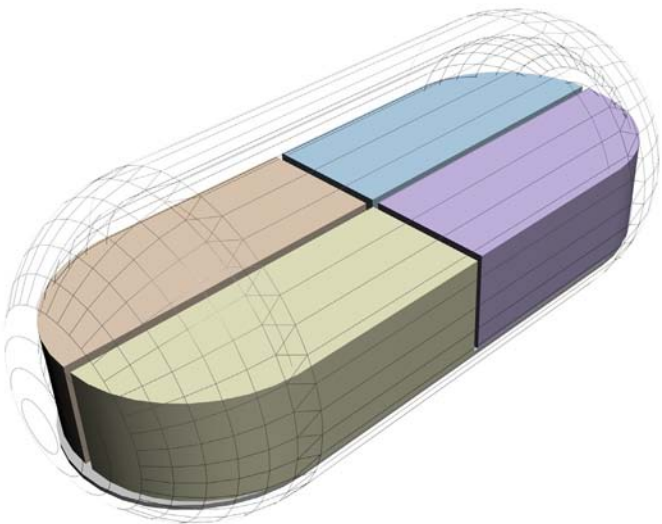
Das Wegenetz innerhalb der gekoppelten Module ist so ausgerichtet, dass der Hauptweg stets durch die Versorgungszylinder führt.

Dimensionen eines herkömmlichen Druckluftmoduls: 4 m Durchmesser und 12,7 m Länge

Abbildung 5.3-2: Wegführung © Ursula Knapp

III a ... primärer Versorgungszylinder
III b, c ... sekundär Pneu
III d ... tertiär Pneu

- Arbeit und Forschung
- Essen
- Hygiene
- Privat



Verlagerung und Ausweitung des Privat- und Freizeitbereichs in die sekundären Pneu

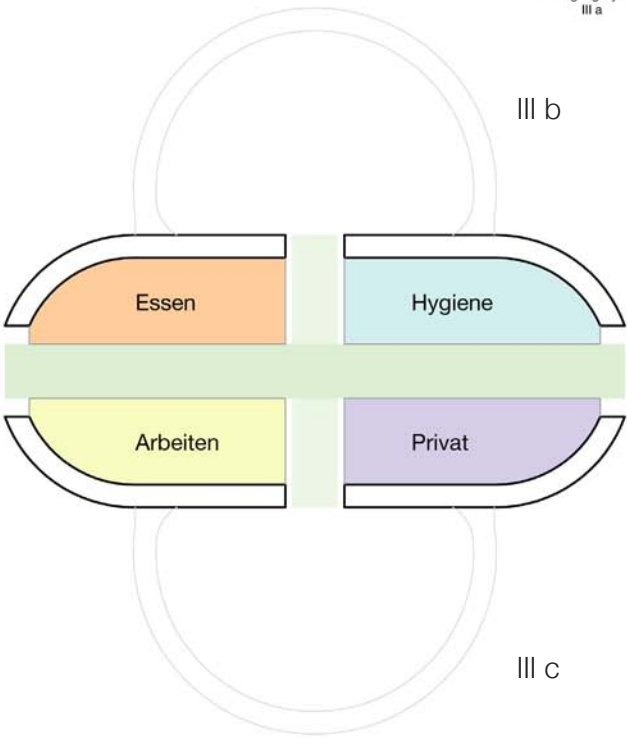
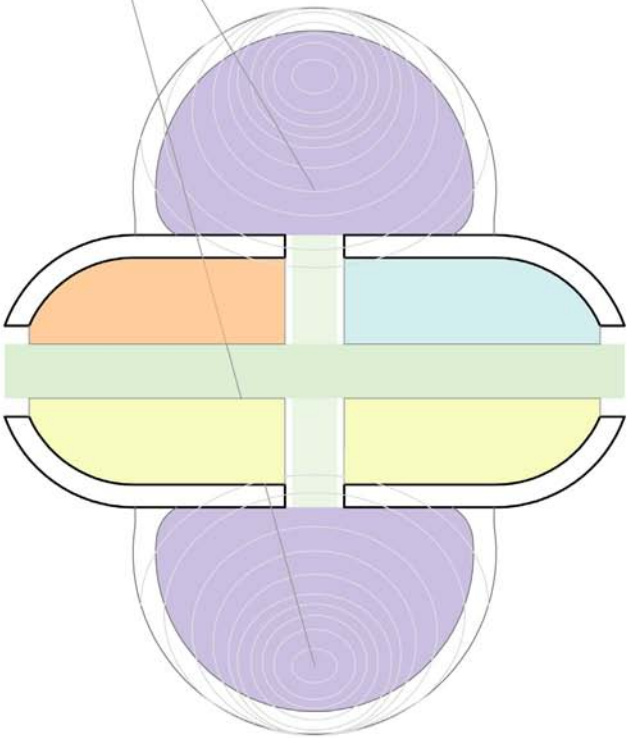
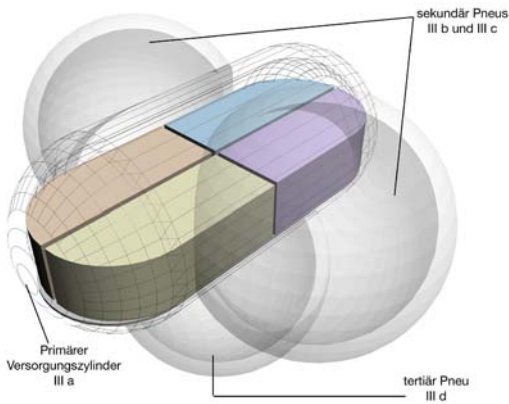


Abbildung 5.3-3: Funktionsverteilung © Ursula Knapp

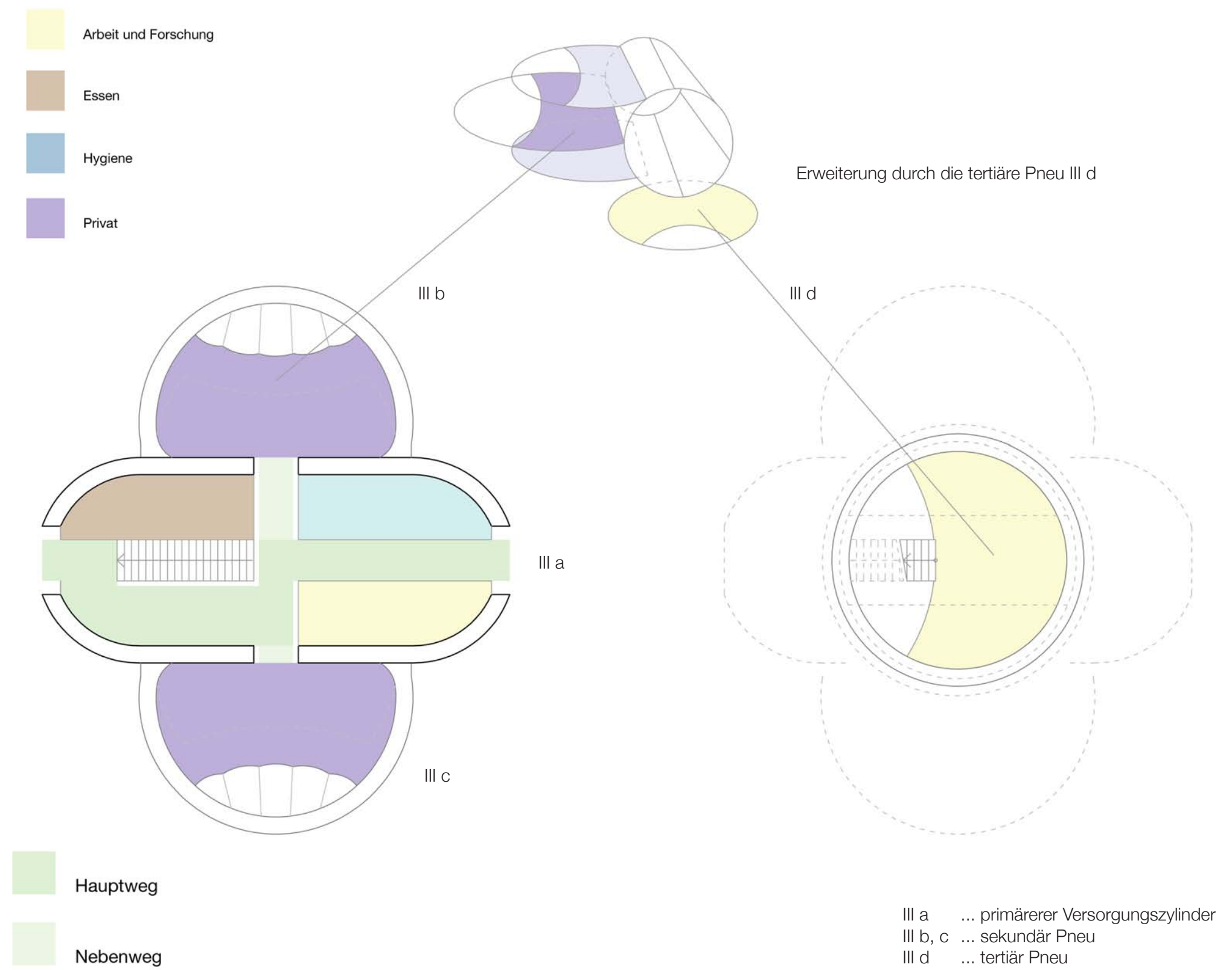


Abbildung 5.3-4: Raumprogramm © Ursula Knappl

Plandarstellung

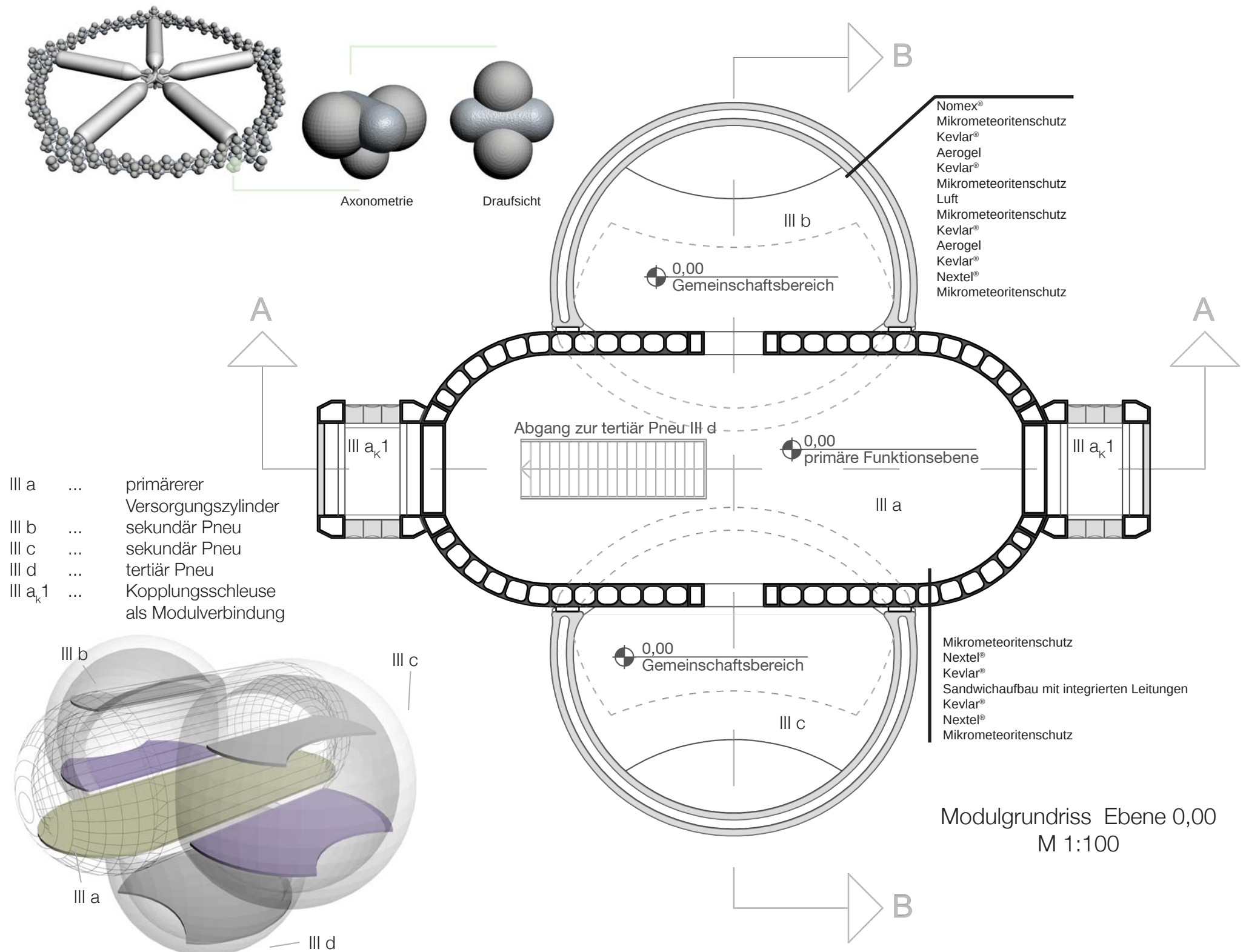


Abbildung 5.3-5: Grundriss im Maßstab 1:100 © Ursula Knapp

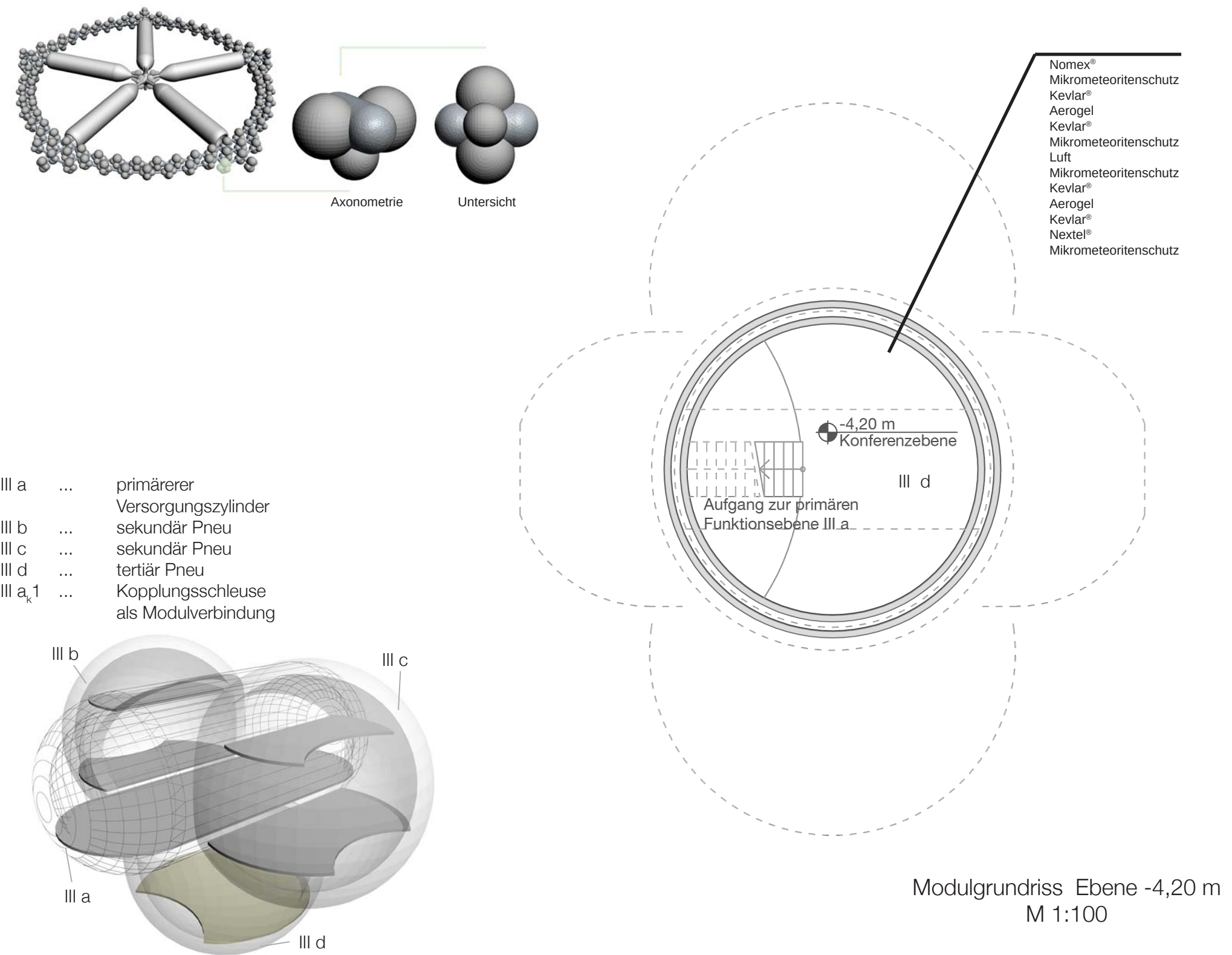
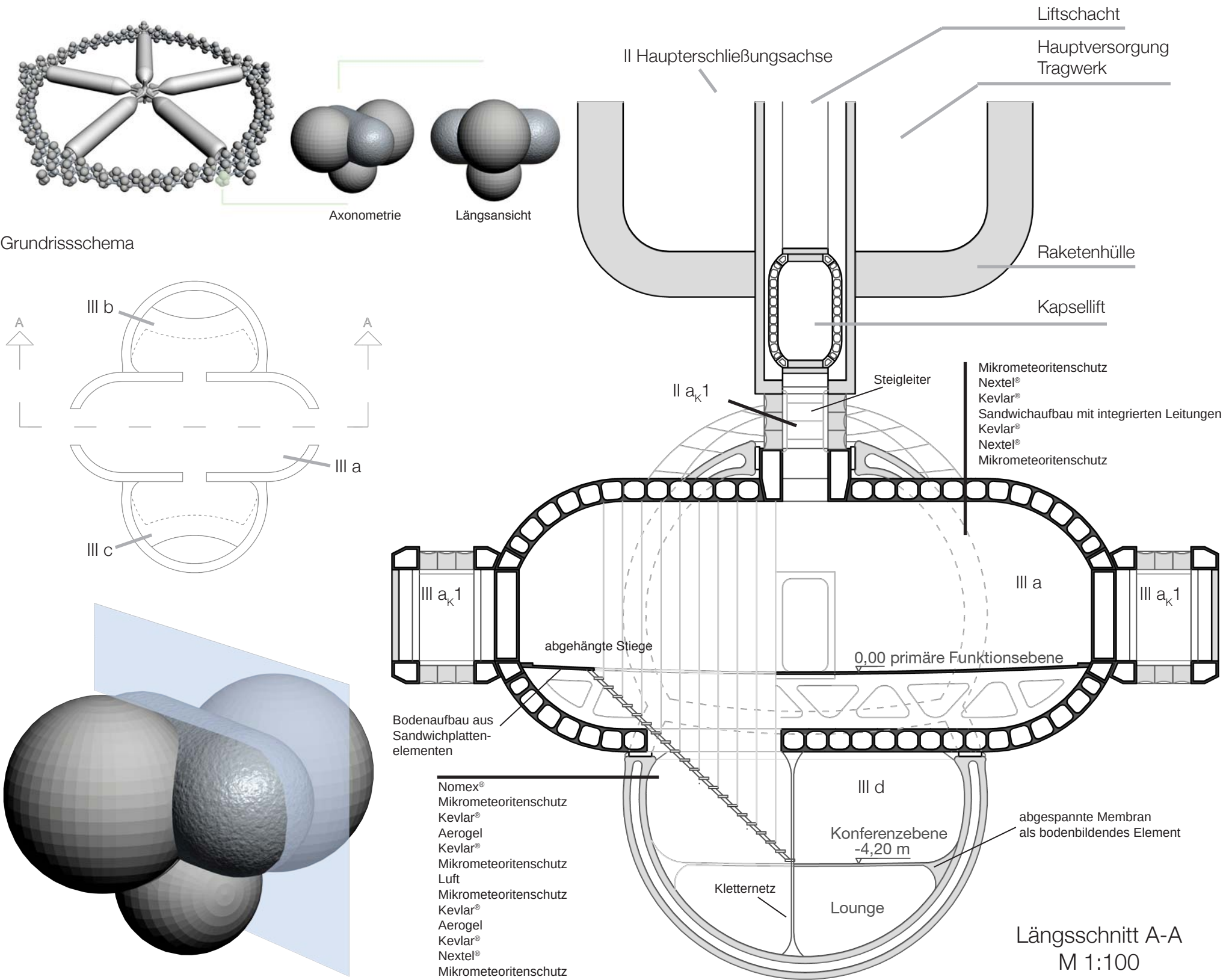


Abbildung 5.3-6: Grundriss der tertiären Pneu im Maßstab 1:100 © Ursula Knappl



III a	...	primärerer Versorgungszylinder
III b	...	sekundär Pneu
III c	...	sekundär Pneu
III d	...	tertiär Pneu
III a _k 1	...	Kopplungsschleuse als Modulverbindung

Abbildung 5.3-7: Längsschnitt A-A im Maßstab 1:100 © Ursula Knapp

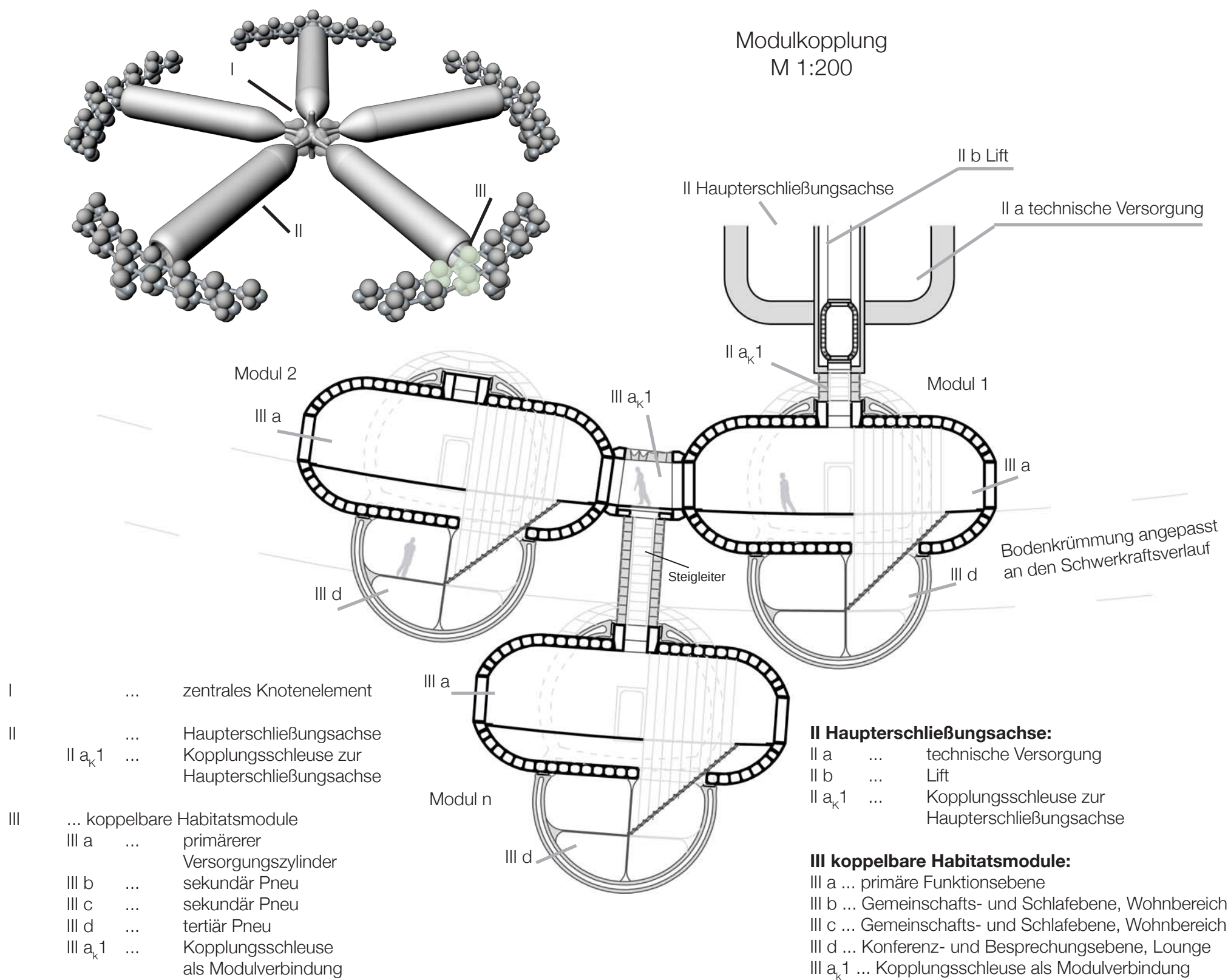
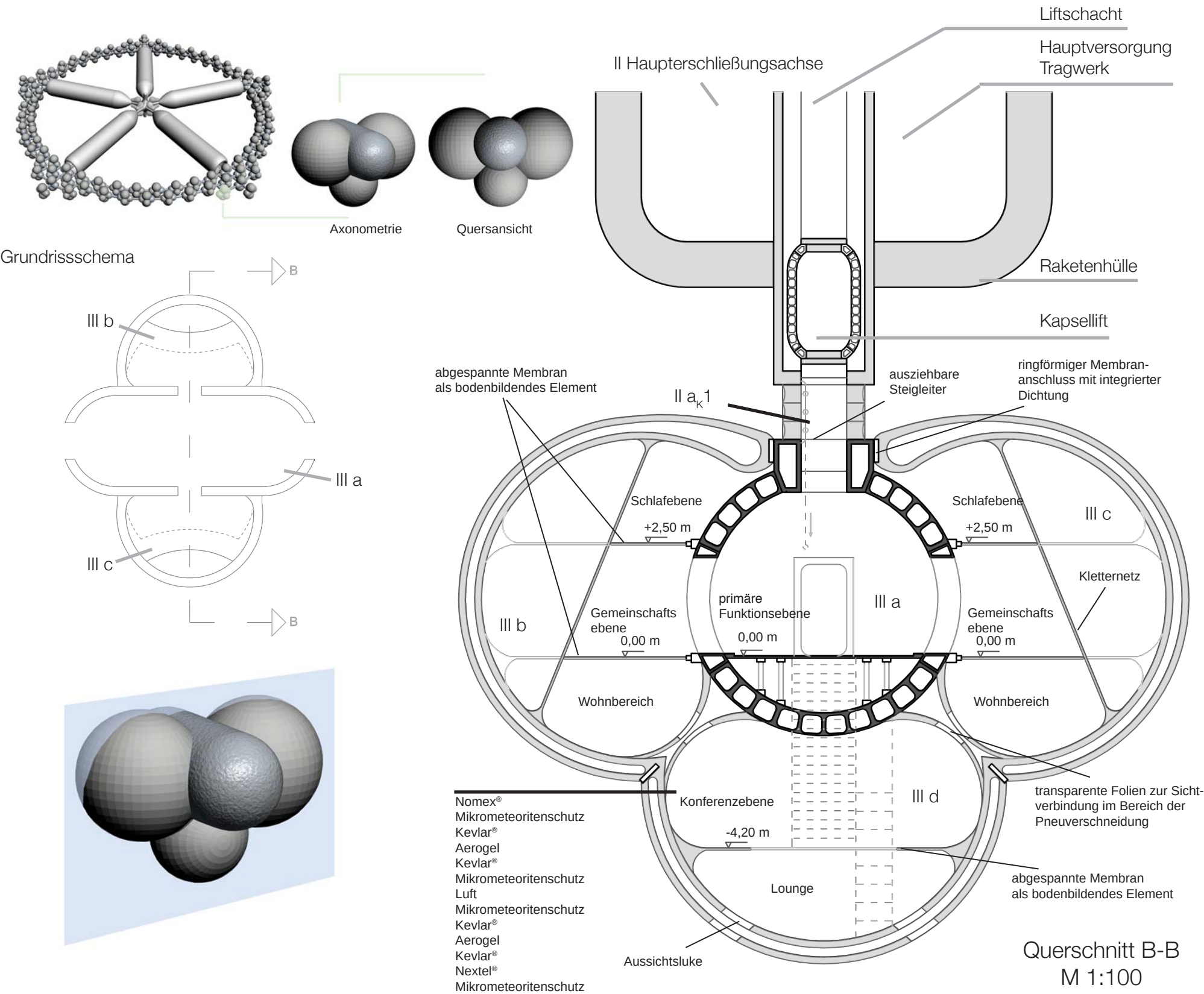
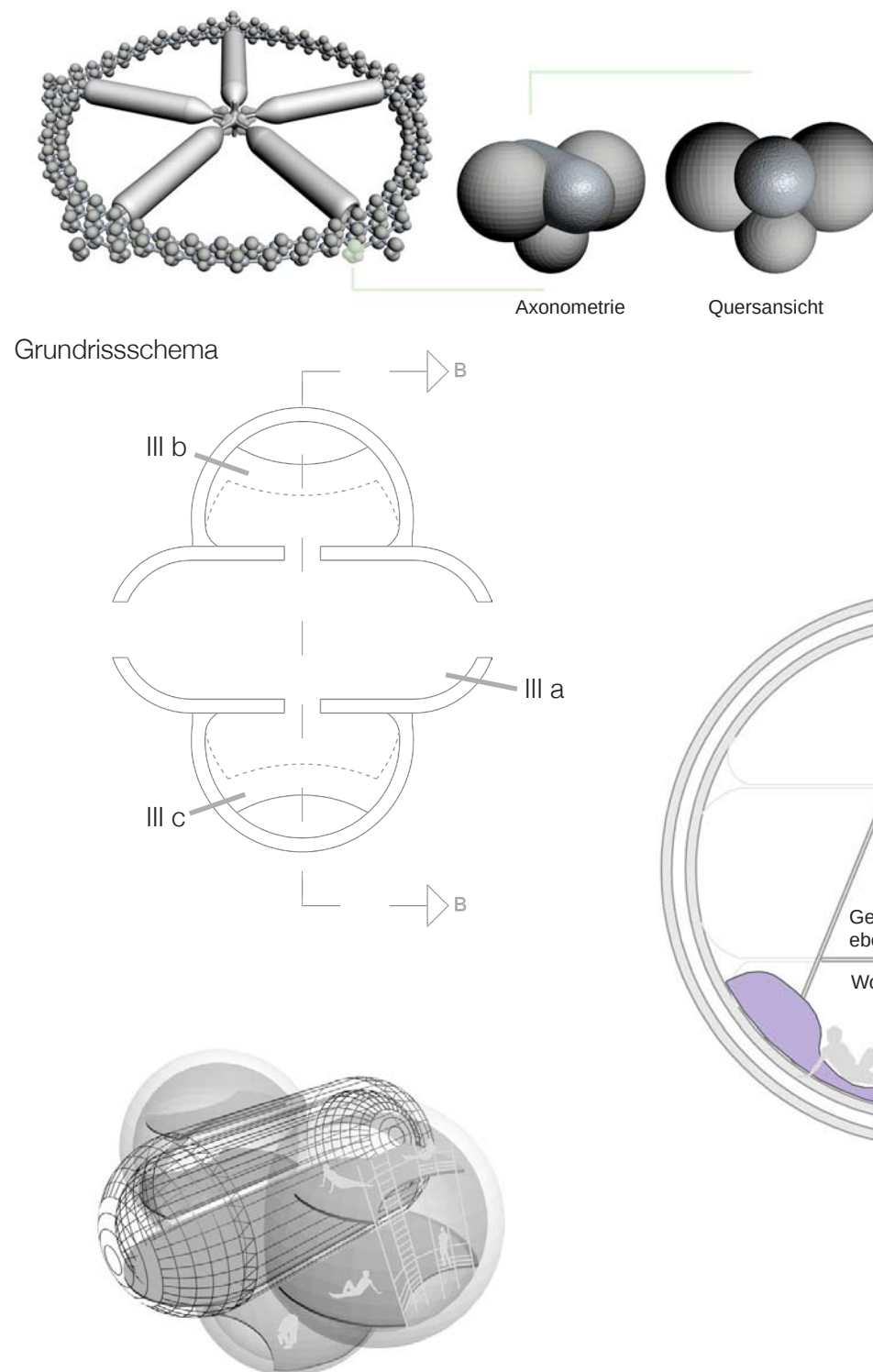


Abbildung 5.3-8: Kopplung der Module im Maßstab 1:200 © Ursula Knapp



III a	...	primärerer Versorgungszylinder
III b	...	sekundär Pneu
III c	...	sekundär Pneu
III d	...	tertiär Pneu
III a _k 1	...	Kopplungsschleuse als Modulverbindung

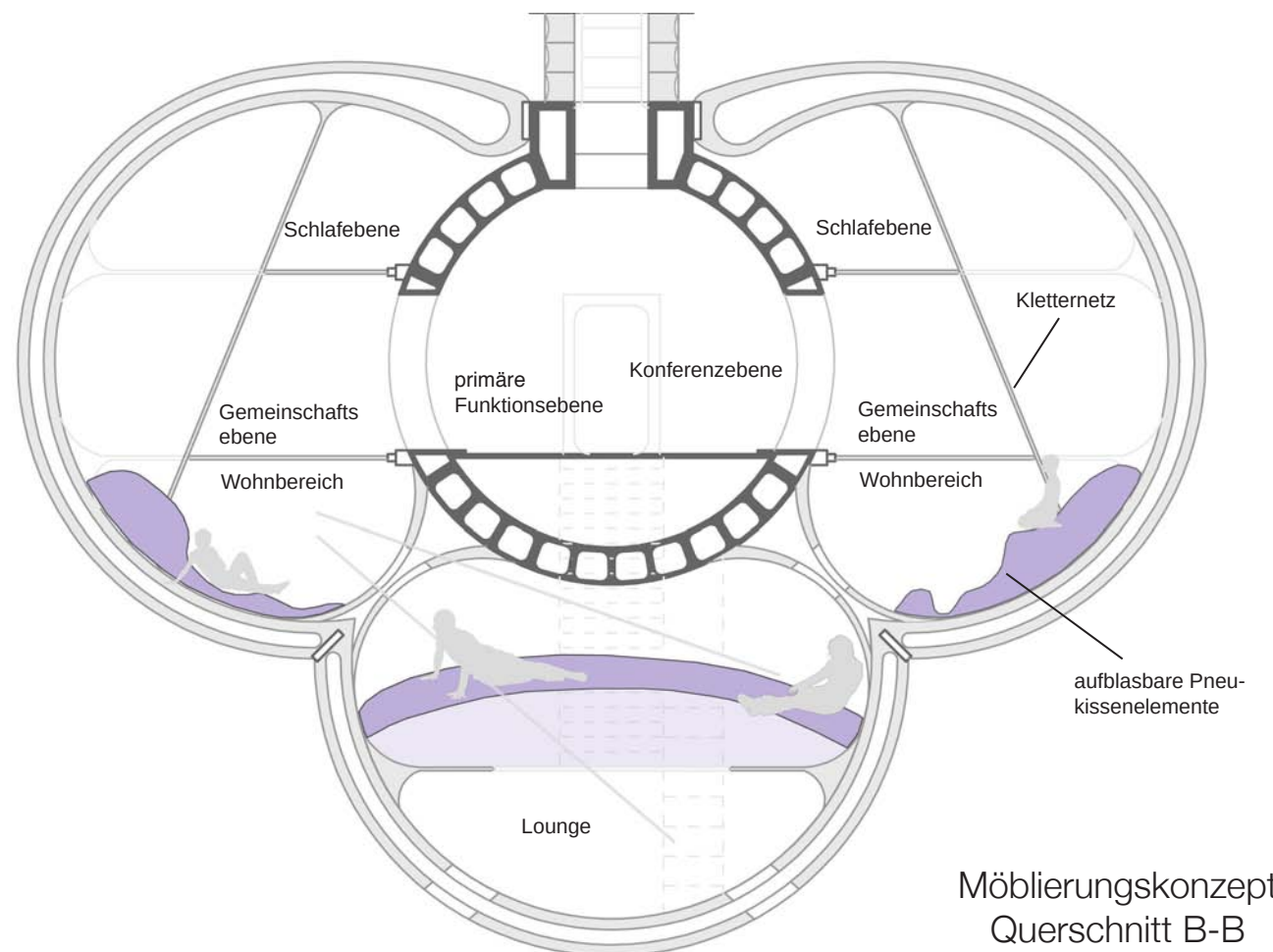
Abbildung 5.3-9: Querschnitt B-B im Maßstab 1:100 © Ursula Knapp



Einrichtungs- und Möblierungskonzepte

Das Konzept der pneumatischen Bauteile der Habitate sieht die Verwendung von Membranen und pneumatischen Elementen auch für die Innenraumgestaltung vor. Dabei befinden sich alle Möblierungsgegenstände, Böden sowie Seilnetzkonstruktionen bereits im gefalteten Zustand in den aufblasbaren Kugelpneus des Habitats. Während der Entfaltung der kugelförmigen Pneus werden die textilen Ebenen und Erschließungsnetze aufgespannt.

Die Verwendung von Textilien und Seilen als Konstruktionselement erweisen sich im All in vielerlei Hinsicht als äußerst wirtschaftlich. Sie zeichnen sich nicht nur durch ihr geringes Gewicht aus, sondern sind auch sehr vorteilhaft zu verstauen. Sie reagieren auf Zugbeanspruchung, die durch die Verspannung mit der Kugelhülle erzeugt wird.



Möblierungskonzept
Querschnitt B-B
M 1:100

Abbildung 5.3-10: Möblierungskonzept im Maßstab 1:100 © Ursula Knappf

Pneumatische Möblierungselemente werden je nach Bedarf und Nutzungsmöglichkeit im Raum installiert.

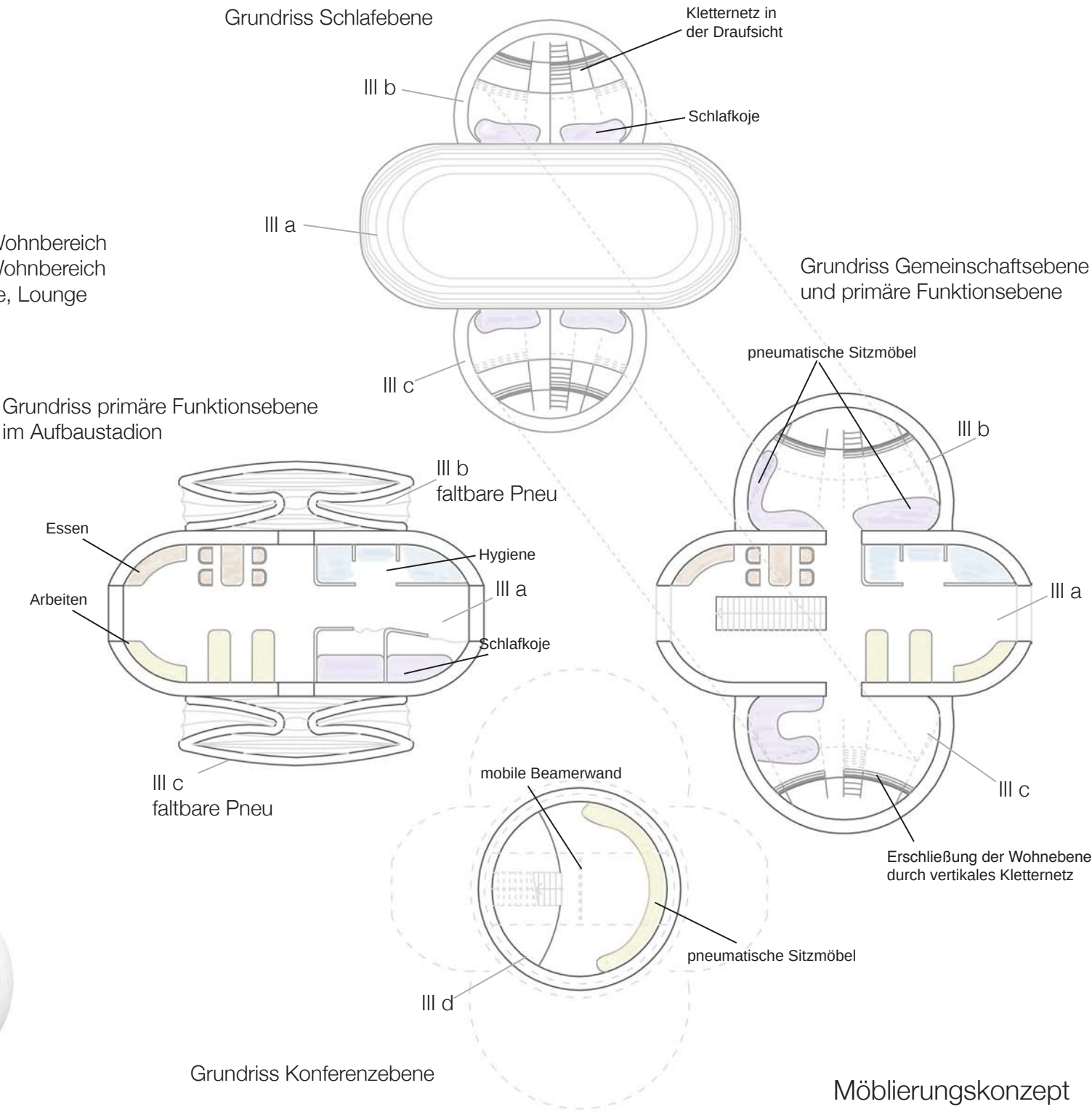
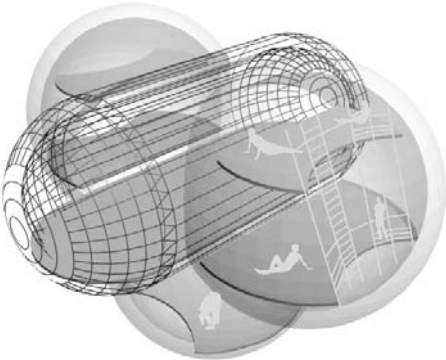
- III a ... primärerer Versorgungszylinder
 - III b ... sekundär Pneu
 - III c ... sekundär Pneu
 - III d ... tertiär Pneu
- III a: primäre Funktionsebene
III b: Gemeinschafts- und Schlafebene, Wohnbereich
III c: Gemeinschafts- und Schlafebene, Wohnbereich
III d: Konferenz- und Besprechungsebene, Lounge

Arbeit und Forschung

Essen

Hygiene

Privat



Möblierungskonzept
Grundriss
M 1:200

Abbildung 5.3-11: Möblierungskonzept im Maßstab 1:200 © Ursula Knapp

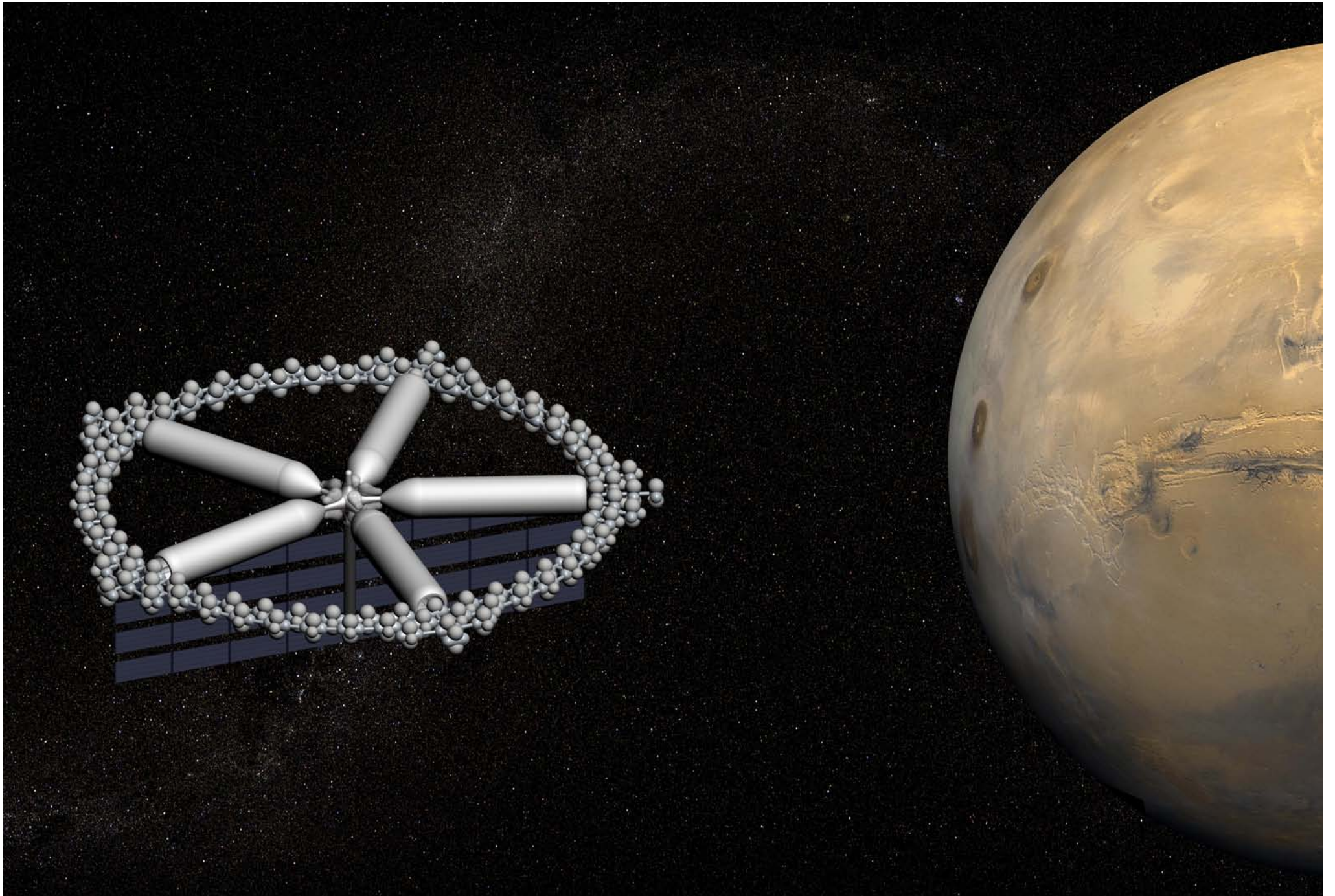


Abbildung 5.3-12: Concordia, interplanetare Raumstation

Abbildung 5.1-1: <http://www.cognitiones.de/doku.php/mars> und © Nasa
 Abbildung 5.1-2: <http://www.lsg.musin.de/geschichte/geschichte/glossar/rom/venus.htm> und © Nasa planetary photojournal)
 Abbildung 5.1-3: Concordia - die Raumstation © Ursula Knappl und <http://www.hellenica.de/Griechenland/Mythos/Harmonia.html>
 Formel 5.1-1: Horst Kuchling, Taschenbuch der Physik, Seite 124, M 7.45, Fachbuchverlag Leipzig/ Hanser-Verlag München 2007
 Formel 5.1-2: Berechnungshilfe nach Angaben von Professor Dr. Wolfgang Steiner
 Abbildung 5.1-4: Skizze nach Hilfeleistung von Professor Dr. Wolfgang Steiner
 Abbildung 5.1-5: http://www.spacefuture.org/archive/inhabiting_artificial_gravity.shtml
 Abbildung 5.1-6: http://www.spacefuture.org/archive/inhabiting_artificial_gravity.shtml
 Abbildung 5.1-7: Gravitationsschema © Ursula Knappl
 Abbildung 5.1-8: http://www.spacefuture.org/archive/inhabiting_artificial_gravity.shtml
 Abbildung 5.1-9: http://www.spacefuture.org/archive/artificial_gravity_and_the_architecture_of_orbital_habitats.shtml
 Abbildung 5.1-10: schemenhafte Darstellung © Ursula Knappl
 Abbildung 5.1-11: Systemerweiterung © Ursula Knappl
 Abbildung 5.1-12: Penrose-Wachstum © Ursula Knappl
 Abbildung 5.1-13: Anordnungsregeln © Ursula Knappl
 Abbildung 5.1-14: Anordnungsschema © Ursula Knappl
 Abbildung 5.1-15: Wachstumsschema © Ursula Knappl
 Abbildung 5.1-16: Achsdarstellung © Ursula Knappl
 Abbildung 5.1-17: <http://www.pneumocell.com/>
 Abbildung 5.1-18: Kugelverschneidung und Koppelbarkeit © Ursula Knappl
 Abbildung 5.1-19: Versorgungszylinder © Ursula Knappl
 Abbildung 5.1-20: Systemfaltbarkeit © Ursula Knappl

Abbildung 5.2-1: Zusammensetzung der Concordia © Ursula Knappl
 Abbildung 5.2-2: Bauteilbezeichnung © Ursula Knappl
 Abbildung 5.2-3: Wachstumsphasen © Ursula Knappl
 Abbildung 5.2-4: Wachstum - Axonometrie © Ursula Knappl
 Abbildung 5.2-5: Stationsansicht © Ursula Knappl / Abbildung des ATVs aus Astronomie Heute, Ausgabe 04/2008, Seite 20
 Abbildung 5.2-6: Wegführung innerhalb der Raumstation © Ursula Knappl
 Abbildung 5.2-7: Wegdiagramm © Ursula Knappl
 Abbildung 5.2-8: Kopplung der Versorgungszylinder © Ursula Knappl
 Abbildung 5.2-9: Schwerkraftsverlauf und Mikrogravitation im Stationszentrum I © Ursula Knappl
 Abbildung 5.2-10: Schwerkraftsverlauf und Gravitation innerhalb der Habitate III © Ursula Knappl
 Abbildung 5.2-11: Geschlossene Systeme innerhalb der "Concordia" © Ursula Knappl

Tabelle 5.3-1: Richtwerte für Mindestgrößen laut NASA
 Tabelle 5.3-2: Richtwerte für den erforderlichen Platzbedarf aus Leben und Arbeiten im All und Human Spaceflight
 Abbildung 5.3-1: schematisches Ebenenmodell © Ursula Knappl
 Abbildung 5.3-2: Wegführung © Ursula Knappl
 Abbildung 5.3-3: Funktionsverteilung © Ursula Knappl
 Abbildung 5.3-4: Raumprogramm © Ursula Knappl
 Abbildung 5.3-5: Grundriss im Maßstab 1:100 © Ursula Knappl
 Abbildung 5.3-6: Grundriss der tertiären Pneu im Maßstab 1:100 © Ursula Knappl
 Abbildung 5.3-7: Längsschnitt A-A im Maßstab 1:100 © Ursula Knappl
 Abbildung 5.3-8: Kopplung der Module im Maßstab 1:200 © Ursula Knappl
 Abbildung 5.3-9: Querschnitt B-B im Maßstab 1:100 © Ursula Knappl
 Abbildung 5.3-10: Möblierungskonzept im Maßstab 1:100 © Ursula Knappl
 Abbildung 5.3-11: Möblierungskonzept im Maßstab 1:200 © Ursula Knappl
 Abbildung 5.3-12: Concordia, interplanetare Raumstation © Ursula Knappl und <http://www.hyaden.de/images/mars1.jpg>

B. Imhof, S. Mohanty, C. Adams, S. Häuplik, H. Stiefel, S. Fairburn, Musings towards a new genre in (space)- architecture, Wien - Kunst/Bundeskanzleramt 2003
 Christian Karl Gruber, Leben und Arbeiten im All, Wissenschaft und Technik Verlag 1996
 Wiley J. Larson and Linda K. Pranke, Human Spaceflight, McGraw-Hill 2000