Seminarfacharbeit

Schuljahr: 2001/2002
Seminarfachlehrer: Frau Engelhardt
Fachbetreuer: Tim Rödiger

Thema:

Die orbitale Raumstation

Gestern – heute – morgen

eingereicht am Staatlichen Herder-Gymnasium Nordhausen

am: 30. 10. 2001

durch: Samuel Bednarzik, Alexander Gerlach, Karsten Pingler

Sehr geehrte Professoren Zotov und von Puttkamer

, die ihnen vorliegende Arbeit wurde im Rahmen einer Seminarfacharbeit, die als Grundlage und Vorraussetzung zur Teilnahme am Abitur diente, im Schuljahr 2001/2002 im Herder-Gymnasium abgegeben und mit einer sehr guten 1,0 benotet. Über einen 1,5 jährigen Zeitraum beschäftigte sich unser Team Samuel Bednarzik, Alexander Gerlach und Karsten Pingler ausführlich mit dem Thema. Nun liegt ihnen, Mitarbeitern der größten Raumfahrtorganisationen, unsere Arbeit vor. Eine Möglichkeit die sich niemand aus dem Team vor 4 Jahren hätte vorstellen können. Mittlerweile studieren alle 3 in den unterschiedlichsten Fachrichtungen, ob Lehramt für Gymnasien, Wirtschaftsingenieurwesen oder Industriedesign.

Ich bitte darum die Qualität und den fachlichen Inhalt der Arbeit verglichen mit dem Wissenstand von Abiturienten zu bewerten und nicht das Wissen und die Fähigkeiten von Studenten Grunde zu legen. Wir würden uns über Kritik, eventuelle Fehler oder ein Zertifikat sehr freuen, was zeigt dass unsere Arbeit von ihnen Korrektur gelesen wurde. Es besteht auch die Möglichkeit zu dem bereits in der Schule vorhandenem Exemplar eventuell ihre Bewertungen hinzuzufügen.

Da nur ich an diesem Projekt teilnehme, aber die Originalfassung der Seminarfacharbeit auf die sich die Schulbewertung gründet abgegeben wurde, liegt das Copyright bei allen 3 Mitgliedern gleichermaßen. Wie Samuel und Karsten erwarte ich mit Freude wie ihr Urteil ausfallen wird.

Mit freundlich Grüßen

Alexander Gerlach

Vorwort

Die Raumfahrt ist wohl eines der interessantesten Themengebiete der Wissenschaft, vereint sie doch in sich einen Großteil aller wissenschaftlichen Teilgebiete. Oftmals erfolgt gerade hier die Grundlagenlegung für diverse zukunftsweisende Technologien, auch stellt die Raumfahrt stets hohe Ansprüche an die bestehende Technik und reizt diese in umfangreichem Maße aus. Hinzu kommt der astronomische Aspekt: Raumfahrt ermöglicht es uns, astronomische Phänomene und Gegebenheiten näher zu erforschen, Astronomie „zu erfahren“.

Diese Tatsachen lassen das Thema Raumfahrt in Anbetracht unserer Interessen als äußerst sinnvollen Gegenstand für die zu erstellende Seminarfacharbeit erscheinen. Aufgrund der auferlegten Begrenzung im Umfang der Arbeit galt es nun, sich innerhalb des recht umfangreichen Gebiets thematisch sinnvoll zu beschränken; als idealer Inhalt erwies sich dabei die Entwicklung und Realisierung orbitaler Raumstationsprojekte unter dem Aspekt des technischen Fortschritts in den vergangenen Jahrzehnten; liefern sie als dauerhafte Einrichtungen im Weltall doch die mitunter tiefsten Einblicke in die Raumfahrtthematik.

Zunächst betrachtet Samuel Bednarzik die Raumstation vom historischen Standpunkt aus, indem er wichtige, aus heutiger Sicht mehr oder weniger utopisch erscheinende Vorüberlegungen beleuchtet und bewertet. Anschließend widmet er sich der Saljut-Reihe, dem ersten Raumstationsprogramm, dass sozusagen den Anfang aller Realisierung darstellt. Darüber hinaus befasst er sich später näher mit dem Wassermanagement als wesentlicher Teil des Lebenserhaltungssystems an Bord einer Raumstation. Karsten Pingler behandelt die Raumstation Mir und geht dabei näher auf einzelne Module, die Stationsverwaltung sowie auf das letztendliche Deorbiting der Station ein. Er gibt zudem später einen grundlegenden Ausblick auf mögliche bioregenerative Lebenserhaltungssysteme. Alexander Gerlach bearbeitet das aktuelle Thema ISS, auch in entwicklungsspezifischer Hinsicht. Außerdem beschäftigt er sich mit den grundlegenden Aufgaben des Lebenserhaltungssystems und geht dabei näher auf das Luftmanagement sowie auf die essentiellsten technischen Verfahren ein, die in diesem Zusammenhang erwähnt werden sollten.

Als Abschluss wird gemeinsam versucht, einen Einblick in die mögliche Zukunft der Raumstation zu liefern, indem anhand eigener Entwürfe Alternativen aufgezeigt werden.

Die Autoren Samuel Bednarzik, Alexander Gerlach und Karsten Pingler

Inhalt

1. Einleitung ..... Seite 1

2. Historie der Orbitalstationen ..... Seite 2
2.1 Die Anfänge ..... Seite 2-3
2.2 Die weitere Entwicklung ..... Seite 3-5

3. Die Raumstationen ..... Seite 5-6
3.1 Die Saljut-Reihe ..... Seite 6-7
3.1.1 Aufbau und Aufgaben von Saljut am Beispiel Saljut 6 ..... Seite 7-8
3.1.1.1 Das Innere von Saljut 6 ..... Seite 8-9

3.2 Die Raumstation Mir ..... Seite 10
3.2.1 Aufbau der Station ..... Seite 10
3.2.1.1 Das Kernmodul ..... Seite 10-11
3.2.1.2 Das Astrophysikmodul „Kvant“ ..... Seite 11
3.2.1.3 Das Erweiterungsmodul „Kvant 2“ ..... Seite 11-12
3.2.1.4 Das Erweiterungsmodul „Kristall“ ..... Seite 12
3.2.1.5 Das Geophysikmodul „Spektr“ ..... Seite 12-13
3.2.1.6 Das Andockmodul ..... Seite 13
3.2.1.7 Das Erdbeobachtungsmodul „Priroda“ ..... Seite 13-14
3.2.2 Verwaltung der Station ..... Seite 14
3.2.3 Das Ende der Mir ..... Seite 14-15

3.3 Die Internationale Raumstation (ISS) ..... Seite 15
3.3.1 Entstehungsgeschichte ..... Seite 15
3.3.1.1 Raumstationskonzepte und Entstehungsweg ..... Seite 15-16
3.3.1.2 Planung der Space Station Freedom ..... Seite 16-17
3.3.1.3 Entstehung der Internationalen Raumstation ..... Seite 17-18
3.3.2 Aufbau der ISS ..... Seite 18
3.3.2.1 Struktur der ISS ..... Seite 18
3.3.2.2 Installation der Module ..... Seite 18
3.3.2.2.1 Phase 2 ..... Seite 18-19
3.3.2.2.2 Phase 3 ..... Seite 19

4. Das Lebenserhaltungssystem ..... Seite 20
4.1 Luftmanagement ..... Seite 20
4.1.1 Generelle Eigenschaften des Luftmanagements ..... Seite 21
4.1.2 Luftfilterung ..... Seite 21
4.1.3 Bereitstellung der Atemgase ..... Seite 21-22
4.2 Technische Verfahren ..... Seite 22
4.2.1 Oxygen Candles ..... Seite 22
4.2.2 Elektrolysezellen ..... Seite 22-23
4.2.3 CO_2-Filterung ..... Seite 23
4.2.3.1 Lithiumhydroxidmethode ..... Seite 23
4.2.3.2 Molekularsiebmethode ..... Seite 24
4.3 Wassermanagement ..... Seite 24-25
4.4 Ausblick auf bioregenerative Systeme ..... Seite 25-26

5. Die Zukunft ..... Seite 27
5.1 Entwurf einer eigenen Raumstation ..... Seite 27
5.1.1 Space Station Independence (SSI) ..... Seite 27
5.1.2 Submodular Truss-Based Station (STBS) ..... Seite 28

6. Resümee …..... Seite 29

Anhang 1 – Abbildungen (I.1 – XIX.78) ..... Seite I – XIX

Anhang 2 – Tabellen (i.1 – vii.6) ..... Seite i – vii

Anhang 3 – Nähere Erläuterungen ..... A-B

Glossar

Danksagung

1. Einleitung

Seit jeher drängt es die Menschheit, das bisher Unbekannte zu ergründen; geleitet vom Forscherdrang gelang es dabei immer wieder, das einst scheinbar Unmögliche zu erreichen. Nach der Eroberung von Wasser und Luft war es nur eine Frage der Zeit, bis der Mensch auch die letzte Grenze überschritt und eine neue Ära in seiner Geschichte einläutete: das Zeitalter der Raumfahrt.

Mit fortschreitender Technik erlangte er dabei das Potential, immer größere Distanzen zu überwinden und schließlich nach Jahren intensiver Forschung den Mond zu erreichen. In Zeiten des Kalten Krieges entbrannte zwischen den Supermächten ein wahrer Wettstreit um das Erreichen des Erdtrabanten, der sich jedoch über die Jahre legte; vielmehr erwuchs auf Basis internationaler Zusammenarbeit ein milliardenschwerer Industriezweig. Auf Dauer war es dabei nicht genug, das All lediglich zu bereisen; es galt, den Weltraum zu erschließen. Als wesentlich sollte sich dabei die Entwicklung dauerhafter orbitaler Stationen erweisen. Nur so war es möglich, Langzeitstudien und Forschungen unter den Bedingungen der Schwerelosigkeit durchzuführen.

Die Idee einer Raumstation, einer permanent bewohnbaren Basis im Weltall, ist dabei beinahe so alt wie der Raumfahrtgedanke selbst.

Im Folgenden sollen wichtige historische Überlegungen und Entwürfe für orbitale Raumstationen sowie Umsetzungen der ersten bis vierten Generation beschrieben werden; als Abschluss wird überdies versucht, anhand eigener Modelle eventuelle Alternativen aufzuzeigen, die für zukünftige Entwicklungen maßgeblich sein könnten.

2. Historie der Orbitalstationen

2.1 Die Anfänge

Die Idee eines von Menschen geschaffenen Objektes, eines künstlichen Erdsatelliten, im Orbit der Erde taucht zum ersten mal 1869 auf, 100 Jahre vor der Landung des ersten Menschen auf dem Mond.

Isaac Newton illustrierte zwar 1687 seine Idee vom Gravitationsgesetz anhand der Bewegung einer großen Bleikugel im Orbit der Erde, doch diente dieser „Kunstmond“ hier nur zur Verdeutlichung physikalischer Zusammenhänge.

1869 veröffentlichte Edward Everett Hale, Pfarrer aus Boston und Herausgeber der Zeitung „Atlantic Monthly“, eine Sciencefictionserie mit dem Titel „Der Backsteinmond“. Es handelte sich hierbei um Überlegungen, einen „Kunstmond“ mit großer Helligkeit in den Orbit zu bringen, um für Schiffe die Orientierung nach den Sternen zu erleichtern. Auch eine Besatzung hätte der Backsteinmond, der die Erde in 8000km Höhe umrunden sollte. Jedoch wurden derartige Ideen damals von der Wissenschaft weder ernst genommen noch wurde daran gearbeitet. Doch Hale verhalf so un-bewusst der Idee einer bemannten Raumstation zum Leben.

Später äußerte sich ein Zeitgenosse Hales, der russische Raumfahrtpionier Konstantin Eduardowitsch Ziolkowski, sehr genau zu Orbitaleinrichtungen als Ausgangsbasis für Flüge zu anderen Himmelskörpern.

1911 beschrieb er sogar bewohnte Kunstmonde mit einem vollständigen biologischen Kreislauf zur Nahrungs- und Sauerstoffversorgung einer Mannschaft.

Neben Hale und Ziolkowski befassten sich zu dieser Zeit noch diverse andere Autoren literarisch mit dem Thema Raumstation, meist wissenschaftlich eher unausgereift, jedoch sehr unterhaltsam. So sah man zwar das Potential einer bemannten Station als Basis für Expeditionen und beschrieb dies auch ausführlich, jedoch blieb es späteren Generationen von Wissenschaftlern vorbehalten, den enormen antriebs-technischen Vorteil, der durch Raumstationen geschaffen werden könnte, wissenschaftlich zu beweisen und den Schritt von literarischer Utopie zu realistischen Überlegungen zu machen.

Ein Name ist in diesem Zusammenhang ganz besonders hervorzuheben: Hermann Oberth. Der Deutsche veröffentlichte 1923 ein Buch mit dem Titel „Die Rakete zu den Planetenräumen“. Dieses Buch war bahnbrechend für die gesamte, damals noch sehr junge Wissenschaft der Raumfahrt, da es den ersten, wissenschaftlich logischen

und schlüssigen Beweis für die Machbarkeit von Raumfahrt war. Seitdem trägt er allgemein den Beinamen „Vater der Raumfahrt“.

„Lassen wir nun aber derartige Raketen größeren Maßstabes im Kreis um die Erde laufen, so stellen sie sozusagen einen kleinen Mond dar. Sie müssen auch nicht mehr zum Niedergehen eingerichtet sein. Der Verkehr zwischen ihnen und der Erde kann durch kleinere Apparate aufrechterhalten werden, so dass diese großen Raketen (wir wollen sie Beobachtungsstationen nennen) oben immer mehr für ihre eigentlichen Zwecke umgebaut werden können. [...]“

(Hermann Oberth: „Die Rakete zu den Planetenräumen“, § 17: “Ausblicke“ [Buedeler 1])

Damit beschrieb Oberth das Prinzip moderner Stationen mit permanenter Besatzung, ähnlich wie es heute praktiziert wird. Auch eventuelle Verwendungszwecke führte er detailliert aus: die Orbitalstation als Beobachtungswarte, um damals noch unerforschte Regionen der Erde zu fotografieren, das Wetter zu beobachten sowie Eisberge aufzuspüren (dies alles wird heute tatsächlich von Satelliten praktiziert). Weiterhin verweist er noch auf den strategischen sowie wissenschaftlichen Wert, den eine Station haben könnte.

2.2 Die weitere Entwicklung

Nur kurze Zeit später erschien von dem Österreicher Hermann Noordung ein zweifellos durch Oberth inspiriertes Buch, „Das Problem der Befahrung des Weltraumes“. In diesem Werk erschien erstmalig das sogenannte „Radmodell“ einer Raumstation. Dieses geht davon aus, dass die Station im Wesentlichen aus einem Reifen besteht, der um die eigene Achse rotiert und so im äußeren Bereich des Reifens künstliche Schwere in Form der Zentrifugalkraft erzeugt.

Die Besatzung seiner Station würde sich dabei meist im Wohnrad aufhalten, dem äußeren Teil des Reifens, in dem erdähnliche Gravitationsverhältnisse herrschen würden. Dort befänden sich Geräte, Lagerräume, Schlafgelegenheiten, Aufenthaltsräume sowie eine medizinische Einrichtung. Über Treppen und Aufzüge könnte die Mannschaft ins Zentrum des Rades, in die „Nabe“ gelangen. Hier befände sich das wissenschaftliche Labor, in dem folglich Schwerelosigkeit herrschen würde. Das Problem der Energieversorgung löste Noordung mithilfe eines Parabolspiegels, in dessen Brennpunkt Wasser in einem Druckbehälter zum Sieden gebracht wird und so an Bord befindliche Generatoren antreibt. Auf der Rückseite des Spiegels, im

Schatten bei etwa –270°C, sollte der Wasserdampf kondensieren und dem System erneut zugeführt werden. Auf diese Weise wäre eine bis auf Materialverschleiß unerschöpfliche Energiequelle gegeben (*siehe Abb. I.1*). Bei einem ähnlichen Entwurf der beiden Endländer Harry Ross und Ralph Smith bediente man sich ebenfalls der von Noordung beschriebenen Energieversorgung, da unter den Bedingungen im Vakuum fast ideale Voraussetzungen für Wärmekraftmaschinen herrschen. Auch Ross und Smith gingen noch davon aus, dass Menschen für einen längeren Aufenthalt künstliche Schwere benötigen. Ihre Berechnungen ergaben, dass der Habitatring, in dem die Besatzung leben sollte, bei einem geplanten Durchmesser von 61m alle sieben Sekunden eine Umdrehung machen müsste, um erdähnlichen Andruck zu erzeugen (*siehe Abb. I.2*).

Dieses Konzept einer Station blieb vorerst beherrschend, jedoch wurde nach dem Zweiten Weltkrieg, nicht zuletzt durch die neuen Erkenntnisse in der Raumfahrttechnik, sehr intensive Entwicklungsarbeit geleistet, um die Theorie in die Praxis umzusetzen.

1952 erschien in dem amerikanischen Wissenschaftsmagazin „Collier's Magazine" ein Raumstationsprogramm, welches unter der Leitung des deutschen Raumfahrtwissenschaftlers Dr. Wernher von Braun erstellt wurde. Auch er bezog sich auf das damals gebräuchliche Radmodell, wobei die technische Realisierbarkeit zunächst absolute Priorität genoss. Von Brauns Station sollte mit einem Durchmesser von 71m und einem Reifendurchschnitt von 9m, welcher in drei Stockwerke unterteilt werden sollte, die bisher größte werden. Die Außenhülle bestünde aus elastischem Kunststoff, welcher zusammengefaltet in den Orbit gebracht und dort „aufgeblasen" werden sollte (*siehe Abb. I.3*). Eines jedoch hebt das gesamte Projekt gegenüber allen Vorhergehenden besonders hervor; so beschäftigt sich von Braun erstmals sehr ausführlich und wissenschaftlich korrekt mit dem Problem des Transportes der Stationsteile in die Umlaufbahn. Dies sollte durch eine dreistufige, 80m hohe Trägerrakete realisiert werden. Das Startgewicht wurde auf 6400t berechnet, wovon lediglich 32,5t Nutzlast vorgesehen waren. Die im Vergleich zu Saljut 6 (15m lang, 20t schwer) gigantische Station von 71m Durchmesser im All zu montieren, wäre demnach mit vielen Flügen und so enormem technischen und finanziellen Aufwand verbunden, was auch ein Grund dafür sein dürfte, dass das Projekt bis heute nicht verwirklicht wurde. Neben den genannten Ideen und Plänen gab es noch eine ganze Reihe anderer, die den bereits Beschriebenen teilweise sehr ähneln und daher wegen

des hohen Aufwandes nicht umgesetzt werden konnten. Die Zukunft sollte nicht den gigantischen Orbitalkomplexen mit künstlicher Schwere und hydroponischen Gärten gehören (*siehe Abb. I.4*), sondern der Raumstation, wie Oberth sie sehr realistisch beschrieb; bestehend aus einer ausgebauten Rakete, mehreren Modulen mit wissenschaftlicher Einrichtung in absoluter Schwerelosigkeit. Anfang der 70er Jahre läutete die Sowjetunion mit dem Start der Station Saljut die Ära der bemannten Raumstationen endgültig ein.

3. Die Raumstationen

Grundsätzlich lassen sich Raumstationen nach heutiger Definition anhand charakteristischer Merkmale von anderen im Weltall stationierten Apparaturen wie Satelliten oder Plattformen unterscheiden: Raumstationen stellen orbitale und im Orbit (eines Planeten) aufzubauende, große, möglichst langlebige und für große Missionsdauern ausgelegte, bemannte und multidisziplinäre, d.h. in verschiedenen Bereichen einsetzbare Systeme dar.

Raumstationen müssen beispielsweise den Start mit einer Trägerrakete überstehen können und dann ohne großen technischen Aufwand im Weltall funktionsfähig sein. Sie müssen überdies in gewissem Maße fernbedienbar sein und über Kommunikationssysteme zum Bodenkontakt sowie über ein Antriebs- und Lagerregelungssystem verfügen. Da eine große Station die Nutzlastkapazität eines einzelnen Raumtransportsystems (beispielsweise einer heute üblichen Trägerrakete) übersteigt, ist ein Aufbau direkt in der Umlaufbahn unumgänglich. Hierzu wird man in der Regel einen modularen Entwurf wählen. Raumstationen sollten grundsätzlich langlebiger als diverse Transportsysteme oder Satelliten sein. Dies bedeutet, dass ihre Subsysteme und Komponenten nicht nur über einen längeren Zeitraum kontinuierlich und zuverlässig funktionieren sollen, sondern auch für den Störfall leicht und schnell reparierbar oder austauschbar sein müssen. Auch muss eine Raumstation ständig mit Nachschubgütern versorgt werden; schließlich beherbergt sie permanent - oder zumindest vorüber-gehend - eine Besatzung. Dieses Charakteristikum erzeugt die wohl größten Anforderungen an den Entwurf der Station. Generell gibt es heutzutage vier große Nutzungsgebiete, auf denen die orbitale Raustation Anwendung findet: die Raumstation kann als permanent verfügbare, multidisziplinäre Forschungseinrichtung im erdnahen Weltraum zur Grundlagen- und angewandten

Forschung, als Prüfstand für neue Technologien in der Weltraumumgebung, als Plattform für die Fernerkennung der Erde, des Sonnensystems und des Universums und als Sprungbrett zur weiteren Erforschung und Erschließung des Weltraums (d.h. beispielsweise als Verkehrsknoten, geeignet für die Montage und zur Wartung von Raumfahrzeugen) fungieren.

3.1 Die Saljut-Reihe

„Die sowjetische Wissenschaft sieht in der Schaffung von Raumstationen mit auswechselbaren Besatzungen den Hauptweg des Menschen in den Kosmos. Sie könnten zu Kosmodromen im Kosmos werden, zu Startplätzen für Flüge zu anderen Planeten. Es werden große wissenschaftliche Laboratorien für die Durchführung von Forschungsarbeiten zur kosmischen Technologie und Biologie, Medizin und Geophysik, Astronomie und Astrophysik entstehen."
(*Generalsekretär des ZK der KPdSU, L.I. Breschnew [Buedeler 1]*)

Ähnlich wie die kühne Aussage des ehemaligen US-Präsidenten Kennedy, noch vor Ablauf der 60er Jahre einen Mann sicher auf den Mond und zurückzubringen, war diese Rede von Breschnew eine herausfordernde Aufgabenstellung an die sowjetische Wissenschaft. Nach einer intensiven Entwicklungs- und Bauphase, in der zahlreiche technische und logistische Probleme gelöst werden mussten, wurde
Saljut 1 schließlich fertiggestellt, und nur zehn Jahre nach dem Flug des ersten Menschen ins All startete am 19.4.1971 die erste langlebige Raumstation in die Umlaufbahn der Erde.
Primäres Ziel dieser Erstmission war es zunächst, alle Systeme in- und außerhalb der Station zu testen, um Erkenntnisse für weitere Salutprojekte zu gewinnen. So wurde das automatische Kopplungsverfahren zwischen dem Raumschiff Sojus und der Station auf Zuverlässigkeit getestet, da alle vorhergehenden Kopplungsmechanismen nie für ein Umsteigen durch den Kopplungstunnel konstruiert wurden. Nach erfolgreichem Abtrennen von Sojus 10, dem Versorgungsraumschiff für Saljut, wurden die wissenschaftlichen Systeme an Bord im automatischen Betrieb getestet und von der Erde aus überwacht. Als dann ein erdähnliches Mikroklima in der Station geschaffen werden konnte und alle Systeme sich als zuverlässig erwiesen

hatten, wurde mit Sojus 11 die erste Besatzung auf die Station gebracht (*siehe Abb. II.5*).

Neben einer Reihe wissenschaftlicher Experimente galt es nun auch, ein anderes wichtiges Problem zu erforschen: die Auswirkungen der Schwerelosigkeit auf den menschlichen Organismus während eines Langzeitaufenthaltes im All. Durch die daraus gewonnen Erkenntnissen und dadurch, dass an künstliche Schwere noch nicht zu denken war, entwickelte man ein Reihe von Maßnahmen zur medizinischen Kontrolle und für das physische Training der Kosmonauten an Bord. Dazu zählten beispielsweise ein Spezialanzug und Trainingsgeräte, die durch eine ständige Belastung von Muskel- und Knochenbau der Kosmonauten ihre Wiederanpassung an die irdischen Bedingungen erleichtern sollten.

Die ausgedienten Stationen (insgesamt sieben) wurden zugunsten ihrer Nachfolger durch die Steuerdüsen in eine tiefere Umlaufbahn gebracht, um dann in der Atmosphäre zu verglühen. Wurde der Eintrittswinkel falsch kalkuliert, passierte es gelegentlich, dass Fragmente der Station die Erdoberfläche erreichten.

Doch bei allen Erfolgen erlitt die Raumfahrt trotzdem einen starken Rückschlag, als die drei Kosmonauten Georgi Dobrowolski, Wladislaw Wolkow und Viktor Pazajew bei der Rückkehr von Saljut 1 aufgrund eines technischen Fehlers in der Landekapsel ums Leben kamen.

Parallel zum Saljut-Programm entwickelte die NASA eine eigene Raumstation, das Raumlabor Skylab (*siehe Abb. II.6, Abb. XI.44*), als Antwort auf die sowjetischen Stationen. Nach einjähriger Verweildauer im All wurde das Projekt jedoch nicht fortgeführt.

Während der folgenden Saljutprojekte (1-7) ging die Entwicklung stetig weiter, sodass die Station Saljut 6 bis auf eine äußere Ähnlichkeit fast vollständig verändert und verbessert wurde. Alle Systeme wurden mit den Erfahrungen der vorhergehenden Missionen überarbeitet, um ihre Funktionalität zu optimieren. Ziele waren vornehmlich die wissenschaftliche Forschung und astronomische Beobachtungen.

3.1.1 Aufbau und Aufgaben von Saljut am Beispiel Saljut 6

Im Vergleich zu moderneren Stationen wie Mir oder ISS war der Aufbau von Saljut sehr einfach. Die Station bestand im Wesentlichen aus drei von außen gut

erkennbaren Segmenten: dem Übergangsteil von der vorderen Kopplungsanlage in das Innere, der Steuerzentrale und dem Laborteil für wissenschaftliche Arbeit. An dem Übergangstunnel befand sich seitlich die Ausstiegsluke. So diente der Tunnel zusätzlich noch als Luftschleuse für „Weltraumspaziergänge“. Zur primären Stromversorgung der Station waren außen an der Steuerzentrale drei sich automatisch nach der Sonne ausrichtende Solarzellenausleger mit einer Spanne von 17m angebracht. Die Gesamtlänge von Saljut 6 ohne das Versorgungsschiff Sojus betrug 15m (*siehe Abb. II.8; III.10; III.11*).

Eine wesentliche Weiterentwicklung zu Saljut 5 bestand darin, dass sich am Ende der Arbeitssektion eine weitere Ankopplungsanlage befand, welche die Verbindung mit dem Einweg-Versorgungsschiff Progress ermöglichte. So konnte die Lebensdauer der Station deutlich verlängert werden. Mit allen 1500 Geräten an Bord hatte sie ein Gewicht von ca. 20t, mit den beiden Raumschiffen Sojus (*siehe Abb. IV.12 bis IV.15*) und Progress (*siehe IV.16; V.17*) über 32t. In diesem Zustand maß Saljut 6 fast 30m.

3.1.1.1 Das Innere von Saljut 6

Das an Bord herrschende Mikroklima war nicht regenerativ, es gab zwar Atemluftfilter und eine Klimaanlage, doch konnten die überlebensnotwendigen Bedingungen an Bord nur mit Hilfe der Versorgung von der Erde aufrecht erhalten werden. So wurde die Schaffung einer unabhängigen Biosphäre im Orbit zu einer großen Herausforderung für die Wissenschaft, die bis heute besteht.

Im hinteren Teil der Laborsektion lag der Aggregatteil. Dort befand sich ein Großteil der technischen Geräte wie das Lüftungssystem, die Lebenserhaltung, Sende- und Empfangsanlagen und verschiedene Überwachungssensoren.

Doch das Herzstück von Saljut 6 war die Multispektralkamera MKF 6 M, womit ausgewählte Erdteile aufgenommen wurden, um Informationen über eventuelle biologische und mineralische Ressourcen zu erhalten. Weiter befand sich ein Teleskop an Bord, um die Planeten unseres Sonnensystems zu erforschen. Auch für die Sonnenforschung war die Station ausgerüstet, doch neben astronomischen Forschungsgeräten war Saljut auch mit einer Reihe von Geräten für biologische, medizinische, physikalische und chemische Forschung ausgerüstet. Beispielsweise verfügte die Station über Versuchsaufbauten zur Untersuchung von bakteriellem und pflanzlichem Wachstum unter den Bedingungen der Schwerelosigkeit. Daraus

gewann man wertvolle Erkenntnisse für Raumstationen der Zukunft, die zur Versorgung der Mannschaft mit Sauerstoff und Nahrung mit bioregenerativen Systemen (*siehe 4.4, S.15*) ausgestattet werden könnten.

Für die Materialforschung gab es zwei Spezialöfen ,“Splav 01“ und „Kristall“, in denen die sonst der Schwerkraft unterworfenen physikalisch-chemischen Prozesse bei der Herstellung komplexer Materialien unabhängig von der Gravitation der Erde durchgeführt werden konnten. Die Folge war die Entwicklung hochwertigerer Materialien sowohl für die Verwendung auf der Erde als auch im All.

Bei Saljut 6 wurde erstmals versucht, die Lebensbedingungen an Bord zu optimieren und ihr ein physisch und psychisch zumutbares Umfeld zu schaffen. Beispielsweise installierte man eine Dusche (*siehe Abb. II.9*) für die Kosmonauten, die jedoch als solche kaum zu gebrauchen war, da sich in der Schwerelosigkeit das Wasser aufgrund seiner Oberflächenspannung in Körpervertiefungen wie Augenhöhlen, Nase und Ohren sammelte. So wurde das Duschen zur höchst unangenehmen Angelegenheit. Das Programm für das physische Training der Besatzung war ebenfalls nicht besonders ausgereift. Es gab zwar einige Trainingsgeräte, beispielsweise ein Tretrad und ein Laufband (*siehe Abb. V.18*), jedoch waren die Kosmonauten nach Langzeitaufendhalten bei ihrer Rückkehr zur Erde fast völlig unfähig, selbständig die Landekapsel zu verlassen, geschweige denn allein zu laufen.

Das gesamte Saljutprojekt (*siehe Tab. i.1*) war von Erfolgen und Misserfolgen gekennzeichnet. Besonders hervorzuheben sind dabei Saljut 6 und Saljut 7. Dies waren die beiden bis dahin erfolgreichsten Unternehmen der russischen Raumforschung. Es wurden zahlreiche wissenschaftliche und technische Erkenntnisse, aber auch Erfahrungen über ein Leben auf engstem Raum in der Schwerelosigkeit gewonnen.

Alle neuen Erfahrungen flossen in spätere Raumfahrtprogramme wie die Raumstation „Mir“ (*siehe 3.2, S.10*) ein. Erstaunlich ist, dass mit Saljut ziemlich genau das verwirklicht wurde, was Hermann Oberth (*siehe 2.1, S.3*) 1923 in seinem Buch beschrieb.

3.2 Die Raumstation Mir

Im Februar 1986 begann die damalige Sowjetunion mit der Realisierung ihres bisher umfangreichsten Raumfahrtprojektes: der Raumstation Mir. Dieser konsequent weiterentwickelte Saljut-7-Nachfolger wurde bei zahlreichen Erweiterungen des Grundmoduls zur langzeitigen Institution und verhalf der Sowjetunion somit zur dauerhaften Präsenz im All. Die Mir (zu Deutsch „Frieden“) war die erste und einzige sowjetische Raumstation dritter Generation und blieb letztendlich über 15 Jahre im Erdorbit. Die Station war darüber hinaus die weltweit erste, die den bereits erwähnten Charakteristiken einer Raumstation nach üblicher Definition (*siehe 3., S.5*) voll-ständig entsprach; die immer fortwährende Erweiterung durch dauerhaft stationierte Module unterschied sie dabei weitgehend von den Modellen der Saljut-Reihe und war wesentliche Grundlage für die lange Verweildauer im Weltall.
Am 13. März 1986 erreichte die erste Crew, bestehend aus Leonid Kizim und Vladimir Solovyov, die Mir in der Sojus-T15-Kapsel; es folgten über 40 weitere Mannschaften (*siehe Tab. ii.2, Tab. iii.3*). Dr. Valerie Polyakov stellte dabei einen neuen Rekord bei der Verweildauer im Weltraum auf: Inklusive früherer Missionen verbrachte er 438 Tage im All. Er erreichte die Mir mit Sojus-TM18 im Januar 1994 und kehrte mit Sojus-TM20 zur Erde zurück. Neben russischen Kosmonauten bewohnten auch Wissenschaftsastronomen aus Afghanistan, Bulgarien, Deutschland (Klaus Flade, Dr. Ulf Merbold, Klaus Reiter und Reinhold Ewald), Frankreich, Großbritannien, Japan, Kasachstan, Österreich sowie Syrien und den USA die Station; bis auf zwei Pausen (Juli 1986 bis Februar 1987 und April bis September 1989) war sie permanent bemannt. Während dieser Zeit wurde sie kontinuierlich ausgebaut. Die Erweiterung des Kernmoduls erfolgte dabei in sechs Stufen, die im Folgenden näher beschrieben werden sollen.

3.2.1 Der Aufbau der Station

3.2.1.1 Das Kernmodul

Grundlage für den Auf- und Ausbau der Mir war das im Februar 1986 in der Erdumlaufbahn stationierte Kernmodul (*siehe Abb. V.19*). Dieses erste und wichtigste Bauteil mit einer Masse von 20,4t und einer Länge von 13m beinhaltete bereits die wesentlichen Lebenserhaltungssysteme, Energie- und Antriebselemente

sowie Wohn- und Arbeitsplatz für drei Kosmonauten. Der Kern war eine konsequente Weiterentwicklung der Saljut-7-Station und bestand im Wesentlichen aus zwei durch ein konisches Verbindungselement kombinierten Zylindern sowie aus drei radial darum angeordneten Sonnensegeln. Er war intern in verschiedene relativ autarke Bereiche unterteilt, die je nach Bedarf als Aufenthalts-, Experimentier- oder Stauraum genutzt werden konnten.
Der Wohnbereich im Kernzentrum beinhaltete alle für einen Langzeitaufenthalt relevanten Einrichtungen, darunter einen Gemeinschaftsraum und kleinere Privatkabinen mit eigenem Bullauge und Schlafmöglichkeit. Darüber hinaus befanden sich hinter dem Arbeitbereich ein Waschplatz sowie eine Toilette.
Am vorderen Ende des Kernmoduls kam erstmals ein sechsfacher Kopplungsadapter für vier weitere Module und eine bemannte Sojus-TM-Kapsel zum Einsatz am hinteren Ende lag die Andockstelle für die automatischen Progress-M-Tank- und Vorratstransporter.

3.2.1.2 Das Astrophysikmodul „Kvant“

Im Rahmen der ersten Ausbaustufe der Mir 1987 wurde der Stationskern um das Astrophysikmodul „Kvant“ erweitert (*siehe Abb. VI.21*); die Anbringung erfolgte am hinteren Dockingport. Das Modul war 5,8m lang, 11t schwer und verfügte über einen zweiten Kopplungsadapter, sodass die Andockmöglichkeit für die Progress-Transporter bestehen blieb. Enthalten waren vor allem astrophysikalische Instrumente zur Messung von Röntgenstrahlemissionen und elektromagnetischen Spektren, aber auch verbesserte Höhenkontroll- und Lebenserhaltungssysteme (*siehe Abb. V.20*). Hauptaufgabe des Kvant-Moduls war die Beobachtung von Quasaren, Neutronensternen und aktiven Galaxien als Ergänzung der bestehenden terrestrischen Beobachtungseinrichtungen (z.B. Radioteleskopanlagen).

3.2.1.3 Das Erweiterungsmodul „Kvant 2“

Die zweite Erweiterung der Mir fand im Dezember 1989 statt. Das neue Modul „Kvant 2“ war beinahe ebenso groß und schwer wie das Grundmodul (Masse 19,5t bei 12,4m Länge und 4,35m Durchmesser) und wurde am linken Dockingport des Sechsfachadapters angekoppelt (*siehe Abb. VI.22*). Es bereicherte die Mir um

zahlreiche Verbesserungen, beispielsweise eine größere Luftschleuse, ein elektrolytisches Sauerstoffsystem (*siehe 4.2.2, S.22/23*), eine Dusche, zusätzlichen Stauraum für Versorgungsgüter sowie weitere Tanks (*siehe Abb. VI.23*). Überdies ermöglichte die neue russische „Manned Maneuvering Unit“ (MMU), ein Manövrier-Leitsystem, eine Vereinfachung diverser Andockvorgänge. Neue wissenschaftliche Einrichtungen inklusive einer stabilisierten Plattform und weiteren Kreiselsystemen zur Lagekorrektur der Station erweiterten das Funktionsspektrum der Mir.

3.2.1.4 Das Erweiterungsmodul „Kristall“

Im Juli 1990 dockte das in der Größe dem Stationskern entsprechende Kristall-Modul an. Es beinhaltete vor allem Anlagen für materialwissenschaftliche Experimente, vor allem für die Entwicklung von Werkstoffen und biologischen Komponenten unter Weltraumbedingungen, außerdem extern einfaltbare Solarpanels sowie das für das Apollo-Sojus-Testprojekt (ASTP, 1975) entwickelte „Docking Module“ (DM, Andockmodul) mit zwei identischen Andockstutzen (Androgynous Periphal Docking System, APDS, *siehe Abb. VII.24; VII.25*) für anzudockende Fahrzeuge der 100 t – Klasse. Das APDS war ursprünglich für das damals geplante russische Spaceshuttle-Projekt „Buran“ vorgesehen. Kristall selbst beruhte auf Entwicklungsplänen für ein Logistikfahrzeug zu den sich in Planung befindlichen militärischen Almaz-Stationen.
Dieses und die später folgenden Module wurden zunächst jeweils im Orbit frontal am vorderen Kopplungsadapter angedockt und dann mit einem sogenannten Manipulator-Mechanismus, der an jedem Modul montiert war, auf eine seitliche Position umgesetzt.

3.2.1.5 Das Geophysikmodul „Spektr“

Die ursprünglich bereits für 1991 geplante Erweiterung der Mir durch das Beobachtungsmodul „Spektr“ verzögerte sich, bedingt durch den politischen Umbruch in Russland und den sich vollziehenden Machtwechsel, und konnte letztendlich erst im März 1995 stattfinden. Bevor das Modul andocken konnte, war es zunächst notwendig, „Kristall“ eine Andockstelle weiter zu transportieren, da es

die für „Spektr“ vorgesehene Stelle gegenüber der „Kvant 2“ besetzte. Erstmals wurde eng mit den USA zusammengearbeitet; diverse Instrumente zur Erdbeobachtung und Atmosphärenuntersuchung (Messung von Gamma- und Röntgenstrahlen sowie Spurenelementen in der Erdatmosphäre) entstammten internationaler Produktion.

3.2.1.6 Das Andockmodul

Auch bei der Entwicklung des Andockmoduls kooperierten Russland und die Vereinigten Staaten; vielmehr war ein solches Modul für die weitere Zusammenarbeit an der Mir unerlässlich: Beim ersten Besuch des amerikanischen Spaceshuttles im Juni 1995 war nicht genug Platz an der provisorischen Andockvorrichtung des „Kristall“ – Moduls. Ein Umbau des Moduls kam aufgrund des relativ hohen Aufwands nicht in Frage; stattdessen entschied man sich für die Anbringung einer speziellen Andockvorrichtung am äußeren Ende von „Kristall“, die weit genug über den Stationskomplex hinausragte und somit eine dauerhafte Lösung für Space-shuttle-Kopplungsmanöver bot (*siehe Abb. VII.26*).

3.2.1.7 Das Erdbeobachtungsmodul „Priroda“

Das letzte Mir-Modul „Priroda“ (*siehe Abb. VIII.27*) erreichte die Station im April 1996. Vorrangige Aufgabe war die Fernerkundung der Erdoberfläche, vor allem zur Erfassung der ökologischen Situation in ausgedehnten Industriegebieten und zur Einschätzung der anthropogenen Einflüsse auf die Ökosysteme. Darüber hinaus wurden zahlreiche Erkenntnisse über die Entwicklung des Weltklimas gesammelt: Aus Messungen der Ozonkonzentration und der Verschmutzung in der Stratosphäre, langzeitigen Temperaturmessungen der Ozeane sowie der genaueren Erforschung des Energie- und Stoffaustauschs zwischen Meeren und Atmosphäre und der Struktur, der optischen Beschaffenheit und Feuchtigkeit der Wolkendecke gewann man unverzichtbare Informationen zur allgemeinen Klimavorhersage. Neben klimatischen und ökologischen Untersuchungen analysierte man auch verschiedene geologische Strukturen, deren Veränderung durch Erosion sowie seismische Gefahrenzonen. Auch versuchte man, einen Plan für Notfallmaßnahmen bei

eventuellen Nuklearunfällen als Vorstufe eines integrierten Warnsystems zu entwickeln [Internet 1].
In ihrem Endstadium (*siehe Tab. vi.4*) bestand die Mir nun aus sieben Modulen mit Kopplungsmöglichkeiten für einen Progress-M-Transporter am hinteren Ende von Kvant, für eine Sojus-TM-Raumfähre am Kopplungsadapter des Kernmoduls sowie für den amerikanischen Spaceshuttle am Andockmodul (*siehe Abb. VIII.28; VIII.29*). Die anfängliche gravitationsgradientenorientierte Fluglage mit der angedockten Sojus-TM-Kapsel in Erdrichtung wurde dabei nach und nach durch eine inertiale Fluglage ersetzt, bei der die Solarkollektoren der Sonne zugewandt waren. Die Station befand sich dabei mit einer für russische Verhältnisse „günstigen“ Inklination von 51,6° auf 360 km Bahnhöhe.

3.2.2 Verwaltung der Station

Nach dem Zerfall der Sowjetunion erwies sich die genaue Zukunft der Mir aufgrund des gesellschaftlichen und politischen Umbruchs als vorerst ungewiss; die für 1991 geplanten Erweiterungen durch die Module „Spektr“ und „Priroda“ wurden zunächst auf unbestimmte Zeit verschoben und konnten letztendlich erst 1995 und 1996 stattfinden.
Seit etwa 1996 wurde der Betrieb der Station wieder verstärkt von der russischen Regierung gefördert und von der russischen Raumfahrtagentur (RKA) organisiert; die Durchführung der Missionen oblag der „RKK Energia“.
Darüber hinaus wurde bereits seit einiger Zeit an der Entwicklung einer Nachfolgestation gearbeitet; das „Mir-2“ getaufte Projekt wurde jedoch nie verwirklicht.

3.2.3 Das Ende der Mir

Bereits 1992 unterzeichnete Russland einen Vertrag, der den Staat an der Entwicklung der geplanten „International Space Station“ (ISS, *siehe 3.3, S.15*) beteiligte; man einigte sich auch darauf, die Pläne zur Mir-2 teilweise in die Entwicklung einzubeziehen. Zunächst sollten in der ersten Entwicklungsphase bestimmte Systeme an Bord der Mir getestet werden.

In den Folgejahren häuften sich jedoch Pannen und Fehlfunktionen auf der Station (insgesamt über 1500). Ständige Ausfälle von Teilen der Bordelektronik, bedenkliche Brandunfälle und Lecks zehrten am ohnehin knapp bemessenen Raumfahrtbudget Russlands (*siehe Abb. VIII.30*).

In Anbetracht der immensen Kosten für die Nutzung und Instandhaltung der Mir sowie auf Drängen von NASA und ESA, sich finanziell und entwicklungsspezifisch stärker auf die Mitarbeit an der ISS zu konzentrieren, entschied man sich dazu, den Betrieb der Mir einzustellen. Grundsätzlich waren zwar RKA und RKK einer möglichen kommerziellen Weiternutzung der Station nicht abgeneigt; so unternahm die Amsterdamer Firma „MirCorp." einen „letzten Rettungsversuch" und ließ prüfen, ob dieses letzte „Prestigeobjekt" der russischen Raumfahrt eventuell weiterhin als privates Weltraumlabor oder gar als „Weltraumhotel" geeignet wäre. Letztendlich nahm man jedoch von diesen Plänen Abstand; darüber hinaus ließ sich die NASA in einem weiteren Vertrag zusichern, dass die Mir auf jeden Fall in Kürze zerstört werden würde; die Ausmusterung der Station schien folglich unumgänglich.

Dementsprechend steuerte man die Mir in einem langfristig vorbereiteten Deorbiting-Manöver am 23. März 2001 mithilfe eines ferngesteuerten, eigens für dieses Vorhaben entwickelten Navigationssystems aus ihrer Umlaufbahn; dabei half ein bereits im Januar angedockter Progress-Transporter, der die Station mehrmals abbremste, was zu einer stetigen Abnahme der Bahnhöhe führte; die beim anschließenden Wiedereintritt in die Erdatmosphäre nicht verglühten Wrackteile mit einer geschätzten Gesamtmasse von immerhin 25t stürzten planmäßig in den Südpazifik.

3.3 Die Internationale Raumstation (ISS)

3.3.1 Entstehungsgeschichte

Nach dem Zerfall der Sowjetunion in die GUS (Gemeinschaft Unabhängiger Staaten) kam es 1992 im Rahmen eines größeren politischen Abkommens zwischen den USA und Russland neben Dingen wie der Ölförderung in Sibirien und der Zusammenarbeit auf dem Gebiet der Atomtechnik auch zur Kooperation auf dem Gebiet des Aufbaus und Betriebs von Raumstationen.

3.3.1.1 Raumstationskonzepte und Entstehungsweg

Auf dieser Grundlage sollte nun auch Russland neben den bestehenden Partnern ESA, Japan und Kanada in die Weiterentwicklung des Freedomprojekts einbezogen werden. Das Freedomprojekt bezeichnete zu dieser Zeit eine in drei NASA-Forschungszentren gleichzeitig entwickelte Raumstation, aus der die spätere Internationale Raumstation entstehen sollte. Grundlage der SSF (Space Station Freedom, *siehe Abb. IX.31*) war eine bereits 1980 begonnene Studie von Boeing über ein SOC (Space Operations Center, *siehe Abb. IX.32*), das mit einer angenommenen Bahnhöhe von 370 km, den Ausmaßen, sowie den genutzten Baugruppen der SSF schon sehr ähnelte. Die durch Spacelab gewonnenen Erfahrungen im Umgang mit druck-beaufschlagten Modulen, sowie Verbindungselementen, Manipulatorarmen und Logistikmodulen (Modul-Cluster) wurden beim SOC erstmals mit der Cluster-Philosophie (*siehe Abb. IX.33*) kombiniert, unter der auch das Freedomprojekt entstand.

In den Jahren 1983-84 sichtete und bewertete die NASA eine größere Anzahl an Bauformen von Raumstationen, wie Delta, Big T oder Power Tower (*siehe Abb. IX.34)*, wobei der Power Tower hierbei als Referenzkonzept ausgewählt wurde, zu dessen Errichtung der damalige amerikanische Präsident Ronald Reagan am 25. Januar 1984 die Direktive gab. Gleichzeitig lud er verbündete und befreundete Nationen ein, sich an Entwurf, Entwicklung, Betrieb und Nutzung zu beteiligen, um „Frieden, Wohlstand und Freiheit“ zu fördern [Mark 1]. 1986 wurde unter Einbeziehung der internationalen Partner das Konzept in Dual Keel (Doppelkiel, *siehe Abb. X.35; Abb. X.36*) geändert. Der Name rührt von zwei senkrecht aufeinander stehenden Haupttragwerken her. Am horizontalen Tragwerk waren die Grundelemente für den Betrieb (Energieanlagen, druckbeaufschlagte Module, Subsysteme) untergebracht, während der vertikale einen Doppelkiel bildende Träger Platz für spätere Anbauten, einen Hangar und Anbringungspunkte für astronomische und erdbeobachtende Nutzlasten bot. Das Dual-Keel-Konzept war sogar zur Wartung von Satelliten konzipiert. Der geplante Vollausbau des Dual-Keel-Konzepts fiel allerdings 1987 dem Rotstift zum Opfer, da die immensen Ausmaße der Station den Budgetrahmen bei weitem sprengten. Von nun an lebte die Station unter dem Namen Revised Baseline (*siehe Abb. X.37*) weiter, hierbei wurde der zweite vertikale Träger gestrichen und die Anbringungspunkte für externe Nutzlasten in reduzierter Anzahl

an den horizontalen Träger verlegt. Unter Betrachtung des Gravitationsgradienten ist es verwunderlich, dass die ursprüngliche Flugorientierung beibehalten wurde, obwohl nun der stabilisierende Effekt des zweiten Trägers entfiel.

3.3.1.2 Planung der Space Station Freedom

Wie schon 1987 hatte das US-Programm in der Folgezeit ständig mit seinem Budget zu kämpfen; so wurde die mittlerweile Space Station Freedom getaufte Raumstation infolge von Sparmaßnahmen des US-Kongresses im Sommer 1989 erneut verkleinert und die Aufbauphase gestreckt. Im Anschluss daran waren beständige finanzielle Kürzungen durch den Kongress und die NASA zu erleben. Die vorgesehene Entwicklung der ursprünglich geplanten Space Station Freedom sah für die internationalen Partner im Zeitraum von 1986 bis 1993 wie folgt aus: so sollten die USA die Module auf eine Umlaufbahn mit einer Inklination von 28,5° und einer Höhe von 352-463 km bringen. Mit Planungsstand 1989 waren eine Fertigstellung 1999 und eine Lebensdauer von 30 Jahren vorgesehen. Die Bahnhöhe sollte der Sonnenaktivität angepasst sein, sodass sich die Station immer in Bereichen gleichbleibender atmosphärischer Dichte befindet. Die Bahnabsenkung der Station sollte nach jedem Shuttle-Besuch d.h. alle 90 Tage durch ein Reboost-Manöver kompensiert werden. Für die Station war ein photovoltaisches System mit 75 kW Gesamtleistung vorgesehen wovon 35 kW für Nutzlasten vorgesehen waren. Ursprünglich war geplant, das komplette Antriebssystem auf H_2/O_2-Triebwerken aufzubauen, um so elektrolysiertes Wasser und Abfallgase aus dem Lebenserhaltungssystem zu verwenden, jedoch stellte sich diese Entwicklung als zu kostspielig heraus und man griff auf Hydrazintriebwerke zurück. Der Bauplan sah in der Mitte des Truss vier druckbeaufschlagte Module (2x USA, 1x ESA, 1x NASDA), mit einem Gesamtgewicht von 136t vor. Diese einheitlichen Module würden alle in den Laderaum eines Spaceshuttles passen und könnten so problemlos in den Orbit transportiert werden. Resource Nodes (Verbindungselemente, *siehe Abb. X.38*) sollten die einzelnen Module miteinander verbinden und durch die sogenannte Racetrack-Anordnung (*siehe Abb. IX.33*) würden im Störfall immer zwei Fluchtwege offen stehen bzw. ein Modul immer auf zwei verschiedene Wege zu betreten sein.

An den Resource Nodes befanden sich sechs Kopplungsadapter, wovon zwei als Cupolas (Kuppeln) zur Betrachtung der Stationsumgebung vorgesehen waren, zwei weitere als Luftschleusen und die zwei verbliebenen Adapter sollten der Verbindung der Module untereinander dienen.

3.3.1.3 Entstehung der Internationalen Raumstation

Durch den 1992 unterzeichneten Vertrag beteiligte sich nun auch Russland am Bau der ISS. Jedoch erst politischer Druck brachte die NASA dazu, einen größeren Anteil russischer Module einzuplanen. Nachdem Russland einen erheblichen Teil der für die Mir-2 geplanten Hardware zugesichert hatte, entstand schließlich der Plan für die heutige ISS (*siehe Abb. XI.39; XI.40*). In der neuen Form konnten circa 75% der Hardware aus dem Freedom-Plan übernommen werden. Die Inklination wurde von 28,5°, entsprechend dem Cape Kennedy-Startplatzes in Florida, auf für russische Verhältnisse günstigere 51,6° geändert. Kernelement und somit als erstes in den Weltraum zu transportierendes Element ist das autonome, 20t schwere russische Basismodul FGB (Functional Cargo Block, *siehe Abb. XI.41*), welches von Beginn die Antriebs-, Bahn- und Lageregelung, Andockmöglichkeiten und weitere grundlegende Betriebs- und Forschungsaufgaben ermöglichen kann. Das mit den Raumstationspartnern vereinbarte ISS-Programm sieht drei Phasen vor: In der 1. Phase (1994-97) sollte das Spaceshuttle die Nutzung der Mir-Station verbessern helfen und durch gemischt russisch-amerikanische Teams neue Module und Nutzlasten testen. Die gewonnene Erfahrung und gemeinsame Hardware sollen in Phase 2 (1997-99) und 3 (1999-2002) eingesetzt werden, deren Beginn mit dem Stationsaufbau bzw. mit den frühen Nutzungsphasen zusammenfallen. Die Station soll theoretisch etwa 13 Jahre nach Unterzeichnung des amerikanisch-russischen Vertrages, d.h. im Jahr 2005 voll aufgebaut und mindestens für 10 weitere Jahre voll betriebsbereit sein.

3.3.2 Aufbau der ISS

3.3.2.1 Struktur der ISS

Grundsätzlich orientiert sich die Struktur der ISS am Revised-Baseline-Modell, wobei die Module in Cluster-Bauweise (*siehe Abb. IX.33*) in vertikaler Richtung am Truss (*siehe Abb. XI.39*) angebracht sind. Die Solarzellenpaneele befinden sich parallel zum FGB-Modul an beiden Enden des Truss.

3.3.2.2 Installation der Module

3.3.2.2.1 Phase 2

Nach der Installation des autonomen FGB, welches im wesentlichen dem Mir-Modulen Kvant 2 (*siehe 3.2.1.3, S.11*) oder Kristall (*siehe 3.2.1.3, S.12*) entspricht, liefert das Spaceshuttle das erste amerikanische Modul, das Resource Node 1 (*siehe Abb. X.38*) als Verbindungsknoten für spätere Module und als Anbringungspunkt für den ISS-Gittermast. Der zweite russische Aufbauflug erweitert die Station um ein Service-Modul mit Wohn- und Arbeitsbereich für drei Besatzungsmitglieder, welches an der rückwärtigen Seite des FGB andockt. Um eine sichere Rückkehr der Astronauten, die von nun an permanent die ISS bewohnen werden zu garantieren, bleibt bei Abwesenheit des Spaceshuttles für Notfälle eine Sojus-Kapsel angedockt. Zwei weitere amerikanische Aufbauflüge installieren erste Truss-Segmente, um eine Versorgung mit Solarstrom zu sichern. Der nächste Flug des Spaceshuttles liefert das amerikanische US Labormodul (*siehe Abb. XI.42*), wodurch die Besatzung der ISS erstmals Forschung in Weltraumumgebung durchführen kann.

3.3.2.2.2 Phase 3

Den Beginn von Phase 3 zeichnet die Installation einer Luftschleuse an der Resource-Node 1 an, welche künftige Weltraumspaziergänge wesentlich vereinfacht. Den größten Anteil der letzten Aufbauphase nimmt das Hinzufügen der fünf internationalen Module in Anspruch, welche die Station kontinuierlich anwachsen lassen. Hinzu kommt das sich in Planung befindliche amerikanische Zentrifugen-Modul, welches erstmals die Forschung mit anhaltender partieller Schwerkraft erlaubt. Nach der Komplettinstallation des 108 m langen Truss, der Manipulatorarme

sowie sonstiger Subsysteme, die Weltraumumgebung erfordern, erreicht die ISS ihre volle Kapazität mit sechs Besatzungsmitgliedern und einer elektrischen Leistung von 110 kW (*siehe Abb. XII.43*), fast doppelt soviel, wie für die SSF vorgesehen war und zehnmal soviel, wie Skylab (*siehe Abb. XII.44; Abb. II.6*) und Mir zur Verfügung hatten. Das Andocken des amerikanischen Wohnmoduls (*siehe Abb. XII.45; XII.46*) mit dem sechzehnten amerikanischen Aufbauflug kennzeichnet das Ende der Phase 3 (*siehe Abb. XIII.47, Tab. vii.5, Tab. viii.6*) im Jahre 2002 und somit eine nie zuvor da gewesene Kapazität zur Forschung im Weltraum für das nächste Jahrtausend.

4. Das Lebenserhaltungssystem

Mit dem Lebenserhaltungssystem haben wir ein für die bemannte Raumfahrt spezifisches Subsystem vor uns, schafft doch erst das Environmental Control and Life Support System (ECLS, Lebenserhaltungssystem) die Voraussetzung für das Überleben im Weltall. In diesem Abschnitt werden zum einen grundlegende Anforderungen für Leben im All, zum anderen die wichtigsten Verfahren der Wiederaufbereitung von Luft und Wasser aufgezeigt; überdies wird ein Ausblick auf mögliche bioregenerative Systeme gegeben.

Damit die Besatzung eines Rahmfahrzeuges die ihr gestellten Aufgaben mit erwünschter Präzision erfüllen kann, muss ihr eine physiologisch und psychologisch tolerierbare Umgebung zur Verfügung gestellt werden. Des Weiteren muss der Mensch mit ausreichend Energie versorgt werden, um längere Missionen unbeschadet zu überstehen. Um die Anforderungen zu verdeutlichen, betrachtet man den Menschen hierbei lediglich als System des Raumfahrzeuges, das Stoffströme aufnimmt und abgibt (*siehe Tab. vii.6*). Somit besteht die Aufgabe des Lebenserhaltungssystems darin, jene Ströme, nach Dringlichkeit geordnet, möglichst konstant zu halten (*siehe Abb. XIII.48*). Dabei müssen gewisse psychologische Randbedingungen eingehalten werden, die sich hauptsächlich in der Atmosphäre, deren Kenngrößen Gasdruck und –zusammensetzung, Temperatur und Feuchtigkeit äußern.

4.1 Luftmanagement

Das Luftmanagement stellt die Konstanthaltung der atembaren Kabinenluft sicher und gehört somit zu einem der wichtigsten Systeme des Lebenserhaltungssystems.

Unter anderem umfasst der Bereich des Luftmanagements Funktionen wie die Umwälzung der Kabinenluft, die Temperatur- und Feuchtigkeitskontrolle, die Regelung der Luftzusammensetzung und des Luftdrucks, die Luftfilterung, die Bereitstellung der Atemgase (N_2,O_2), die CO_2-Filterung sowie regenerative Funktionen. Hier soll allerdings nur kurz der routinierte Ablauf der Luftfilterung, der Bereitstellung der Atemgase sowie einiger bereits angewendeter oder technisch möglicher Arten des Luftmanagements dargestellt werden. Auf eine detaillierte Darstellung aller Abläufe wird an diesem Punkt verzichtet.

4.1.1 Generelle Eigenschaften des Luftmanagements

Aufgrund der fehlenden Schwerkraft und damit verbunden fehlender Konvektion der unterschiedlichen Gasarten muss die Kabinenluft durch Ventilatoren zirkuliert werden, um lokale Wärme- und CO_2-Anreicherungen zu vermeiden. In der Regel durchläuft die durch einen Lüfter angesaugte veratmetete Luft zahlreiche CO_2-Filter und wird weiter gereinigt. Auf diese Weise setzt die Filteranlage pro Stunde ca. 700m³ Luft um, was einem zehnfachen Lufttausch entspricht.
Um Verunreinigungen zu entfernen, wird dem Luftstrom sämtliche Feuchtigkeit entzogen und durch verschiedene Verfahren werden Schadstoffe chemisch gebunden. Zur Gewährleistung des atmosphärischen Drucks wird eine bestimmte Rate Sauerstoff in die Kabine gepumpt und Stickstoff so lange nachgedrückt, bis ein vorgegebener gesundheitlich unbedenklicher O_2-Partialdruck erreicht ist. Getrennt von diesem Luftkreislauf für die Druckkabine (Cabin Loop) ist meist ein zweiter Kreislauf für die Experimente und Subsysteme (Avionics Loop) vorgesehen.

4.1.2 Luftfilterung

Besonders bei längeren Missionsdauern wird die Atmosphäre des Raumfahrzeuges durch Spurensubstanzen verunreinigt, aufgrund der Vielzahl chemischer Substanzen ist eine sehr genaue Überwachung erforderlich. Gaschromatograph-Massenspektrometer erlauben Messgenauigkeiten bis zu 1µg/m³. Zur Bindung solcher Substanzen eignen sich Aktivkohlefilter, katalytische Oxidations- oder chemische Absorptionsverfahren.

4.1.3 Bereitstellung der Atemgase

Aufgrund des Verbrauchs der Atemgase durch die Besatzung und den immer vorhandenen Verlust von Atemgasen beim Betrieb der Luftschleusen ist es unumgänglich, dass die verbrauchte Atemluft zurückgeführt werden muss. Allein die Stickstoff-Leckverluste der SSF (*siehe 3.3.1.2, S.16*) wurden zu Planungszeiten mit 2,8kg pro Tag einbezogen. Atemgase können grundsätzlich in kryogener Form unter Hochdruck oder in chemischen Verbindungen gelagert werden.

Die Hochdruckspeicherung ist hierbei die technologisch einfachste und leichteste Form. Werden die Gase jedoch in flüssiger Form gespeichert, können wesentlich höhere Speicherdichten und geringere Tankmassen erzielt werden.

4.2 Technische Verfahren

4.2.1 Oxygen Candles

Auf der russischen Raumstation Mir (*siehe 3.2, S.10*) konnte Sauerstoff durch so genannte mit $KClO_3$ gefüllte Oxygen Candles erzeugt werden (zylindrische Kartuschen, Durchmesser 12cm, Länge 25cm). Nach der Zündung einer solchen Kerze werden aus der 2,2kg $KClO_3$ fassenden Kartusche innerhalb von 5-10 Minuten etwa 600l Sauerstoff freigesetzt. Die Sauerstoffkerzen stellen eine robuste und sehr zuverlässige Technologie dar, weshalb sie auch auf der ISS zu finden sein werden. Besonders in der frühen Aufbauphase sind sie zur Sauerstoffproduktion vorgesehen, da es sich hierbei allerdings um ein klassisches Einwegverfahren handelt, ist es für ein re-generatives System, wie es für die ISS geplant ist, denkbar ungeeignet.

4.2.2 Elektrolysezellen

Als Elektrolyse bezeichnet man die elektrochemische Zersetzung von Elektrolyten (u. a. Salze, Säuren oder Basen) mit Hilfe von elektrischem Strom. Prinzipiell laufen dabei sogenannte Redoxprozesse mit Reduktion (Elektronenaufnahme) an der Kathode und Oxidation (Elektronenabgabe) an der Anode ab.

Nutzt man Wasser zur Sauerstoffproduktion, ist dies sowohl aus logistischer Sicht (technischer Aufwand, Sicherheit und Massenersparnis) als auch durch die vielfältige Kopplung mit anderen Teilsystemen der Station von Vorteil. Die Aufspaltung des Wassers erfolgt nach folgendem Prinzip:

$2H_20 + 2e^- \rightarrow H_2 + 2OH^-$ (Kathode, Minuspol)

$2OH^- \rightarrow \frac{1}{2} O_2 + H_2O + 2e^-$ (Anode, Pluspol)

Die verschiedenen Verfahren der Wasserelektrolyse unterscheiden sich grundsätzlich durch den Elektrolysezustand (flüssig oder gasförmig), das Temperaturniveau

(Niedertemperatur bis ca. 395K und Hochtemperatur bis ca. 1200K) sowie der Stromdichte in der Zelle (ca. 100 bis 1000mA/cm²). Bei höheren Temperaturen und Strömen lassen sich Wirkungsgrade bis zu 96% erzielen, wobei eine solche Auslastung wiederum höhere Anforderungen an die benötigten Systemmassen, wie Verdampfungs-, Heiz- und Kühlfunktionen stellt. Niedertemperaturelektrolysen erreichen Wirkungsgrade von lediglich 80% und erfordern als Ausgleich dafür geringere Systemmassen. Ein typisches Beispiel der technischen Realisierung ist der Static Teed Water Electrolyser (SFWE, *siehe Abb. XIII.49*).

Beim SFWE zirkuliert das zu zerlegende Wasser in einer eigenen, durch eine semi-permeable (halbdurchlässige) Membran abgetrennten Kammer. Es erreicht die Elektrolysekammer, indem es durch den Wasserstoff-Gasraum diffundiert.

Der Elektrolyt wird von gas- und wasserdurchlässigen Membranen begrenzt, wobei die Membranen gleichzeitig als Elektroden dienen. Die SFWE-Zelle hat den Vorteil, dass durch die Abschirmung keine Verunreinigungen die Elektroden erreichen. Dieser Umstand ist immer dann von Bedeutung, wenn Abwasser in der Zelle verarbeitet werden soll. Pro Kilogramm aufzuspaltendes Wasser werden etwa 2,35kWh benötigt, was ca. 2,6% der Gesamtenergieleistung der Station entspricht.

4.2.3 CO_2-Filterung

4.2.3.1 Lithiumhydroxidmethode

Bei diesem Verfahren wird das Kabinengas CO_2 chemisch gebunden, indem es in Kontakt mit LiOH zu Lithiumkarbonat und Wasser reagiert.

$$LiOH + CO_2 \rightarrow Li_2CO_3 + H_2O$$

(47,9 g + 44,01g à 73,89 g + 18,02 g)

Bei einer CO_2-Produktion von 1kg pro Tag und Astronaut werden 1,088 kg LiOH benötigt (*siehe Abb. XIII.50*).

Technisch wird diese Methode durch Metallkartuschen realisiert, wobei das granulierte LiOH von der Kabinenluft durchströmt und CO_2 gebunden wird. Zwar zeichnet sich das System durch geringe Komplexität und Fehleranfälligkeit aus, aber der Einwegverbrauch der Kartuschen erfordert hohe Massenströme für Nachschub

und Entsorgung. Außerdem wird die CO_2-haltige Luft chemisch gebunden und ist nicht für eine Wiederverwertung zugänglich.

4.2.3.2 Molekularsiebmethode

Die Molekularsiebtechnologie ist die älteste und damit auch die ausgereifteste Methode der Luftwiederaufbereitung. Erstmals im amerikanischen Skylab eingesetzt findet sie auch auf der ISS ihre Anwendung. Molekularsiebe nutzen die Eigenschaften synthetischer Zeolith- oder Aluminiumsilikatverbindungen zur Absorption von CO_2. Wie bei der Lithiumhydroxidmethode wird die Luft durch Absorptionsbetten getrieben, wobei das enthaltene CO_2 mit dem Zeolith gebunden wird. Allerdings besteht hierbei die Möglichkeit, CO_2 durch Vakuum und Wärme wieder auszutreiben, was nahezu keinen Verlust innerhalb der Massenströme bedeutet; somit steht das CO_2 zur Wiederaufbereitung zur Verfügung.

4.3 Wassermanagement

Wasser ist für das Leben essentiell, deshalb ist das Wassermanagement in einer Raumstation ein sehr komplexes System (*siehe Abb. XIV.51 bis Abb. XIV.53*). Der Pro-Kopf-Wasserverbrauch, der neben dem Konsum von Nahrung und Getränken auch die Nutzung von Hygieneeinrichtungen wie Dusche oder Wasch- und Geschirrspülmaschinen einbezieht, macht daher den größten Teil des Masseumsatzes im Lebenserhaltungssystem aus. Würde das daraus entstehende Abwasser, was von der NASA für eine vierköpfige Crew auf ca. 96kg pro Tag berechnet wurde, aus dem System ausgestoßen werden, so würde ein solches offenes System zu unlösbaren Nachschubproblemen führen. Die Schließung des Kreislaufes ist demnach unerlässlich für die Funktion einer Raumstation. Dabei ist zu erwägen, welche Methode der Wasserreinigung zum einen die höchste Wasserrückgewinnungsrate hat und zum anderen den geringsten Versorgungsaufwand von der Erde aufweist. Das wieder gewonnene Wasser muss bestimmten hygienischen Anforderungen gerecht werden, um erneut in den Kreislauf eingespeist zu werden. Der auftretende Verlust an Wasser, welches zum Beispiel zu stark verschmutzt ist, wird durch Versorgung von der Erde kompensiert.

Die Multifiltration ist ein Verfahren, durch welches mit technisch recht einfachen Mitteln das Abwasser wieder zu Trinkwasserqualität aufbereitet werden kann. Das

Wasser durchläuft zunächst eine Serie mechanischer Filter mit abnehmender Porengröße. Zurückbleibende organische Verunreinigungen werden durch Aktivkohlefilter abgeschieden, anorganische Reste werden in einem Anionen-Kationenaustauscher gebunden. Nachteil ist, dass die benötigten Filterpatronen nach Verschmutzung nicht mehr zu gebrauchen sind und von der Erde nachgeliefert werden müssen. Ein von der Erde weitgehend unabhängiges und mit einer Ausbeute von ca. 96% sehr effektives Verfahren ist die sogenannte Vapor Compression Destilation. Das Abwasser wird in einer Zentrifuge destilliert und so von allen Verunreinigungen befreit. Der Nachteil ist jedoch, dass es im Vergleich zur Multifiltration mehr Energie verbraucht und dass das Wasser noch alle nicht kondensierbaren Gase, wie beispielsweise Stickstoff oder Kohlenstoffdioxid enthält, deren Konzentration nur durch eine zusätzliche Entgasung gesenkt werden kann. Weiterhin gibt es noch eine Reihe weiterer Verfahren, in denen Schritte aus den bereits genannten Verfahrensweisen kombiniert werden. Hierbei werden auch chemische Katalysatoren und physikalische Vorgänge wie Osmose genutzt. Solche kombinierten Systeme sind oft die beste Lösung, da sie sich der Vorteile aller anderen Systeme bedienen und so maximale Effizienz erreichen. Für zukünftige Missionen, wie beispielsweise zum Mars, ist es sehr wichtig, Systeme zu entwickeln, die über längste Zeiträume zuverlässig und ohne Unterstützung der Heimatbasis arbeiten und Wasser in ausreichender Menge bereitstellen.

4.4 Ausblick auf bioregenerative Systeme

Generelles Ziel der Entwicklung von Lebenserhaltungssystemen ist die Schließung von Luft-, Wasser- und Kohlenstoffkreislauf. Letzteres gelang mit herkömmlichen Systemen bisher nicht, stets musste die Besatzung mit Nahrungsnachschub versorgt werden, der schließlich als Abfall übrig blieb; es gelang bestenfalls, die entstehenden Endprodukte im sogenannten Bosch-Prozess in elementaren Kohlenstoff umzuwandeln. Bei längeren Missionsdauern mit gegebenenfalls großer Entfernung von der Erde ist regelmäßiger Nachschub jedoch zu teuer beziehungsweise unmöglich; es ist für zukünftige dauerhafte Stationsprojekte also unumgänglich, ein vollkommen autarkes System zu schaffen.

Diese Autonomie könnte möglicherweise mittels bioregenerativer Systeme (BLSS, *siehe Abb. XIV.54*) erreicht werden, mit denen Stoffwechselendprodukte regeneriert und Nahrung an Bord der Raumstation produziert werden können. Dabei werden Photosynthese und mikrobiologische Zersetzungsprozesse genutzt. Die Photosynthese gewährleistet die Regeneration von Sauerstoff aus Kohlendioxid sowie die Produktion von Biomasse als Ausgangsstoff für menschliche Nahrung.

CO_2 + H_2O + Licht + Nähstoffe à O_2 + Biomasse + Wärme

Als besonders effektive Sauerstofflieferanten haben sich dabei besondere Phytoplankton-Arten sowie einfache Cyanobakterien erwiesen. Letztere gelten als erste „Photosyntheseorganismen“ der Erde; sie produzieren etwa zehnmal mehr Sauerstoff als höhere Pflanzen.

Zudem können andere Mikroorganismen biologisch abbaubare Abfälle in CO_2, Mineralien und Wasser umwandeln und somit den Kohlenstoffkreislauf schließen. Die Wahl geeigneter Produzenten (Algen/Plankton, Pflanzen) und Zersetzer (Mikroorganismen) ist hierbei essentiell, um die komplexen Abläufe im örtlich beschränkten und somit sehr sensiblen Ökosystem sicherzustellen. Zudem bedarf es genauer Kontrolle und Regelung durch die Besatzung. Als eventuell problematisch könnte sich der dauerhafte Einfluss von kosmischer Strahlung und Schwerelosigkeit auf die BLSS-Elemente auswirken; noch fehlt es an Langzeitstudien.

Neben der Schließung des Kohlenstoffkreislaufs hat das System jedoch weitere Vorteile, die sich sozusagen als positiver Nebeneffekt ergeben: bestimmte flüchtige Kohlenwasserstoffe und Verunreinigungen in der Kabinenluft könnten verschiedenen Mikroorganismen als Nahrung dienen, die dementsprechend als biologischer Luftfilter agieren könnten; darüber hinaus wäre es möglich, höhere Pflanzen als effektiven Wasserfilter zu nutzen (erzeugen besonders reine Kondensate).

In naher Zukunft wird allerdings nicht mit vollkommen bioregenerativen Lebenserhaltungssystemen zu rechnen sein; vielmehr wird sich die Entwicklung stufenweise vollziehen. Bei vorhandenen Biosphärenprojekten wie Bioshphere 2 in Arizona oder BIOS-3 in Krasnojarsk/Sibirien konnten bisher zahlreiche Erkenntnisse über beinahe vollständig autarke Systeme gesammelt werden, es wurde aber auch deren enorme Anfälligkeit und Sensibilität deutlich.

5. Die Zukunft

5.1 Entwurf einer eigenen Raumstation

5.1.1 Space Station Independence (SSI)

Die Space Station Independence (*siehe Abb. XV.54 bis XV.58*) stellt ein nach heutigem Kenntnisstand durchaus zu realisierendes Modell dar. Sie basiert wie ISS und Mir auf modularer Bauweise; einzelne Stationsteile sind somit schnell und unkompliziert ausbau- und reparierbar. Die Station besteht grundlegend aus drei verbundenen sechsfachen Kopplungsadaptern (*siehe Abb. XVI.59*) als „Träger“ für sämtliche Module; darüber hinaus bietet ein vierter, kleinerer Kopplungsadapter am Dockingmodul über dem zentralen Stationskern Andockmöglichkeiten für diverse Raumfähren und Zubringersysteme (*siehe Abb. XVI.60*). Der Kernkomplex der Station (*siehe Abb. XVI.61*) beinhaltet die Wohn- und Aufenthaltsräume und alle wesentlichen Lebenserhaltungssysteme. Am vorderen und hinteren Kopplungsadapter befinden sich die einzeln austauschbaren Labormodule (*siehe Abb. XVI.62*). Der Aufbau der SSI ist vollkommen symmetrisch, was diverse Manöver durch den zentral gelegenen Schwerpunkt sehr vereinfacht.

Die Energieversorgung basiert weitgehend auf herkömmlicher Technik; die 16 ausfahrbaren Sonnensegel werden dabei durch zwei auffaltbare Rundpaneele (*siehe Abb. XVI.63)* über dem vorderen und hinteren Kopplungsadapter ergänzt. Die Speicherung der Energie für die Schattenphase erfolgt dabei vorrangig durch elektrochemische Speichersysteme und regenerative Brennstoffzellen. Die immense Stationsgröße könnte zudem den Einsatz eines extensiven bioregenerativen Lebenserhaltungssystems (*siehe 4.4, S.25*) ermöglichen, was die Unabhängigkeit der Station enorm erhöhen würde. Die gesamte SSI ist nach dem sogenannten „Oben-Unten-Schema“ angelegt, was die Orientierung in der Schwerelosigkeit enorm erleichtert.Unter dem zentralen Kopplungsadapter befindet sich die „Construktion and Repair Facility“ (CRF, Konstruktions- und Reparatureinrichtung, *siehe Abb. XVI.64*); sie ist mit drei weit ausfahrbaren, drehbar gelagerten Roboterarmen ausgestattet. Diese vereinfachen Reparaturen an der Station selbst; vielmehr ermöglichen sie die Konstruktion und den Umbau diverser Systeme (z.B. Sonden, Satelliten) an der darunter liegenden Konstruktionsplattform; diese Möglichkeit erhöht zusätzlich die Autonomie der Station, welche dem Konzept des „Weltraumbahnhofs“ bereits sehr nahe kommt.

5.1.2 Submodular Truss-Based Station (STBS)

Die submodulare Truss (Hauptträger) – basierte Raumstation STBS (*siehe Abb. XVII.65*) erweitert das Prinzip der Modularität; ein jedes der drei Hauptmodule ist wiederum in drei einzeln ausbaubare Teilmodule gegliedert, die ringförmig um den Hauptträger angeordnet sind (*siehe Abb. XVII.66; XVII.67*). Bei diesem Entwurf muss zwar das „Oben-Unten-Schema“ weitestgehend verworfen werden; es entfallen jedoch komplizierte Umbaumaßnahmen beim Austausch von Modulen. Auch bei der STBS kommen zwei sechsfache Kopplungsadapter zum Einsatz (*siehe Abb. XVII.66*); die Station kann so um zahlreiche „einfache“ Module erweitert werden (*siehe Abb. XVII.68*). Wie der SSI-Entwurf ist die STBS absolut symmetrisch aufgebaut (*siehe Abb. XVII.69*).

Die Station verfügt als Verlängerung des Truss über einen Stabilisator nach unten und einen erweiterbaren nach oben (*siehe Abb. XVIII.70*); beide stabilisieren die Fluglage in Bezug auf den Gravitationsgradienten und bieten Anbaumöglichkeiten für weitere Module (z.B. CRF oder Servicing and Construction Modules, *siehe auch Abb. XVI.64)* sowie Anbringungspunkte für externe Nutzlasten. Aufgrund der erhöhten Stabilität weicht die Konstruktion somit nur gering von der eigentlichen Fluglage ab, was zum einen die Kompensation der Lagenänderung erheblich verringert und zum anderen eine absolut konstante Umgebung, die für einige Experimente erforderlich ist, schafft. Ausgediente Oberstufen von Trägersystemen können entlang des Stabilisators zum zusätzlichen Balancing genutzt werden.

Durch den Einsatz des CRF wäre beispielsweise eine kommerzielle Nutzung der Station möglich; es könnten Güter mit hoher Wertschöpfung produziert werden, welche die Maße von Trägersystemen sprengen würden. Dies trägt nicht unwesentlich zur Selbstfinanzierung der STBS bei und senkt somit die Erhaltungskosten.

Für Notfälle sind zwei Fluchtkapseln vorhanden (*siehe Abb. XVIII.71*), sodass die Station schnell evakuiert werden kann. Am oberen Doppeldock (*siehe Abb. XVIII.72*) kann ein sogenanntes „Free Flying Laboratory“ (FFL, *siehe Abb. XVIII.73*) ankoppeln, das die Station zur Versorgung und Auswertung periodisch besucht.

Die Energieversorgung der Station basiert auf einem sogenannten solardynamischen System (SD-System, *siehe Abb. XIX.74; Abb. XIX.75*); dieses arbeitet sehr viel effizienter als herkömmliche Anlagen und ist in der Lage, den hohen Energiebedarf (etwa 300kW) der recht großen STBS zu decken.

6. Resümee

Immer wieder war die Entwicklung von Raumstationen maßgeblicher Faktor für den technischen Fortschritt in der Raumfahrt. Der Langzeitaufenthalt im All stellt den denkbar größten Anspruch an die bestehende Raumfahrttechnik; schließlich müssen Energieversorgung und Lebenserhaltung auf Dauer und unter den Bedingungen der Schwerelosigkeit gewährleistet werden. Letztere birgt jedoch auch großes Potenzial, besonders in materialwissenschaftlicher Hinsicht.

Künstliche Schwerkraft würde im Übrigen zwar das Leben an Bord der Raumstation ungemein erleichtern, die technische Realisierbarkeit ist jedoch in absehbarer Zeit äußerst fraglich; bisher fehlt es an zufriedenstellenden Konzepten. Deshalb wird es in naher Zukunft voraussichtlich nicht gelingen, den von der Dauereinwirkung der Schwerelosigkeit auf den menschlichen Organismus verursachten Muskel- und Knochenschwund zu verhindern.

Auch wurde das Problem der hohen Strahlungsintensität an Bord der Stationen bisher nicht gelöst: von der Sonne emittierte Ionen („Sonnenwind“) können den menschlichen Organismus ungehindert schädigen, da es den Raumstation an einer schützenden Atmosphäre fehlt, welche die Teilchen absorbiert.

Dem wachsenden Energiebedarf der zukünftigen Raumstationen könnte jedoch bereits in naher Zukunft entsprochen werden: an der Entwicklung Solardynamischer Systeme wird schon heute gearbeitet; erste Umsetzungen sind geplant. Auch dürften bioregenerative Lebenserhaltungssysteme verstärkt zum Einsatz kommen; in Bezug auf die Stationsautonomie könnten sie ein wegweisendes Konzept darstellen.

Zweifellos werden die „Weltraumbahnhöfe“ der Zukunft ein wesentliche Grundlage für die weitere Erforschung und Erschließung des Weltalls darstellen: sie ermöglichen Langzeitstudien und können als Ausgangspunkt für weitere Missionen dienen, somit sicherlich auch für das nächste große Ziel der Raumfahrt: die für das Jahr 2018 geplante erste bemannte Marsmission.

Anhang 1 – Abbildungen (I.1 – XIX.78)

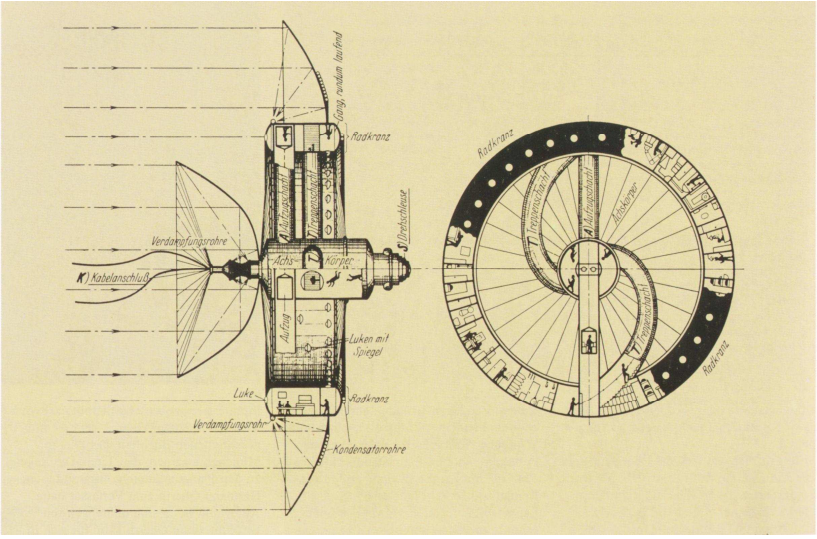


Abb.1: Noordungs Raumstation von der Seite und in der Frontalansicht. Deutlich zu sehen sind die Spiegel zur Wasserverdampfung, sowie Verdampfungs- und Kondensatorrohre. [Buedeler 2]

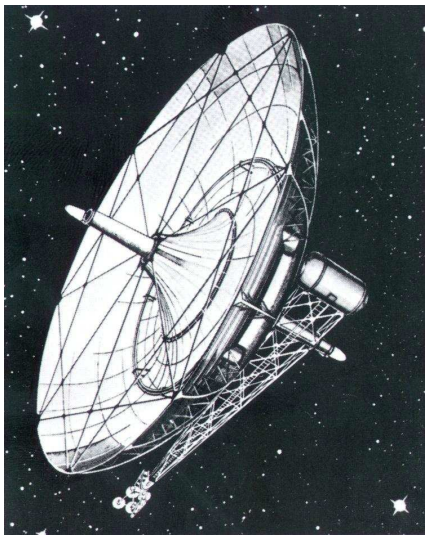


Abb.2: Stationsentwurf von H. Ross und R. Smith. Der Parabolspiegel zum Einfangen und Bündeln der Sonnenenergie ist mit 61m Durchmesser deutlich größer als Noordungs. Dahinter liegen Labor- Wohn- und Lagerräume. [Buedeler 3]

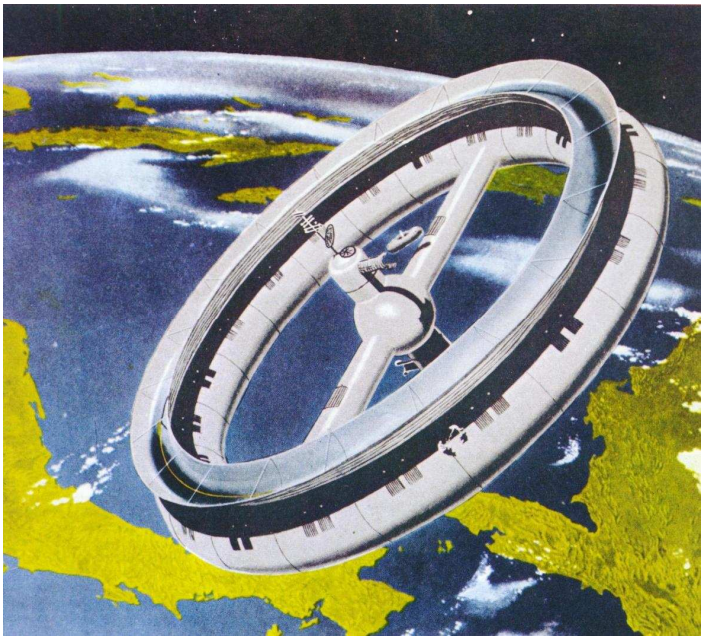


Abb.3: Der Entwurf Wernher von Brauns einer „aufblasbaren“ Raumstation. Die Bahnhöhe sollte 1730 km betragen und um 50 Grad gegen den Erdäquator geneigt sein. Das Projekt wurde jedoch wegen zu hohem Aufwand nicht weitergeführt. [Buedeler 4]

Abb.4: Der sogenannte „Stanford-Torus“. In einem riesigen Ring mit einem Querschnitt von 1390 m befände sich eine ganze Stadt. [Internet 2]

Abb.5: Start einer Sojus-Trägerrakete. [AK 2]

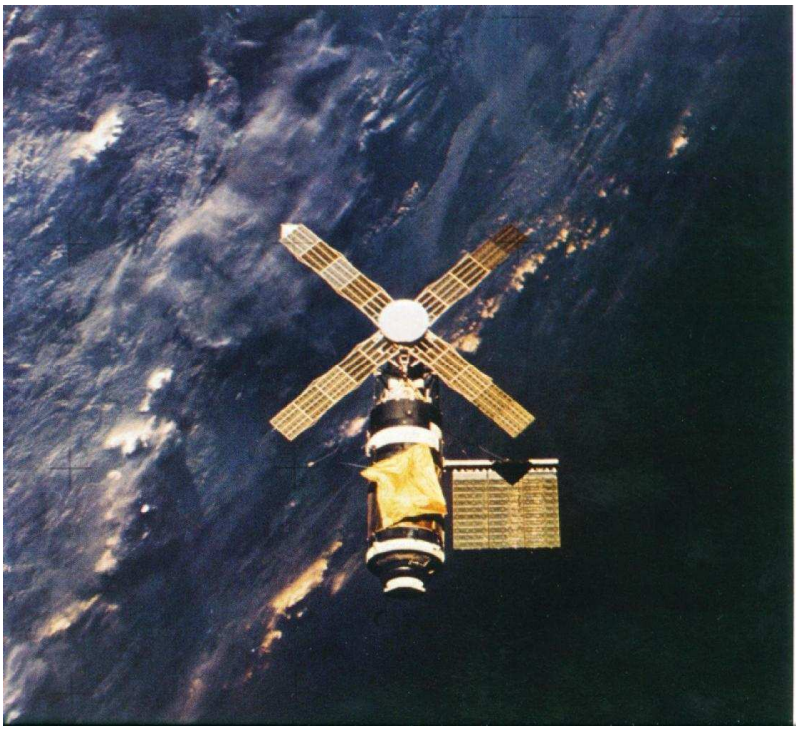
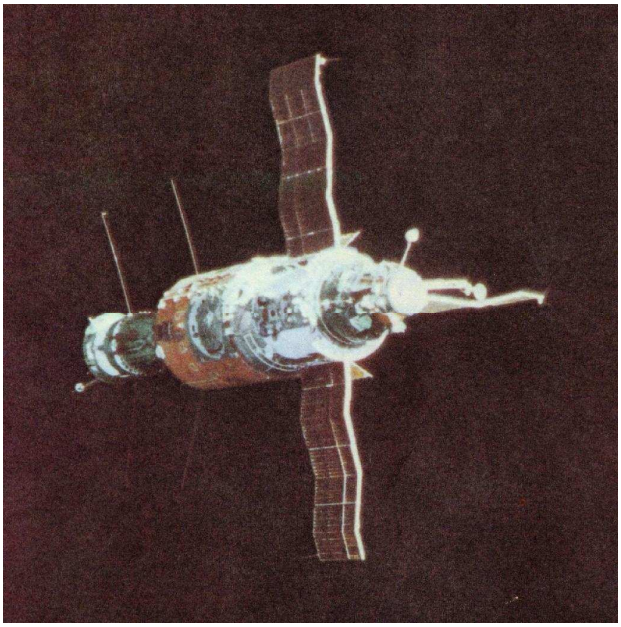
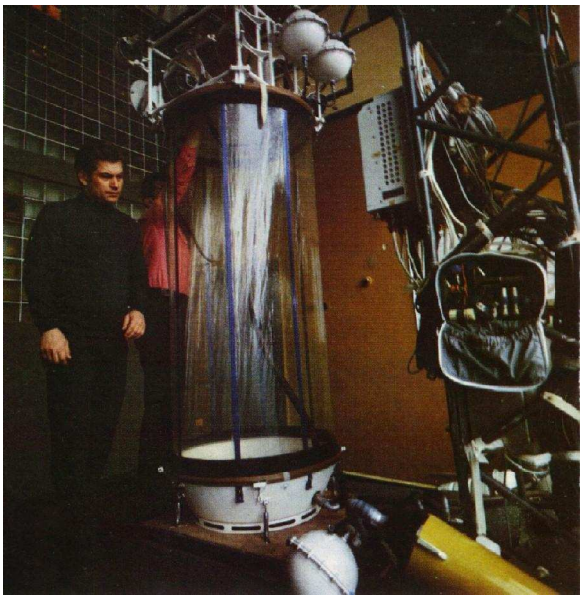


Abb.6: Das amerikanische Stationsprojekt „Skylab“. [Buedeler 5]

↑ *Abb.7: Die Raumstation Saljut 4. [AK 3]*



↑ *Abb.8: Saljut 6 im All. Gut zu sehen sind die drei ausfahrbaren Solarzellenausleger und die drei Segmente, Kopplungsanlage und Luftschleuse, Steuerzentrale, Laborteil. An der zweiten Kopplungsanlage befindet sich das unbemannte Versorgungsschiff Progress. [Wöltge 1]*



← *Abb.9: Dusche an Bord von Saljut 6. Sie war jedoch als solche fast nicht nutzbar und wurde von den Kosmonauten als „Sauna“ genutzt. [AK 4]*

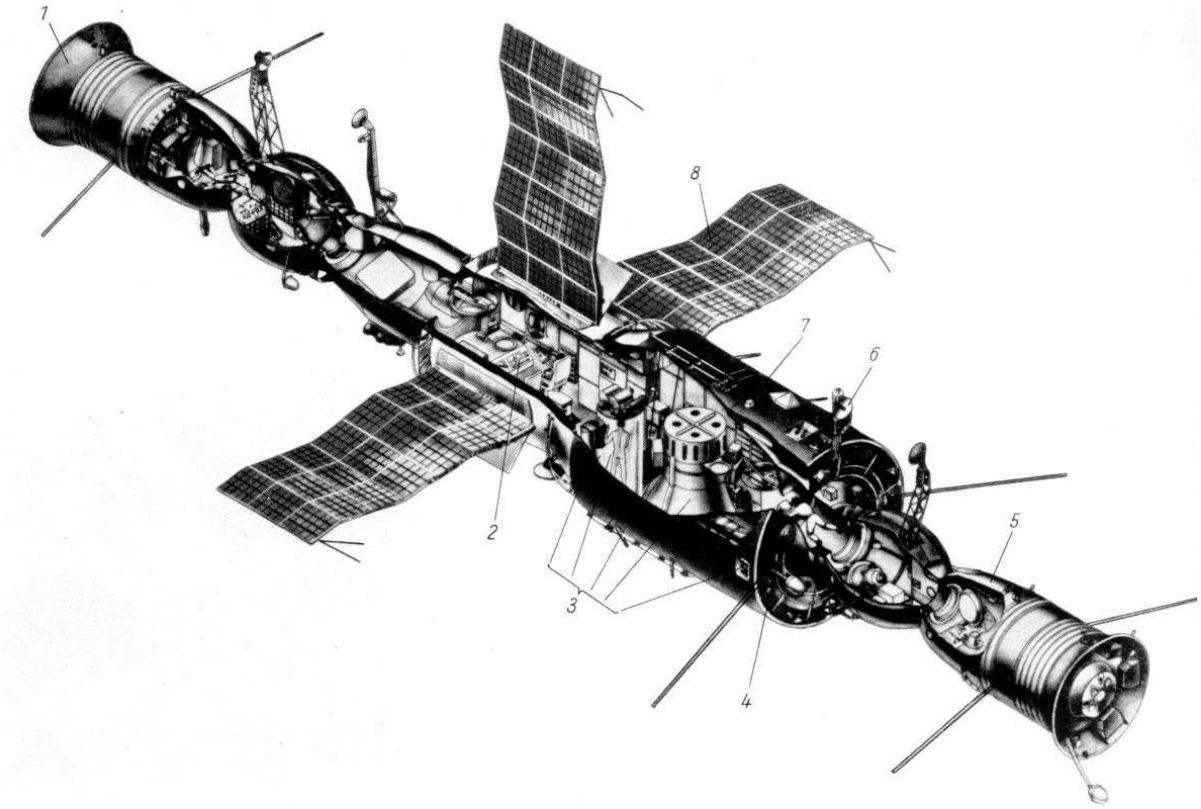


Abb.10: Orbitalkomplex Sojus - Saljut 6 - Progress (von links nach rechts). 1 Transportraumschiff Sojus; 2 zentrales Steuerpult; 3 (von links nach rechts) Kamera MKF 6M, Dusche, Laufband, wissenschaftlicher Apparateteil, Orientierungstriebwerke; 4 Bahnkorrekturtriebwerke; 5 Versorgungsschiff Progress; 6 Antenne des Annäherungssystems; 7 Orbitalblock; 8 Solarzellen [AK 5]

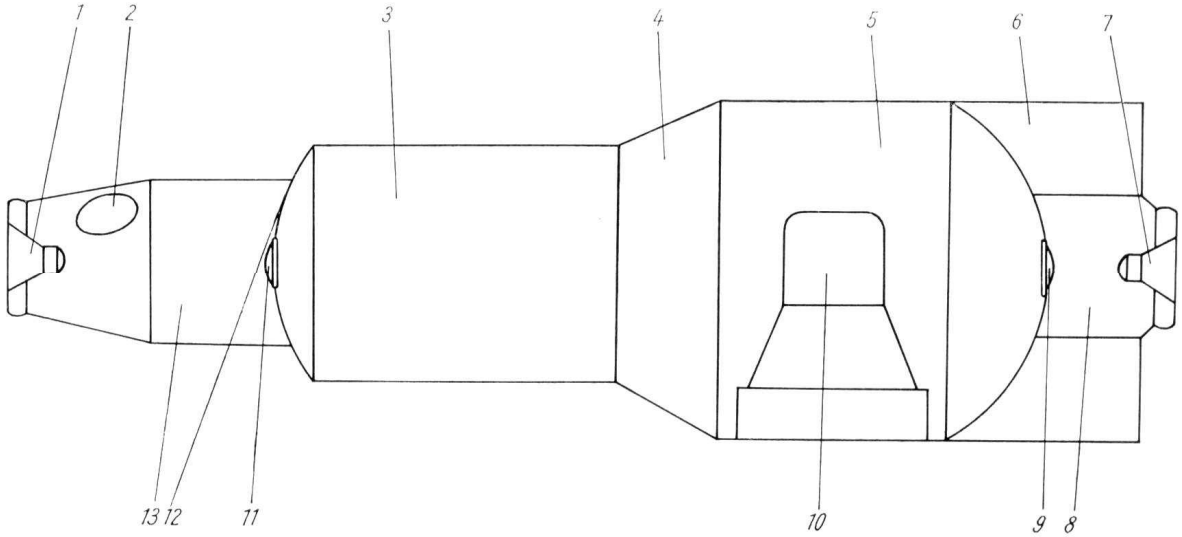


Abb.11: Saljut 6 im Schema. 1 vordere Kopplungsanlage; 2 Ausstiegsluke; 3 Steuerzentrale und Arbeitsteil; 4 Arbeitsteil; 5 Labor und Wohnteil; 6 Aggregateteil; 7 hintere Kopplungsanlage; 8 Übergangstunnel; 9 hermetische Luke; 10 wissenschaftlicher Apparateteil; 11 vordere hermetische Luke; 12 Trennwand; 13 Übergangsteil und Luftschleuse für Ausstiege [AK 6]

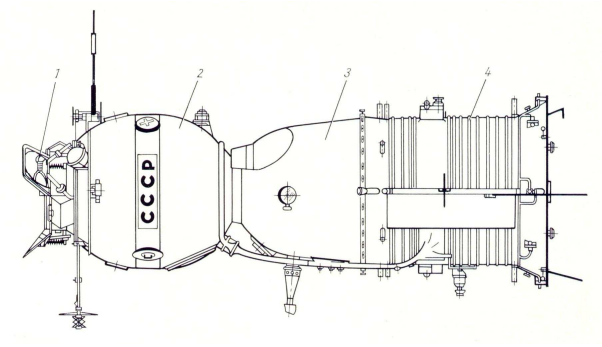


Abb.12: Raumschiff Sojus. [AK 7]

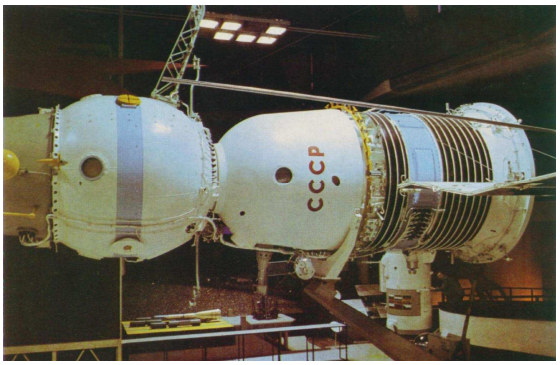


Abb.13: Sojus bei der Montage. [AK 8]

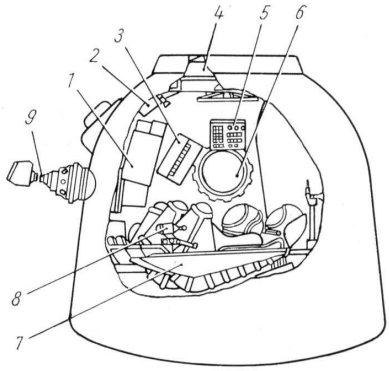


Abb.14: Schema der Landekapsel von Sojus. 1 Gerätetafel; 2 Kamera; 3 Kommando- und Signalanlage; 4 Ausstiegsluke; 5 Steuerpult der Funksender; 6 Fenster; 7 Sessel; 8 Steuerhebel; 9 Optisches Visier [AK 9]

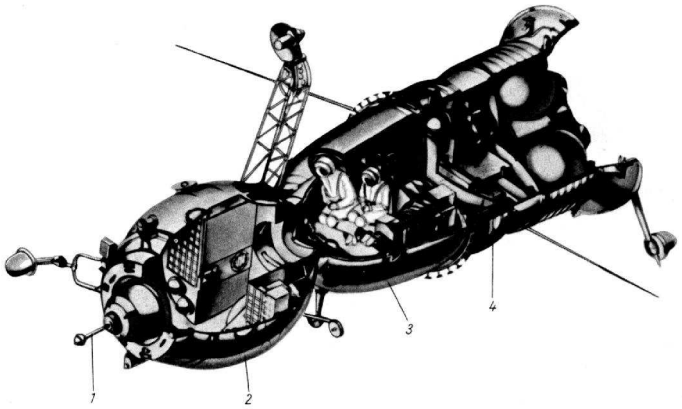


Abb.15: Schema des Raumschiffs Sojus. Mit Raumschiffen dieses Typs wurden die Besatzungen auf die Stationen Saljut 1-7 gebracht. 1 Kopplungsanlage; 2 Orbitalsektion; 3 Landekapsel; 4 Geräteteil (siehe Abb. 13) [AK 10]

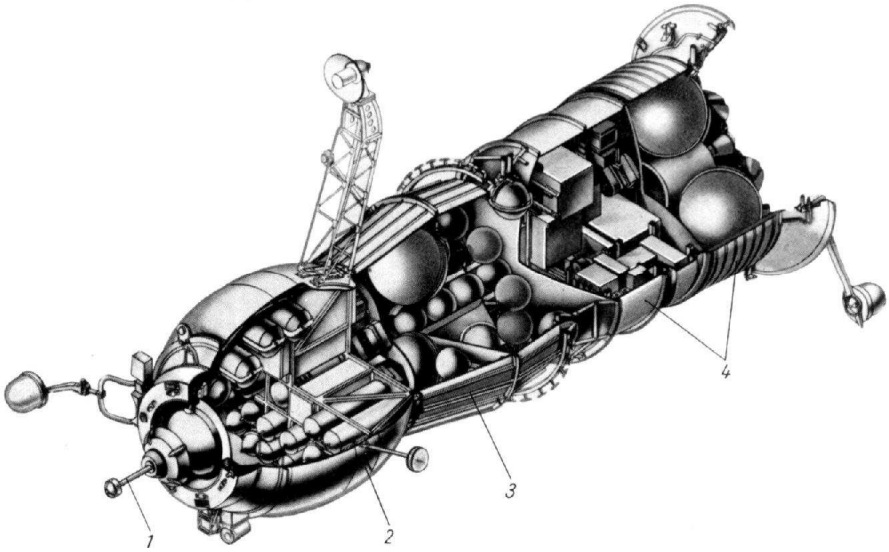
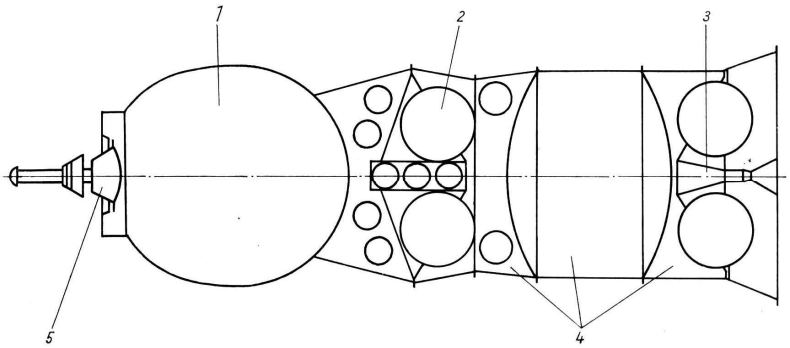
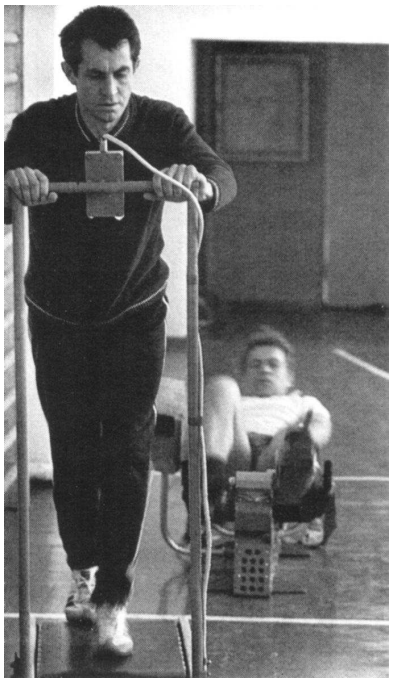


Abb.16: Das unbemannte Einweg-Versorgungsschiff Progress. 1 Kopplungsanlage; 2 Lastensektion; 3 Teil mit Behältern zum Nachtanken; 4 Gerätesektion [AK 11]



↑ *Abb.17: Progress im Schema. (1 und 2 siehe Abb.14); 3 Annährungs- und Korrekturtriebwerk; (4 siehe Abb.14); 5 Kopplungsaggregat [AK 12]*



→ *Abb.18: Laufband und Radtrainer wie an Bord von Saljut 6. Die Kosmonauten W. Kowaljonok und A. Iwantschenkow beim Training. [AK 13]*

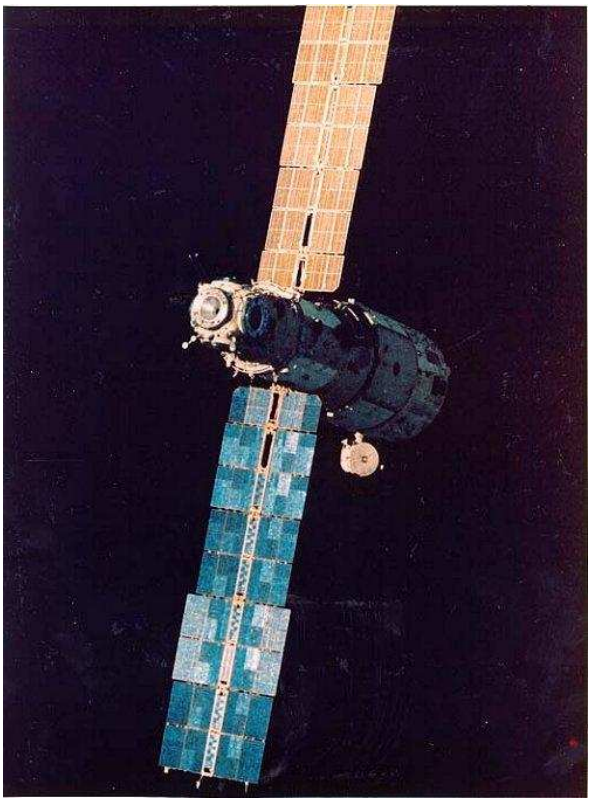
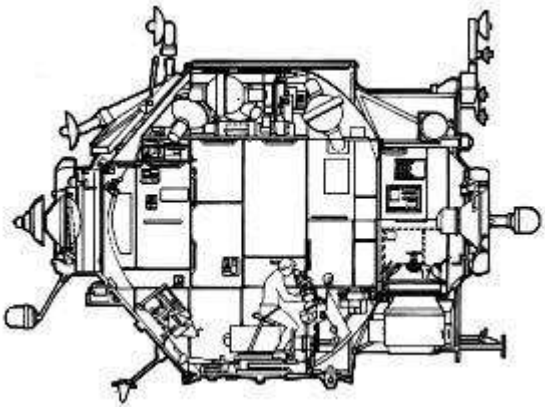


Abb.19: Das der Mir-Kernmodul. Deutlich zu erkennen ist die Ähnlichkeit zur Saljut-Baureihe (siehe Abb. II.7). Beim Kernmodul kam erstmals ein sechsfacher Kopplungsadapter zum Einsatz. [Internet 3]



↑ *Abb.20: Das Astrophysikmodul „Kvant“ im Querschnitt. [Internet 4]*

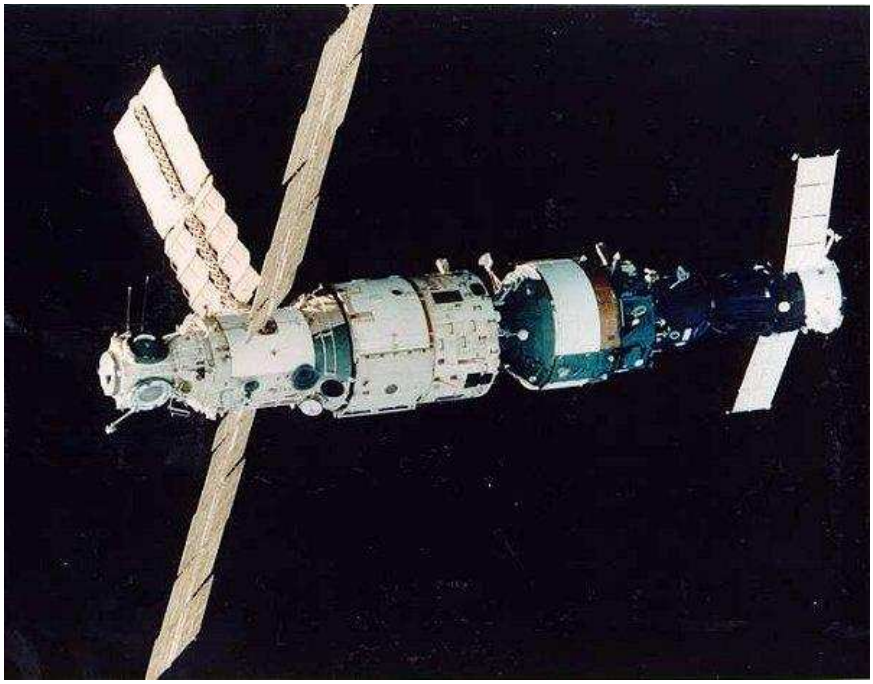


Abb.21: Das Astrophysikmodul „Kvant“ zwischen dem Mir-Kern (links) und einem angedockten Progress-Transporter. [Internet 5]

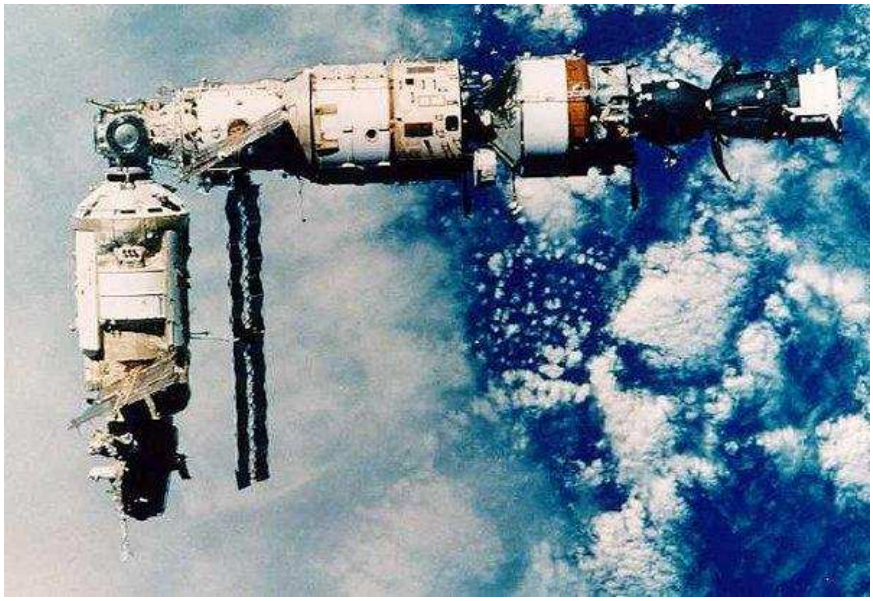


Abb.22: Die Station mit dem am Kopplungsadapter angedockten Modul „Kvant 2“ (links) [Internet 6]

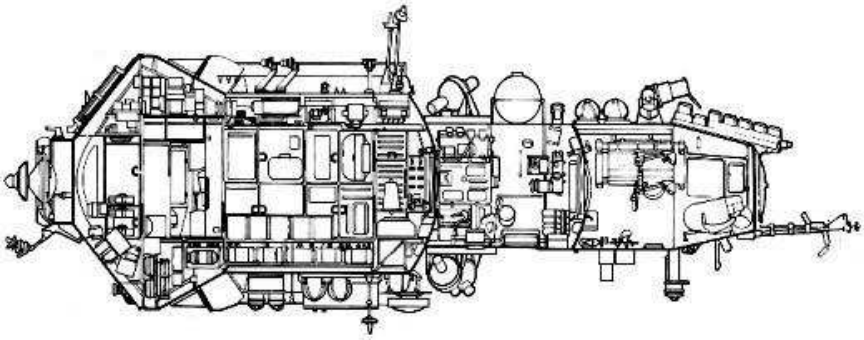


Abb.23: Das Erweiterungsmodul „Kvant 2“ im Querschnitt. [Internet 7]

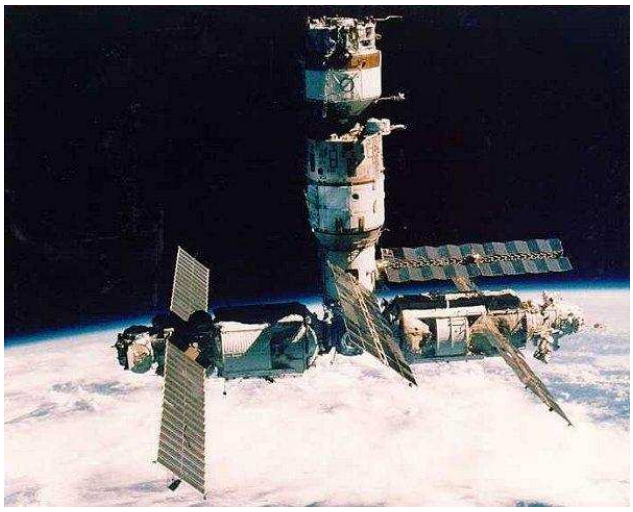


Abb.24: Die Mir im Juli 1990. Rechts ist Kvant 2, links Kristall angedockt. Deutlich zu erkennen ist das APDM am Kristall-Modul. Auch wird die zum Massenausgleich angestrebte symmetrische T-Form deutlich. [Internet 8]

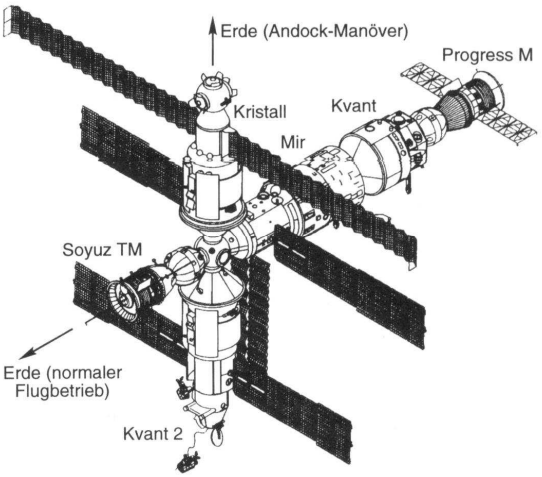


Abb.25: Konfiguration der Mir ab Juli 1990. In der Normflugposition bewegte sich die Station in Richtung des sechsfachen Kopplungsadapters; die Position wurde jedoch für diverse Kopplungsmanöver zeitweise verändert. [Messerschmid 1]

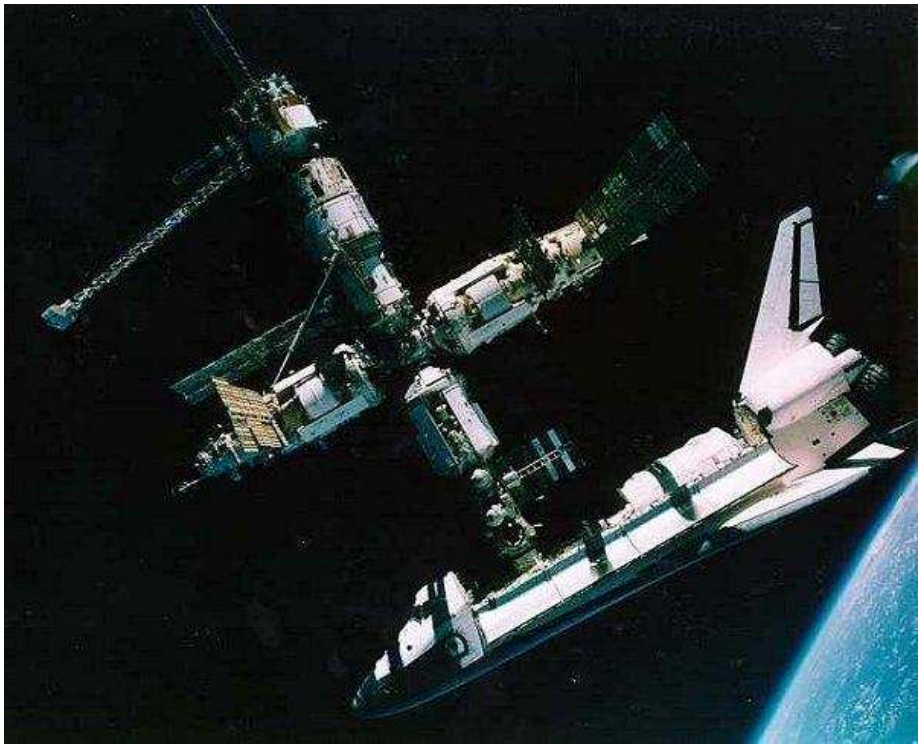
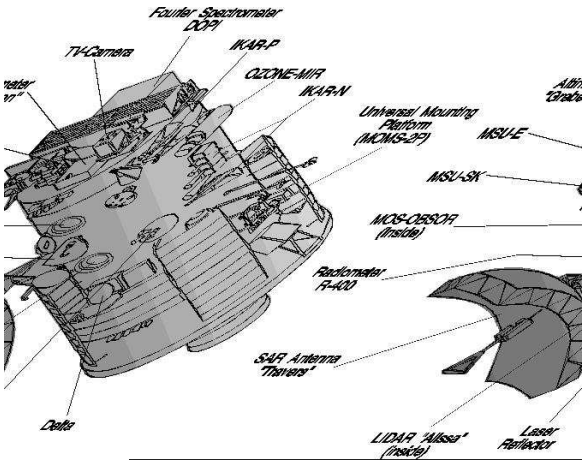
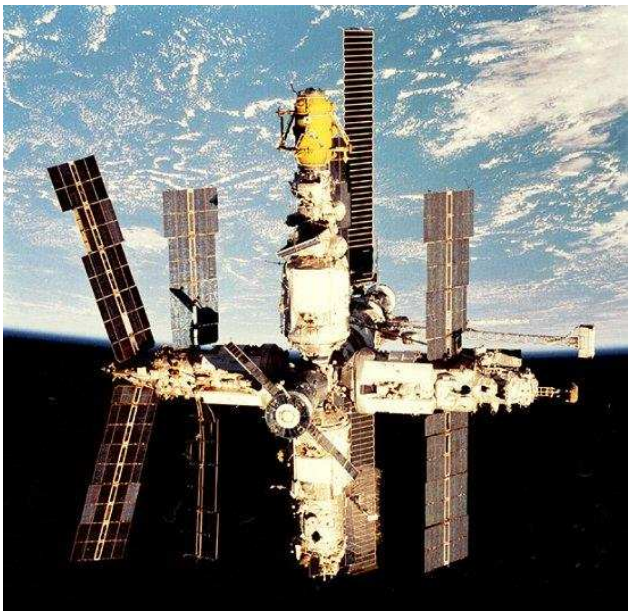


Abb.26: Die Mir nach den Umbauten im März und Juni 1995. Kristall weist nun in Normflugrichtung; an Kristall befindet sich das Docking Module (mit angedocktem Spaceshuttle). Das neue Modul „Spektr“ (rechts) befindet sich gegenüber von Kvant 2. [Internet 9]

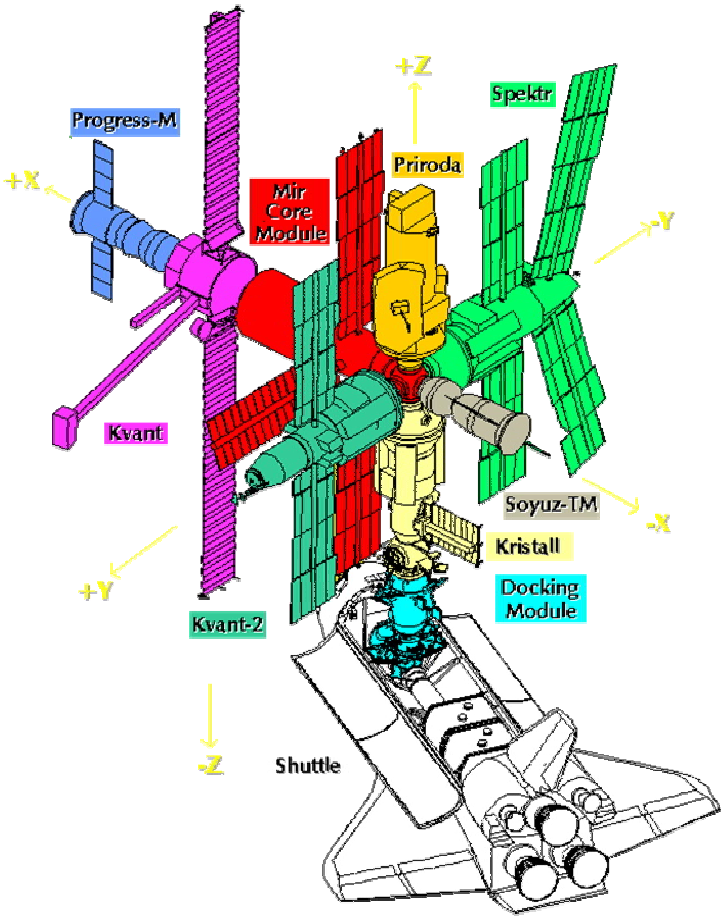


↑ *Abb.27: Schematischer Schnitt durch das Modul „Priroda“. Erstmals kam hier der „Modular Optoelectronic Multispectral Scanner“ (MOMS-2P) zum Einsatz. [Internet 10]*



↑ *Abb.29: Die Mir ab April 1996. [Internet 11]*

↓ *Abb.28: Die Mir in finaler Konfiguration. Kristall samt Dockingmodul wurden ein weiteres Mal umgesetzt, gegenüber wurde Priroda angedockt. [Internet 12]*



↑ *Abb.30: Am 25. Juni 1997 kollidierte der Progress-M-34-Transporter während eines Tests des neuen Progress-Leitsystems „TORU“ mit dem Modul Spektr. Die Folgen waren verheerend: Spektr schlug Leck, die Solarpanels wurden stark beschädigt. [Internet 13]*

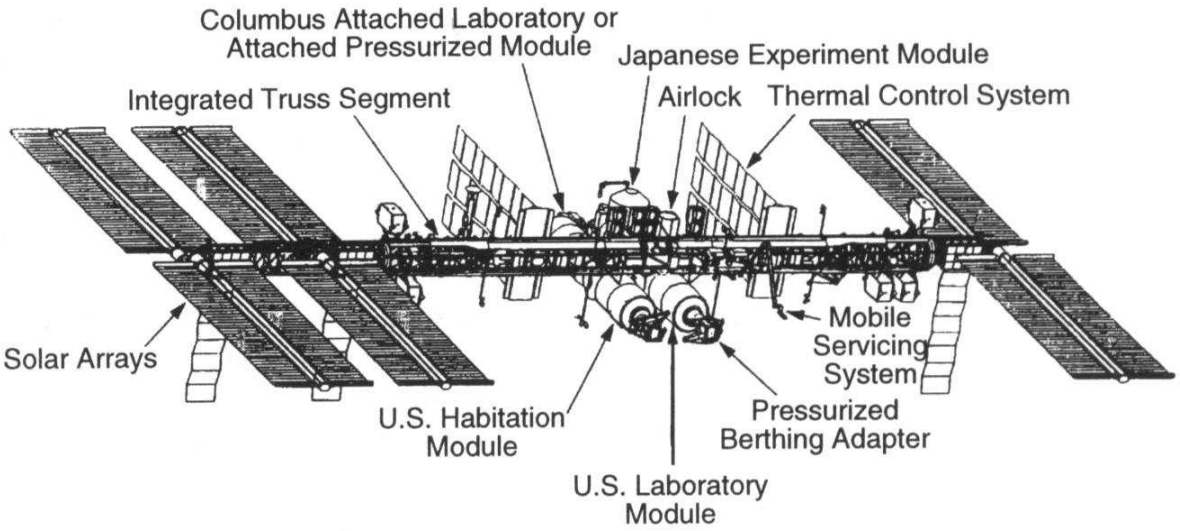


Abb.31: Space Station Freedom (Planung von 1989) [Messerschmid 2]

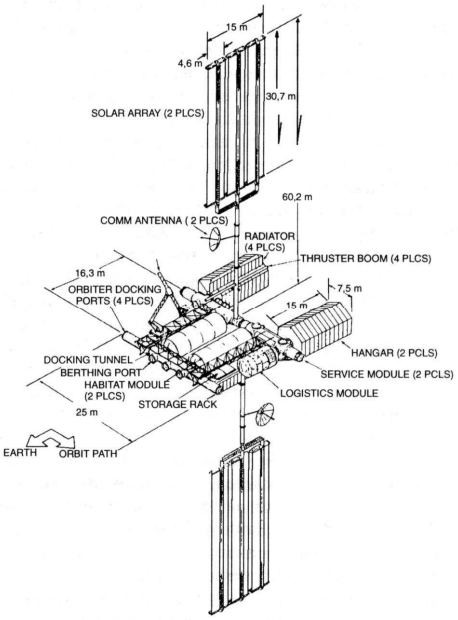


Abb.32: Space Operations Center [Woodcock 1]

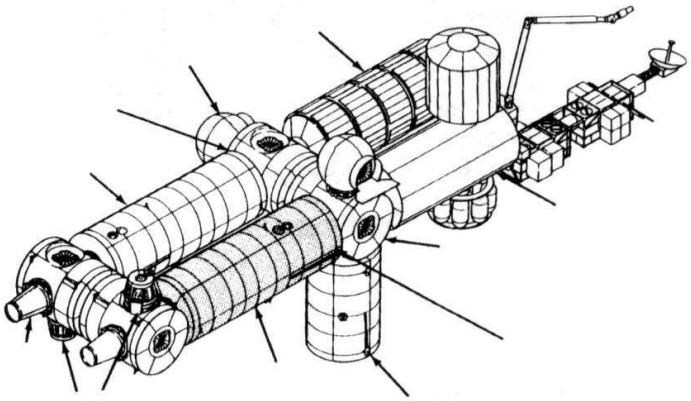


Abb.33: SSF Pressurized Module Configuration [Messerschmid 3]

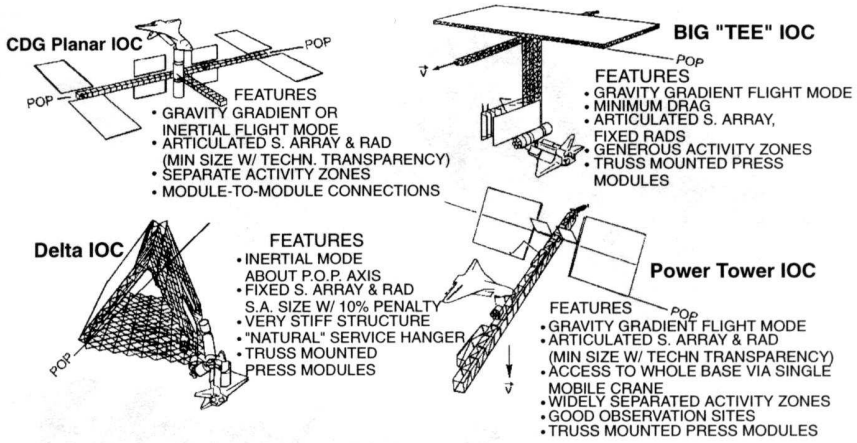


Abb.34: Bauformen der Gesamtstruktur (NASA CDG) [Messerschmid 4]

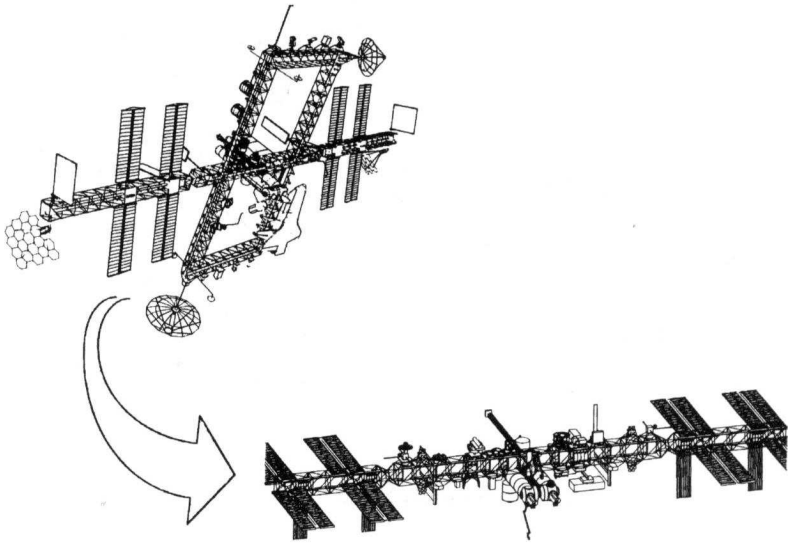


Abb.35: „Dual Keel“ und „Revised Baseline“ [Messerschmid 5]

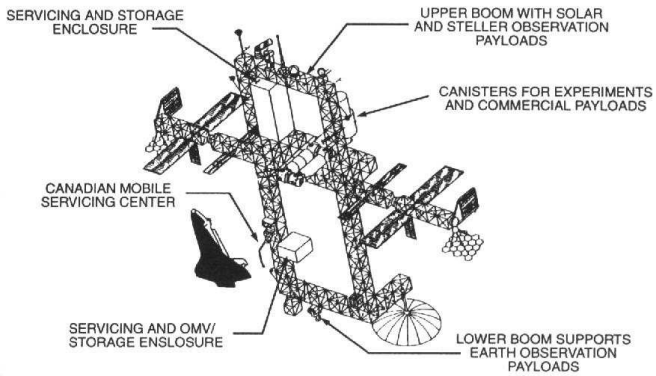


Abb.36: Dual Keel Konfiguration [McCaffrey 1]

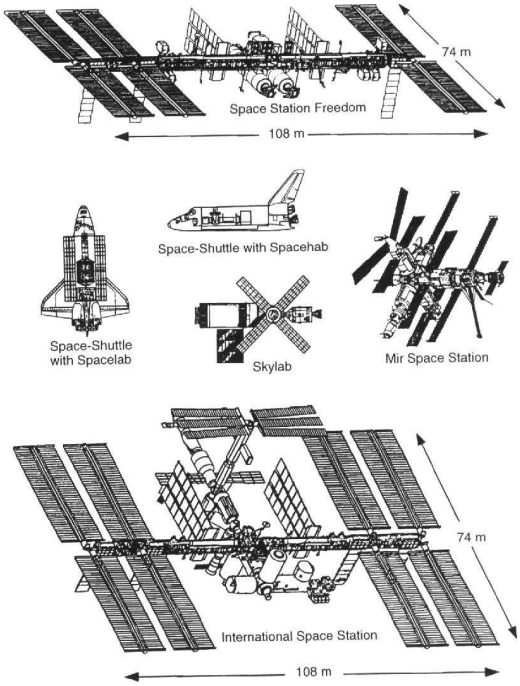


Abb.37: Größenvergleich von Raumstationen [NRC 1]

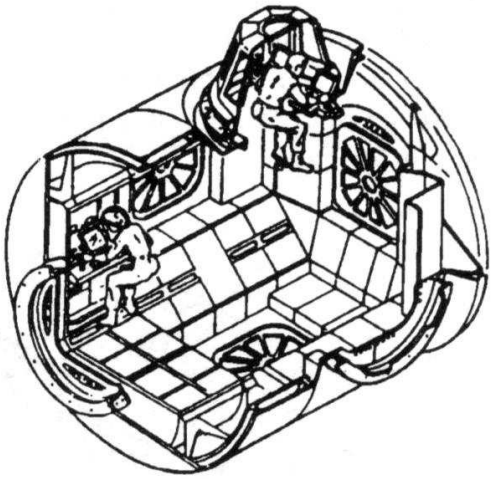


Abb.38: SSF Resource Node [SSF 1]

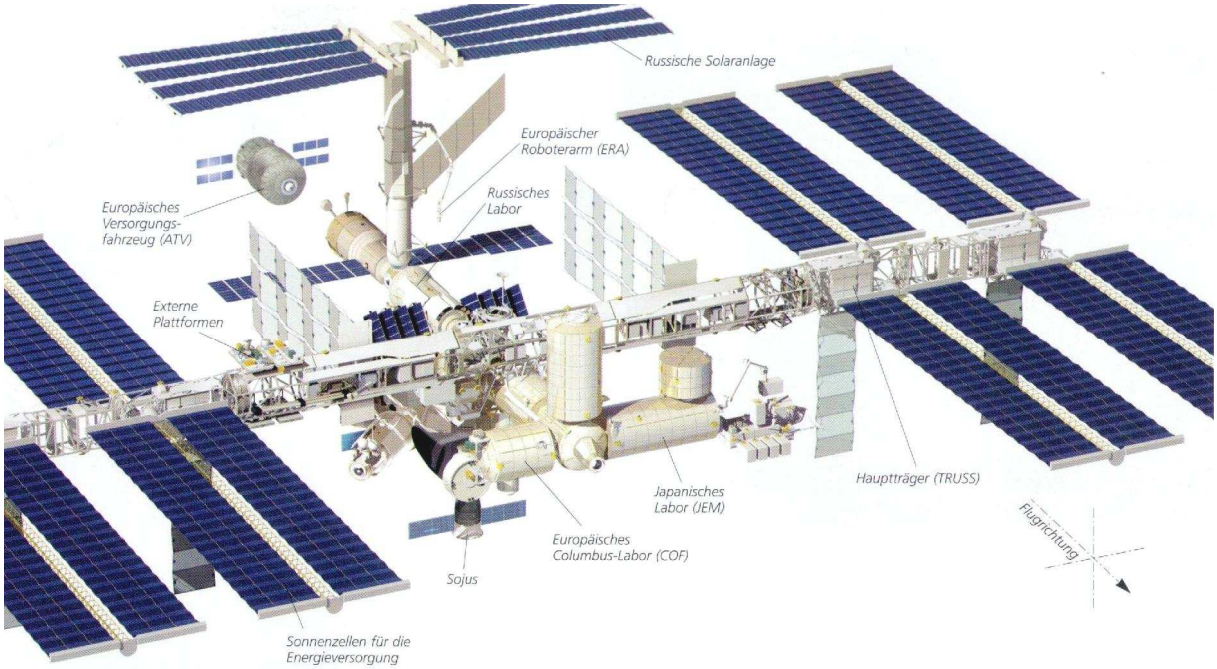


Abb.39: Die komplette ISS. Verläuft der Aufbau nach Plan, soll die Station etwa 2005 fertig gestellt sein. Der gesamte Modulkomplex ist am Truss befestigt. [SIR 1]

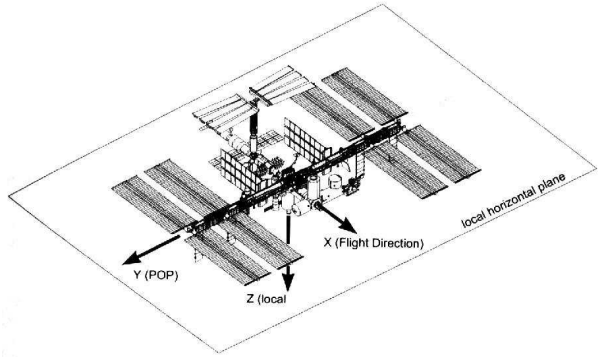


Abb.40: Die fertige ISS in ihrer Soll-Fluglage. [Messerschmid 6]

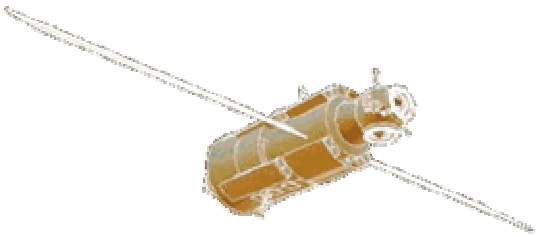


Abb.41: Das russische Basismodul FGB. [Internet 14]

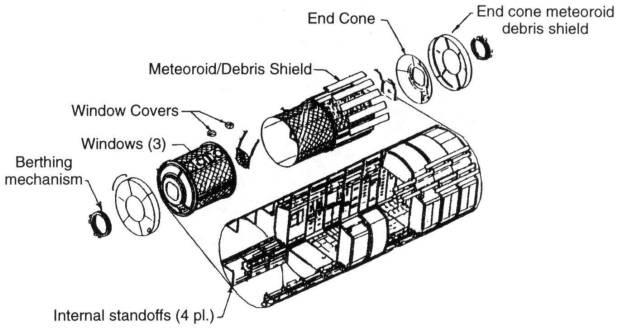


Abb.42: Die Teile des „Laboratory Module“ [Messerschmid 7]

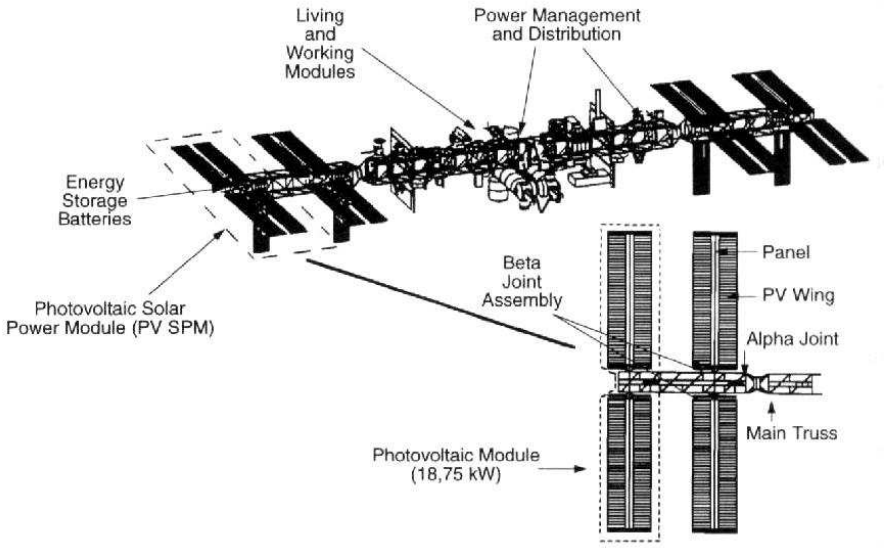


Abb.43: Komponenten des SSF/ISS Energieversorgungssystems. [Messerschmid 8]

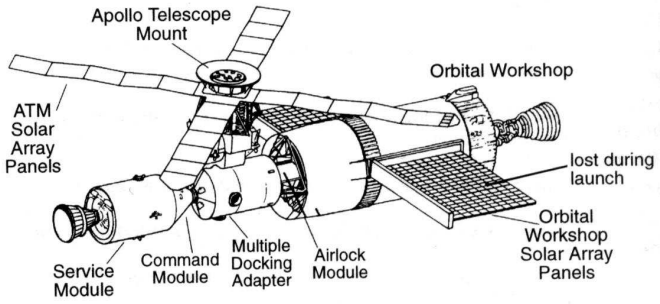


Abb.44: Das amerikanische Raumstationsprojekt „Skylab“. [Messerschmid 9]

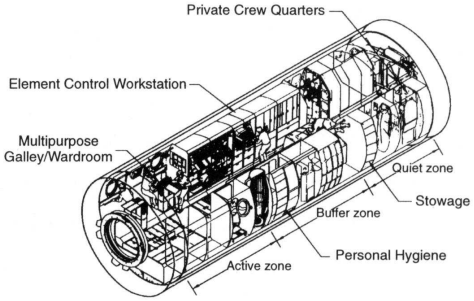


Abb.45: Das „Habitation Module“ im Schema. [Messerschmid 10]

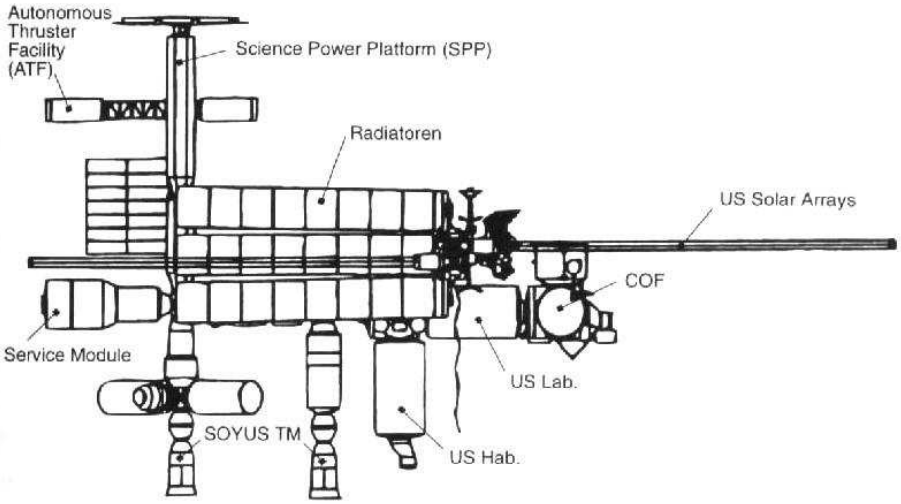


Abb.46: Schematische Seitenansicht der ISS mit der „Autonomous Thruster Facility“. [Messerschmid 11]

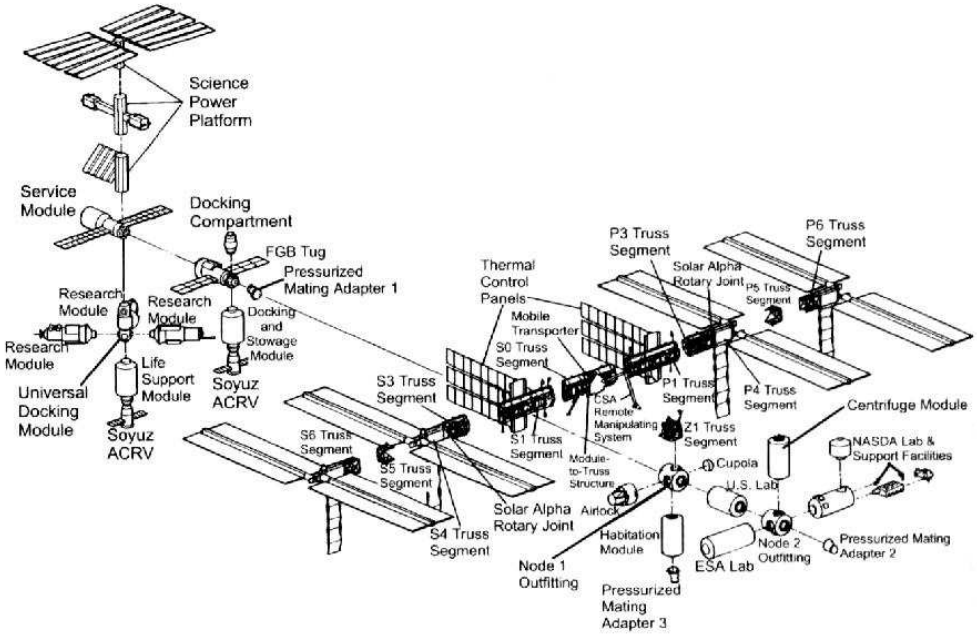


Abb.47: Moduldarstellung der vollständig fertiggestellten ISS. [MDD 1]

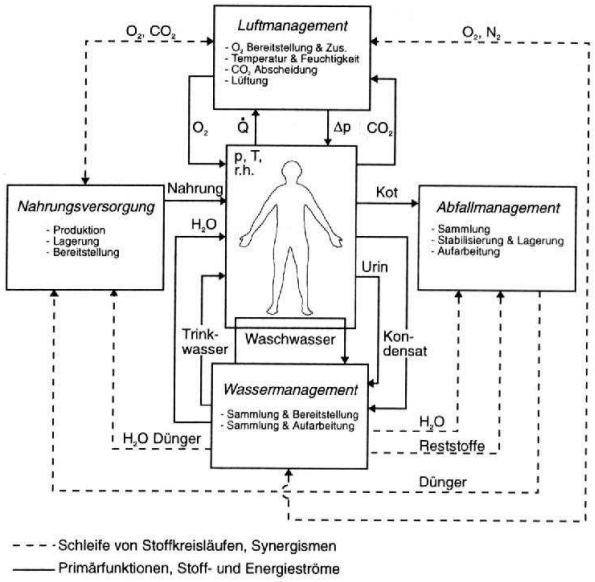


Abb.48: Aufgaben und Schnittstellen eines Lebenserhaltungssystems [Messerschmid 12]

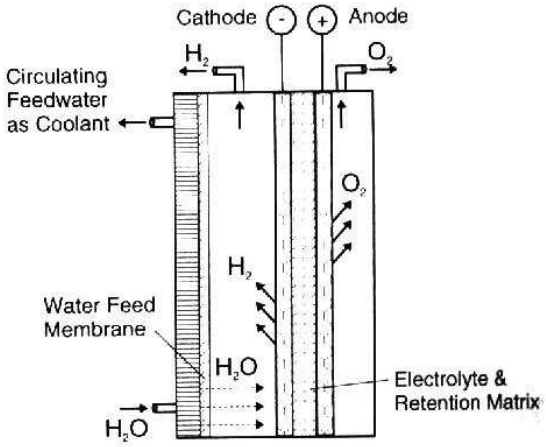


Abb.49: Prinzip des SFWE [Wydeven 1]

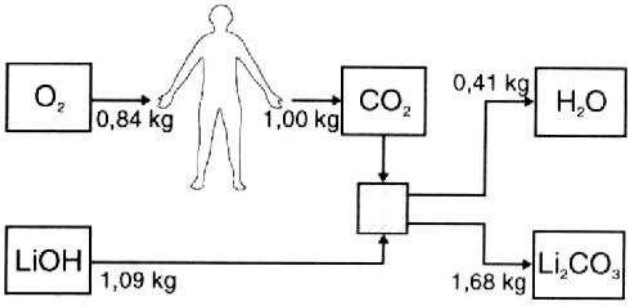


Abb.50: Blockdiagramm eines LiOH-Filters [Messerschmid 13]

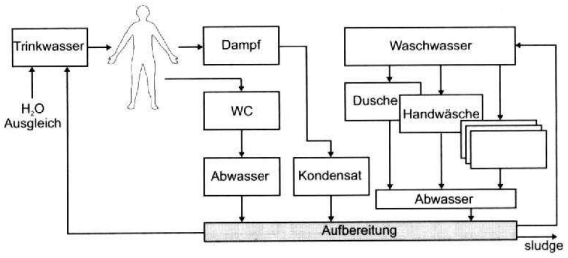


Abb.51: Zentrales Konzept der Wasser-aufbereitung. [Messerschmid 14]

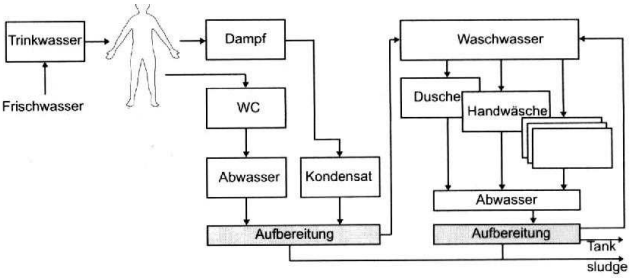


Abb.52: Serielles Konzept der Wasser-aufbereitung. [Messerschmid 15]

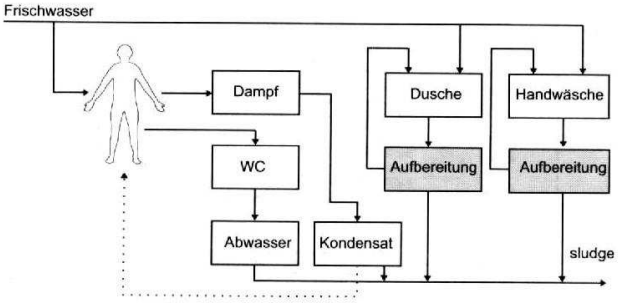


Abb.53: Dezentrales Konzept der Wasser-aufbereitung. [Messerschmid 16]

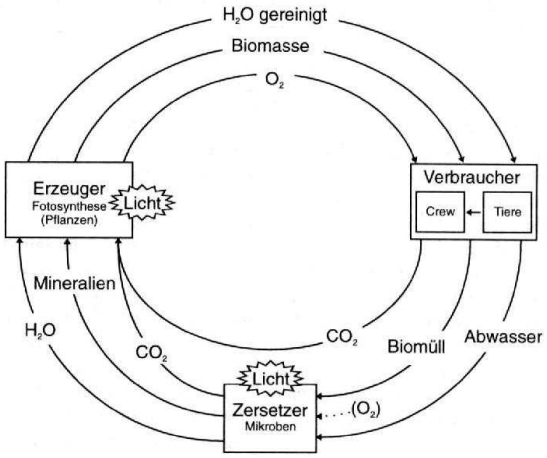


Abb.54: Prinzip eines biologischen Lebens-erhaltungssystems. [Messerschmid 17]

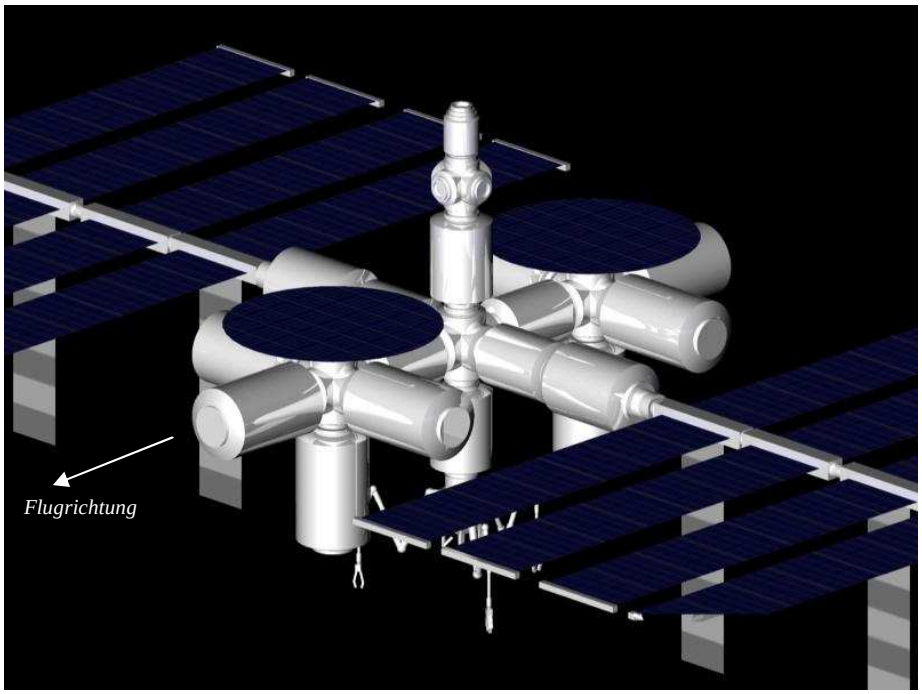


Abb.54: Die SSI (Space Station Independence) besteht aus acht Wissenschaftsmodulen, die jeweils einzeln austauschbar sind, aus sechs Kernmodulen mit Lebenserhaltungssystemen, Wohn- und Aufenthaltsräumen u.a. sowie aus jeweils einem Verbindungsmodul zum Kopplungsadapter und zum CRF (siehe Abb. XVI.64).

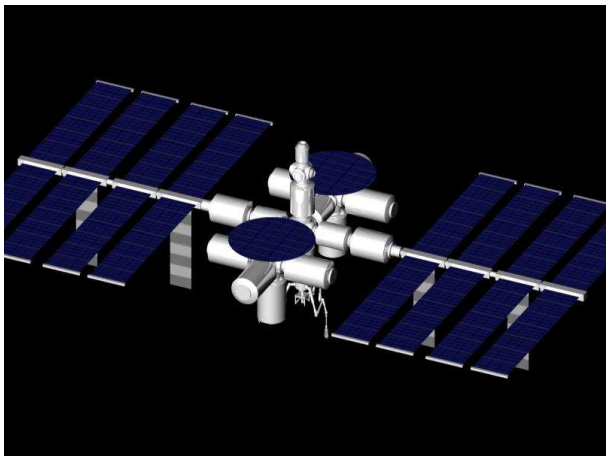


Abb.55: Die Länge der SSI beträgt etwa 55 m, die Spannweite etwa 125 m.

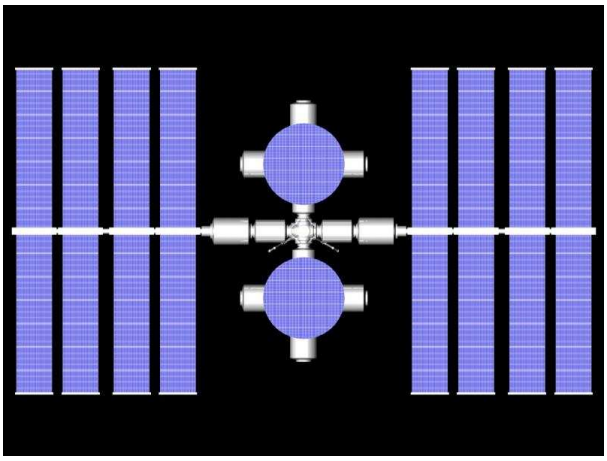


Abb.56: Der Aufbau der Space Station Independence ist vollkommen symmetrisch, was diverse Manöver erleichtert.

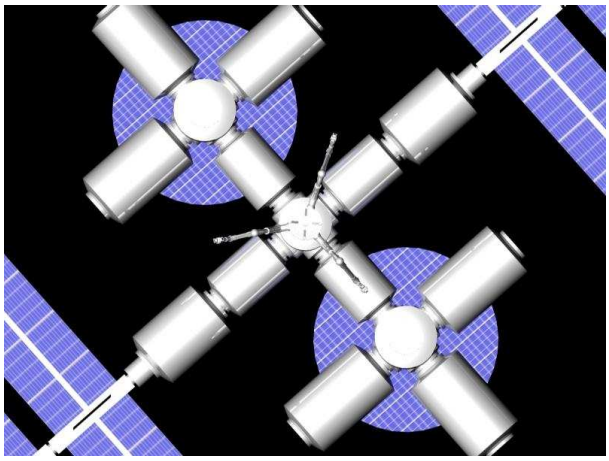


Abb.57: Der Modulkomplex der SSI von unten.

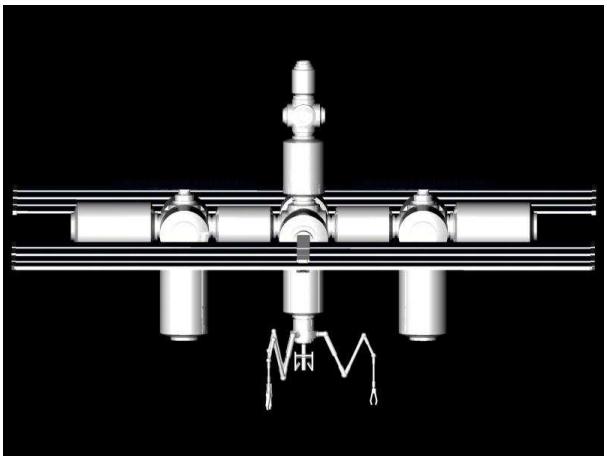


Abb.58: Seitenansicht der SSI.

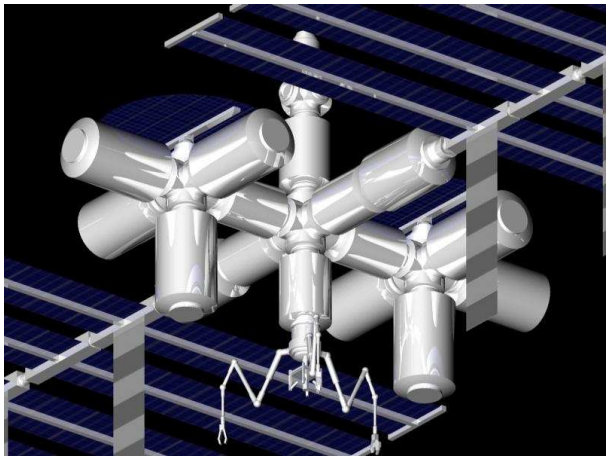


Abb.59: Die einzelnen Module der SSI sind durch drei sechsfache Kopplungsadapter verbunden.

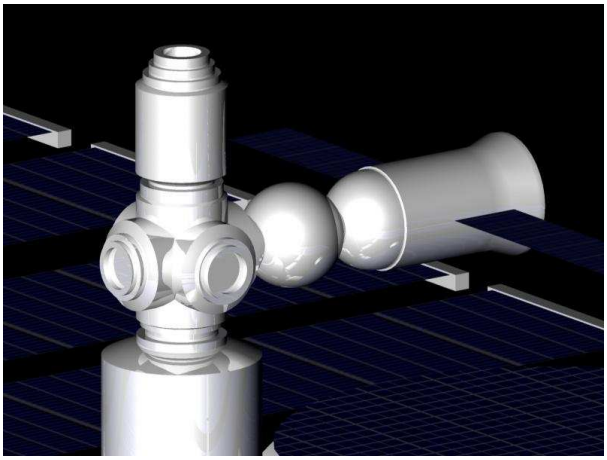


Abb.60: Ein vierter Kopplungsadapter dient als Andockmöglichkeit für diverse Zubringersysteme (z.B. Sojus-TM-Fähren).

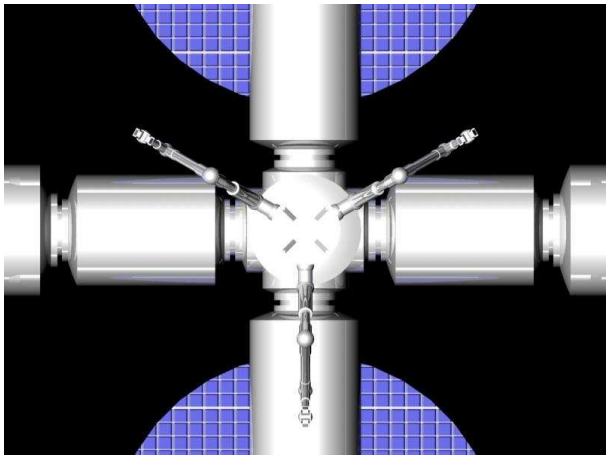


Abb.61: Der Kernkomplex der Station (Sicht von unten).

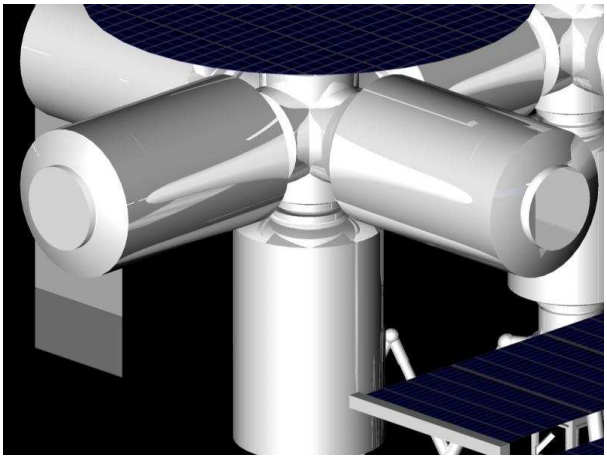


Abb.62: Jedes der Labormodule ist einzeln austauschbar.

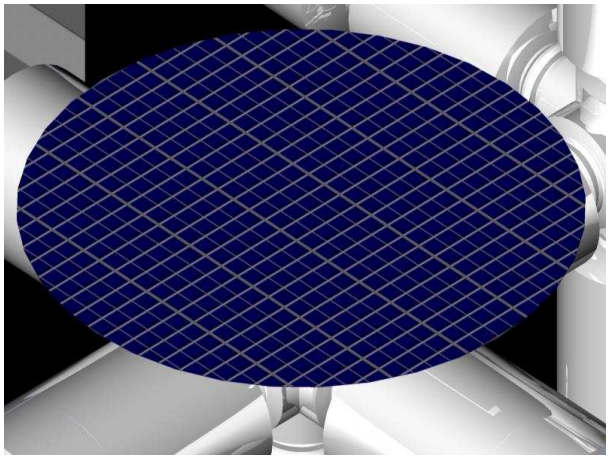


Abb.63: Die auffaltbaren Rundpaneele ergänzen die Energieversorgung durch die „herkömmlichen“ ausfahbaren Solarpanels.

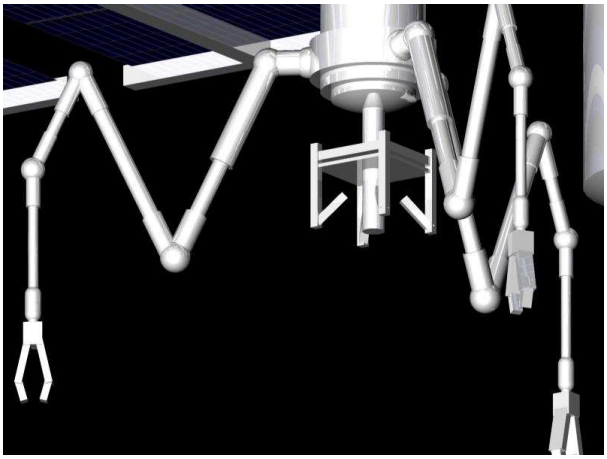


Abb.64: Die mit drei Greifarmen ausgestattete Construction and Repair Facility (CRF) ermöglicht die Reparatur und Konstruktion diverser Systeme im All.

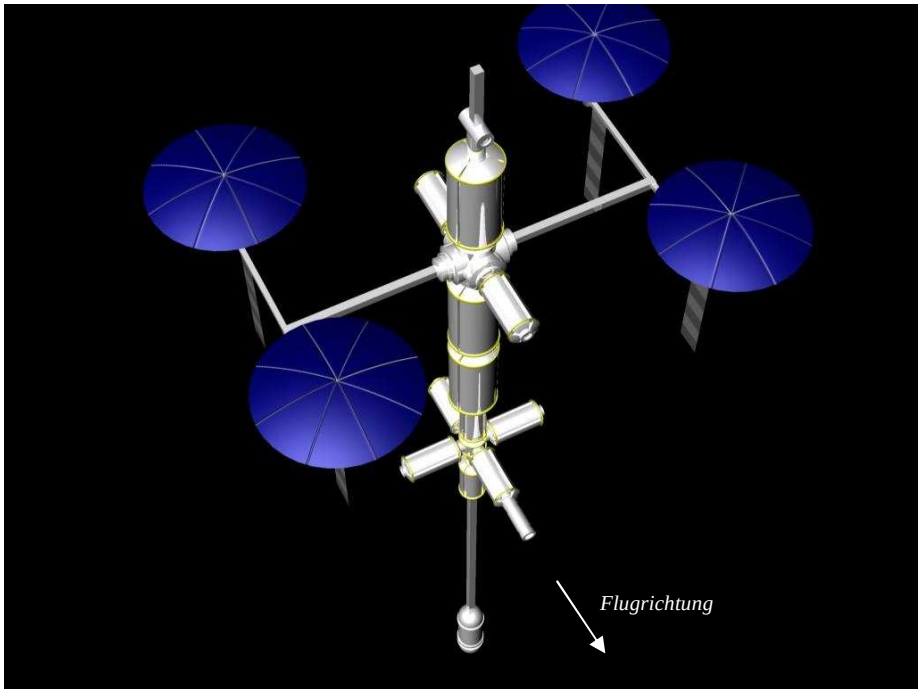


Abb.65: Die Submodulare hauptträgerbasierte Raumstation STBS stellt ein riesiges System dar: die Höhe beträgt etwa 150 m, die Breite etwa 45 m.
Der Transport der enorm großen Module erfordert neue Trägersysteme mit höherer Zuladung.

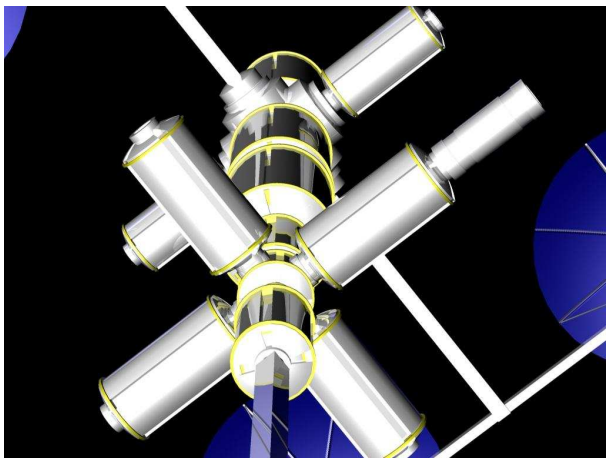


Abb.66: Entlang des Truss befinden sich die Module sowie zwei sechsfache Kopplungsadapter.

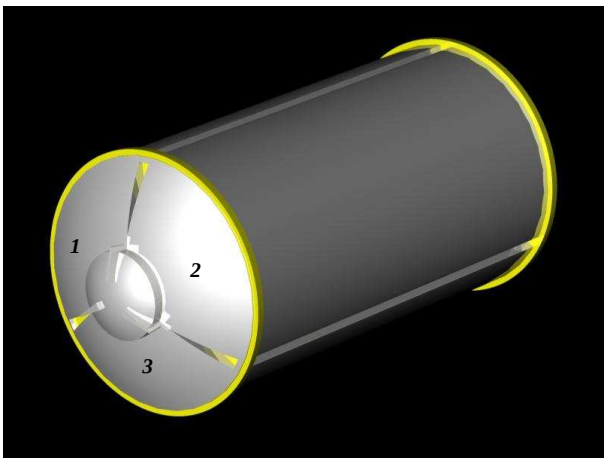


Abb.67: Jedes Hauptmodul ist in drei einzeln ausbaubare Submodule unterteilt.

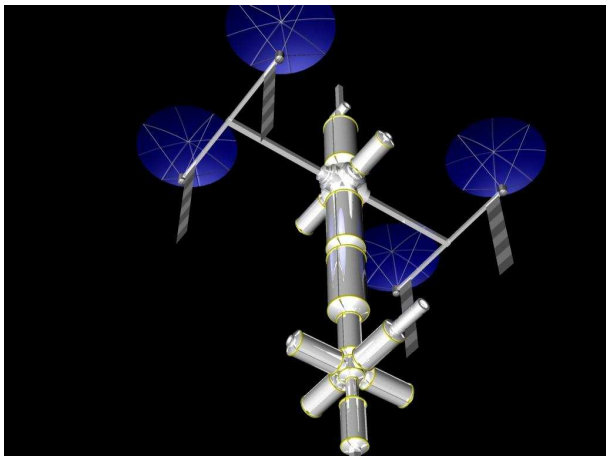


Abb.68: Die drei unterteilten Hauptmodule können um zahlreiche Module u.a. Systeme erweitert werden.

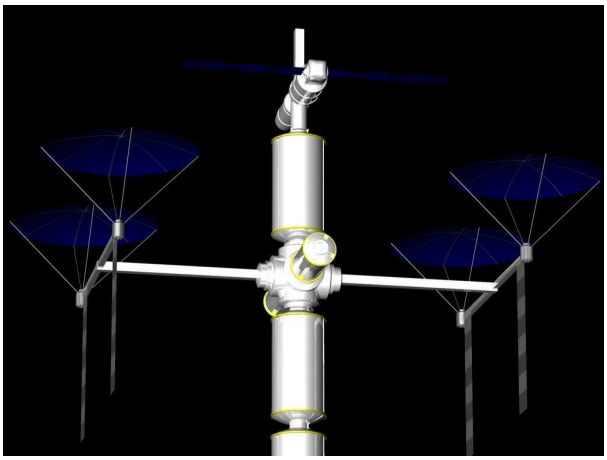


Abb.69: Auch die STBS basiert auf streng symmetrischer Konstruktionsweise.

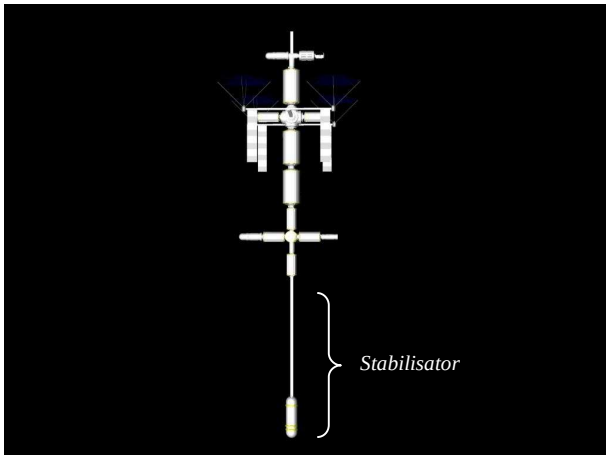


Abb.70: Die Stabilisatoren stabilisieren die Fluglage und ermöglichen die Stationserweiterung.

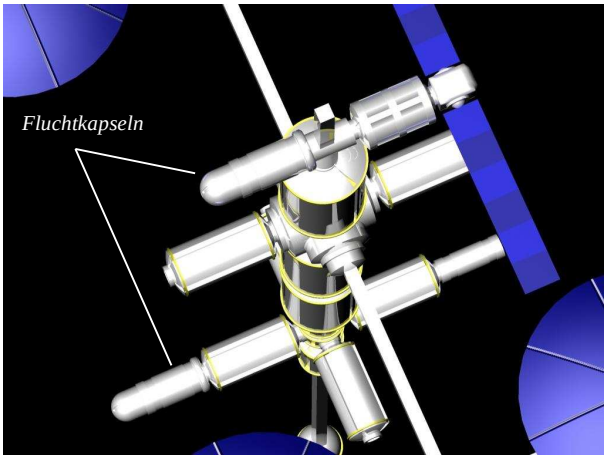


Abb.71: Zwei Fluchtkapseln gewährleisten die Sicherheit der Mannschaft in Notfällen.

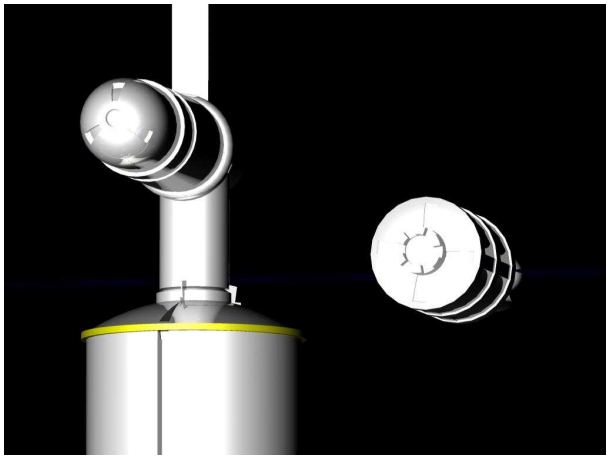


Abb.72: Am Doppeldock können eine Fluchtkapsel sowie das „Free Flying Laboratory“ andocken.

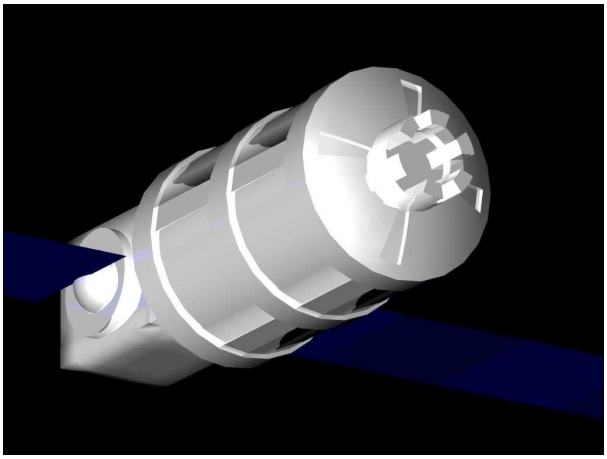


Abb.73: Das FFL (Free Flvina Laboratorv.

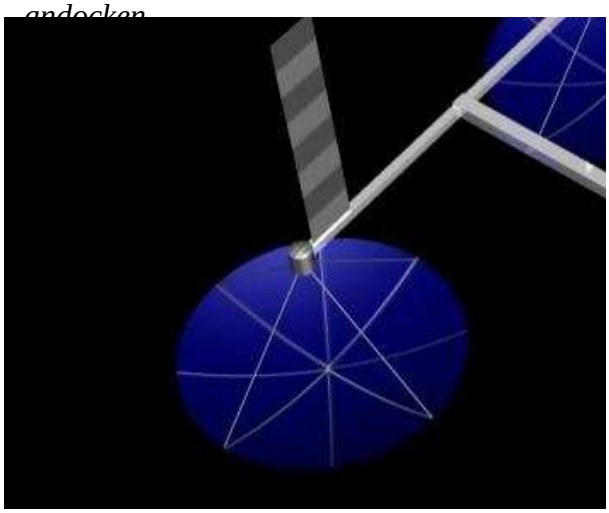


Abb.74: Die STBS bezieht die Energie von sogenannten Solardynamischen Anlagen (SD-Anlagen), die weitaus effizienter als herkömmliche Systeme arbeiten.

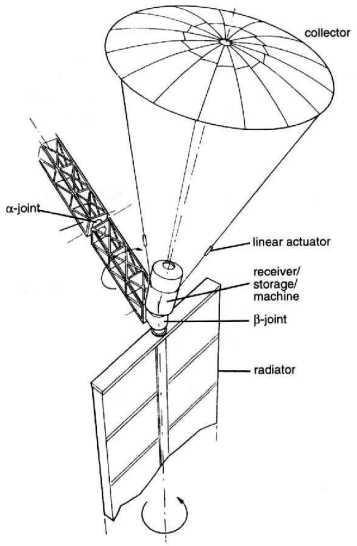


Abb.75: Prinzipieller Aufbau einer SD-Anlage. Die per Konzentrator aufgefangene Strahlung wird als Wärmeenergie genutzt und in einem Salzsystem für die Schattenphase gespeichert. [Oberle 1]

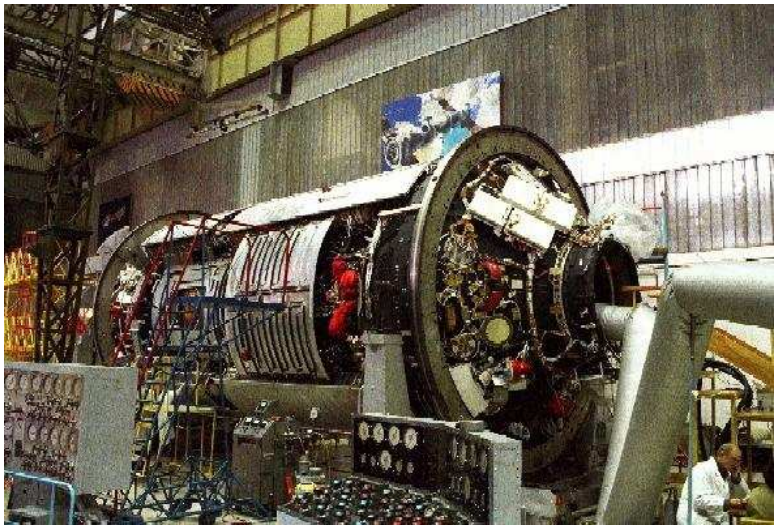


Abb.76: Der Functional Cargo Block („Sarja“). [Internet 15]

Abb.77: Das Resource Node „Unity“. [Internet 15]

Abb.78: Das Service-Modul “Swesda”. [Internet 16]

Anhang 2 – Tabellen (i.1 – viii.6)

Tab.1: Chronologie Sowjetischer Raumstationsprojekte [Messerschmid 18]

1. Generation sowjetischer Stationen (1971-77)			Crews	Progress-Flüge (Masse)
Salyut-1	1971	Erste Raumstation	1 (Soyuz 11)	
ohne Namen	1972	Fehlschlag		
Salyut-2	1973	Erste Almaz-Station		
Cosmos 557	1973	Fehlstart		
Salyut-3	1974-75	zweite Almaz-Station	1 (Soyuz 14)	
Salyut-4	1974-75	3 Flügel mit Solarzellen	2 (Soyuz 17,18)	
Salyut-5	1976-77	Letzte Almaz-Station	2 (Soyuz 21,24)	
2. Generation sowjetischer Stationen (1977-87)				
Salyut-6	1977-82	2. Andockmöglichkeit	16 (Soyuz 26-32, 35-40, T-2 - T-4)	12 (20 t)
Salyut-7	1982-87	Absturz erst 1991	10 (Soyuz T-5 - T-7, T-9 - T-15)	13 (25 t)
3. Generation sowjetischer Stationen (1986-99 ?)				
Mir-Station	20.02.86	Basismodul	2	2 (4 t) 1986
Kvant	31.03.87	Erweiterungsmodul	6	13 (26 t) 1987+88
Kvant 2	26.11.89	Astrophysik-Modul	1	4 (9 t) 1989
Kristall	31.05.90	Materialforschung	12	4 (9,5 t) 1990
Spektr	20.05.95	Atmosphären/Astro-M.	2+2x Atlantis	
Priroda	23.04.96	Erdbeobachtungs-Modul	2+2x Atlantis	

Tab.2: Mir-Missionen bis 1998 [Internet 17]

Number	Mission	Launch Date (m/d/y)	Delivered Crew Size	Duration docked (approx., days)
43.	Soyuz TM-28	8/13/98	3	
42.	STS-91/Discovery	6/2/98		9d 19h 48m
41.	Soyuz TM-27	1/29/98	3	ongoing
40.	STS-89/Endeavour	1/22/98	1	4d 20h 42m
39.	STS-86/Atlantis	9/25/97	1	5d 21h 30m
38.	Soyuz TM-26	8/5/97	2	197d 15h 35m
37.	STS-84/Atlantis	5/15/97	1	4d 22h 31m
36.	Soyuz TM-25	2/10/97	3	
35.	STS-81/Atlantis	1/12/97	1	4d 22h 20m
34.	STS-79/Atlantis	9/16/96	1	4d 22h 18m
33.	Soyuz TM-24	8/17/96	3	196d 17h 26m
32.	Module Priroda	4/23/96	N/A	Perm.
31.	STS-76/Atlantis	3/22/96	2	4d 22h 35m
30.	Soyuz TM-23	2/21/96	2	191 d
29.	Soyuz TM-22	9/3/95	3	179
28.	STS-71/Atlantis	6/27/95	2	4d 21h 35m
27.	Module Spektr	3/20/95	N/A	Perm.
26.	Soyuz TM-21	3/14/95	3	115
25.	Soyuz TM-20	10/4/94	3	167
24.	Soyuz TM-19	7/1/94	2	124
23.	Soyuz TM-18	1/8/94	3	180
22.	Soyuz TM-17	7/1/93	3	195
21.	Soyuz TM-16	1/24/93	2	177
20.	Soyuz TM-15	7/27/92	3	187
19.	Soyuz TM-14	3/17/92	3	144
18.	Soyuz TM-13	10/2/91	3	172
17.	Soyuz TM-12	5/18/91	3	143
16.	Soyuz TM-11	12/2/90	3	172
15.	Soyuz TM-10	8/1/90	2	129
14.	Module Kristall	5/31/90	N/A	Perm.

13.	Soyuz TM-9	2/11/90	2	159
12.	Module Kvant 2	11/26/89	N/A	Perm.
11.	Soyuz TM-8	9/6/89	2	167
10.	Soyuz TM-7	11/26/88	3	149
9.	Soyuz TM-6	8/29/88	3	111
8.	Soyuz TM-5	6/7/88	3	88
7.	Soyuz TM-4	12/21/87	3	176
6.	Soyuz TM-3	7/21/87	3	158
5.	Module Kvant	3/31/87	N/A	Perm.
4.	Soyuz TM-2	2/6/87	2	170
3.	Soyuz TM-1	5/21/86	None	
2.	Soyuz T15	3/13/86	2	125
1.	Mir Core	2/20/86	N/A	Perm.
Crew Total to date:			83	

Tab.3: Sojus-Flüge zur Mir bis 1999 [Internet 17]

Flight	**Date**	**Crew**
Soyuz TM-29	Feb. 20, 1999	Viktor Afanasyev Jean-Pierre Haignere Ivan Bella
Soyuz TM-28	August 13, 1998	Gennady Padalka Sergei Avdeyev Yuri Baturin
Soyuz TM-27	Jan. 29, 1998	Talgat Musabayev Nikolai Budarin Leopold Eyharts (CNES)
Soyuz TM-26	Aug. 5 1997	Anatoly Solovyev Pavel Vinogradov
Soyuz TM-25	Feb. 10, 1997	Vasiliy Tsibliyev Aleksandr Lazutkin Reinhold Ewald (Mir '97)
Soyuz TM-24	Aug. 17, 1996	Valery Korzun Aleksandr Kaleri Claudie Andre-Deshays
Soyuz TM-23	Feb. 21, 1996	Yuri Onufrienko Yuri Usachev

Soyuz TM-22	Sept. 3, 1995	Yuri Gidzenko Sergei Avdeyev Thomas Reiter (Mir '95)
Soyuz TM-21	March 14, 1995	Vladimir Dezhurov Gennady Strekalov Norman Thagard
Soyuz TM-20	Oct. 4, 1994	Aleksandr Viktorenko Elena Kondakova Ulf Merbold (Mir '94)
Soyuz TM-19	July 1, 1994	Yuri Malenchenko Talgat Musabayev
Soyuz TM-18	Jan. 8, 1994	Viktor Afanasyev Yuri Usachov Valery Polyakov
Soyuz TM-17	July 1, 1993	Vasiliy Tsibliyev Aleksandr Serebrov Jean-Pierre Haignere
Soyuz TM-16	Jan. 24, 1993	Gennadiy Manakov Aleksandr Polishchuk
Soyuz TM-15	July 27, 1992	Anatoliy Solovyev Sergei Avdeyev Michel Tognini
Soyuz TM-14	March 17, 1992	Aleksandr Viktorenko Aleksandr Kaleri Klaus-Dietrich Flade (Mir '92)
Soyuz TM-13	Oct. 2, 1991	Aleksandr Volkov Toktar Aubakirov Franz Viehboeck
Soyuz TM-12	May 18, 1991	Anatoly Artsebarsky Sergei Krikalev Helen Sharman
Soyuz TM-11	Dec. 2, 1990	Viktor Afanasyev Musa Manarov Toyohiro Akiyama
Soyuz TM-10	Aug. 1, 1990	Gennadiy Manakov Gennadiy Strekalov
Soyuz TM-9	Feb. 11, 1990	Anatoliy Solovyev Aleksandr Balandin

Soyuz TM-8	Sept. 5, 1989	Aleksandr Viktorenko Aleksandr Serebrov
Soyuz TM-7	Nov. 26, 1988	Aleksandr Volkov Sergei Krikalev Jean-Loup Chrétien
Soyuz TM-6	Aug. 29, 1988	Vladimir Lyakhov Valery Polyakov Abdullah Ahad Mohmand
Soyuz TM-5	June 7, 1988	Anatoliy Solovyev Viktor Savinykh Aleksandr Alexandrov
Soyuz TM-4	Dec. 21, 1987	Vladimir Titov Musa Manarov Anatoliy Levchenko
Soyuz TM-3	July 21, 1987	Aleksandr Viktorenko Aleksandr Alexandrov Mohammed Faris
Soyuz TM-2	Feb. 6, 1987	Yuri Romanenko Aleksandr Laveikin
Soyuz TM-1	May 21, 1986	(uncrewed)
Soyuz T-15	March 13, 1986	Leonid Kizim Vladimir Solovyov (first crew to Mir)

Tab.4: Technische Daten der Raumstation Mir [Messerschmid 19]

Modul	Masse [t]	Länge [m]	Durch-messer max. [m]	Volumen [m³]	Solarzellen-anzahl/ -fläche [m²]	Elektrische Leistung [kw]	Funktion bzw. Nutzung
Mir-Basis (Kern-modul)	20, 9	13,13	4,15	90	3/76	10,1	Wohnmodul, Temperatur- und Lageregelung, Lebenserhaltung, Dockingport, Stromversorgung
Kvant	11,05	5,8	4,15	40	keine	-	Astrophysik-ausrüstung, weitere Systeme zur Lage-regelung und Lebenserhaltung, 2. Dockingport
Kvant 2	18,5	12,4	4,35	61,3	2/53	6,9	Ausrüstung für Erdbeobachtung, Airlock, Solarzellen
Kristall	19,64	11,9	4,35	60,8	2/70	5,5-8,4	Anlagen zur Materialforschung und Erdbeobachtung, Dockingknoten, einsehbare Solargeneratoren
Spektr	19,64	12,0	4,35	61,9	4/35	6,9	Geophysik, Erdbeobachtung, US-Nutzlasten
Priroda	19,7	12,0	4,35	66	keine	-	Erdbeobachtung und Geowissenschaft
Soyuz-TM	7,1	7,0	2,70	10,3	2/10	1,3	Transport v. max. 3 Personen
Progress-M	7,2	7,0	2,70	7,6	2/10	1,3	unbemannte Logistikkapsel
Summe:	123,70			397,9	15/254	<34,9	

Tab.5: Technische Daten der Internationalen Raumstation

Spannweite:	108,6 m
Länge:	79,9 m
Tiefe:	88 m
Rauminhalt:	1140 m^3
Gewicht:	450t
Flughöhe:	335 - 460 km
Bahnneigung:	51.6°
Umlaufzeit:	29000 km/h
Elektrische Leistung:	110 kW
Einzelkomponenten:	80
Montageflüge:	45

Tab.6: Parameter von Raumstationen [Messerschmid 20]

Parameter	Mir (1996, mit allen Modulen)	Skylab (1994)	Space-Shuttle mit Spacelab Modul	Space-Shuttle mit einfachem (dopp.) Spacehab Module	Space Station Freedom Fertigstellung 1993 CDR	International Space Station Fertigstellung 1995 IDR
Beteiligte Nationen	Russland, USA, ESA Staaten	USA	USA, ESA-Staaten, Japan	USA, Italien, Japan	USA, ESA-Staaten, Japan Canada	USA, ESA-Staaten, Japan, Canada
angestrebter Zeitraum der Nutzung	mind. bis Ende 1997	entfällt, abgestürzt 1979	*)	*)	1999 (Fertigstellung 2000)	1998 (Fertigstellung 2002) bis min. 2012
Bedrucktes Vol. [m^3]	410	354	166	104	680	1140
Anzahl Module	9	2	2	2	8	17
Gesamtmasse [kg]	140 000	90 000	13 700	5 000	281 000	415 000
Dichte [kg/m^3]	341,5	254,24	82,53	48,1	413,24	374,1
Länge x Breite [m]	33 x 41	36,1 x 28	6,9 x 4,1	2,8 x 4,1	108 x 74	108 x 74
zugehöriges Startfahrzeug	Soyuz, Proton, Space-Shuttle	Saturn V, Saturn IB	Space-Shuttle	Space-Shuttle	Space-Shuttle	Space-Shuttle, Soyuz, Proton, Zenit, Ariane 5
Starts bis Fertigstellung	6	1	entfällt	entfällt	27	44
permanent bemannt	ja	nein	nein	nein	ja	ja
Crew-Größe [Personen]	3	3	bis zu 7	bis zu 7	4	6
Aufenthaltsdauer einer Crew	4-6 Monate typisch (max. bisher 14 Monate)	28, 59 und 84 Tage	bis zu 15-20 Tage	bis zu 15-20 Tage	3 Monate Standard	3 Monate Standard
El. Leistung [kW]	< 35	24/18	7,7	3,15	75	110
El. Leistung für Nutzung [kW]	4,5	4/3	3,5 to 7,7	3,15	30	~50
Solarzellenfläche [m^2]	430	216/162	0	0	~1 800	~3 000
Datenübertragungsrate (down link) [Mbps]	7	< 1	45	16	50	50
Wasserrückgewinnung	ja	nein	nein	nein	ja	ja

*) solange Space-Shuttle im Betrieb ist

Anhang 3 – Nähere Erläuterungen (A-B)

A. Überblick über die ISS-Module

Functional Cargo Block (FGB) Sarja (Morgenröte)

Das Herz der Station und erstes Modul der ISS im All. „Sarja" (*siehe Abb. XIX.76*) hält die wachsende Station auf Kurs und versorgt sie mit Strom, bis die Sonnensegel montiert sind. Außerdem birgt das Modul die Verbindung zur Bauleitung, dem Johnson Space Center in Houston, Texas. Nach Fertigstellung der ISS wird es zum Lagerraum umfunktioniert.

Länge: 13m
Durchschnitt: 3m
Masse: 20t

Resource Node Unity *(siehe Abb. XIX.77)*

Sechsfacher Kopplungsadapter der ISS, der die Verbindung vom FGB zum US-Lab sicherstellt und Kopplungsmöglichkeiten z.B. für den späteren Gittermast bietet. Zur Verdeutlichung ist das Modul als Flur zu verstehen, der verschiedener Komponenten untereinander verbindet.

Länge: ca. 6,7m
Durchmesser: 5,5m

Service Modul Swesda (Stern) *(siehe Abb. XIX.78)*

Das russische Modul, basierend auf dem Bauplan des Mir-Kernmoduls, bietet sowohl Lebenserhaltungs-, Kommunikations- und elektronische Systeme, als auch Wohnquartiere für die erste Besatzung der ISS.
Es besteht aus drei Sektionen, dem zylindrischen Wohn- und Arbeitsbereich in der Mitte und zwei weiteren kleinen Kammern an beiden Enden versehen mit Kopplungsadaptern. Des weiteren verfügt das Modul über vier Andockstellen für spätere russische Module, die unbemannte Versorgungsrakete Progress und die bemannten Soyus-Kapseln.

Länge: 13m
Masse: ca. 20t
Spannweite: 29m
Fenster : 14

US Lab *(siehe Abb. XI.42)*

Eines der sechs geplanten Labormodule. Das amerikanischen Modul, in dem ein Großteil der Experimente in Schwerelosigkeit stattfinden wird, verfügt über 24 Racks (Laborschränke), sie dienen der Unterbringung der Forschungsausrüstung, der Experimentsanordnungen und der zu untersuchenden Materialien. Das Modul ist im Inneren ähnlich dem russischen Service Modul unterteilt und verfügt über ein eigenes Klima- und Lebenserhaltungssystem, so dass es möglich ist bestimmte Umwelt- oder Laborbedingungen einzustellen.
Das amerikanische Zentrifugenmodul gehört nicht direkt zum US Lab ermöglicht aber erstmalig Experimente in anhaltender partieller Schwerkraft, was jedoch für spätere Marsmission von Belang ist.

Länge: 8,5m
Durchmesser: 4,3m
Kapazität: 24 Racks

Columbus Lab *(siehe auch Abb. XI.39)*

Das 30m^2 große Modul beherbergt zehn Racks, von denen fünf für europäische Forschungsarbeiten zur Verfügung stehen. Columbus wird von Daimler Benz Aerospace (DASA) in Italien gefertigt.

Länge: 6.7m
Durchmesser:4.5m
Masse:10t
Racks: 10

JEM Japanese Experiment Module *(siehe Abb. XI.39)*

Als Besonderheit bietet das japanische Wissenschaftsmodul zehn Stellplätze außerhalb der druckbeaufschlagten Station, was Forschung unter anhaltenden Weltraumbedingungen ermöglicht. Der dritte Roboterarm der ISS ist dazu konzipiert Versuchsreihen von intern nach extern und umgekehrt zu bringen. Er erreicht durch seinen begrenzten Aufgabenbereich nur einen Bruchteil der Leistung der beiden anderen Robotersysteme und wird deshalb nicht als einzelne Komponente betrachtet.
In allen Maßen entspricht das japanische Labor etwa dem US Lab.

US Hab *(siehe Abb. XII.45)*

Das zweite Wohnmodul der ISS, sein Andocken bedeutet den fast 100% Aufbau der Station. Es wird vertikal zur Flugrichtung am Node3, dem dritten amerikanischen Kopplungsadapter unter dem Node1 montiert werden.

Remode Manipulator Systems

Der kanadische Roboterarm

Durch den in Kanada entwickelten Roboterarm ist es erstmals möglich Module ohne direktes Eingreifen der Astronauten (ohne „Weltraumspaziergänge“) zu reparieren, zu inspizieren oder zu gar zu installieren. Der Roboter kann sich auf einer Art Schiene entlang des Truss über die gesamte Distanz bis zu den Solarzellen autonom bewegen und erreicht durch seine Unterteilung in sieben einzeln steuerbare Segmente einen Großteil der Station.

Länge: 17m

Der europäische Roboterarm

Der europäische Roboterarm gleicht dem kanadischen im Aufbau, hat jedoch den Vorteil, da er an jedem Ende über einen Greifarm verfügt, nicht auf ein bestimmtes Einsatzgebiet beschränkt zu sein. Indem er die beiden Greifer abwechselnd als Hand und Fuß benutzt kann er seinen eigentlich Arbeitsbereich, die russische Science-Plattform verlassen und andere Aufgaben übernehmen.

Zusammenfassung: Viele Daten über einzelne Module wurden noch nicht preisgegeben, oder unterliegen der Geheimhaltung. So beruhen teilweise Angaben auf Schätzungen und Vergleichen mit bekannten Werten, was dazu führt, dass zum Beispiel Zahlen im Vergleich mit Internetquellen stark variieren.

Technische Daten der ISS

Spannweite: 108,4m
Länge: 79,9m
Tiefe: 88m
Rauminhalt: 1140m³ (entspricht dem Volumen zweier 747 Jets)
Nutzfläche außen: >50m^2
Gewicht: 415t
Flughöhe: 335 - 460km
Max. Abweichung: 5° pro Achse
Mikrogravitation ohne Störung: 30 Tage
Bahnneigung: 51.6°
Umlaufzeit: 29000km/h
Elektrische Leistung: 110kW
Fläche der Solarpaneele: etwa 4500m^2
Einzelkomponenten: 80
Montageflüge: 45
Geplanter Routinebetrieb: 2003-2013
Lebensdauer: 10 Jahre
Gesamtkosten: etwa 100Mrd.Dollar

Bestandteile:

6 Forschungslabors (2 USA, 2 Rußland, 1 Europa, 1 Japan
2 Wohneinheiten (1 Rußland, 1 USA)
3 Knoten (Verbindungselemente)
4 Versorgungsmodule (Stromversorgung, Treibstoff)
2 Transportsysteme bzw. Rettungssysteme (Shuttle, Sojus),
4 Versorgungssysteme (Space Shuttle, Progress, ATV, HTV)
3 Rückkehrsysteme (Space Shuttle, Sojus, CRV)
3 Roboterarme (1 Kanada, 1 Europa, 1 Japan)

Die ESA (Europa) wird das Columbus-Labor einen Roboterarm, ein Mannschaftstransportsystem (CTV), ein Gütertransportsystem (ATV) und Bestandteile anderer Module (z. B. den Bordrechner in Swesda) beisteuern. Außerdem werden Ariane 5 Flüge als Sachleistung eingebracht und Technologielösungen an die beteiligten Partner geliefert.

Das ATV wird mit Ariane 5 gestartet und bei 20,5 Tonnen Gewicht und 8,5m Länge, kann es über 9 Tonnen Ausrüstung und Versorgungsgüter zur ISS befördern.

Gegenüber den ursprünglichen Planungen ist es damit leider nur halb so groß wie geplant. Pro Jahr sollen trotzdem bis zu 500 Experimente durchgeführt werden.

Der europäische Anteil der ISS beträgt 6%, wovon Deutschland 41% erhält. Pro Jahr belastet die Station den Steuerzahler mit 250 Mio. DM, was einen Kostenanteil von ca. 3,10 DM pro Kopf bedeutet. Bedingt durch die geringe Beteiligung Europas erhält die europäische Gemeinschaft vergleichsweise niedrige Nutzungsberechtigungen: 51% Nutzung von Columbus, 8,3% Nutzung der westlichen Stationsressourcen.
Allerdings besteht die Möglichkeit weitere Nutzungsdauer zu kaufen oder von anderen Partnern gegen Sachleistungen zu erweben.

Zusammenfassung: Der von der NASA festgelegte Betriebszeitraum (2003-2013) scheint unmöglich, da bereits das Service Module Swesda mit zweijähriger Verspätung installiert wurde und der Zustand der russischen Raumfahrtbehörde große finanzielle Sprünge nicht zulässt. Kritiker spekulieren auf 2007 als Beginn der Betriebsphase. Die NASA ist den Kritikern mittlerweile zwei Jahre entgegengekommen, was allerdings nicht das endgültige Fertigstellungsdatum darstellt. Somit ist die Darstellung der Aufbauflüge nur informativ und kann nicht durch verschobene beziehungsweise zur Zeit unbekannte Flüge erweitert werden.

Beteiligungen der 16 Nationen (ca. 100000 Menschen weltweit)

Russland:

- Training der Astronauten
- Solaranlage/Energieplattform
- 2 Forschungsmodule
- 1 Wohnmodul
- FGB
  à 10 - 11 Mrd. Dollar

USA:

- Basis-Entwicklung
- Shuttle-Flüge
- Photovoltaikanlage (Solarpaneels)
- 2 Forschungsmodule
- Wohnmodul
- Verbindungsknoten

à 70 - 90 Mrd. Dollar

Japan:

- Labormodul + Roboterarmsystem
  à 3,2 - 3,7 Mrd. Dollar

Europa:

- Columbus
- Roboterarmsystem
  à 6,2 Mrd. Dollar

Kanada:

- Roboterarmsystem
  à 0,6 Mrd. Dollar

Die Zahlen der USA und Russlands beziehen sich auf Schätzungen, da weder die NASA noch die RSA genaue Angaben über die Kosten des Projekts preisgeben.

B. Erläuterung zum Lebenserhaltungssystem. [Messerschmid 21]
B.1 Gasdruck und –zusammensetzung

Um gesundheitliche Schäden infolge von Vergiftungserscheinungen zu vermeiden, wird der Gesamtdruck der Bordatmosphäre so gewählt, dass der Partialdruck des Sauerstoffs bei 220 hPa und der des Stickstoffs unter 1Volumenprozent bleibt. Die sich somit ergebende Atmosphäre bildet die Grundlage für längere gefahrlose Missionen in Schwerelosigkeit. Aus dem Partialdruck eines jeden Luftbestandteils ergibt sich der auch für die Erde relevante Gesamtdruck von 1013 hPa. Prinzipiell kann der Gesamtdruck beliebig verändert werden, wobei allerdings bei Verringerung des Druckes eine Erhöhung des Sauerstoff-Volumenanteils vonnöten ist, um Risiken vorzubeugen und den gewünschten Sauerstoffpartialdruck zu erhalten. Bei frühen US Missionen wurden Sauerstoffvolumenanteile von nahezu 100% verwendet, was sich als tragische Fehlkonzeption erwies.
Bei Bodentests im Rahmen des Apolloprogramms kam es aufgrund einer solchen Atmosphäre am 27.01.1967, hervorgerufen durch einen Kurzschluss zu einem folgenschweren Unfall: die Kapsel fing Feuer, brannte blitzartig aus und drei Astronauten kamen ums Leben. Als Grenzwerte für menschliches Leben werden, bei reiner Sauerstoffatmosphäre minimal 186,2 hPa und maximal 700 hPa angegeben, wobei längerer Aufenthalt in solchen Atmosphären auf den Mensch toxisch wirkt. Ebenfalls führt schon ein um 1- 4 Volumenprozent erhöhter CO_2 Anteil zu erhöhtem Stoffwechsel und bei höheren Werten zu toxischen Symptomen. An Bord der ISS hat man mit 1013 hPa den Normaldruck gewählt, der ausgehend vom Sauerstoffdruck geregelt wird, das Kohlenstoffdioxid wird permanent durch spezielle Filteranlagen abgeschieden.

B.2 Lufttemperatur

Die Kabinentemperatur ist sowohl für das psychologische als auch für das physiologische Befinden von großer Bedeutung. Als optimale Hauttemperatur wird 32,5°C ± 3 K angesehen, was eine Lufttemperatur von 18 bis 21°C voraussetzt. Da die Temperatur von mehreren Faktoren, wie Luftfeuchtigkeit, Crewaktivität, Luftbewegung und Kleidung abhängt, muss sie unbedingt lokal regelbar sein.

B.3 Luftfeuchtigkeit

Zur technischen Sicherheit und der Vermeidung von Kondenswasser in und an Bordsystemen wird die relative Luftfeuchtigkeit in der Regel zwischen 25% und 75% gehalten. Physiologisch wichtiger ist allerdings die absolute Luftfeuchtigkeit, deren Normwert durch den Wasserdampfpartialdruck (13 hPa) gegeben ist. Eine zu geringe absolute Luftfeuchtigkeit äußert sich in bekannten irdischen Symptomen, wie trockener Haut und aufgesprungenen Lippen.

B.4 Metabolische Randbedingungen

Sobald die Missionsdauer einige Stunden übersteigt, rückt die Aufrechterhaltung der Massenströme in den Vordergrund, wobei man sich vorrangig auf den menschlichen Stoffwechsel bezieht. Etwa 3,5 kg Trinkwasser (2,35 kg als Getränk, der Rest zur Mundhygiene und in Lebensmitteln gespeichert) werden pro Tag zur Verfügung gestellt. Je nach Komfort (Waschmaschine/Geschirrspüler) gesteht man der Besatzung 1,15 kg bis 20 kg Waschwasser pro Tag zu. An Bord der ISS wird jedes Crewmitglied durchschnittlich 2,8 kg Wasser zur Rehydrierung der Nahrung, Trinkwasser und Mundhygiene zur Verfügung haben. Waschwasser wird mit 6,8 kg pro Astronautentag angegeben.

B.5 Weitere Randbedingungen

Für eine gesundheitlich unbedenkliche Missionsumgebung sind noch weitere Faktoren wie Strahlungsabschirmung, Geräuschdämmung, Einhalten von Grenzbeschleunigungen und Schwerkraft, visuelle Abschirmung, Beleuchtung, Farben usw. vonnöten.

Glossar

ATV
In Deutschland produzierter europäischer Raumtransporter.

Buran
Mittlerweile verworfenes russisches Shuttleprojekt als Pendant zum amerikanischen Spacshuttle.

DLR
Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V., deutsches Institut und Forschungsunternehmen für Luft- und Raumfahrt.

ESA
„European Space Agency“, Europäische Weltraumfahrtorganisation.

Gravitationsgradient:
Stabilisierender Faktor bei erdorientierter Fluglage, wobei die Körperachse mit dem geringsten Massenträgheitsmoment zur Erde ausgerichtet ist.

Hydroponischer Garten
Anbauform, bei welcher der Pflanze wiederholt eine Nährlösung zugeführt wird, bis deren Mineralien aufgebraucht sind.

Nadir
Dem Zenit gegenüberliegender Punkt. Der Zenit liegt 90° über dem theoretischen Horizont.

NASA
„National Aeronautics and Space Administration“, Raumfahrtorganisation der Verinigten Staaten von Amerika.

Progress
Unbemannter Raumtransporter der ehemaligen Sowjetunion. Wird in weiterentwickelter Form noch heute von Russland genutzt (Progress-M).

Quasare
„Quasi Stellar Radio Sources“, beinahe sternenähnliche Radiowellenquelle mit der ungefähren Ausdehnung eines Sonnensystems und der Leuchtintensität mehrerer Milliarden Sonnen

RSA (RKA)
„Russian Space Agency“, Russische Raumfahrtorganisation.

Sojus

Bemannte Raumfähre der ehemaligen Sowjetunion. Wird in weiterentwickelter Form noch heute von Russland genutzt (Soyuz-TM).

Spaceshuttle
Wiederverwendbare, stets bemannte US-Raumfähre („Raketenflugzeug“).

Literaturverzeichnis

2. Historie der Orbitalstationen

Werner Buedeler: *Geschichte der Raumfahrt*. Sigloch Edition, Künzelsau, S. 137-143.

3. Die Raumstationen

3.1 Die Saljut-Reihe

W.S. Awdujewski, W.A. Schatalow, L.A. Gilberg, A.A. Jeremenko, A.W. Tkatschow, H.J. Fischer, H. Wittbrodt, K. Marquart: *Raketen –Satelliten –Raumstationen*. VEB Fachbuchverlag, Leipzig, 1979, S.100, S.139-146 .

Ernst Messerschmid, Reinhold Bertrand, Frank Pohlemann: *Raumstationen - Systeme und Nutzung.* Springer Verlag, Berlin, 1997, S.7-11.

Dr. Herbert Wöltge: *Weltraumflug UdSSR – DDR*. Dietz Verlag, Berlin, 1979, S.40-43.

3.2 Die Raumstation Mir

Ernst Messerschmid, Reinhold Bertrand, Frank Pohlemann: *Raumstationen - Systeme und Nutzung.* Springer Verlag, Berlin, 1997, S.25, S.29, S.43-53, S.225-227, S.338, S.354, S.455.

G.O. – Wissen Online, 1998
http://www.g-o.de/kap4/40hb0061.htm
http://www.g-o.de/kap4/40hb0051.htm
20. Mai 2001

Jesco von Puttkamer: *„Mir-Home“, „Guide to Mir”*.
http://www.hq.nasa.gov/osf/mir/
20. Mai 2001

N. Vana, W. Schöner, M. Noll, M. Fugger, Y. Akatov, S. Shurshakov: *„Distribution of the Radiation Environment On Space Station Mir*”, Atominstitut der Österreichischen Universitäten, Wien, 1998, S.1-6.

3.3 Die Internationale Raumstation

Ernst Messerschmid, Reinhold Bertrand, Frank Pohlemann: *Raumstationen - Systeme und Nutzung.* Springer Verlag, Berlin, 1997, S.42-50, S.55, S.123, S.177, S.182, S.204, S.206, S.462, S.465, S.479.

http://www.dlr.de/DLR-Homepage
http://www.space-forum.de/
http://38.201.67.72/realdata/tracking/
http://pao.gsfc.nasa.gov/gsfc/earth/pictures/earthpic.htm
http://www.raumstation.net/
http://www.esa.int/
http://www.estec.esa.nl/

4. Das Lebenserhaltungssystem

Ernst Messerschmid, Reinhold Bertrand, Frank Pohlemann: *Raumstationen - Systeme und Nutzung.* Springer Verlag, Berlin, 1997, S.110-148

Quellenverzeichnis

2. Historie der Orbitalstationen
2.1 Die Anfänge
[Buedeler 1]:
Werner Buedeler: *Geschichte der Raumfahrt*. Sigloch Edition, Künzelsau, S. 137.

3. Die Raumstationen
3.1 Die Saljut-Reihe
[AK 1]:
W.S. Awdujewski, W.A. Schatalow, L.A. Gilberg, A.A. Jeremenko, A.W. Tkatschow, H.J. Fischer, H. Wittbrodt, K. Marquart: *Raketen –Satelliten –Raumstationen*. VEB Fachbuchverlag, Leipzig, 1979, S. 215.

3.2.1.7 Das Erdbeobachtungsmodul „Priroda“
[Internet 1]:
„Priroda – Last but not least“, G.O. - Wissen Online, 1998
http://www.g-o.de/kap4/40hb0051.htm
20. Mai 2001

Anhang 1

Seite I:
[Buedeler 2]:
Werner Buedeler: *Geschichte der Raumfahrt*. Sigloch Edition, Künzelsau, S. 138.
[Buedeler 3]:
Werner Buedeler: *Geschichte der Raumfahrt*. Sigloch Edition, Künzelsau, S. 140.
[Buedeler 4]:
Werner Buedeler: *Geschichte der Raumfahrt*. Sigloch Edition, Künzelsau, S. 143.
[Internet 2]:
„Der Stanford-Torus – Ein klassisches Weltraumrad“, 1998, G.O. - Wissen Online.
http://www.g-o.de/kap4/bilder/wohn11g.jpg
9. Dezember 2000

Seite II:
[AK 2]:
W.S. Awdujewski, W.A. Schatalow, L.A. Gilberg, A.A. Jeremenko, A.W. Tkatschow, H.J. Fischer, H. Wittbrodt, K. Marquart: *Raketen –Satelliten –Raumstationen*. VEB Fachbuchverlag, Leipzig, 1979, S. 203.
[Buedeler 5]:
Werner Buedeler: *Geschichte der Raumfahrt*. Sigloch Edition, Künzelsau, S. 139.
[AK 3]:
W.S. Awdujewski, W.A. Schatalow, L.A. Gilberg, A.A. Jeremenko, A.W. Tkatschow, H.J. Fischer, H. Wittbrodt, K. Marquart: *Raketen –Satelliten –Raumstationen*. VEB Fachbuchverlag, Leipzig, 1979, S. 147.
[Wöltge 1]:
Dr. Herbert Wöltge: *Weltraumflug UdSSR – DDR*. Dietz Verlag, Berlin, 1979, S. 42.
[AK 4]:
W.S. Awdujewski, W.A. Schatalow, L.A. Gilberg, A.A. Jeremenko, A.W. Tkatschow, H.J. Fischer, H. Wittbrodt, K. Marquart: *Raketen –Satelliten –Raumstationen*. VEB Fachbuchverlag, Leipzig, 1979, S. 151.

Seite III:
[AK 5]:
W.S. Awdujewski, W.A. Schatalow, L.A. Gilberg, A.A. Jeremenko, A.W. Tkatschow, H.J. Fischer, H. Wittbrodt, K. Marquart: *Raketen –Satelliten –Raumstationen*. VEB Fachbuchverlag, Leipzig, 1979, S. 154.
[AK 6]:
W.S. Awdujewski, W.A. Schatalow, L.A. Gilberg, A.A. Jeremenko, A.W. Tkatschow, H.J. Fischer, H. Wittbrodt, K. Marquart: *Raketen –Satelliten –Raumstationen*. VEB Fachbuchverlag, Leipzig, 1979, S. 154.

Seite IV:
[AK 7]:
W.S. Awdujewski, W.A. Schatalow, L.A. Gilberg, A.A. Jeremenko, A.W. Tkatschow, H.J. Fischer, H. Wittbrodt, K. Marquart: *Raketen –Satelliten –Raumstationen*. VEB Fachbuchverlag, Leipzig, 1979, S. 101.
[AK 8]:
W.S. Awdujewski, W.A. Schatalow, L.A. Gilberg, A.A. Jeremenko, A.W. Tkatschow, H.J. Fischer, H. Wittbrodt, K. Marquart: *Raketen –Satelliten –Raumstationen*. VEB Fachbuchverlag, Leipzig, 1979, S. 139.
[AK 9]:
W.S. Awdujewski, W.A. Schatalow, L.A. Gilberg, A.A. Jeremenko, A.W. Tkatschow, H.J. Fischer, H. Wittbrodt, K. Marquart: *Raketen –Satelliten –Raumstationen*. VEB Fachbuchverlag, Leipzig, 1979, S. 103.
[AK 10]:
W.S. Awdujewski, W.A. Schatalow, L.A. Gilberg, A.A.Jeremenko, A.W. Tkatschow, H.J. Fischer, H. Wittbrodt, K. Marquart: *Raketen –Satelliten –Raumstationen*. VEB Fachbuchverlag, Leipzig, 19799, S. 155.
[AK 11]:
W.S. Awdujewski, W.A. Schatalow, L.A. Gilberg, A.A. Jeremenko, A.W. Tkatschow, H.J. Fischer, H. Wittbrodt, K. Marquart: *Raketen –Satelliten –Raumstationen*. VEB Fachbuchverlag, Leipzig, 1979, S. 155.

Seite V:
[AK 12]:
W.S. Awdujewski, W.A. Schatalow, L.A. Gilberg, A.A. Jeremenko, A.W. Tkatschow, H.J. Fischer, H. Wittbrodt, K. Marquart: *Raketen –Satelliten –Raumstationen*. VEB Fachbuchverlag, Leipzig, 1979, S. 155.
[AK 13]:
W.S. Awdujewski, W.A. Schatalow, L.A. Gilberg, A.A. Jeremenko, A.W. Tkatschow, H.J. Fischer, H. Wittbrodt, K. Marquart: *Raketen –Satelliten –Raumstationen*. VEB Fachbuchverlag, Leipzig, 1979, S. 157.
[Internet 3]:
http://www.mirstation.com/images/core-bg.jpg
20. Januar 2001
[Internet 4]:
http://www.friends-partners.org/partners/mwade/graphics/k/kvantcut.jpg
20. Januar 2001

Seite VI:
[Internet 5]:
http://www.mirstation.com/images/kvant1-bg.jpg
20. Januar 2001
[Internet 6]:
http://www.mirstation.com/images/kvant2-bg.jpg
20. Januar 2001
[Internet 7]:
http://www.friends-partners.org/partners/mwade/graphics/k/kvan2cut.jpg
20. Januar 2001

Seite VII:
[Internet 8]:
http://www.mirstation.com/images/kristal-bg.jpg
20. Januar 2001
[Messerschmid 1]:
Ernst Messerschmid, Reinhold Bertrand, Frank Pohlemann: *Raumstationen - Systeme und Nutzung.* Springer Verlag, Berlin, 1997, S. 44.
[Internet 9]:
http://www.mirstation.com/images/spectr-bg.jpg
20. Januar 2001

Seite VIII:
[Internet 10]:
„PRIRODA MODULE at Mir", DLR, 1998
http://www.nz.dlr.de/moms2p/pri_im.htm
1. Mai 2001
[Internet 11]:
http://www.mirstation.com/images/priroda-bg.jpg
20. Januar 2001
[Internet 12]:
http://abc.net.au/science/slab/mir/images/mirline.gif
20. Januar 2001
[Internet 13]:
http://www.hq.nasa.gov/osf/mir/images/23array320x240
20. Januar 2001

Seite IX:
[Messerschmid 2]:
Ernst Messerschmid, Reinhold Bertrand, Frank Pohlemann: *Raumstationen - Systeme und Nutzung.* Springer Verlag, Berlin, 1997, S.21.
[Woodcock 1]:
Woodcock, G.: *Space Stations And Platforms.* Orbit Book Company, Malabar, Florida, 1986. In: Ernst Messerschmid, Reinhold Bertrand, Frank Pohlemann: *Raumstationen - Systeme und Nutzung.* Springer Verlag, Berlin, 1997, S.18.
[Messerschmid 3]:
Ernst Messerschmid, Reinhold Bertrand, Frank Pohlemann: *Raumstationen - Systeme und Nutzung.* Springer Verlag, Berlin, 1997, S.21.
[Messerschmid 4]:
Ernst Messerschmid, Reinhold Bertrand, Frank Pohlemann: *Raumstationen - Systeme und Nutzung.* Springer Verlag, Berlin, 1997, S.19.

Seite X:
[Messerschmid 5]:
Ernst Messerschmid, Reinhold Bertrand, Frank Pohlemann: *Raumstationen - Systeme und Nutzung.* Springer Verlag, Berlin, 1997, S.20.
[McCaffrey 1]:
R.W. McCaffrey: *Space Station / Platform Configurations. Advances in the Astronautical Sciences*, S. 84.
In: Ernst Messerschmid, Reinhold Bertrand, Frank Pohlemann: *Raumstationen - Systeme und Nutzung.* Springer Verlag, Berlin, 1997, S.353.
[NRC 1]:
Committee on the Space Station: *The Capabilities Of Space Stations*. Aeronautics and Space Engineering Board, National Research Council, National Academy Press, Washington D.C., 1995.
In: Ernst Messerschmid, Reinhold Bertrand, Frank Pohlemann: *Raumstationen - Systeme und Nutzung.* Springer Verlag, Berlin, 1997, S.56.
[SSF 1]:
Space Station Freedom Technical Overview. Nasa-Reston, 1988.
In: Ernst Messerschmid, Reinhold Bertrand, Frank Pohlemann: *Raumstationen - Systeme und Nutzung.* Springer Verlag, Berlin, 1997, S.22.

Seite XI:
[SIR 1]:
Autoren Societät Bonn: *Schulinformation Raumfahrt, Nummer 2/98*. Deutsches Zentrum für Luft- u. Raumfahrt e.V. (Hrsg.), Köln, 1998, S.2.
[Messerschmid 6]:
Ernst Messerschmid, Reinhold Bertrand, Frank Pohlemann: *Raumstationen - Systeme und Nutzung.* Springer Verlag, Berlin, 1997, S.199.
[Internet 14]:
http://www.rp-online.de/iss/was/images/juni98.gif
20. Juni 2001
[Messerschmid 7]:
Ernst Messerschmid, Reinhold Bertrand, Frank Pohlemann: *Raumstationen - Systeme und Nutzung.* Springer Verlag, Berlin, 1997, S.23.

Seite XII:
[Messerschmid 8]:
Ernst Messerschmid, Reinhold Bertrand, Frank Pohlemann: *Raumstationen - Systeme und Nutzung.* Springer Verlag, Berlin, 1997, S.158.
[Messerschmid 9]:
Ernst Messerschmid, Reinhold Bertrand, Frank Pohlemann: *Raumstationen - Systeme und Nutzung.* Springer Verlag, Berlin, 1997, S.16.
[Messerschmid 10]:
Ernst Messerschmid, Reinhold Bertrand, Frank Pohlemann: *Raumstationen - Systeme und Nutzung.* Springer Verlag, Berlin, 1997, S.23.
[Messerschmid 11]:
Ernst Messerschmid, Reinhold Bertrand, Frank Pohlemann: *Raumstationen - Systeme und Nutzung.* Springer Verlag, Berlin, 1997, S.201.

Seite XIII:
[MDD 1]
International Space Station, Information Sheet GP 940021 2-95, McDonnel Douglas Space Station Marketing, Huntington Beach, CA, USA, 1995.
In: Ernst Messerschmid, Reinhold Bertrand, Frank Pohlemann: *Raumstationen - Systeme und Nutzung.* Springer Verlag, Berlin, 1997, S.50.

[Messerschmid 12]:
Ernst Messerschmid, Reinhold Bertrand, Frank Pohlemann: *Raumstationen - Systeme und Nutzung.* Springer Verlag, Berlin, 1997, S.115.
[Wydeven 1]:
T. Wydeven: *Survey of Some Regenerative Physico-Chemical Life Support Technology*. NASA TM 101004, NASA-Ames Research Center, 1988.
In: Ernst Messerschmid, Reinhold Bertrand, Frank Pohlemann: *Raumstationen - Systeme und Nutzung.* Springer Verlag, Berlin, 1997, S.120.
[Messerschmid 13]:
Ernst Messerschmid, Reinhold Bertrand, Frank Pohlemann: *Raumstationen - Systeme und Nutzung.* Springer Verlag, Berlin, 1997, S.121.

Seite XIV:
[Messerschmid 14]:
Ernst Messerschmid, Reinhold Bertrand, Frank Pohlemann: *Raumstationen - Systeme und Nutzung.* Springer Verlag, Berlin, 1997, S.137.
[Messerschmid 15]:
Ernst Messerschmid, Reinhold Bertrand, Frank Pohlemann: *Raumstationen - Systeme und Nutzung.* Springer Verlag, Berlin, 1997, S.137.
[Messerschmid 16]:
Ernst Messerschmid, Reinhold Bertrand, Frank Pohlemann: *Raumstationen - Systeme und Nutzung.* Springer Verlag, Berlin, 1997, S.138.
[Messerschmid 17]:
Ernst Messerschmid, Reinhold Bertrand, Frank Pohlemann: *Raumstationen - Systeme und Nutzung.* Springer Verlag, Berlin, 1997, S.142.

Seite XVIII:
[Oberle 1]:
B. Oberle: Numerische Simulation des instationären Betriebsverhaltens eines solardynamischen Energieversorgungssystems für Raumfahrtmissionen. Zeitung für Flugwissenschaft und Weltraumforschung, 17, 1993, s.a. DLR-FB 92-09.
In: Ernst Messerschmid, Reinhold Bertrand, Frank Pohlemann: *Raumstationen - Systeme und Nutzung.* Springer Verlag, Berlin, 1997, S.169.

Seite XIX:
[Internet 15]:
DLR-Homepage
http://www.dlr.de/

[Internet 16]:
„Swesda“, G.O. - Wissen Online, 1998
http://www.g-o.de/kap4/bilder/iss7m.jpg
9. Dezember 2000

Anhang 2

[Messerschmid 18]:
Ernst Messerschmid, Reinhold Bertrand, Frank Pohlemann: *Raumstationen - Systeme und Nutzung.* Springer Verlag, Berlin, 1997, S.27.

[Internet 17]:
http://www.hq.nasa.gov/osf/mir/shutlmir.html#shuttle
20. Mai 2001

[Messerschmid 19]:
Ernst Messerschmid, Reinhold Bertrand, Frank Pohlemann: *Raumstationen - Systeme und Nutzung.* Springer Verlag, Berlin, 1997, S.45.

[Messerschmid 20]:
Ernst Messerschmid, Reinhold Bertrand, Frank Pohlemann: *Raumstationen - Systeme und Nutzung.* Springer Verlag, Berlin, 1997, S.57.

Anhang 3

[Messerschmid 21]:
Ernst Messerschmid, Reinhold Bertrand, Frank Pohlemann: *Raumstationen - Systeme und Nutzung.* Springer Verlag, Berlin, 1997, S.109-140.

Danksagung

Die Autoren bedanken sich bei allen Personen, die durch unterschiedlichste Leistungen zur Fertigstellung der Arbeit beigetragen haben. Vor allem sei hierbei unser Seminarfachbetreuer Tim Roediger zu nennen, der neben seiner eigentlichen Aufgabe unter anderem durch Materialien und Anregungen das Design der eigenen Raumstation maßgeblich mitbestimmt hat. Um möglichst viele verschiedene Ansichten und Aspekte in die Arbeit einfließen zu lassen, konsultierte die Gruppe eine große Anzahl Personen; dabei sind vor allem unsere Seminarfachlehrerin Frau Engelhardt, die die Arbeit innerhalb kürzester Zeit durchgesehen und korrigiert hat, sowie Herr Baudler, dem wir lange informative Gespräche zum Seminarfachthema innerhalb der knapp bemessenen Pausenzeiten zu verdanken haben, hervorzuheben. Ebenso sei allen Personen gedankt, die an dieser Stelle nicht namentlich erwähnt werden können, aber durch zur Verfügung gestellte Zeit und Räumlichkeiten, Druckmöglichkeiten usw. ebenfalls einen Beitrag zur Fertigstellung der Arbeit geleistet haben.

Arbeitsaufteilung - Hauptteil

Samuel Bednarzik:

S. 2-5 [2. Historie der Orbitalstationen]
S. 6-9 [3.1 Die Saljut-Reihe]
S. 24-25 [4.3 Wassermanagement]

Alexander Gerlach:

S. 15-19 [3.3 Die Internationale Raumstation (ISS)]
S. 20-25 [4. Das Lebenserhaltungssystem *(4., 4.1, 4.2)*]

Karsten Pingler:

S. 10-15 [3.2 Die Raumstation Mir]
S. 25-27 [4.4 Ausblick auf bioregenerative Systeme, 5.1.1 Space Station Independence]
S. 29 [6. Resümee]

Gemeinsam:

S. 1 [1. Einleitung]
S. 5-6 [3. Die Raumstationen]
S. 28 [5.1.2 Submodular Truss-Based Station (STBS)]

Eidesstattliche Erklärung:

Hiermit versichern wir, dass wir die Seminarfacharbeit selbstständig angefertigt, keine anderen als die angegebenen Hilfsmittel benutzt und die Stellen der Hausarbeit, die wir im Wortlaut oder im wesentlichen Inhalt anderen Werken entnommen haben, mit genauer Angabe der Quelle kenntlich gemacht haben.

Nordhausen, den 30.Oktober 2001

_____
Bednarzik, Samuel

_____
Gerlach, Alexander

_____
Pingler, Karsten