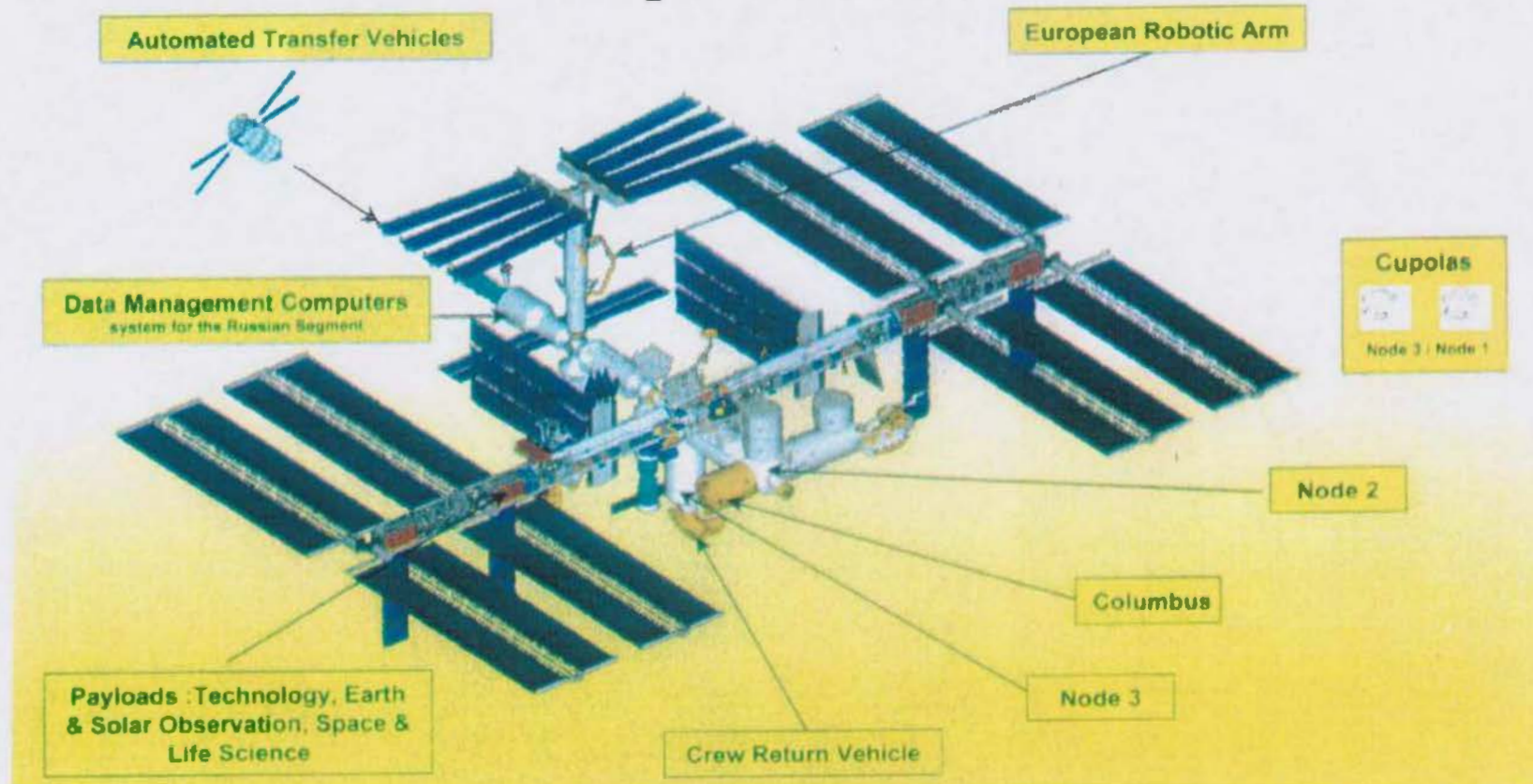
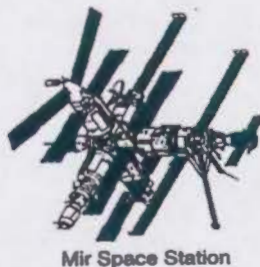




Europ. Contribution

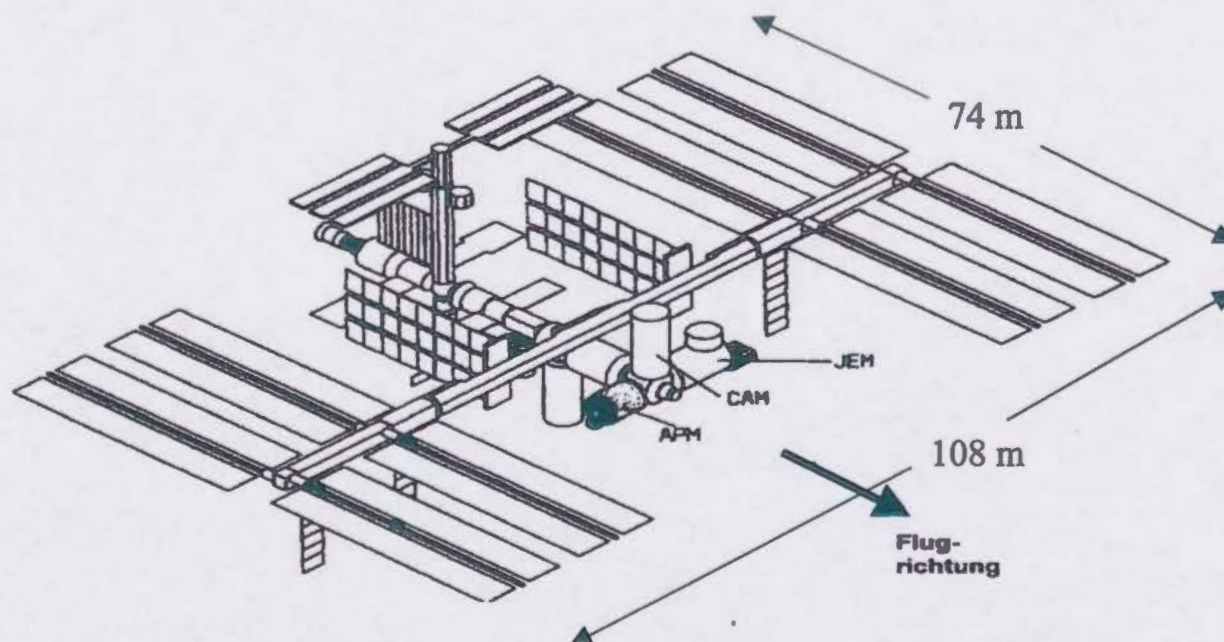




Grössenvergleich



(nicht maßstäblich)



Durchgeführte Flüge

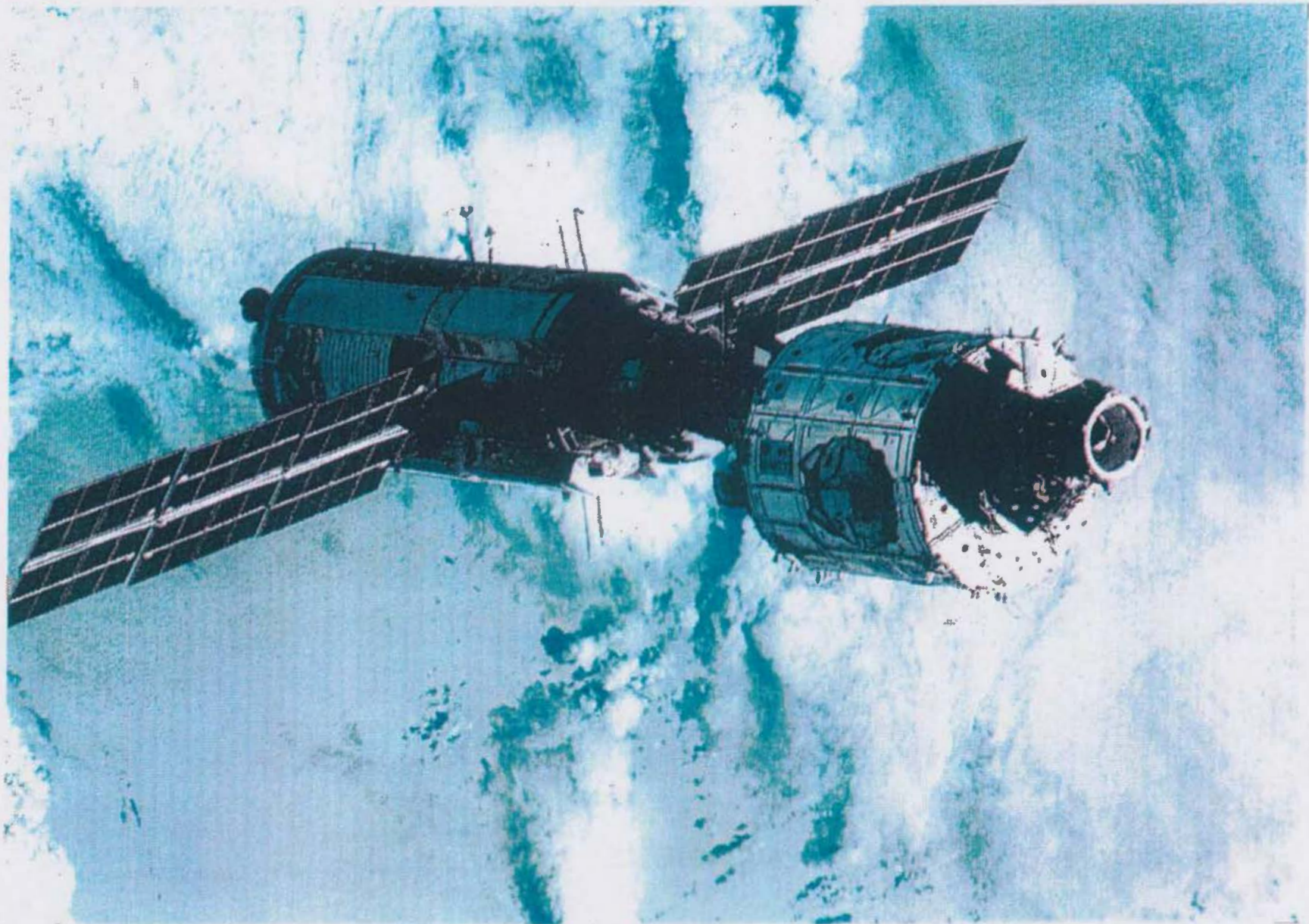
Date	Flight	Launch Vehicle	Configuration	Element(s)	Rationale
Nov 1998	1A/R	Russian Proton Rocket	COMPLETED 	• Zarya control module (Functional Cargo Block-FGB)	• Launched from the Baikonur Cosmodrome, Kazakstan, on Nov. 20, 1998. • It provides propulsive control capability and power through the early assembly stages. • It provides fuel storage capability. • It provides a rendezvous and docking capability to the Service Module.
Dec 1998	2A	US Space Shuttle (STS-88) <i>Endeavour</i>	COMPLETED 	• Unity connecting module (Node 1) • 2 Pressurized Mating Adapters attached to Unity	• PMA-1 connects Unity and Zarya. PMA-2 provides a Shuttle docking location. • Eventually, Unity's six ports will provide connecting points for the Z1 truss exterior framework; U.S. lab; airlock; cupola; Node 3; and the MPLM as well as Zarya.
May 1999	1A.1	US Space Shuttle (STS-96) <i>Discovery</i>	COMPLETED 	• Spacehab Double Cargo Module	• Shuttle mission STS-96, assembly flight 2A.1, was flown aboard Discovery May 27-June 6, 1999, carrying almost two tons of supplies to the station. • Carries external Russian cargo crane to be mounted to exterior of Russian station segment and used to perform spacewalking maintenance activities



DaimlerChrysler Aerospace

**INTERNATIONALE RAUMSTATION
AUSBAUSTUFE NACH 2. FLUG (RUSS. FGB & U.S. NODE)**

Space Infrastructure





Geplante Flüge

Date	Flight	Launch Vehicle	Configuration	Element(s)	Rationale
TBD ~ Sommer 2000	1R	Russian Proton Rocket		Zvezda Service Module	- The Zvezda Module (technically called the Service Module) is the primary Russian station contribution and an early station living quarters. It provides life support system functions to all early elements. - Primary docking port for Progress-type cargo resupply vehicles. - Provides propulsive attitude control and reboost capability for early station.
+ 1 Monat	2A.2	US Space Shuttle (STS-101) <i>Atlantis</i>		Spacehab Double Cargo Module	- Carries logistics and supply cargo for station outfitting. - Carries Russian Strela crane telescopic boom to be attached to station's exterior. - Performs orbital checkout and setup of Zvezda module.
+ 3 Monate	3A	US Space Shuttle (STS-92) <i>Discovery</i>		- Integrated Truss Structure (ITS) Z1 - PMA-3 - Ku-band communications system - Control Moment Gyros (CMGs)	- ITS Z1 is an early exterior framework to allow first U.S. solar arrays on flight 4A to be temporarily installed on Unity for early power. - Ku-band communication system supports early science capability and U.S. television on 5A.1 - CMGs provide non-propulsive (electrically powered) attitude control when activated on 5A. - PMA-3 provides Shuttle docking port for solar array installation on 4A. Lab installation on 5A.

**Erster
Europäischer
Anteil
(DMS-R)**

Geplante Flüge

Date	Flight	Launch Vehicle	Configuration	Element(s)	Rationale
ca. 2000/ 2001 + 4 Monate	2R	Russian Soyuz Rocket First Crew Launch: Expedition 1 crew up		• Soyuz	• Establishes first station manning with three-person resident crew (designated Expedition 1 crew): Commander Bill Shepherd; Soyuz Commander Yuri Gidzenko; Flight Engineer Sergei Krikalev. • Provides Russian assured crew return capability without the Space Shuttle present. • Station begins permanent human presence.
	4A	US Space Shuttle (STS-97) <i>Endeavour</i>		• Integrated Truss Structure P6 • Photovoltaic Module • Radiators	• Provides first US solar power with solar arrays and batteries, called photovoltaic (PV) module. • First PV module installed temporarily on Z1 truss until after flight 13A when it can be moved to the P5 truss segment. • Two radiators provide early cooling, called photovoltaic (PV) Thermal Control System (TCS) radiators. Also, S-band communications system is activated for voice and telemetry.
+ 5 Monate	5A	US Space Shuttle (STS-98) <i>Atlantis</i>		• U.S. Destiny Laboratory Module	• Destiny Laboratory provides initial U.S. user capability. • Destiny is launched with 5 system racks already installed inside of the module. • Control Moment Gyroscopes are activated with delivery of electronics in lab, providing electrically powered attitude control.

1. CREW


 PERMANENT
BEMANNT

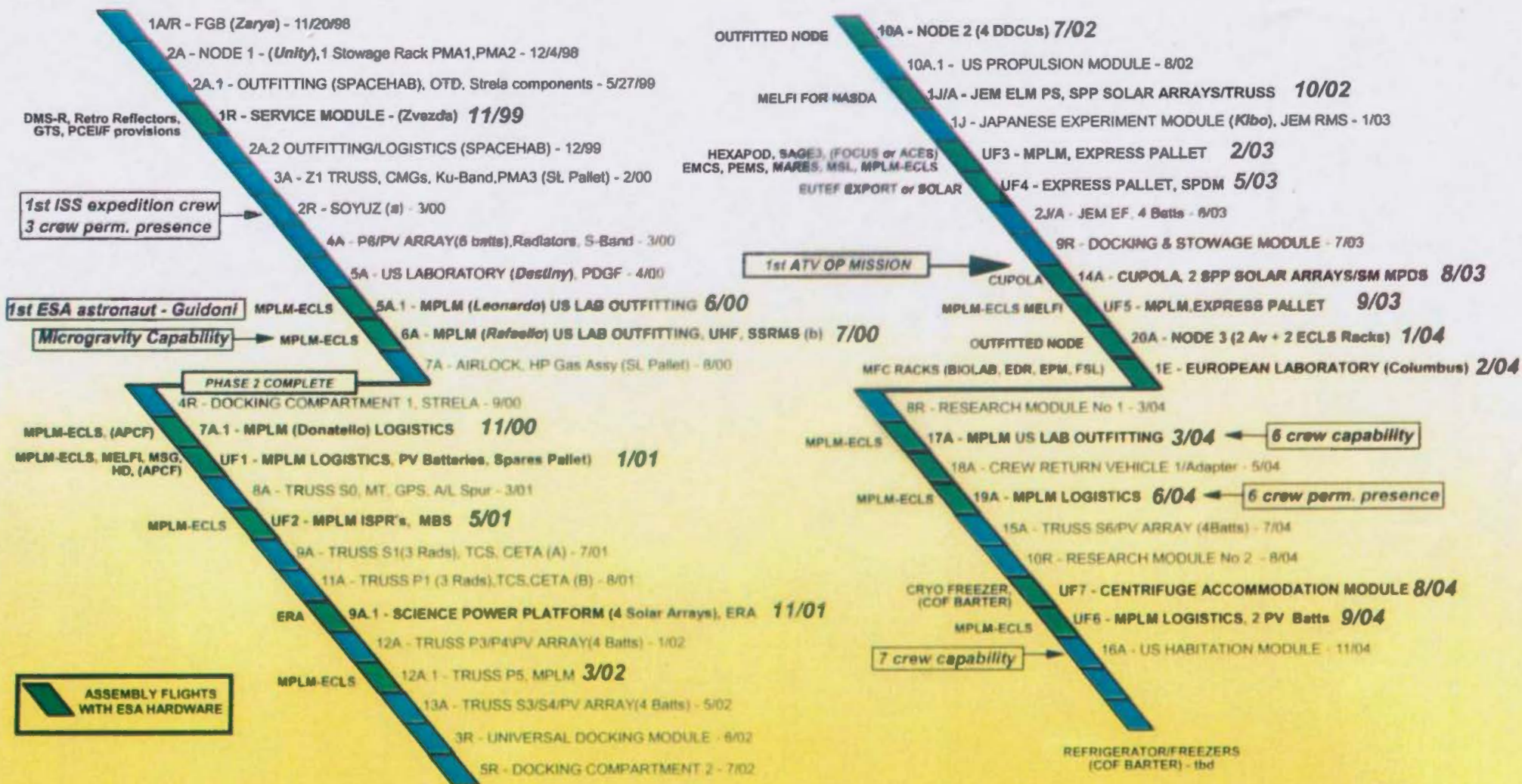


Geplante Flüge

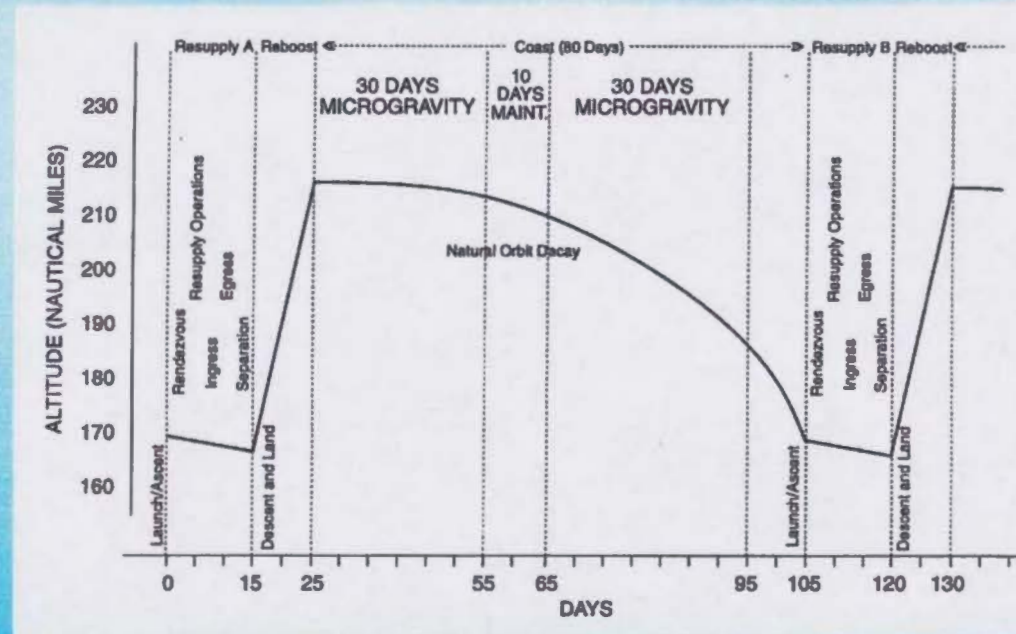
Date	Flight	Launch Vehicle	Configuration	Element(s)	Rationale
Feb 2004	1E	US Space Shuttle (STS-134) <i>Discovery</i>		European Laboratory - Columbus Orbital Facility	Delivers the European Space Agency's primary contribution to the station, the Columbus Orbital Facility laboratory, provides additional research capability.
Mar 2004	8R	Russian Soyuz Rocket		Research Module 1	Delivers first of two Russian laboratories providing experiment and research facilities
Mar 2004	17A	US Space Shuttle (STS-135) <i>Endeavour</i>		- Multi-Purpose Logistics Module - Node 3, U.S. Lab racks	- Delivers racks for Node 3 that allow expansion of station crew from three members to up to six members. - Outfits Node 3 with racks carried in MPLM: 2 life support system racks, 2 flight crew equipment racks (waste collection system and galley) and 3 Crew Health Care System racks - For U.S. Lab, delivers 1 systems rack, 1 stowage rack and experiment racks.

**EUROPAS
HAUPT-
BEITRAG**

Insgesamt 37 Space Shuttle Flüge und 9 russische Träger für den Aufbau der Station



LAGE- UND BAHNREGELUNG



Schematische Darstellung der Höhenzyklen

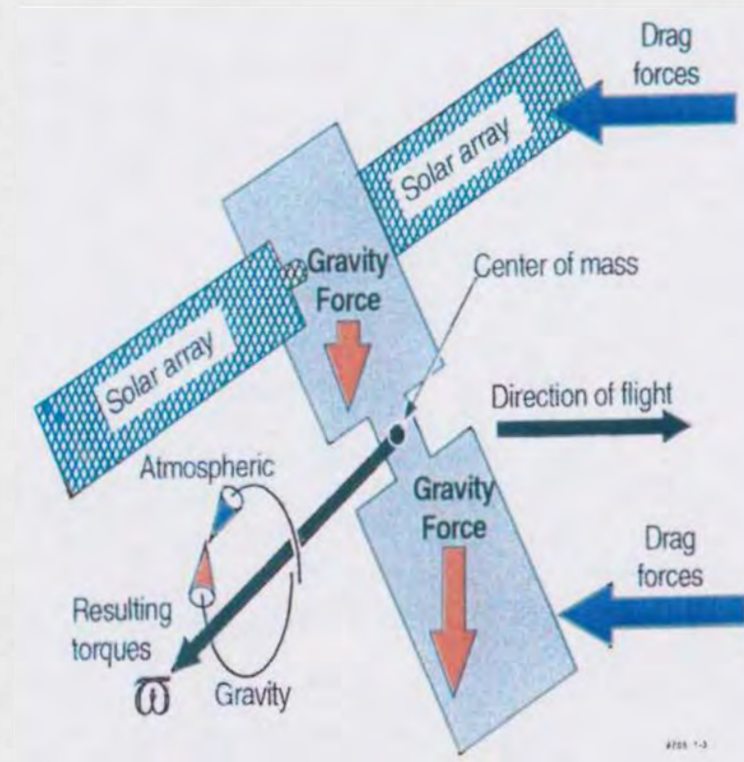
Störgrößen auf Lage und Bahn

Störgröße	Bahneinfluß	Lageeinfluß
Restatmosphäre	$\Delta a, \Delta e$	M_{Drag}
Gravitation: Massenverteilung der Erde, Gravitationsgradient, 3-Körper-Einflüsse	$\Delta \Omega, \Delta \omega, (\Delta e, \Delta i)$	M_{GG}
Magnetische Einflüsse	(Tether)	M_{mag}
Solarer Strahlungsdruck	$\Delta e, \Delta i$	M_{sol}

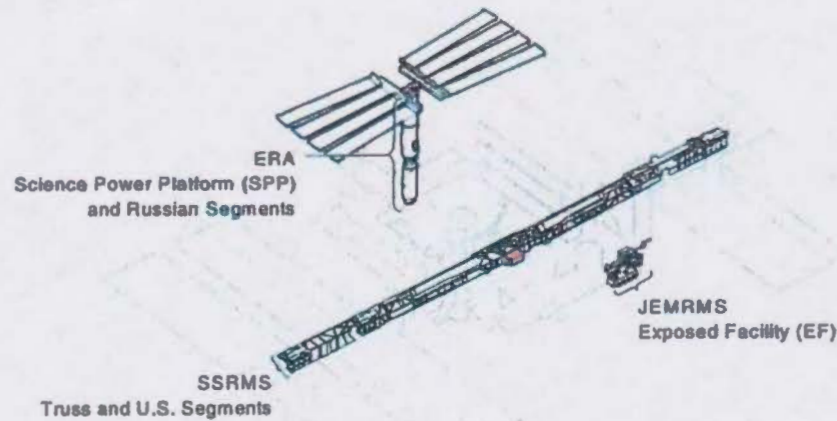


Attitude Control

- Non-propulsive by four Control Moment Gyroscopes (CMG) located on truss
- Each CMG:
 - 300 kg
 - up to 260 Nm torque
- Major attitude changes and CMG „desaturation“ by thruster firing
- Disturbances:
 - Sun pointing of Solar Arrays
 - Movement of Astronauts

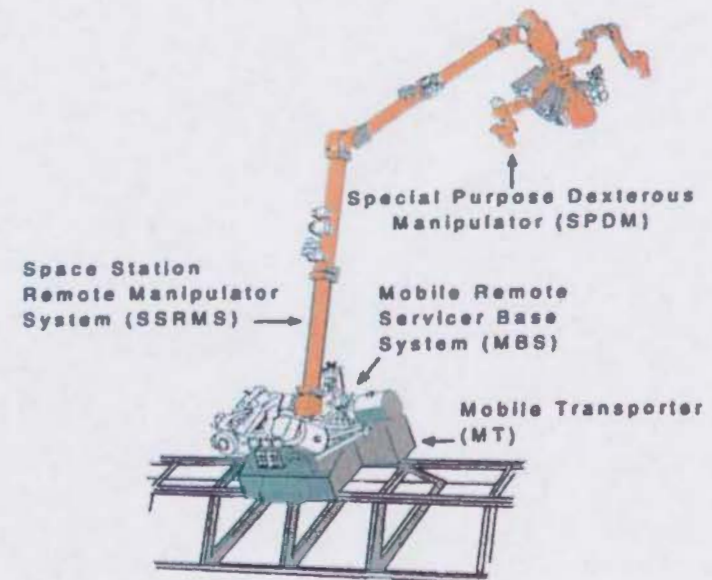


Robotics

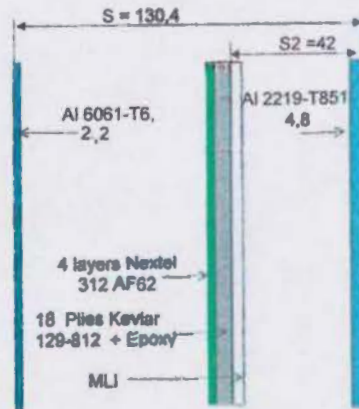


- SSRMS on truss, ERA on Russ. Segments
- ISS assembly (APM berthing etc)

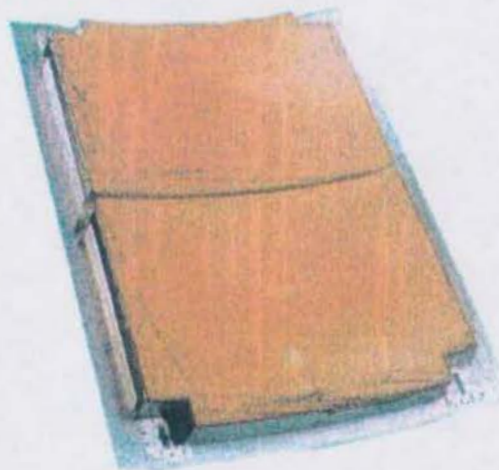
- Large Payload and ORU handling
- Maintenance EVA support



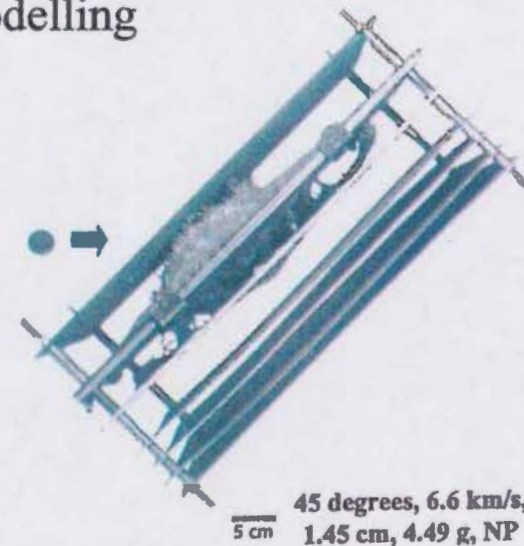
Micrometeoroid/Debris Protection (MDPS)



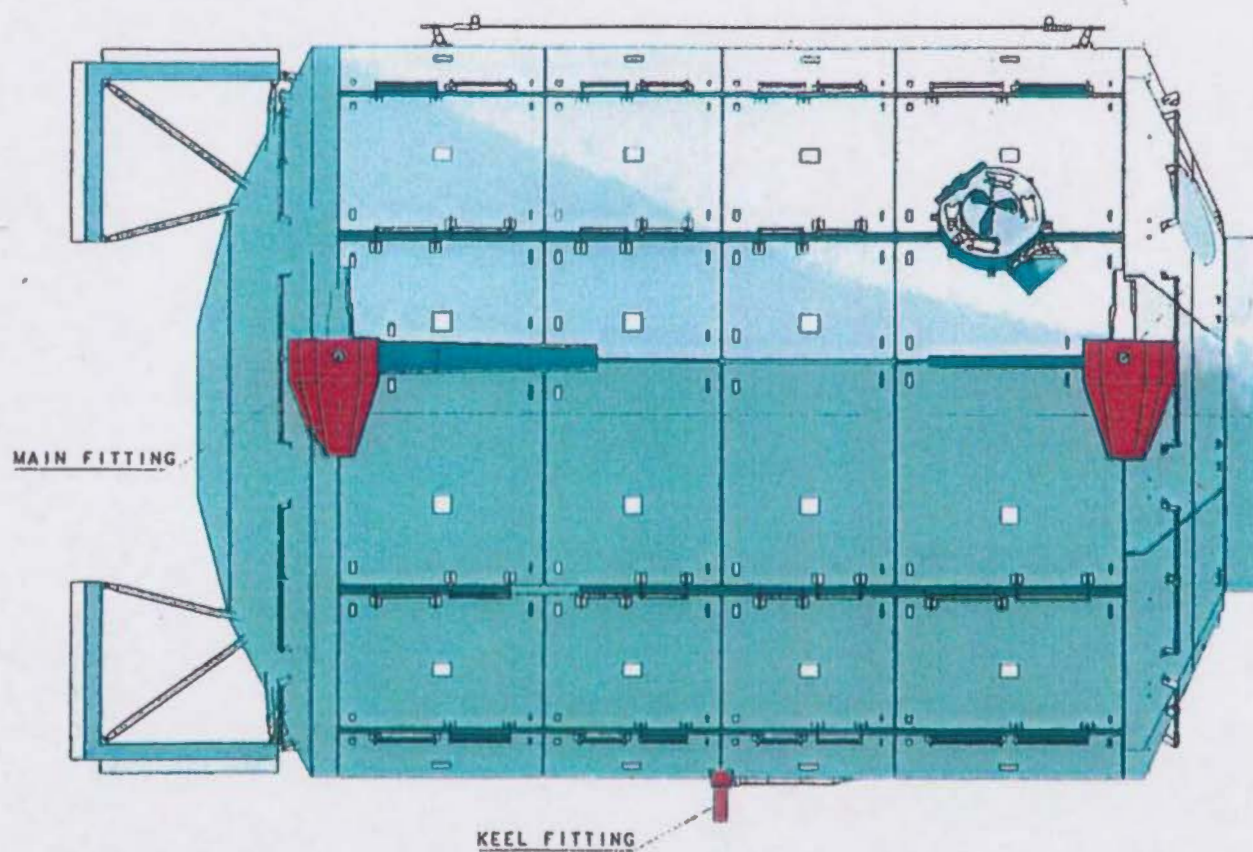
- ISS elements covered with replaceable MDPS shields
- Protection against particles of approx. 1.3 cm diameter, 3 g, 12 - 15 km/sec
- Testing on ground possible up to 7 km/sec, extrapolation by math modelling



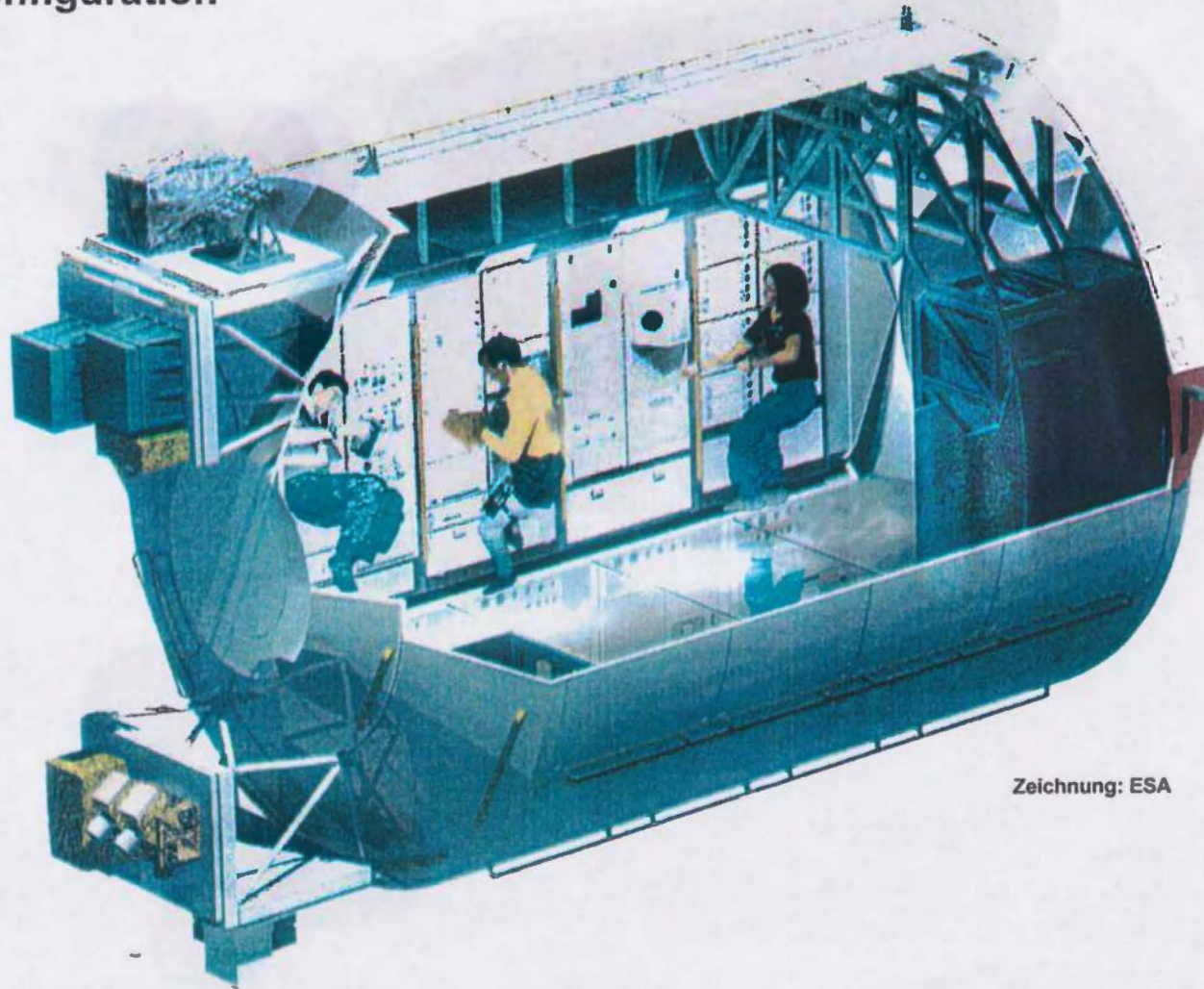
Test Sample



Start - Konfiguration



Orbit - Konfiguration



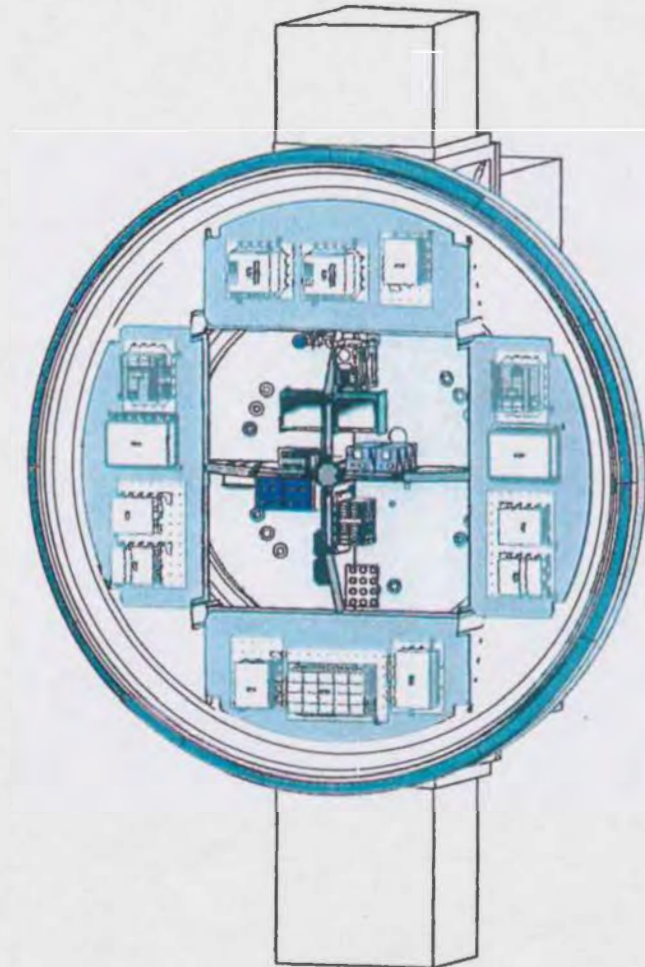
Zeichnung: ESA

Hinterer (Steuerbord) Konus

- 1-g Anordnung

- Elektron. Geräte in vier abgeschlossenen Fächern (mit Anschluß für tragbaren Feuerlöscher)

- Zugang zu den Geräten nach Kippen der Racks



Arbeitsbereich:

- 2 Video Monitore

- 2 Video Recorder

- Intercom Station

- Alarm Panel

- Konfigurationspanel für externe Nutzlast

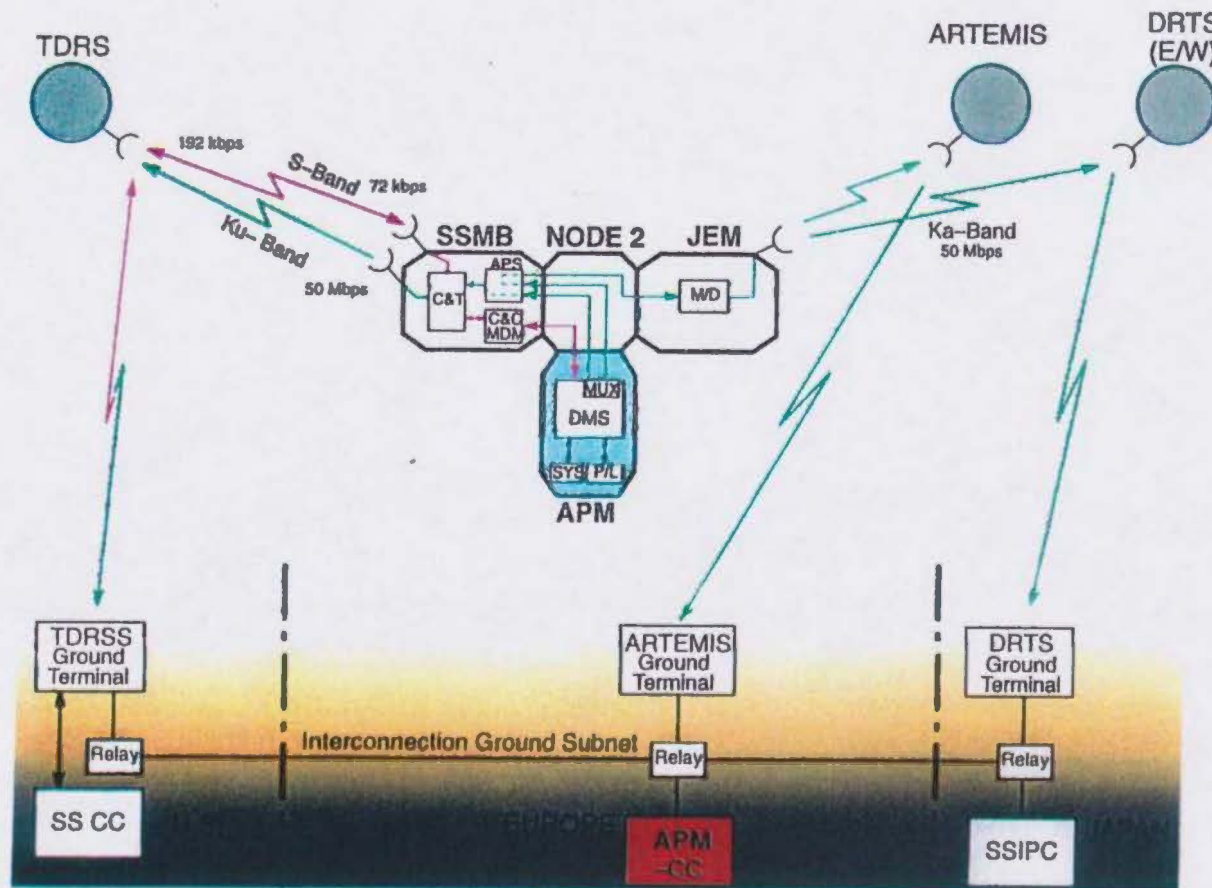


Kommunikation / Bahnverfolgung

- Audio/Intercom : Sprachverbindung, Warntonverteilung zwischen ISS Elementen
- UHF : Von/zum Shuttle/Orbiter und Astronauten bei externen Tätigkeiten
- S-Band : Telcommand und Telemetrieverbindung, Intercom von/zum Boden
- Ku-Band :
 1. Telecommand und Telemetrie mit höheren Datenraten und zur Verbesserung der Kontaktzeiten
 2. Nutzlastdaten mit hoher Datenrate
 3. Video
- Video : Videoüberwachung durch Kameras/Monitore in allen Elementen
- GPS : Positionsbestimmung



Kommunikations - Szenario



- - Space Station Control Center (SSCC)
verantwortlich für gesamtes Stations -
Management einschl. APM Hauptaktivierung
und Sicherheitsrelevanter Betrieb
- - APM Control Center (APM - CC) verantwortlich
für
 - APM Normalbetrieb
 - APM Nutzlast - Betrieb
- - Verbindung von / zum Boden über TDRS / SSCC,
zweite Verbindung über JEM / ARTEMIS u.
DRTS mit variablen Datenraten für Nutzlast
und APM - System

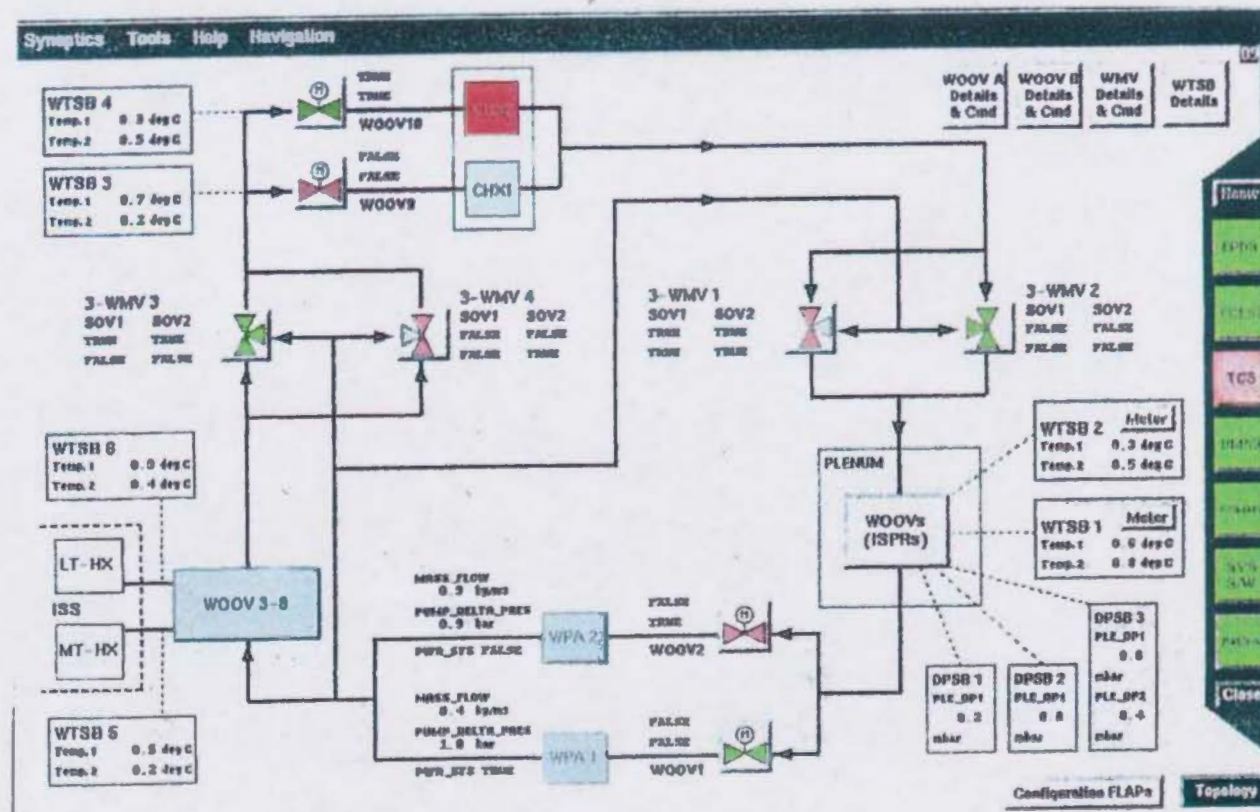


Datenverarbeitungssystem (1)

- Funktionen
 - Steuerung/Regelung der verschiedenen Systeme
 - Telekommandoverteilung
 - Telemetrie
 - Mensch/Maschine Schnittstelle
 - Nutzlastdatenverarbeitung
 - Zentrales Warnsystem
 - Automatische Fehlererkennung, Isolation und Beseitigung
- Realisation
 - Autonome Computersysteme in verschiedenen ISS Elementen
 - Verbindung durch MIL-1553 Busse
 - Innerhalb der Elemente Datenverteilung durch LAN's (802.3 / ETHERNET)
 - Mensch/Maschine Schnittstelle durch Laptops an "Steckdosen"

Datenverarbeitungssystem (2)

Mensch/Maschine - Schnittstelle: Obwohl die SW in allen ISS - Elementen verschieden ist, soll die Benutzeroberfläche für die Astronauten überall gleich sein (Synoptic Displays)

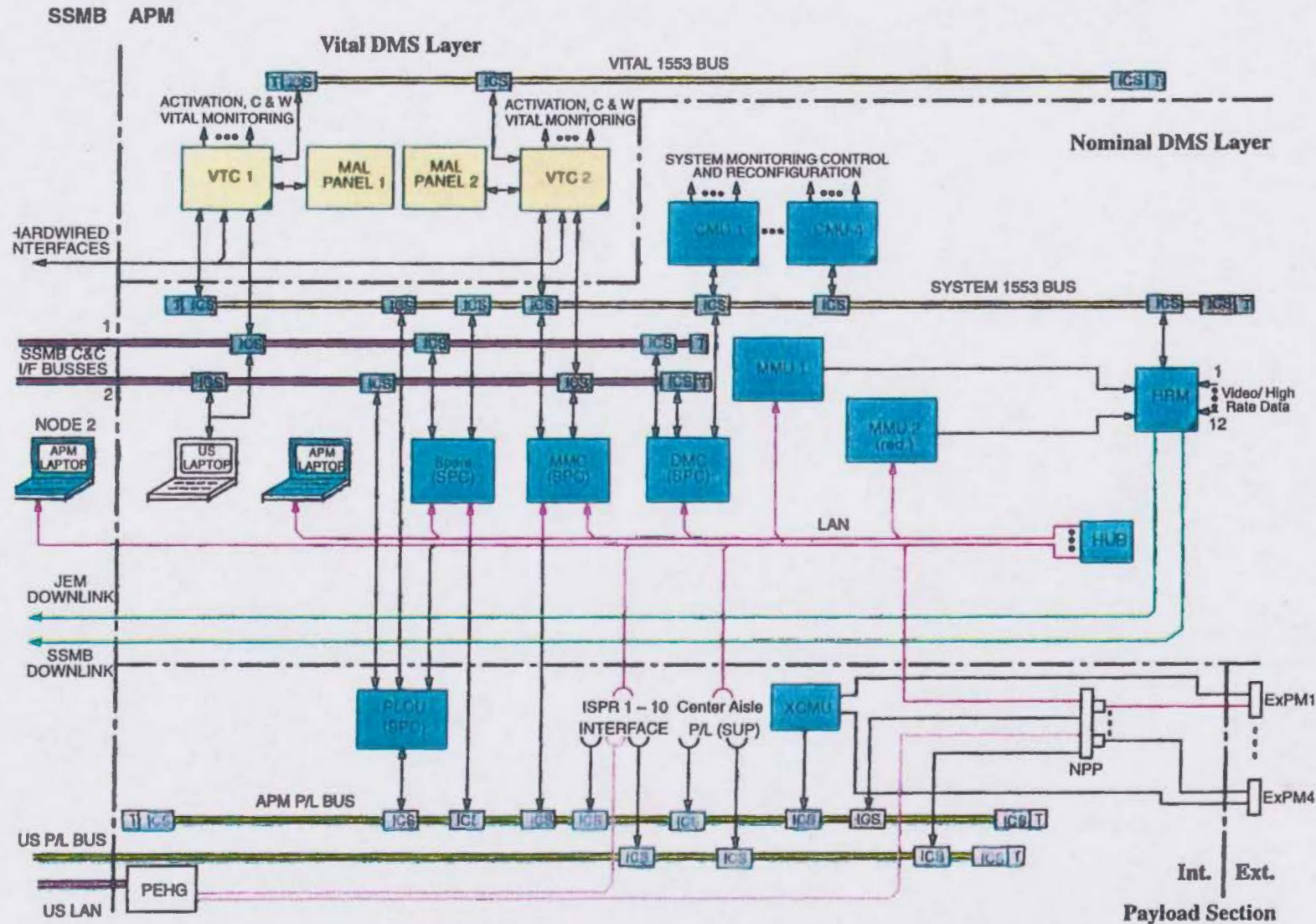


APM Datenverarbeitung

- Vital Datenverarbeitungssystem für:
 - Warnsystem
 - Anfangsaktivierung (Hochfahren des nominellen Datenverarbeitungssystems)
 - Überwachung nominelles Datenverarbeitungssystem
- Nominelles Datenverarbeitungssystem Funktionen:
 - Überwachung des APM Gesamtsystems (einschl. automatischer Fehlererkennung und -Korrektur)
 - Datenaquisition/Telemetrie
 - Kommandoverteilung (vom Bodenkontrollzentrum und Astronauten)
- Implementierung
 - 4 identische Rechner (1 kalt-redundant) verbunden durch LAN/ETHERNET
 - 4 Terminals (analoge Eingänge, diskrete Ein-/Ausgänge) verbunden durch MIL-1553 Bus
 - 2 Disk-Massenspeicher



Datenverarbeitungssystem



Warnsystem

- **Optische und akustische Warnung** der Astronauten in 3 Stufen

EMERGENCY: Lebensbedrohlich (event. Sofortiges Verlassen des Elements)

WARNING: Event. Sicherheitsproblem / schnelle Reaktion notwendig

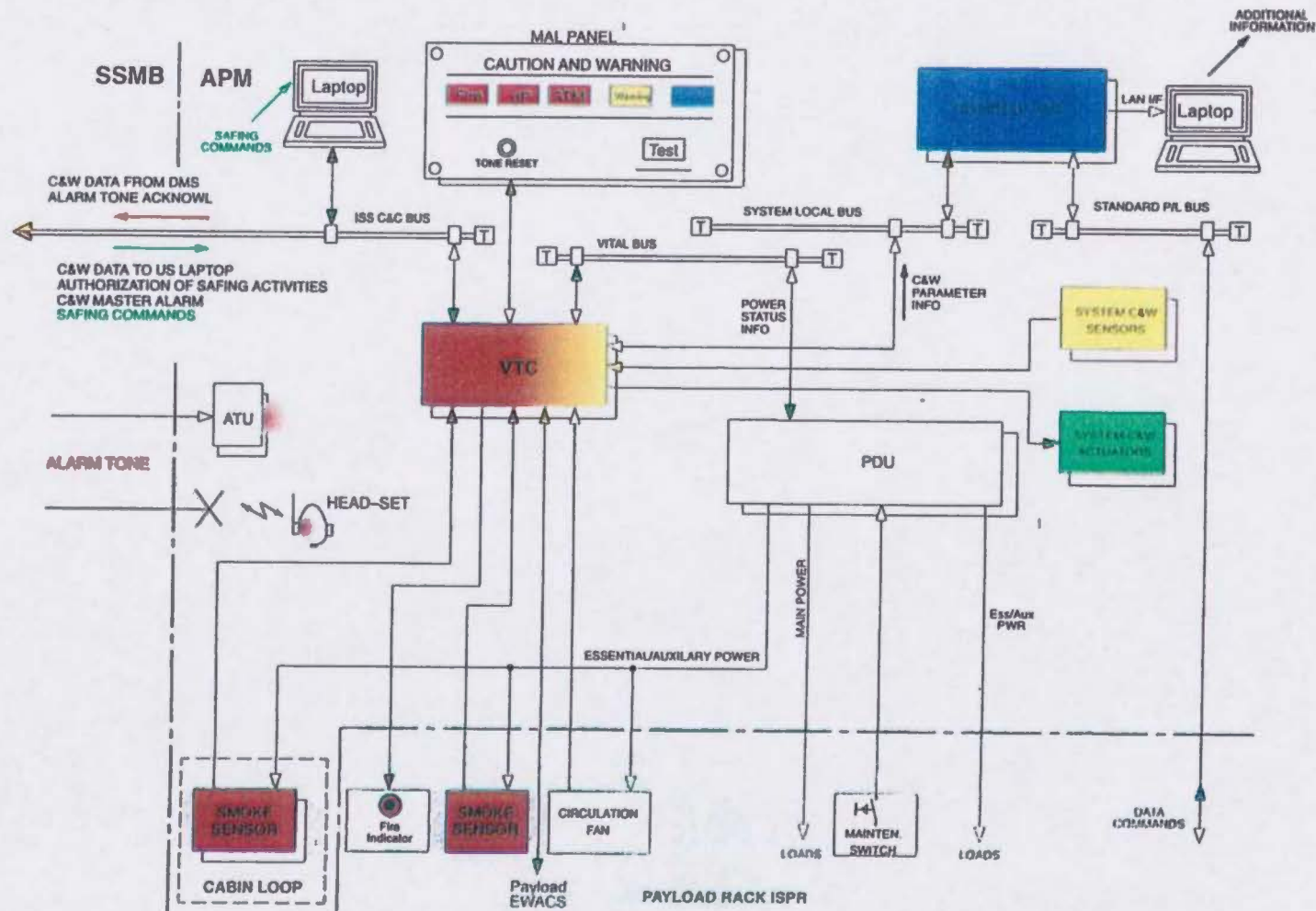
CAUTION: Anomalie die beim nächsten Fehler zu Sicherheitsproblem werden kann

- APM - Warnsystem ist integraler Bestandteil des ISS - Warnsystems.

Funktionen:

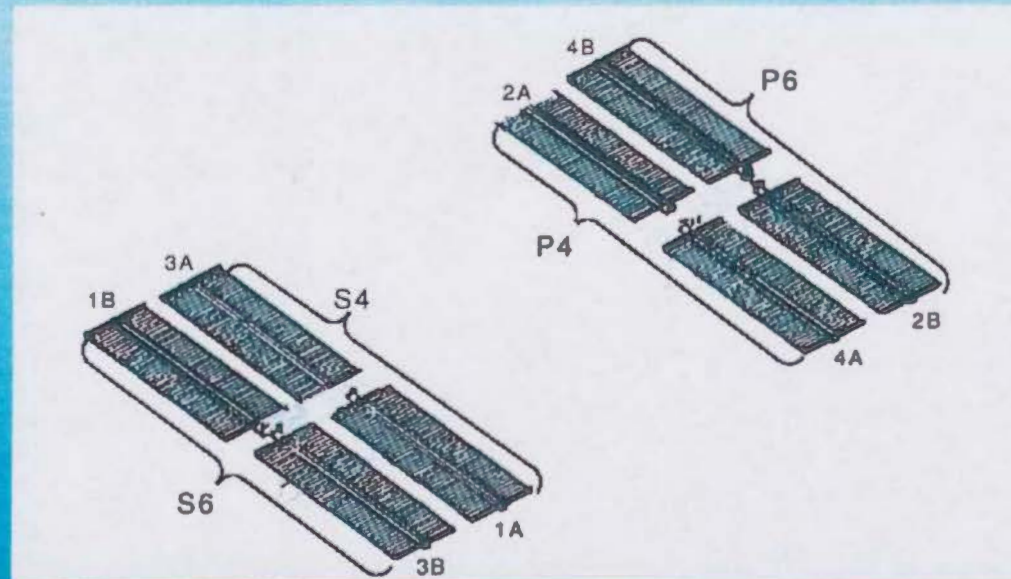
- Meldung überschrittener Grenzwerte an ISS - Warnsystem
 - Empfang / Anzeige der Warnsignale (EMERGENCY/WARNING Gesamt-ISS)
 - Autom. Abschaltung der Nutzlast-Racks im Falle von lokalem Feuer
 - Autom. Schließen der Belüftungskanäle im Falle von Feuer in der Kabine
-

Warnsystem: APM - Blockdiagramm



Elektrische Energieversorgung (1)

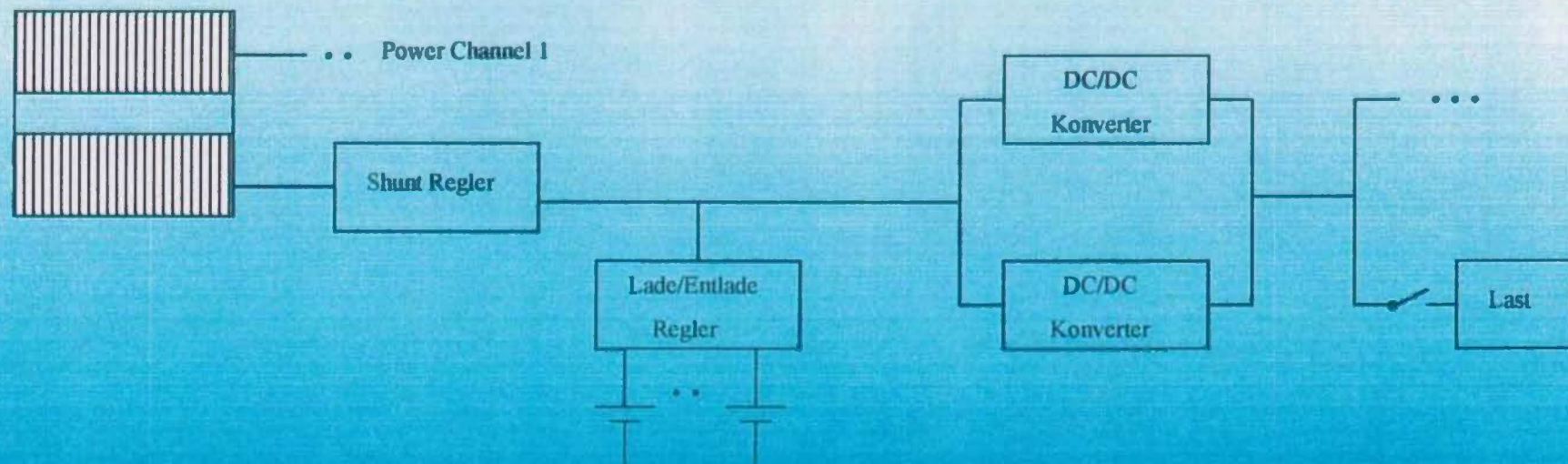
- Gesamte elektrische Energieversorgung basiert auf 4 identischen, entfaltbaren Solar Generatoren
 - ca. 3000 m² Fläche
 - 4 x 25 kW
 - Ausgangsspannung: 130 - 180 VDC
 - Ausrichtung zur Sonne durch Drehgelenke



- Während Schattenseiten (ca. 30 von 90 Min. Umlaufzeit) und zur Spitzenleistung Speicherung in NiH₂-Batterien

Elektrische Energieversorgung (2)

- Solar Generatorenausgangsspannung wird durch Shunt Regler auf 160 VDC gehalten und als 8 „Power Channels“ in alle ISS Elemente verteilt.



- Endverbraucher werden über DC/DC - Konverter versorgt
 - Ausgangsspannung: 124 +/- 4 VDC
 - Leistung: 6.25 kW
 - Jeweils 2 Konverter können parallel geschaltet werden (12,5 kW Gesamtleistung)



Elektrische Energieversorgung (3)

- Russische Elemente (FGB, SM) sind autonom:
 - 8 Eigene Solargeneratoren
 - Spannung am Verbraucher: 28 VDC
 - Energietransfer zu den anderen ISS Elementen in beide Richtungen durch Konverter (28/124 VDC)
- Ebenso Energietransfer von/zum Shuttle/Orbiter, dessen System ebenso auf 28 VDC beruht
- COLUMBUS Geräte sind zum großen Teil auch für 28 VDC ausgelegt, um Wiederverwendbarkeit bei anderen Systemen zu erlauben.

APM Energieversorgung (1)

- 1-Fehlertolerantes System für alle elektrischen Verbraucher:
 - 2 identische Versorgungsstränge
 - Heiß-redundante Versorgung kritischer Geräte
- 124 V Gleichspannung wird durch Halbleiter geschaltet und abgesichert (SSPC: Solid State Power Controller)

- **Ausgänge**

Intern

- 5 Racks: 6 kW
- 5 Racks: 3 kW
- 4 Verteiler mit jeweils 3 Ausgängen: 1.2 kW (mit Fehlerstromabschaltung)

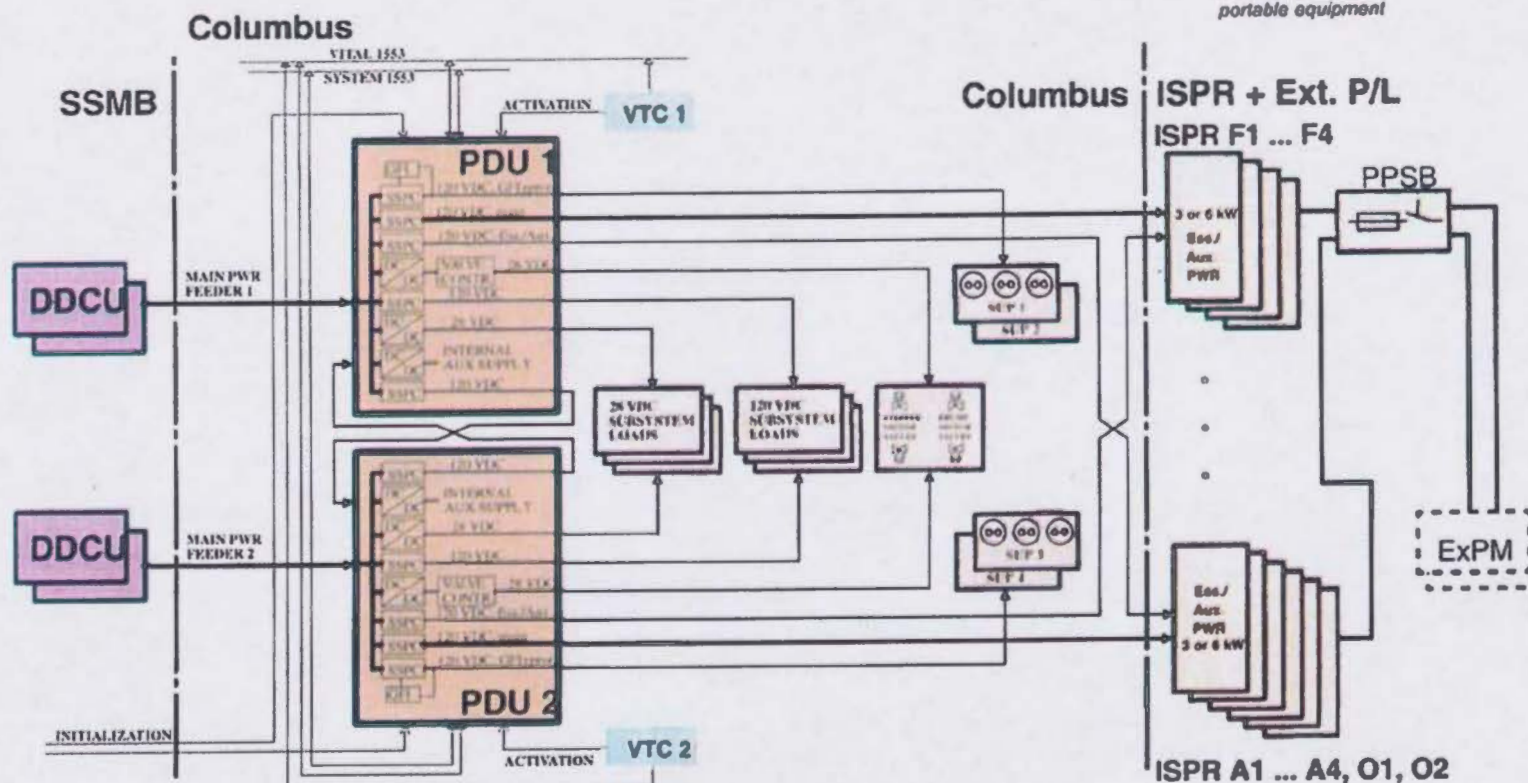
Extern

- 2 x 1.25 kW pro Konsole (kombiniert mit jeweils einem Rack)

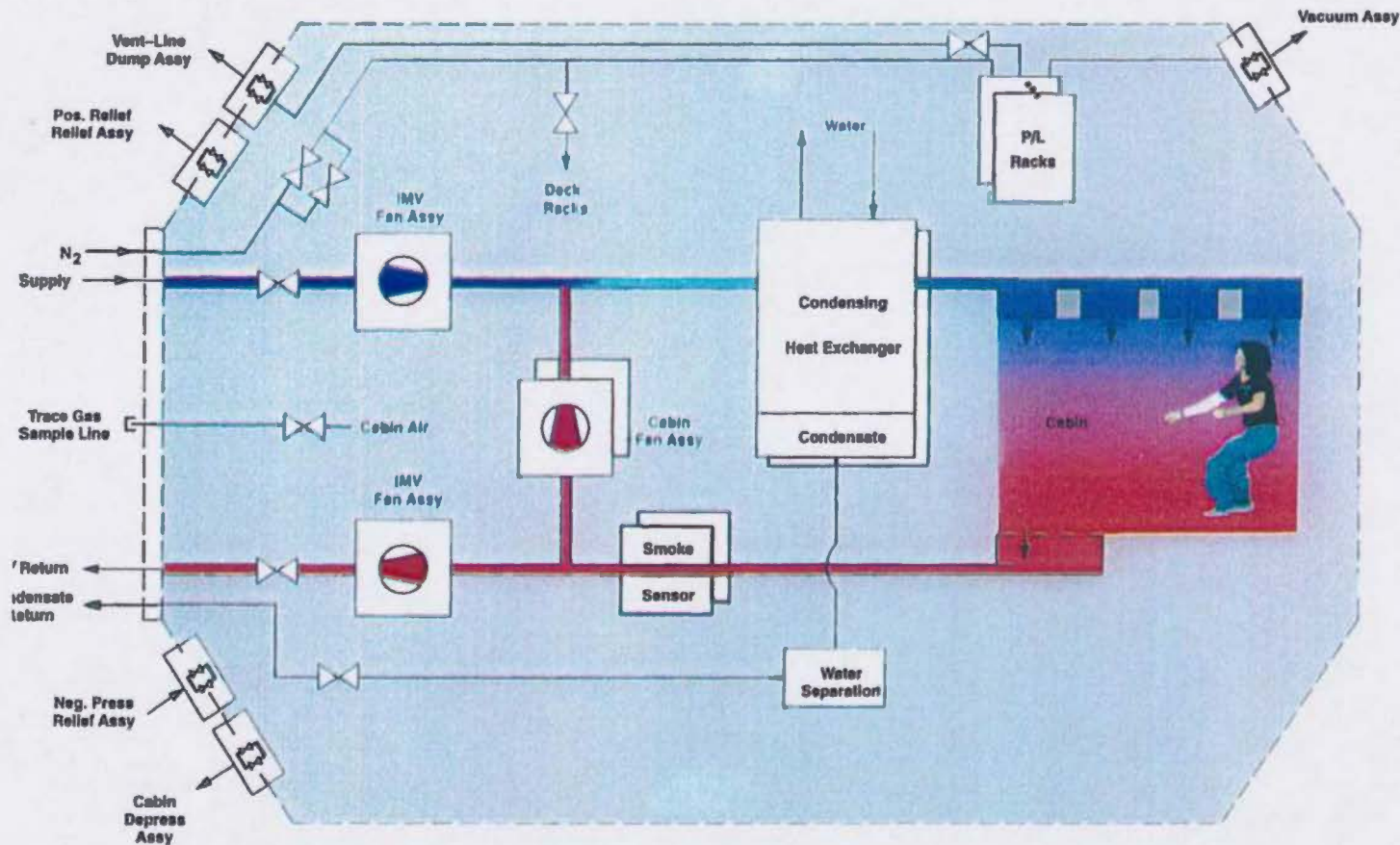
COLUMBUS POWER DISTRIBUTION

Fig. 11. Columbus power distribution

- designed for up to 18 kW total power to subsystems and payload, maximum 13.5 kW to payload
- 120 Vdc and 28 Vdc supply for Columbus equipment; 120 Vdc supply for payload
- all 120 Vdc outputs protected/switched by Solid-State Power Controllers (SSPCs)
- Standard Utility Panel power outlets protected with Ground Fault Interruptor (GFI) to ensure ground safety even with grounding failure in portable equipment
- 2x1 25 kW available per ExPM location, total 2.5 kW external payload power

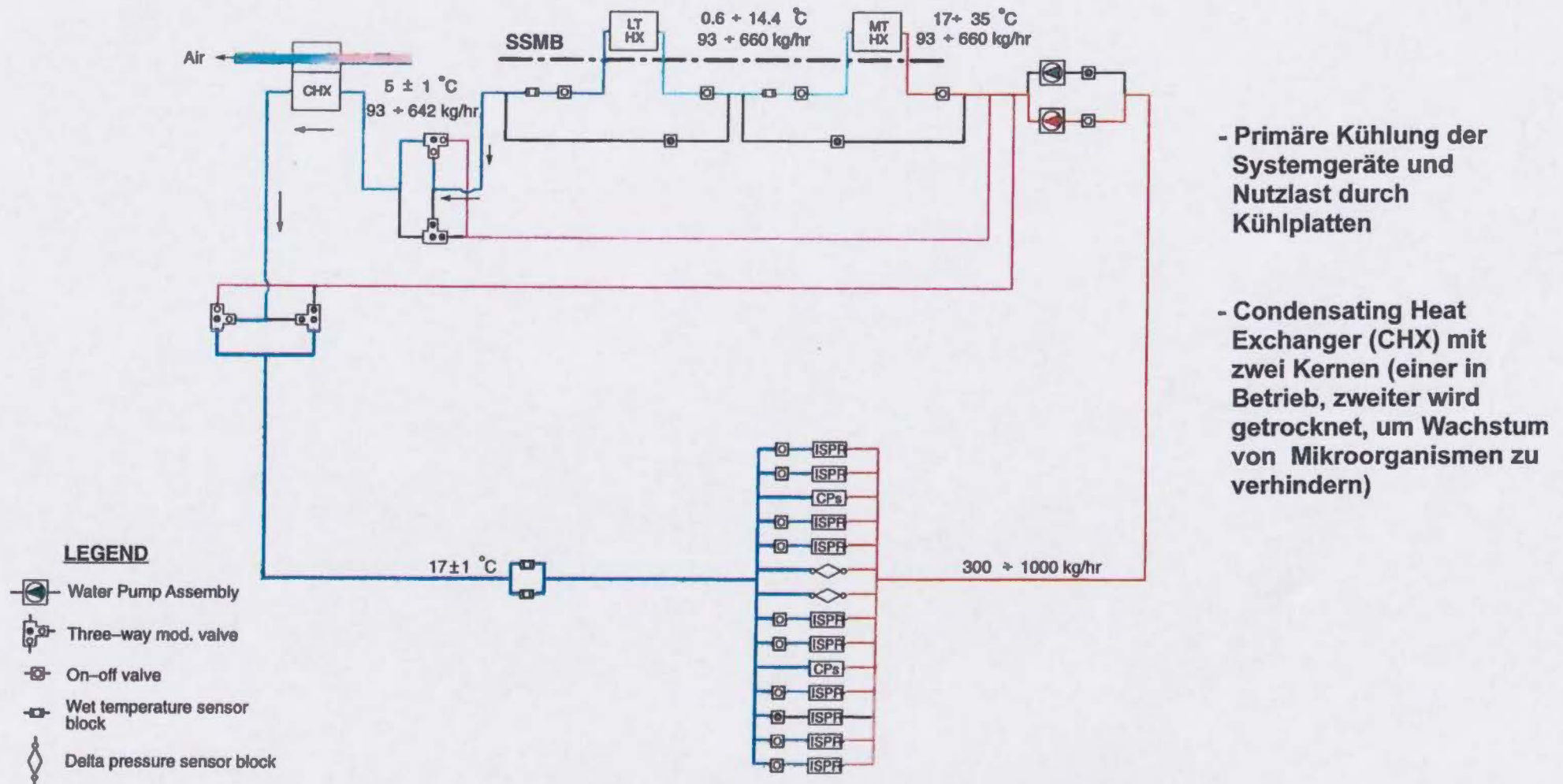


Umwelt- / Lebenserhaltungssystem



- Auslegung für 3 Astronauten (schwer arbeitend) und Abstrahlung durch Racks
- Regelung / Kontrolle Lufttemperatur, -verteilung u. -feuchtigkeit (Luftzusammensetzung durch SSMB)
- Kontrolle des Lufdrucks bei geschlossener Schleuse
- Vakuum & Belüftung der Nutzlasten
- Feuererkennung in der Kabine

Wasserkühlkreislauf





COLUMBUS Systembeschreibung

- **Zielsetzung:** Labor für multidisziplinäre Missionen inkl. Materialwissenschaften, Flüssigkeitsphysik, Biologie, Medizin, Erdbeobachtung, Weltraum- und Technologieforschung
 - **Startgewicht:** max. 12,5 Tonnen (inkl. 2,5 Tonnen Nutzlast)
 - **Lebensdauer:** 15 Jahre durch Wartung im Orbit
 - **Mikrometeoridenschutz:** PNP > 0,9885 über 10 Jahre
 - **Dimensionen:** ca. 7,0 m Länge / 4,5 m Durchmesser
 - **Lebenserhaltungssystem:** bis 3 Astronauten
 - **Wartung:**
Intern und Extern (EVA) durch Austausch von ORU's (On-orbit Replaceable Units)
Versorgungszyklus für Ersatzteile 90 Tage
-

