

Von Sternsensoren und kleinen Mars-Stationen

Dr. Hartmut Renken, <http://renken.de>

24. September 2008

DFKI Bremen - Forschungsbereich Robotik
„Brown Bag Talk“



Gliederung

- Persönliches, berufliche Aktivitäten und Schwerpunktthemen:
 - Astronomie und Raumfahrt
 - „Imaging“ und Bildverarbeitung
 - Automatisierungstechnik
 - Lehre und „Outreach“
- Vorstellung ausgewählter Arbeiten:
 - „Sternsensor“
 - Hintergrund, Ergebnisse
 - Praktische Vorführung
 - „Small Mars Station“
 - Kurzer Einblick

Totale Sonnenfinsternis vom 29. März 2006

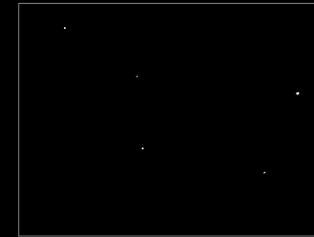


Sternsensor

Achtung:
Gleich wird's dunkel

5

Welches Sternmuster ist das?



Bilddaufnehmersensor: 384 x 288 Pixel („Halb-Video“)
Pro Pixel: 0,051° - Bilddiagonale: 480 Pixel = 24,48°

Welches Sternmuster ist das?



Ursa Major / Große Bärin (ursa.tif)
Matching time: 0s 93hs - Pentium 1; 133 MHz

Welches Sternmuster ist das?

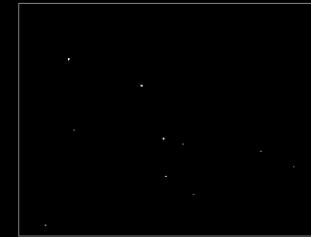


Welches Sternmuster ist das?



Lyra / Leier (lyra.tif)
Matching time: 0s 50hs - Pentium 1; 133 MHz

Welches Sternmuster ist das?



Welches Sternmuster ist das?



Cepheus / Cepheus (cepheus.tif)
Matching time: 0s 55hs - Pentium 1; 133 MHz

Welches Sternmuster ist das?

Achtung:
Gleich wird's wieder hell

Sternsensor

Automatische Sternmustererkennung mit dem Computer

oder (nicht-technisch formuliert)

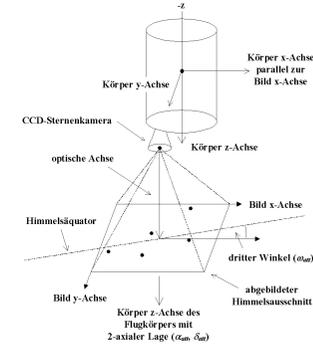
Welcher Stern ist das?

oder (als Anwendung für die Raumfahrt formuliert)

**Ein Verfahren der bildverarbeitenden Erkennung von
unbekannten Sternmustern zur autonomen und
3-axialen Lagebestimmung von Raumflugkörpern**

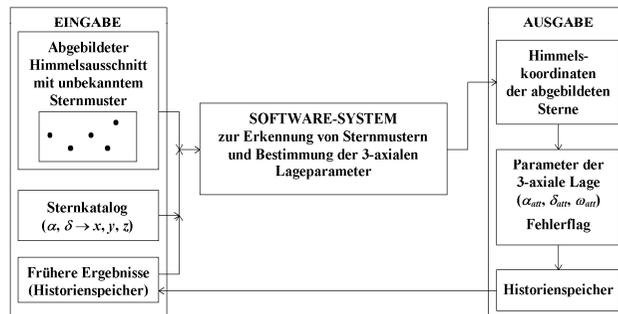
Sternsensor

**3-axiale Lageinformation eines Flugkörpers durch Angabe der 2-axialen
Ausrichtung der Körper z-Achse (Rektaszension α_{att} , Deklination δ_{att}) und
des Drehwinkels ω_{att} im sphärischen, äquatorialen Koordinatensystem**



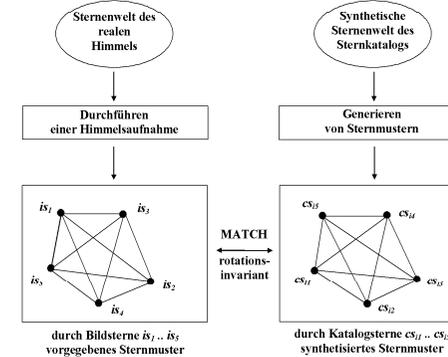
Sternsensor

Gesamtsystem mit *Eingabe* und *Ausgabe*



Sternsensor

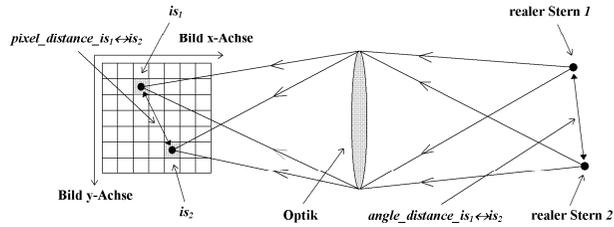
**Prinzip des Matchings:
Rekonstruktion eines durch die Sterne der Bildvorlage vorgegebenen
Sternmusters mittels gelisteter Sterne eines Sternkatalogs**



Alle „Doppelsterne“ müssen passen

Sternsensor

Abbildung zweier realer Sterne 1 und 2 als Bildsterne is_1 und is_2 auf dem quadratisch gerasterten Flächensensor der CCD-Sternenkamera



Vereinfachende - aber praxisbewährte - Annahme:

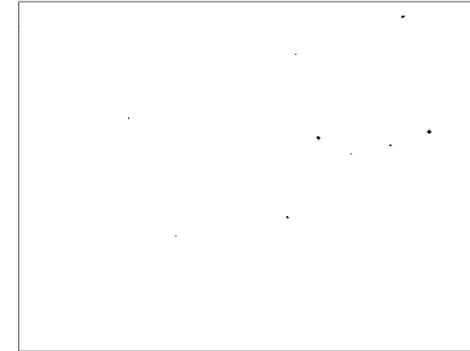
$$\text{Winkelabstand} = \text{const} * \text{Pixelabstand}$$

$$\text{angle_distance_is}_1 \leftrightarrow \text{is}_2 = \text{angle_per_pixel} * \text{pixel_distance_is}_1 \leftrightarrow \text{is}_2$$

angle_per_pixel als Funktion der Brennweite der Optik und der absoluten Größe von Pixeln des CCD-Sensors

Sternsensor

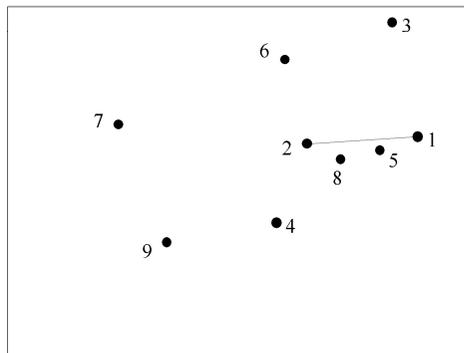
Originalbild "Cassiopeia"



Segmentierung der Sterne und „Sortieren“ gemäß „absteigender Helligkeit“ (Nr. 1 = „hellster Stern“)

Sternsensor

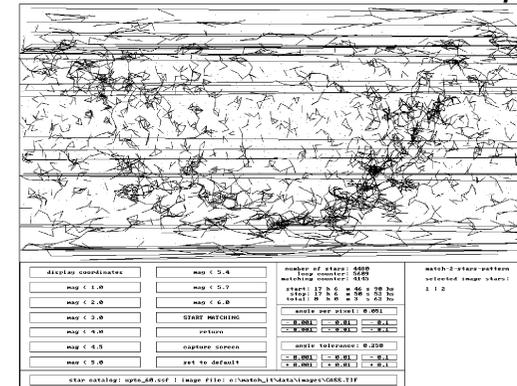
Cassiopeia 2-Sterne-Muster



Segmentierung der Sterne und „Sortieren“ gemäß „absteigender Helligkeit“ (Nr. 1 = „hellster Stern“)

Sternsensor

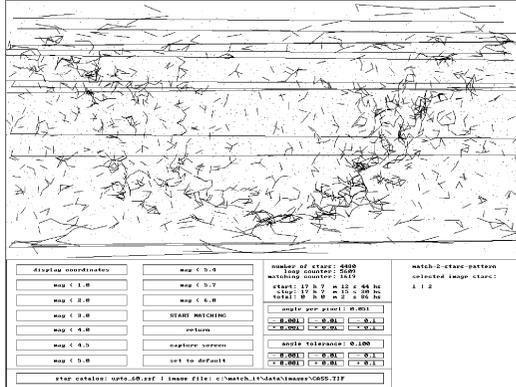
4145 erkannte 2-Sterne-Muster bei Cassiopeia



Sternkatalog: *uptomag_6.0*, 4480 Sterne, $\text{angle_tolerance} = 0,25^\circ$

Sternsensor

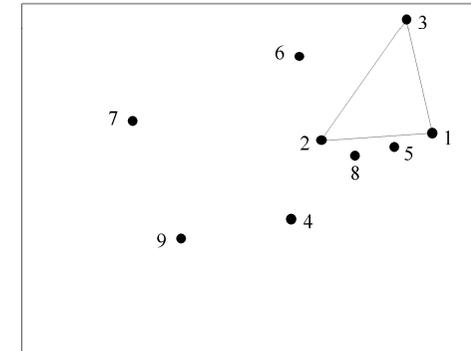
1619 erkannte 2-Sterne-Muster bei Cassiopeia



Sternkatalog: *uptomag_6.0*, 4480 Sterne, *angle tolerance=0,1°*

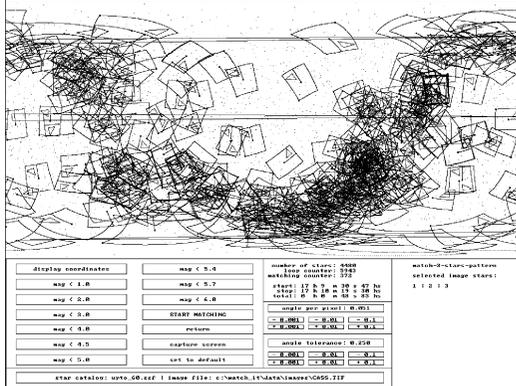
Sternsensor

Cassiopeia 3-Sterne-Muster



Sternsensor

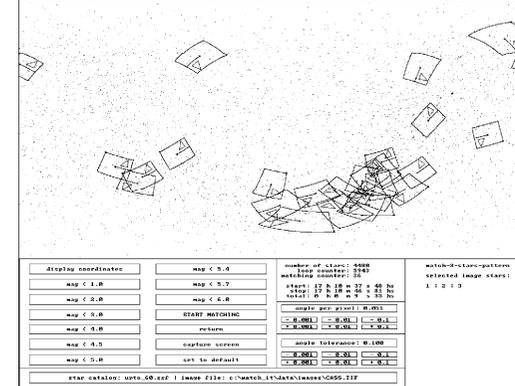
372 erkannte 3-Sterne-Muster bei Cassiopeia



Sternkatalog: *uptomag_6.0*, 4480 Sterne, *angle tolerance=0,25°*

Sternsensor

26 erkannte 3-Sterne-Muster bei Cassiopeia



Sternkatalog: *uptomag_6.0*, 4480 Sterne, *angle tolerance=0,1°*

Sternsensor

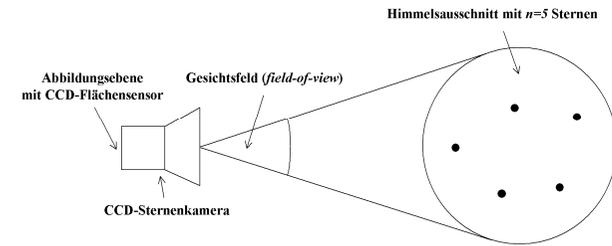
Abschätzung des Speicheraufwands

| Speicherart | Umfang [Byte] |
|--|---------------------------------|
| Bildspeicher | 110.592 (384x288 Pixel) |
| statische Variablen | 5.120 (5kB) |
| Programmspeicher | 51.200 (50kB) |
| Sternkatalog, kartesisch ($mag < 6,0$) | 53.760 (4480 Sterne Je 12 Byte) |
| Gesamt | 220.672 (<256kB RAM-Baustein) |

Programmspeicher = Speicher für das ausführbare Programm ohne Visualisierungsroutinen

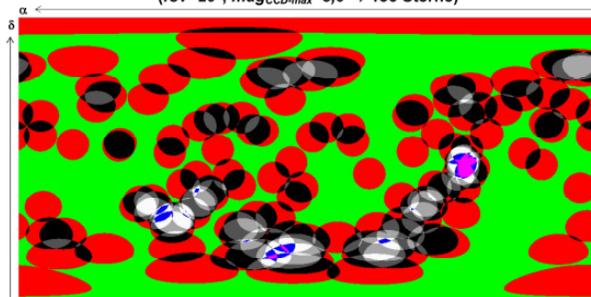
Sternsensor

Aspekte zur Auslegung eines Bildaufnehmersystems



Sternsensor

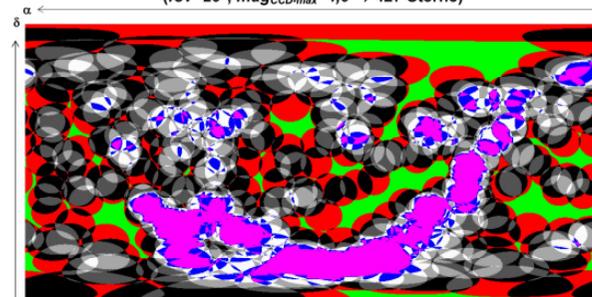
Zur Verteilung der Sterne an der Fläche der Himmelskugel
Anzahl n von Sternen im *field-of-view* eines Bildaufnehmersystems
($fov=20^\circ$, $mag_{CCD-max}=3,0 \rightarrow 136$ Sterne)



| $n=0$ | $n=1$ | $n=2$ | $n=3$ | $n=4$ | $n=5$ | $n=6$ | $n>6$ |
|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|
| 40,66 | 33,89 | 15,43 | 4,98 | 2,78 | 1,48 | 0,45 | 0,33 |

Sternsensor

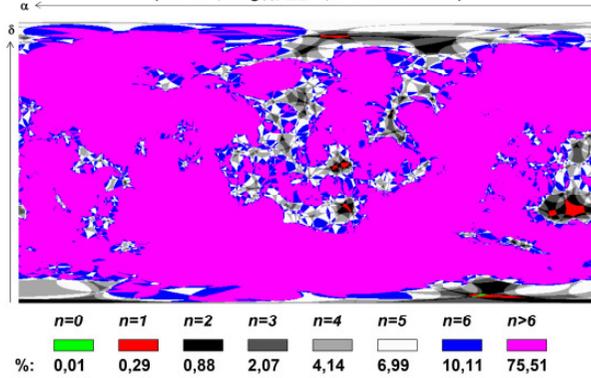
Zur Verteilung der Sterne an der Fläche der Himmelskugel
Anzahl n von Sternen im *field-of-view* eines Bildaufnehmersystems
($fov=20^\circ$, $mag_{CCD-max}=4,0 \rightarrow 427$ Sterne)



| $n=0$ | $n=1$ | $n=2$ | $n=3$ | $n=4$ | $n=5$ | $n=6$ | $n>6$ |
|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|
| 7,72 | 15,26 | 21,00 | 19,33 | 13,84 | 7,94 | 5,22 | 9,69 |

Sternsensor

Zur Verteilung der Sterne an der Fläche der Himmelskugel
Anzahl n von Sternen im *field-of-view* eines Bildaufnehmersystems
($\text{fov}=20^\circ$, $\text{mag}_{\text{CCD-max}}=5,0 \rightarrow 1370$ Sterne)



Sternsensor

Jetzt:

Vorführung am PC

„Alte DOS-Maschine“ (Pentium 1, 133 MHz)

38

Small Mars Lander - Mission objectives

1. Performing the mission phases:

- Cruise (attached to orbiter)
- Entry
- Descent
- Landing

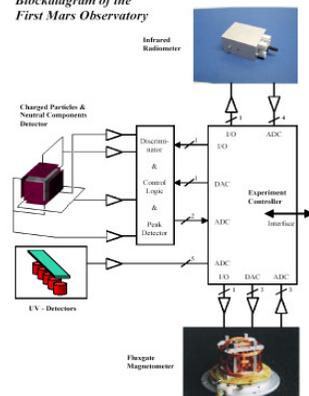
by using reliable *must-work* technology

2. Setup of Small Mars Station:

- Release of Martain station from airbag
- Verticalization
- Deployment of solar panels & boom
- Operations, communication with orbiter
- Scientific exploration
- Estimated lifetime: 3 months

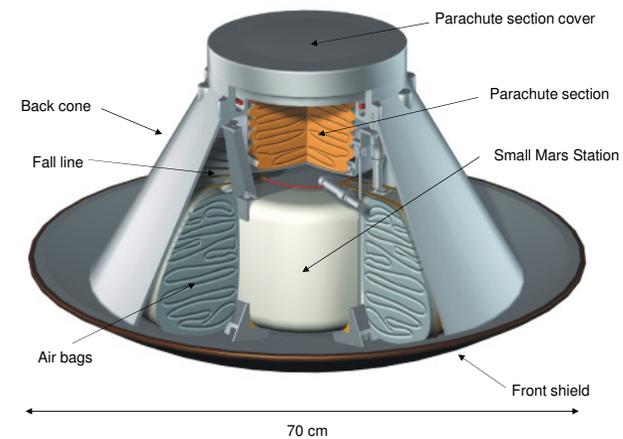
3. Scientific exploration: Proposed primary payload package *First Mars Observatory* (DLR)

Blockdiagram of the
First Mars Observatory



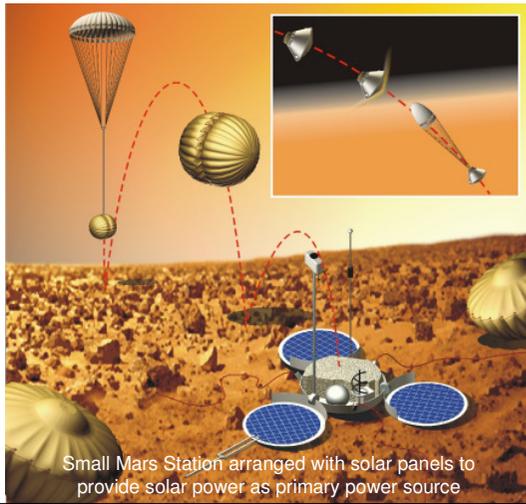
Small Mars Lander - Design of the landing device

Landing device mass: 16 kg (12 kg: EDL S/SS, 4 kg: Small Mars Station)



40

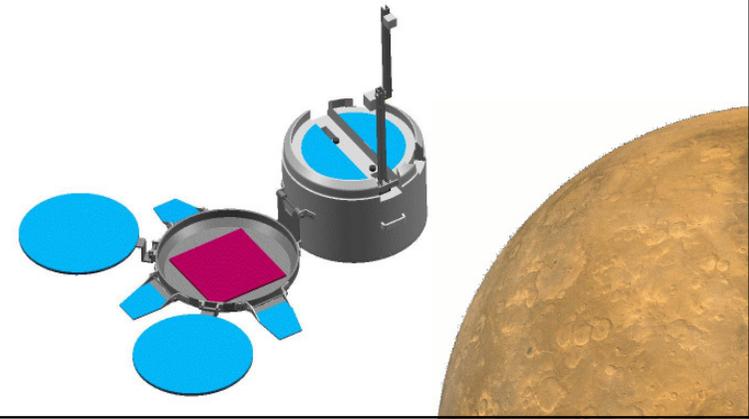
Small Mars Station



Small Mars Station arranged with solar panels to provide solar power as primary power source

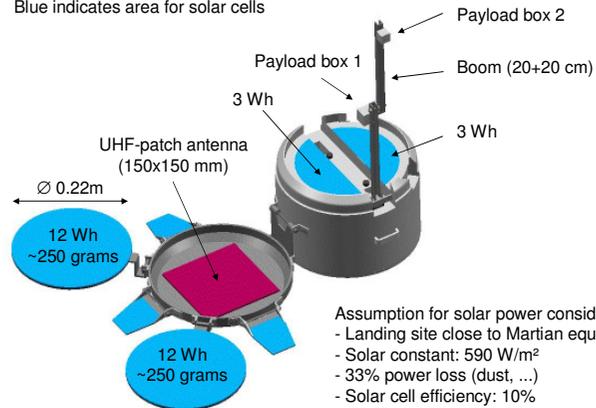
41

Small Mars Station



Small Mars Station - Basic design

Small Mars Station with deployed solar panels and boom
 Diameter of compartment: 25 cm, height: 14 cm
 Solar power: 30 Wh per Martian day
 Blue indicates area for solar cells



43

Small Mars Station - List of items - Mass budget

| Item | Mass (kg) |
|----------------------------------|--------------|
| Avionics | 0.200 |
| Transceiver | 0.230 |
| Antenna | 0.200 |
| Thermal | 0.200 |
| Magnetometer | 0.120 |
| Radiometer | 0.100 |
| Dosimeter | 0.250 |
| Camera | 0.086 |
| Experiment Electronics | 0.220 |
| Battery (rechargeable) | 0.222 |
| Solar Panels (2x0.25kg + 0.05kg) | 0.550 |
| RTG (optional) | 0.400 |
| Cabling | 0.100 |
| Structure & Boom | 1.000 |
| Miscellaneous | 0.122 |
| Total | 4.000 |

directly payload-related: 0.776 kg

44

Small Mars Station - Solar power considerations

- Martian year: 686.68 days (1 orbit around the Sun)
- Tilted rotation axis: 25.2°
- Solar constant on Mars: 590 Watt/m² (perpendicular lighting)
- Remaining solar power on Martian surface (~33% loss through clouds, etc): 400 Watt/m² (perpendicular lighting)
- Solar cell efficiency: 10% with thin film (no dust)
- Solar cell arrangement: based on spherical segment or taped on surface of the compartment
- Segment Structure: light-weight structure with taped solar cell film (similar to Netlander device)
- Size of 1 segment: \varnothing 0.22m (r=0.11m)
 $A = \pi * r^2 = 0.038m^2$
- Mass of segment: 250 grams (estimated)
- Maximized solar power on segment: $0.038m^2 * 400Watt/m^2 * 10\% = 1.52 \text{ Watt} \sim 1.5 \text{ Watt}$ (!! perpendicular lighting !!)

45

Small Mars Station - Solar power considerations

- Assumption: Optimized landing site by means of maximized solar power
→ Sun in zenith at 12° clock (noon), requires landing site within +25.2° latitude
- Mean solar power on segment during daytime (sun above the horizon):
 $1.5 \text{ Watt} * (2/\pi) = 0.95 \text{ Watt} \sim 1 \text{ Watt}$
- Solar power by segment during 1 Martian day (sol): $1 \text{ Watt} * 12 \text{ hours} = 12 \text{ Wh}$
- Note: Mass of entire station: !!! 4 kg overall !!!
!!! Need to use light material !!!

46

Small Mars Station - Power budget per sol

Energy drain :

| Item | Power usage (W) | Time (h) | Energy (Wh) |
|---------------------------------|-----------------|----------|---------------|
| Avionics | 0.250 | 24.000 | 6.000 |
| Transceiver (including antenna) | 18.000 | 0.167 | 3.006 |
| Antenna | 0.000 | 0.167 | 0.000 |
| Thermal | 1.500 | 8.000 | 12.000 |
| Magnetometer | 0.400 | 8.000 | 3.200 |
| Radiometer | 0.150 | 8.000 | 1.200 |
| Dosimeter | 0.300 | 8.000 | 2.400 |
| Camera | 1.000 | 0.500 | 0.500 |
| Experiment Electronics | 0.180 | 8.000 | 1.440 |
| | | | 29.746 |

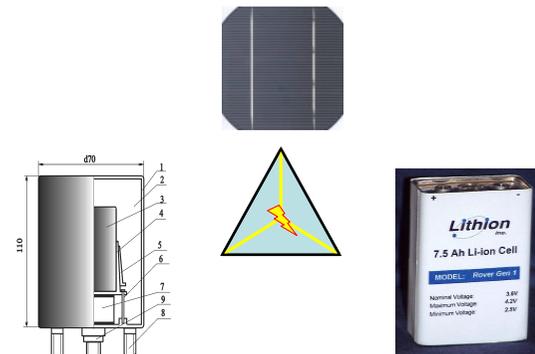
Energy supply :

| Item | Power input (W) | Time (h) | Energy (Wh) |
|---------------------------------|-----------------|----------|---------------|
| Battery (rechargeable) | | | 27.000 |
| Solar panel (mean power) | 2.500 | 12.000 | 30.000 |
| RTG (optional, electrical only) | 0.120 | 24.000 | 2.880 |
| | | | 59.880 |

47

Small Mars Station - Power supply devices

Solar Cells (30 Wh per sol, 10% efficiency)



Radioisotope Thermoelectric Generator
(204 Wh thermal, 2.88 Wh electrical
power per sol, RTG very similar to Netlander RHU)

Lithium Ion (heated by RTG)
Rechargeable Battery (27 Wh)

48

Small Mars Station - Data handling (1)

Space qualified (MIL 1553), but COTS components:

- Similar to *Deep Space 2* electronics and software architecture, but with modified and enhanced memory (SRAM, 2 MBytes) to save and hold data during some sols:
 - Experimental data
 - Surface module housekeeping data
 - Imaging data
- Dataprocessing unit:
 - Creditcard-sized OBC
 - Microcontroller-based: 80C51, C167 or similar
 - Common i/o interfaces like RS485, CAN onboard
- Power electronics board
- Memory:
 - SRAM, 2 MBytes
 - Needs ~ 3.5 orbiter↔lander contacts for upload
- Software: C, Assembler



Deep Space 2 microcontroller board (80C51)
low power device: ~ 6mW

49

Small Mars Station - Data handling (2)

Data volume per Martian day (kBytes):

- Experimental data: 90 (see proposed payloads)
 - Housekeeping data: 10
 - Imaging data: 500 (compressed raw image data)
- Sum: 600 kBytes**

SRAM volume: 2,000 KBytes

→ Data capacity covers 3 Martian days: 3 * 600 KBytes (+ margin)

→ Data dump per lander↔orbiter contact: 600 kBytes

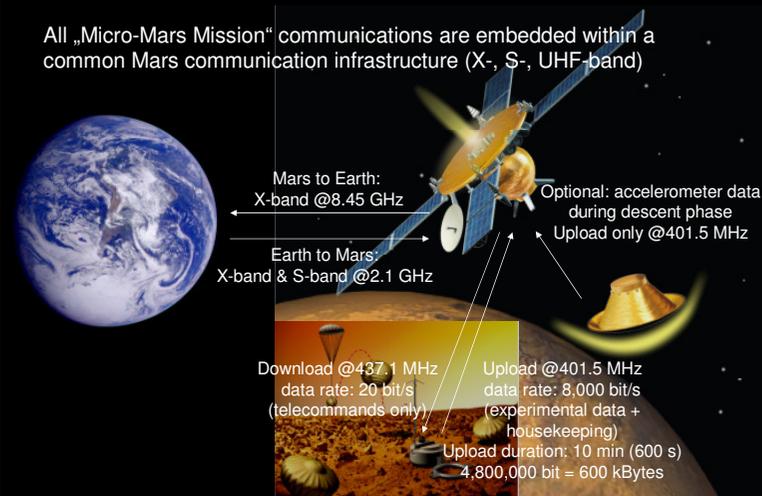
Data volume per sol = data dump per 10 min orbiter↔lander contact

Due to the landing site selection (TBD) of the Small Mars Station and the foreseen orbit of the orbiter there should be one orbiter↔lander contact per sol during the first operational week of the Martian station. Later possibilities of orbiter↔lander communications depend on line of sight between the two spacecrafts.

50

Micro Mars Mission Communication lander↔orbiter↔Earth

All „Micro-Mars Mission“ communications are embedded within a common Mars communication infrastructure (X-, S-, UHF-band)



Vielen Dank für Ihre Aufmerksamkeit

Manchmal muss man seine eigene Welt verlassen um die andere große Welt kennenzulernen...



52