

LEHRSTUHL FÜR FLUGMECHANIK
UND FLUGREGELUNG
DER TECHNISCHEN UNIVERSITÄT MÜNCHEN
PROF. DR.-ING. G. SACHS

Boltzmannstr. 15,
85747 Garching
Telefon: (089) 289 - 16061
Telefax: (089) 289 - 16058
e-mail: office@lfm.mw.tum.de

Semesterarbeit

für Herrn cand.- ing. Andreas Winkler

Ausgabe: 01.01.2003

Abgabe: 31.06.2003

Thema: Untersuchung von potentiellen Gefahrenquellen für den atmosphärischen Wiedereintritt und deren potentielle Auswirkungen auf das Rückkehrsystem

Das Ziel der Arbeit ist die Analyse denkbarer Gefahrenquellen und daraus resultierender Konsequenzen, die das CRV beim Wiedereintritt in die Erdatmosphäre dazu zwingen könnten, seine nominelle Flugtrajektorie zu verlassen bzw. eine Anpassung des Nominalzustands erforderlich machen.

Aktuelle Beispiele aus der amerikanischen und russischen Raumfahrt verdeutlichen die Notwendigkeit, sich mit den Gefahrenquellen sowie den extremen und sehr speziellen technischen Anforderungen beim atmosphärischen Wiedereintritt verstärkt zu beschäftigen.

Im Winter 2003 stürzte der STS-Orbiter „Columbia“ während des Wiedereintritts über den USA aufgrund eines Defekts im TPS ab. Es existierten leider auch keine hinreichenden Notfallprozeduren, um durch Anpassung der Missionsparameter die Katastrophe noch abwenden zu können.

Im Frühjahr 2003 verfehlte eine russische Sojus-Kapsel ihr Zielgebiet um über 400km und verfolgte dabei einen so steilen Eintrittskorridor, daß sich die maximalen g-Lasten auf die Crew verdoppelten. Ursache hierfür war wahrscheinlich ein Softwarefehler bei der Berechnung des nötigen de-Orbit-Impulses.

Weiteres Ziel dieser Arbeit ist es Grundlagen und Voraussetzungen (Missionszenarien) für die Entwicklung von sogenannten Advanced Guidance & Control – Systemen zu stellen. Diese Systeme sollen die sichere Rückkehr von Raumfahrzeugen auch unter Umständen ermöglichen, die diese unter Verwendung heutiger G&C nicht erlauben.

Dabei ist anzumerken, daß 42,5% aller Ausfälle von amerikanischen, europäischen, japanischen und russischen Fahrzeugen Ursachen hatten, die genau den Einsatz dieser neuen Systeme betroffen hätten.

- Literaturrecherche zum Thema „Missionssicherheit einer atmosphärischen Rückkehrmission“
- Literaturrecherche zum Thema „Gefahrenquellen der natürlichen Weltraumumgebung für ein Wiedereintrittsvehikel“

- Literaturrecherche zum Thema „Gefahrenquellen der natürlichen atmosphärischen Umgebung während des Wiedereintritts für das Vehikel“
- Literaturrecherche zum Thema „konfigurationsbedingte und projektbedingte kritische Bereiche im Rückkehrsystem X-38“
- Analyse der Auswirkungen der beschriebenen Gefahrenquellen auf die Untersysteme des Vehikels
- Analyse des möglichen Zusammenspiels der beschriebenen Auswirkungen auf die Untersysteme
- Verknüpfung von Ursachen und deren Folgen zu verschiedenen Notfallszenarien.

Betreuer: Dipl.-Ing. Orlando da Costa

Lehrstuhl für Flugmechanik und

Flugregelung der TU München

Untersuchung von potentiellen Gefahrenquellen für den atmosphärischen Wiedereintritt und deren mögliche Auswirkungen auf das Rückkehrsystem X-38



von Cand.-Ing. Andreas Winkler

München, im Juni 2003

1	EINLEITUNG	8
1.1	Ziele	8
1.2	Rahmen	8
1.3	Vorgehen	10
2	CREW RETURN VEHICLE (X-38) – V201	11
2.1	Projektüberblick	11
2.2	Eintrittswahrscheinlichkeit einer CRV-Mission	14
2.3	untersuchte technische Systeme	15
2.3.1	Energieversorgung und Elektronik	16
2.3.2	Aerodynamische Steuerflächen	16
2.3.2.1	Body Flaps (BF)	16
2.3.2.2	Ruder	18
2.3.3	On – Board Attitude Control System (OACS)	18
2.3.4	Rechnersystem	20
2.3.5	Guidance, Navigation & Control (GN&C)	20
2.3.5.1	Sensoren	20
2.3.6	Kommunikationssystem	21
2.3.7	De-Orbit Propulsion Stage (DPS)	21
2.4	Risikoanalyse und Unfallwahrscheinlichkeiten des CRV	21
3	NATÜRLICHE WELTRAUMUMGEBUNG	23
3.1	Beschreibung	23
3.1.1	Thermische Strahlung	23
3.1.2	Neutrale Thermosphäre	23
3.1.3	Plasma	23
3.1.4	Magnetosphäre (Van Allen Belts, Süd-Atlantik Anomalie)	23
3.1.5	Heliosphäre (Interplanetary Magnetic Field (IMF))	26
3.1.6	Sonnenaktivität (Teilchen solaren Ursprungs, Sonnenwind)	26
3.1.7	Sonnenzyklus	27
3.1.8	Weltraumwetter (magnetische Stürme)	27
3.1.9	Teilchen galaktischen Ursprungs (GCR)	28
3.1.10	Meteoriten und Weltraumschrott	28
3.2	Gefahren der neutralen Thermosphäre	29
3.3	Gefahren der thermischen Strahlung	30
3.4	Gefahren des Plasmas (spacecraft charging)	30
3.5	Gefahren der ionisierenden Strahlung und magnetischer Stürme	31
3.6	Gefahren von Meteoriten und Weltraumschrott	32

4	ATMOSPHERISCHER WIEDEREINTRITT	34
4.1	Beschreibungen	34
4.1.1	Thermischer Aufbau der Atmosphäre	34
4.1.2	Elektrischer Aufbau der Atmosphäre	36
4.1.3	Atmosphärischer Wiedereintritt	37
4.1.3.1	Arten der Flugbereichseinteilung	38
4.1.3.2	Beschränkungen der Trajektorie	39
4.1.3.3	Wärmebelastung stumpfer Formen gegenüber schlanker Formen	41
4.1.3.4	Flugbahnprofil geflügelter Wiedereintrittsfahrzeuge	42
4.1.3.5	Nominaltrajektorie des CRV (Cycle 8, Cycle 9)	44
4.2	Gefahren durch Dichteabweichungen vom Referenzmodell	44
4.3	Gefahren durch asymmetrischen / verfrühten Grenzschichtübergang	44
4.4	Gefahren durch leuchtende Nachtwolken	46
4.5	Gefahren durch Aufladung in großen Höhen	47
5	GEFAHRENQUELLEN AUS KONFIGURATION UND SYSTEMELEMENTEN DES VEHIKELS	49
5.1	Anordnung der Body Flaps	49
5.2	Verwendete Referenzmodelle	54
5.2.1	Atmosphärenmodelle	55
5.2.2	FADS - Strömungsmodell	55
5.2.3	Strömungsmodelle, Meßmethoden, Meßgenauigkeit	55
5.3	Kommunikation während des Wiedereintritts	56
5.4	Rechnerzuverlässigkeit	56
6	AUSWIRKUNGEN AUF DIE CRV-UNTERSYSTEME	58
6.1	Beschädigungen der Bordelektronik	59
6.1.1	Beeinträchtigung der Energieversorgung	59
6.1.2	Beeinträchtigung der elektronischen Schaltkreise und Leitungen	59
6.1.3	Gefahr durch Partikeleinschlag und -durchschlag	60
6.1.4	Belastung durch häufigen Tag-/Nachtwechsel	60
6.2	Beschädigungen der Systeme mit Umweltkontakt	60
6.2.1	Belastung durch den langen Weltraumaufenthalt	60
6.2.2	Schäden durch den Einschlag mittelgroßer Partikel	62
6.2.3	Schäden durch positive Dichteabweichungen	62
6.2.4	Schäden durch leuchtende Nachtwolken	63
6.3	Beschädigungen durch Abweichung der Realität vom Referenzmodell	63
6.3.1	Atmosphärenmodelle	63
6.3.2	FADS – Strömungsmodell	64
6.3.3	Strömungsmessungen	64

6.4	Beschädigungen durch interne Fehler des CRV-Systems	64
6.4.1	Allgemeine Zuverlässigkeit von Bauteilen	64
6.4.2	Anordnung der Body Flaps	65
6.4.3	Schäden durch asymmetrischen / verfrühten Grenzschnittübergang	65
6.4.4	Rechnerzuverlässigkeit	66
6.4.5	Kommunikation während des Wiedereintritts ("Black-Out-Phase")	66
6.4.6	Faktor Mensch	66
7	EREIGNISKETTEN ZU WORST-CASE-SZENARIEN	68
7.1	Eingeschränkte Beweglichkeit der Body Flap	68
7.2	Effizienzverlust der Body Flaps	69
7.3	Blockade des Ruders	70
7.4	Effektivitätsverlust im OACS	71
8	ZUORDNUNG DER SCHADENSSZENARIEN ZU DEN HAZARD REPORTS	72
9	ZUSAMMENFASSUNG	73
10	ABBILDUNGSVERZEICHNIS	74
11	TABELLENVERZEICHNIS	75
12	REFERENZEN	76

1 Einleitung

1.1 Ziele

Das Ziel der Arbeit ist die Analyse denkbarer Gefahrenquellen und daraus resultierender Szenarien, die das CRV beim Wiedereintritt in die Erdatmosphäre dazu zwingen könnten, seine nominelle Flugtrajektorie zu verlassen bzw. eine Anpassung des Nominalzustands erforderlich machen.

Leider hat sich am 1.2.2003 nur zu deutlich am Absturz der amerikanischen Raumfähre "Columbia" während des Wiedereintritts gezeigt, daß es Gefahren und Szenarien geben muß, die bisher nicht ausreichend in der Missionsplanung bedacht wurden. Und auch die Überlegungen zu den Unfallwahrscheinlichkeiten (siehe 2.4.) bedürfen nun wohl einer Korrektur, da nach dem Startunglück der Raumfähre Challenger im Jahre 1986 die Theorien, wonach ca. 90% des Risikos beim Start liegen, mit diesem tragischen Ereignis von der Praxis eingeholt wurden.

Nach bisherigem Erkenntnisstand nahm die Tragödie mit einer Beschädigung des linken Tragflügels ihren Anfang. Eine Untersuchungskommission der NASA beschäftigt sich daraufhin mit der Frage, ob bei rechtzeitigem Erkennen dieses Fehlers das Shuttle durch Modifikation der Eintrittstrajektorie noch hätte gerettet werden können. Ein Mitglied dieser Kommission, ehemaliger Astronaut und Lotse etlicher Wiedereintritte, kommentiert seine Arbeit folgendermaßen: "It seems a prudent thing to do".

Diese Arbeit soll also helfen, Grundlagen und Voraussetzungen (Missionsszenarien) für die Entwicklung von sogenannten Advanced Guidance & Control – Systemen zu erstellen. Diese Systeme sollen die sichere Rückkehr von Raumfahrtzeugen auch unter Umständen ermöglichen, die diese unter Verwendung heutiger G&C nicht erlaubt. Beispielsweise wird eine höhere Toleranz gegenüber fehlerhaften Modellierungen und Simulationen während des Entwicklungsprozesses (siehe 5.2.3) angestrebt oder es soll der Ausfall von aerodynamischen Steuerflächen oder Lagekontrollsystemen kompensiert werden können. Dabei ist anzumerken, daß 42,5% aller Ausfälle von amerikanischen, europäischen, japanischen und russischen Fahrzeugen Ursachen hatten, die genau den Einsatz dieser neuen Systeme betroffen hätten. [33]

1.2 Rahmen

Vorauszuschicken ist, daß das CRV als Rettungsboot für die ISS-Besatzung konzipiert ist und diese in Notfällen von der Station evakuieren soll (siehe 2.1). Folglich ist es an die ISS angekoppelt. Woraus wiederum folgt, daß Unfälle, die zur Beschädigung und damit Evakuierung der ISS führen, eventuell auch Systeme des CRV beschädigen können. Diese Szenarien sind jedoch nicht Gegenstand dieser Arbeit.

Es wird zunächst unterschieden zwischen 2 Arten von Ereignisketten.

Zum einen können die beschriebenen Effekte die Systeme derart schädigen, daß das CRV zwar der nominellen Trajektorie folgt, es aber trotzdem zu ernsten oder gar katastrophalen Konsequenzen kommt. Ein Beispiel wäre ein Feuer in der Kabine, das die Astronauten verletzen oder gar töten könnte, aber die Flugstabilität nicht beeinflußt. Diese Art von Ereignisketten sind für die vorliegende Arbeit jedoch nicht von Bedeutung.

Vielmehr werden im folgenden Szenarien beschrieben und analysiert, die zu instabilem Flugverhalten und/oder Verlassen der nominellen Trajektorie führen können und/oder die eine Anpassung der Nominalflugbahn notwendig werden lassen. Den Ausgangspunkt hierfür bilden Untersuchungen aus [1], in denen in Form von sogenannten Hazard Reports 14 Gefahrenszenarien konstruiert sind, die allesamt die Beeinträchtigung von einem oder mehrer Untersysteme zur Folge haben.

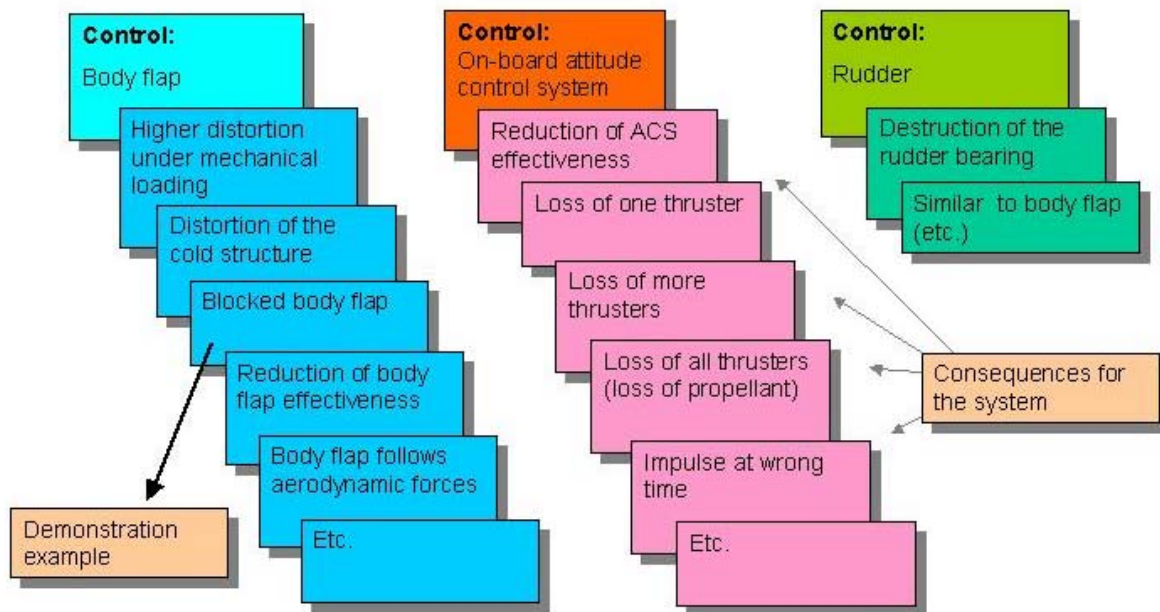


Abbildung 1: Szenarien für Ausfälle von Untersystemen

Zur Legitimation dieser Szenarien ist es sinnvoll, die möglichen Ursachen von sogenannten "off-nominal situations" (nicht-nominelle Situationen, ONS) zu suchen. Allerdings sind dabei nicht alle denkbaren ONS relevant, sondern nur die nachfolgend genannten. Die vollständigen Klassifizierungen sind aus [9] zu entnehmen.

Zuerst die off-design ONS, die aufgrund ihrer als gering erachteten Eintrittswahrscheinlichkeit nicht im Entwicklungs- und Konstruktionsprozeß beachtet wurden. Davon wiederum sind nur diejenigen relevant, die eine nominelle Missionsfortführung verbieten, bei denen jedoch durch dynamische Anpassung der Missionsführung (z.B. durch den Einsatz redundanter Systeme) eine Erfüllung der Mission möglich ist.

Schließlich gilt das besondere Augenmerk denjenigen ONS, die durch interne und externe Ursachen hervorgerufen werden.

1.3 Vorgehen

Zunächst wird das Crew Return Vehicle vorgestellt. Dabei erfolgt ein Einblick in die Projektplanung, den technischen Aufbau und die Unfallwahrscheinlichkeit. (Kapitel 2)

Es folgt die Analyse der Gefahrenquellen. Diese sind in 3 Hauptbereiche unterteilt, die sich am Missionsverlauf des CRV orientieren. Zunächst werden die Einflüsse der Weltraumumwelt analysiert, gefolgt von den Gefahren des atmosphärischen Wiedereintritts und schließlich die internen Gefahrenquellen. Das Ziel ist also die Identifikation von Phänomenen, die ONS auslösen können. (Kapitel 3 & 4 & 5)

Danach werden die Auswirkungen dieser Effekte speziell auf die Untersysteme des CRV untersucht, also das Verhalten des CRV in der ONS. Dabei wird immer wieder auf die vorher allgemein beschriebenen Effekte verwiesen. (Kapitel 6)

Abschließend wird dem Umstand Rechnung getragen, daß v.a. ein Zusammenwirken der beschriebenen Effekte zu Systembeeinträchtigungen führen kann. Dazu werden vier Szenarien bzw. Ereignisketten skizziert, die im Eintritt der Hazard Reports münden, welche im Zuge weitere Untersuchungen am Lehrstuhl für Flugmechanik der Technischen Universität München besonders analysiert wurden. (Kapitel 7)

Schließlich werden in Form einer Matrix noch unmittelbare Zusammenhänge der Auswirkungen und der Hazard Reports dargestellt.

2 Crew Return Vehicle (X-38) – V201

2.1 Projektüberblick

Das Crew Return Vehicle (CRV), in der Entwicklungsphase X-38 genannt, wird als Rettungsboot für die internationale Raumstation "ISS" konstruiert. Folglich ist es während der meisten Zeit an die ISS angedockt, also den gleichen Umweltbedingungen ausgesetzt und folgt der selben Trajektorie. Die für diese Arbeit wichtigen Bahndaten ergeben sich damit zu einer Inklination von ca. $51,6^\circ$ in einem Low Earth Orbit (LEO) von ca. 400km Höhe.

Pro CRV ist eine Verweildauer von bis zu 3 Jahren an der ISS geplant.

Es wird von 3 verschiedenen Missionsursachen ausgegangen:

- 1) kritische Beschädigung der ISS (fortgesetzter Aufenthalt unmöglich)
- 2) medizinischer Notfall (mindestens 1 Mitglied muß evakuiert werden)
- 3) langfristiges Startverbot für die STS-Flotte (technische Probleme)

Da die geplante maximale Besatzung der ISS 7 Astronauten beträgt, sieht auch der CRV-Entwurf 7 Plätze vor.

Die gesamte Mission vom Abkoppeln von der ISS bis zur Landung erfolgt automatisch, die Crew muß lediglich unterstützende Aufgaben erfüllen (Aktivierung der Systeme, Überwachung). Die maximale Missionszeit beträgt 9 Stunden, was 6 Erdumrundungen entspricht und erlaubt, auf allen potentiellen Landeplätzen auf der Erde zu landen. Gefordert wird dabei, daß zu jedem Zeitpunkt der Erdumrundung mindestens 2 potentielle Landeorte erreichbar sind.

Die Mission folgt diesem Ablauf:

Die Astronauten begeben sich in das CRV und aktivieren die Systeme, darunter die automatische Abkoppelsequenz. Zwischen Notfalleintritt und Abkoppeln dürfen maximal 3 Minuten liegen. Die Crew kann nun entweder den Landeort selbst eingeben oder die Wahl dem Computer überlassen. Danach ist die Prozedur vollautomatisch, kann aber jederzeit durch die Astronauten manuell beeinflusst werden.

Zur Initialisierung des eigentlichen Wiedereintritts erfolgt eine Feuersequenz der de-Orbit-Stufe, sie wird danach abgeworfen. Es folgt der atmosphärische Wiedereintritt und schließlich die eigentliche Landung per Gleitschirm.

Die Anforderungen, die zu Beginn des Projekts definiert wurden, lassen sich in drei Hauptgebiete unterteilen:

- 1) Erfüllung der oben genannten Missionsszenarien
- 2) maximale Kostenreduktion bei minimaler Entwicklungs- und Produktionszeit
- 3) strukturelle Kompatibilität mit dem STS und mit ARIANE 5

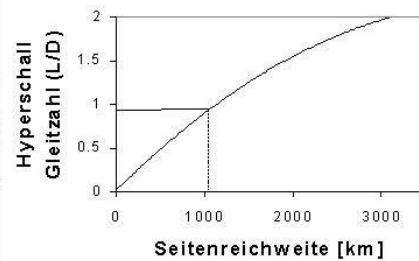
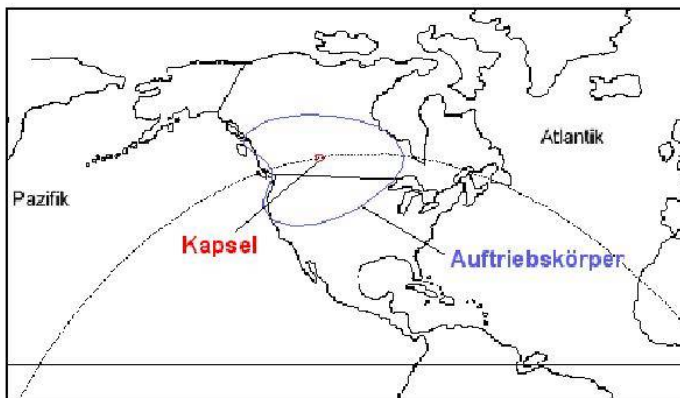
zu 1):

Aus diesen Anforderungen ergibt sich unter anderem die Konstruktion des CRV als sogenannten Auftriebskörper. Zum einen folgt daraus eine wesentlich höhere Querreichweite

des Vehikels im Vergleich zu einer Kapsel, was zum Erreichen von 2 Landeplätzen zu jedem Zeitpunkt der Mission wichtig ist.

X-38 - Ein Notfall-Rückkehrsystem für die Internationale Raumstation
Auslegungskriterien für die Entwicklung

Gleitzahl bestimmt Seitenreichweite



Seitenreichweiten verschiedener Konfigurationen

Gleitzahl ↑ ⇒ Seitenreichweite ↑

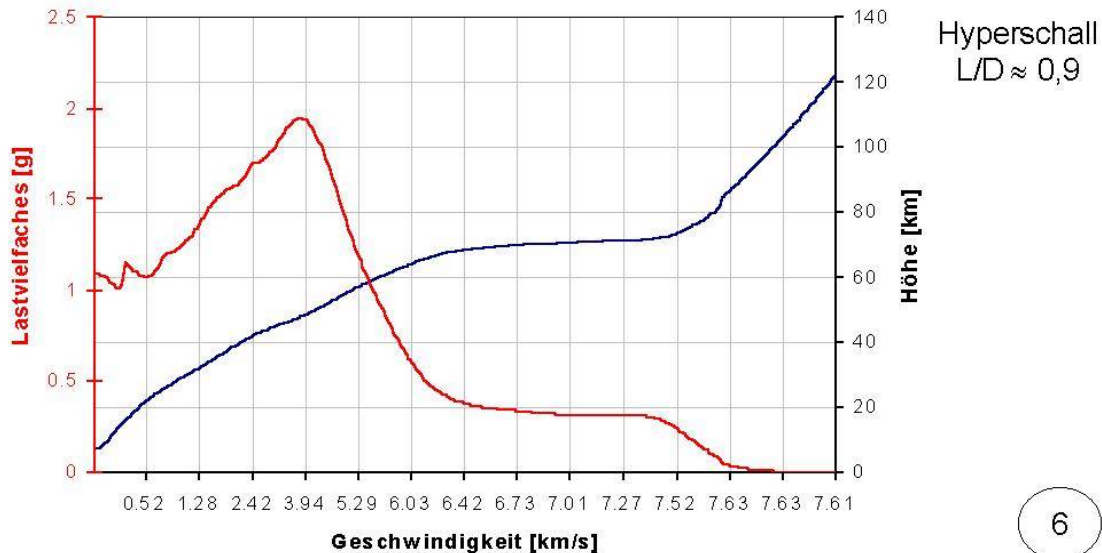
4

Abbildung 2: Querreichweite von Kapsel und Auftriebskörper

Zum anderen können die maximalen g-Lasten so weit reduziert werden, daß sie die Verwendung als medizinisches Rettungsboot zulassen. Für das CRV wird ein Maximum von 3 g gefordert, was bei entsprechendem Bahnverlauf möglich ist.

X-38 - Ein Notfall-Rückkehrsystem für die Internationale Raumstation
Auslegungskriterien für die Entwicklung

**Lastvielfaches beim Wiedereintritt
für X-38**



6

Abbildung 3: g-Last-Verlauf beim Wiedereintritt von X-38

Ein Kapsel dagegen kann Lasten bis zu 10 g erfahren. Besonders hervorzuheben ist dabei, daß der Auftriebskörper durch seine aerodynamische Steuerung Abweichungen beim de-Orbit-Burn ausgleichen kann, während dies bei der Kapsel nur sehr eingeschränkt möglich ist. Aktuelles Beispiel ist die Rückkehr der Sojus-Kapsel von der ISS am 4. Mai 2003. Sie verfehlte ihr Zielgebiet um 460 km und war dabei g-Lasten von bis zu 8 g ausgesetzt.

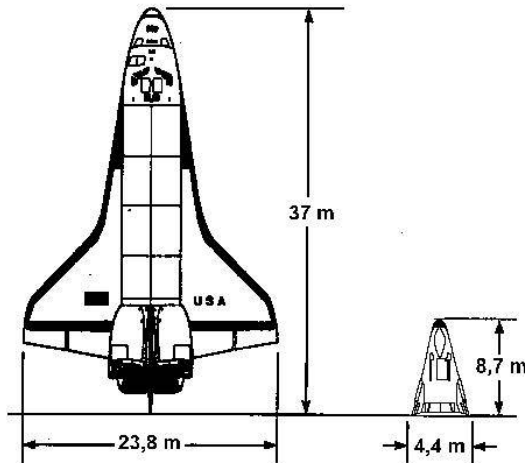
zu 2):

Zur Kostenreduktion wurde der Ansatz gemacht, bestehende Systeme und Konzepte mit zu verwenden. Bereits Ende der 1960er beschäftigte sich die NASA mit der Entwicklung eines Auftriebskörpers, woraus die Konzepte X-23 und X-24 entstanden. Per Upsizing wurden beispielsweise diese in den Entwicklungsprozeß von X-38 miteinbezogen. Ebenso fand STS-Technologie per Downsizing Einzug in den Prozeß.

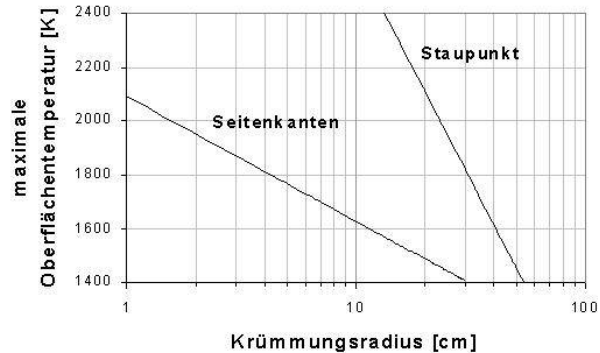
X-38 - Ein Notfall-Rückkehrsystem für die Internationale Raumstation

Auslegungskriterien für die Entwicklung

Entwicklung des X-38 Demonstrators



Shuttle und X-38 im Größenvergleich



Einfluß des Krümmungsradius auf die maximale Oberflächentemperatur

Abbildung 4: Größenvergleich von STS und X-38

Allerdings führt die bloße Skalierung bestehender Systeme nicht zwangsläufig zu einem funktionierenden Vehikel, beispielsweise ist der Krümmungsradius der Nase nicht beliebig verkleinerbar, da sonst die thermischen Lasten zu hoch werden. Es bedarf also trotzdem einiger Neuentwicklungen, beispielweise das TPS der Body Flaps oder die thermischen Dichtungen an Ruder- und Body-Flap.

zu 3):

Das CRV soll per STS zu ISS transportiert werden, muß also in dessen Transportraum passen. Die ESA plante eine Modifikation des X38-Konzepts dahingehend, daraus ein Crew Transport Vehicle für 3 Personen zu entwickeln und dieses mit der ARIANE 5 zu transportieren.

2.2 Eintrittswahrscheinlichkeit einer CRV-Mission

Im Hinblick auf die Analyse der CRV-Mission stellt sich zunächst die Frage, wie wahrscheinlich überhaupt das Zustandekommen solch einer Mission ist.

Vorausgesetzt wird eine permanente ISS-Besatzung von 7 Astronauten. Außerdem wird unterschieden zwischen einem Rettungsbooteinsatz, d.h. aufgrund eines Notfalls muß sofort evakuiert werden und der Rückführung der Crew, weil die Shuttleflotte nicht einsatzbereit ist. (siehe 2.1)

Für einen Rettungsbooteinsatz kommt man zu folgenden Ergebnissen. Eine Evakuierung aus medizinischen Gründen ist die wahrscheinlichste, sie wird alle 3 bis 5 Jahre erwartet.

Eine Evakuierung aus Strahlungsgründen tritt alle 60 Jahre auf, eine wegen Druckverlusts alle 117 Jahre. Alle anderen Ereignisse zusammen geschehen alle 115 Jahre.

Für eine Rückführmission ergibt sich folgendes Bild.

Die Lagerkapazitäten der ISS erlauben eine Unterbrechung im Nachschub von 45 Tagen. Vor dem Unglück von STS-107 gab es bereits mehrere solcher Fälle, in denen sich ein Shuttle-Start um mehr als 45 Tage verzögerte. Die längste Pause ergab sich dabei nach dem Unglück von STS-51L ("Challenger") und dauerte 974 Tage (ca. 2 Jahre und 8 Monate). Ähnliches kann nun nach der Columbia-Katastrophe erwartet werden. Ob die russischen Sojus-Kapseln in ausreichender Zahl produziert werden können, um den STS-Ausfall aufzufangen, ist noch unklar, aber bis zur Wiederaufnahme der Shuttleflüge wird die ISS wahrscheinlich nur mit einer Minimalbesatzung betrieben werden können.

Dieses Szenario einer CRV-Mission ist also im Augenblick existent.

2.3 untersuchte technische Systeme

Zum Gesamtsystem zählen 3 Hauptsysteme: der Auftriebskörper, die De - Orbit Propulsion Stage (DPS) und das Andock-Modul für die ISS. Für diese Arbeit wurde vor allem der Auftriebskörper und in gewissem Umfang auch die DPS untersucht.

Es werden weniger die genauen technischen Daten vorgestellt als vielmehr der prinzipielle Aufbau und die Funktionsweise, weil diese für die Arbeit relevant sind. Genauere technische Daten können teilweise [1] entnommen werden.

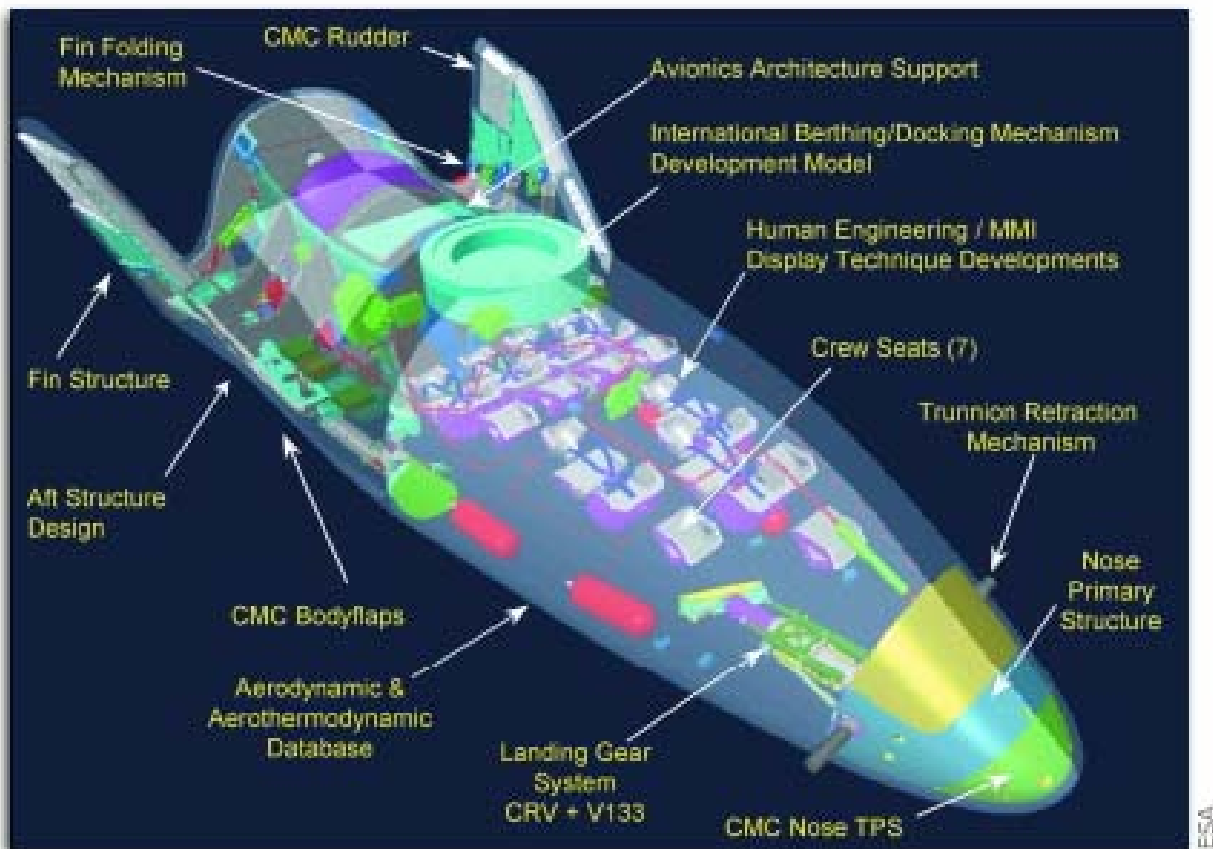


Abbildung 5: Untersysteme

2.3.1 Energieversorgung und Elektronik

Kernstück der Energieversorgung sind 4 wiederaufladbare Lithiumbatterien. Sie versorgen alle Systeme mit der nötigen Energie, darunter also auch die EMA-Motoren der aerodynamischen Steuerflächen, das OACS, den Bordcomputer, die GN&C sowie das Kommunikationssystem.

Zum Datentransport und zur Kommunikation untereinander sind die Systeme mit elektrischen Leitungen vernetzt, d.h. auch die Flugregelungsbefehle erreichen die Kontrollsysteme auf elektronischem Wege und innerhalb dieser Systeme finden elektronische Prozesse statt.

Dasselbe gilt für den Bordcomputer.

2.3.2 Aerodynamische Steuerflächen

Zur Flugkontrolle ab entsprechend dichten Höhen stehen 2 Ruder am Seitenleitwerk und 2 Body Flaps am Heck des CRV zur Verfügung.

2.3.2.1 Body Flaps (BF)

Zwei Body Flaps sind am Heck des CRV montiert und werden auch als Elevons (also kombinierte Höhen- und Querruder) bezeichnet. Ihre Bewegung erfolgt über ein elektromechanisches Aktuatorsystem (EMA). Dazu bewegt ein EMA-Motor die an der BF befestigte EMA-Stange translatorisch, wodurch die BF um das am Rumpf befestigte Gelenk rotiert. Die Führung der EMA-Stange bedarf einer flexiblen thermischen Dichtung, um die heißen Gase außerhalb des CRV zu halten. EMA-Motor und die obere Hälfte der EMA-Stange befinden sich innerhalb des Rumpfs, der untere Teil der Stange ist bei ausgeschlagener BF der Umwelt ausgesetzt. Deshalb ist die Stange zweigeteilt, in einen Metallteil innen und einen Verbundwerkstoffteil außen.

Das Gelenk der BF ist aus Keramik gefertigt, die BF selbst aus einem Kohlefaser-Keramik-Verbund.

Für das Material der BF ist aufgrund der besonderen Problematik ihrer Anordnung (siehe 5.1) eine Neuentwicklung des TPS, d.h. der verwendeten Materialien notwendig. Darunter fallen unter anderem die thermischen Dichtungen für die EMA-Stange sowie die Oberfläche der BF selbst.

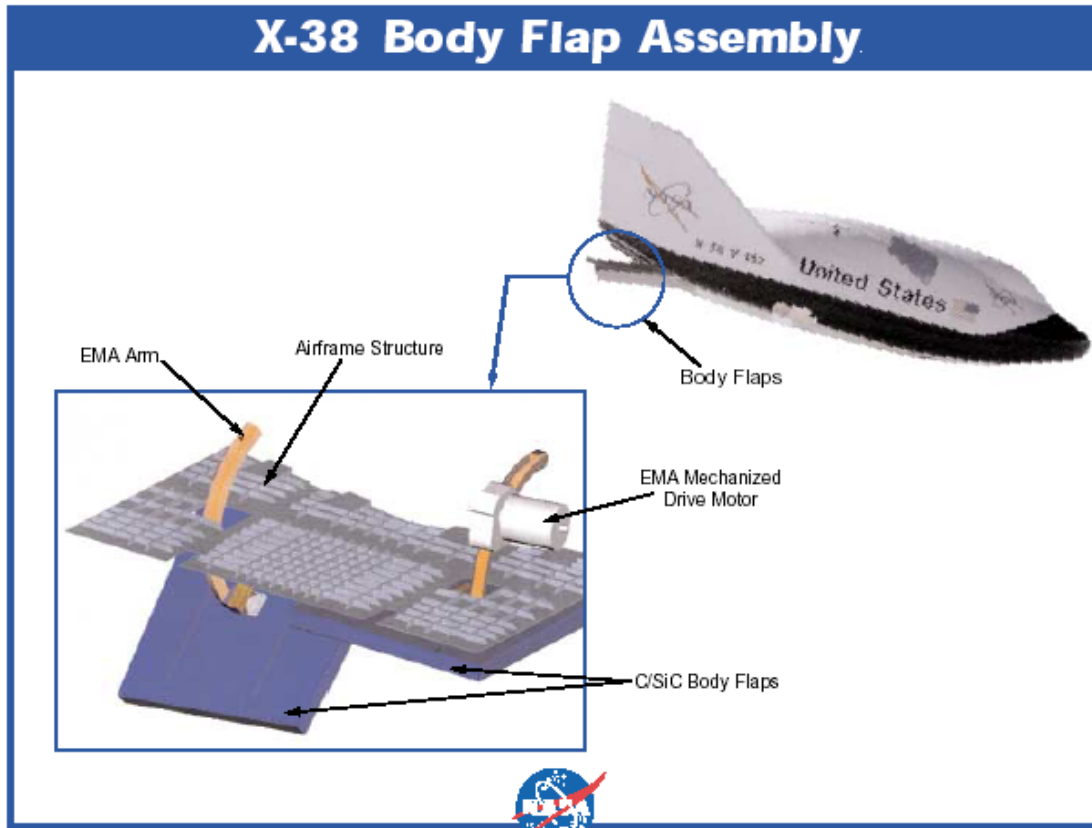


Abbildung 6: Body Flaps 1

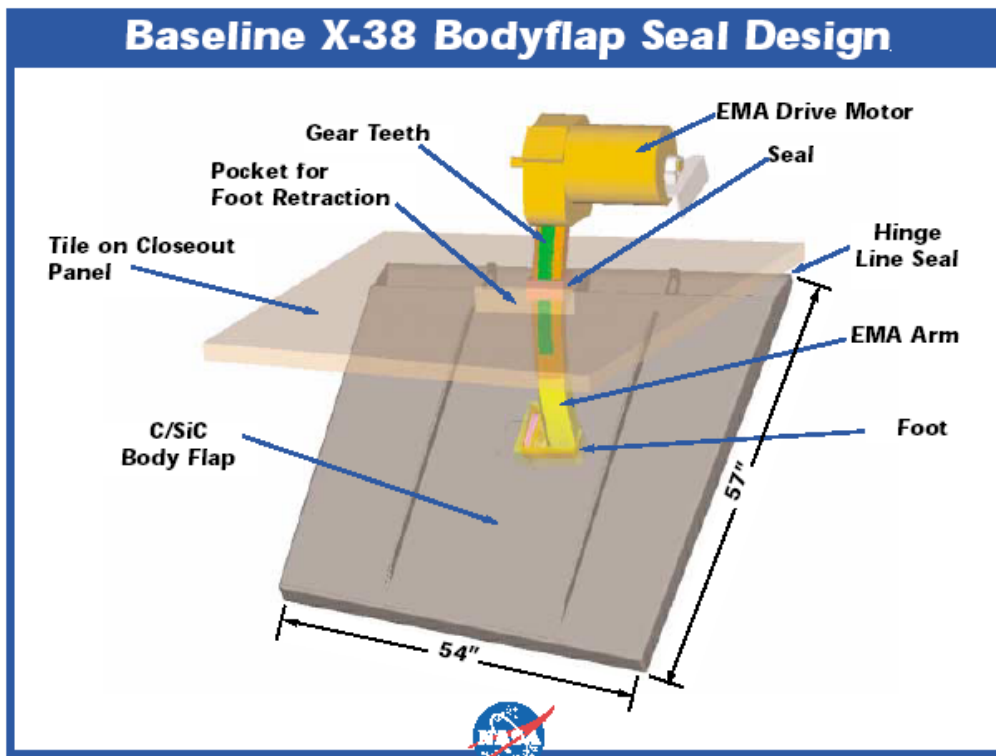


Abbildung 7: Body Flaps 2

2.3.2.2 Ruder

Die Ruder sind in die Kontur des Seitenleitwerks eingepaßt und über ein Gelenk mit dem Seitenleitwerk verbunden. Der EMA-Motor sitzt direkt unterhalb des Gelenks, wodurch keine EMA-Stange gebraucht wird. Auch hier kommt wieder eine flexible thermische Dichtung zum Einsatz, die Ruderausschläge zwischen -12° und $+12^\circ$ erlauben muß. Das Gelenk ist aus Keramik und muß bis zu 760 Zyklen mit einem integralen Ausschlag von 3760° aushalten. Auch die thermischen Dichtungen der Ruder bedürfen der Neuentwicklung, da die bisher eingesetzten den Anforderungen nicht stand gehalten haben.

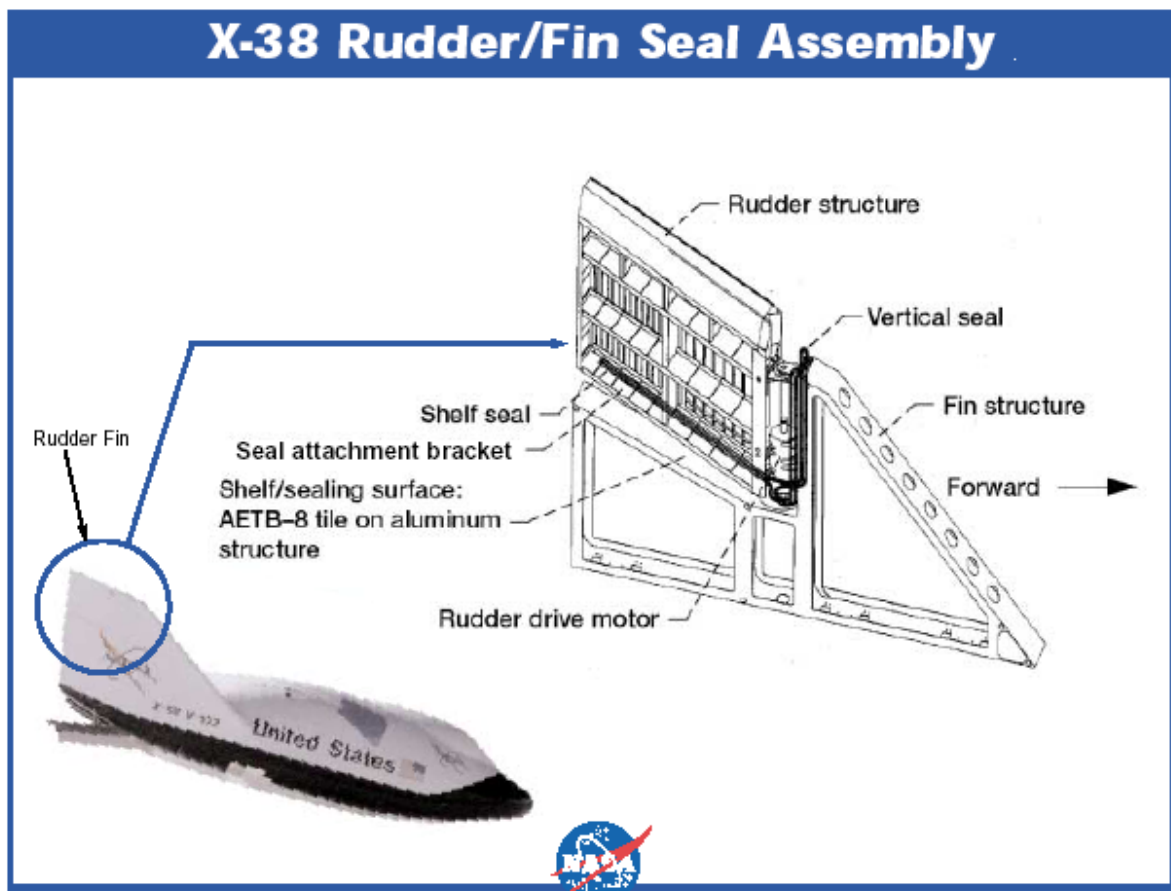


Abbildung 8: Ruder

2.3.3 On – Board Attitude Control System (OACS)

Solange die Atmosphäre noch nicht dicht genug ist, erfolgt die Flugkontrolle über das OACS. Dieses besteht aus 2 mal 8 Schubdüsensystemen am Rumpf und 2 mal 1 Düse an der Nase, durch die Stickstoff mit Hochdruck ausströmen kann und so Momente am Vehikel erzeugt. Es ist also einfach redundant, d.h. der Ausfall einer oder mehrerer Düsen kann durch das redundante System kompensiert werden. Der Stickstoff wird in acht Hochdrucktanks unter 6000 psi gelagert.

Es benötigt während der Mission geschätzte 200 Watt durchschnittliche Leistung.

Sobald die Atmosphäre dicht genug ist, ist eine weiterer Einsatz, anders als beim STS, nicht vorgesehen. Die Steuerung soll nur noch über die aerodynamischen Steuerflächen erfolgen.

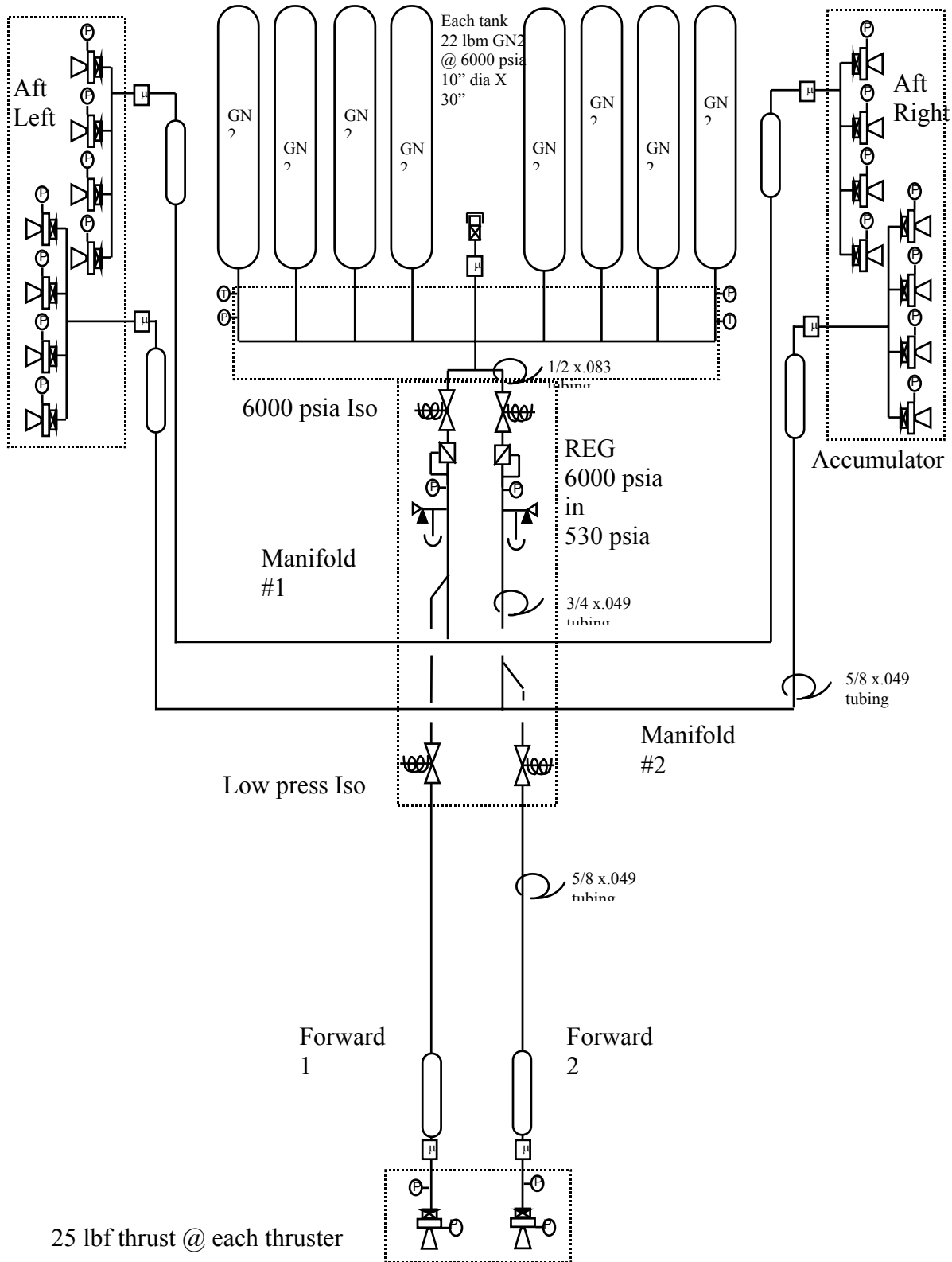


Abbildung 9: On Board Attitude Control System

2.3.4 Rechnersystem

Das Rechnersystem ist keine vollständige Neuentwicklung, sondern einige Komponenten stammen von verschiedenen Firmen aus der Raumfahrt- und Verteidigungsindustrie ("Commercial Of The Shelf"). Das Gehäuse zum Schutz vor der kosmischen Strahlung beispielsweise stammt von der Firma "Aitech Defense Systems Inc.", die sich auf besonders beanspruchte Elektronikkomponenten spezialisiert hat. Neben der Hardware für militärische Anwendungen sind dies auch Prozessoren, Speicher, Gehäuse etc. für besondere Strahlenbelastung im Weltraum. Für genauere technische Daten siehe [35].

Die Software für den Bordcomputer wurde von der Firma "Wind River Systems, Inc." eingekauft und in den NASA-Laboren angepaßt. Das Produkt trägt den Namen "VxWorks" und ist ein Echtzeit-Betriebssystem, das auch (unter anderer Verwendung) unter anderen von den Firmen Cisco Systems, Siemens und Raytheon benutzt wird. [36]

Die derartige Zusammenstellung des Rechnersystems (Commercial Off the Shelf) ist direkte Folge der Projektanforderung von größtmöglicher Kostenreduktion (siehe 2.1).

2.3.5 Guidance, Navigation & Control (GN&C)

Das GN&C besteht aus den folgenden Untersystemen:

1. Computersystem zur Berechnung des erforderlichen Kurses
2. Sensoren , z.B. zur Messung der Dichte, woraus per Umrechnung die Höhe ermittelt wird oder zur Geschwindigkeitsmessung
3. Antennen zur Funkverbindung mit der Bodenstation & Satelliten
4. Bodenradar zur Unterstützung der Höhenmessung
5. Trägheitsnavigation

Dabei arbeitet das GN&C nach folgender Rekursion:

1. Der Computer berechnet den erforderlichen Kurs zur Missionserfüllung voraus; dabei greift er auf Referenzmodelle, beispielsweise zum Atmosphärenaufbau (siehe 4.1), zurück (Lenkung)
2. über die Sensoren, den Informationsaustausch mit der Bodenstation und dem Bodenradar wird die aktuelle Position bestimmt und mit der berechneten verglichen; auch hierbei wird wieder auf Referenzmodelle zurückgegriffen (Navigation)
3. die Flugregelungselemente (Body Flap, Ruder, OACS) werden so eingestellt, daß das CRV die nächste erforderliche Position erreicht. Dabei kommt es zwischen der Feststellung einer eventuellen Positionabweichung vom Nominalkurs und der steuerungstechnischen Anpassung unweigerlich zu einem gewissen Zeitverzug (Regelung)

2.3.5.1 Sensoren

Eines der Sensorsysteme ist das sogenannte Flush Air Data Sensing System (FADS), woraus der Anströmwinkel, die Höhe und die Geschwindigkeit bestimmt werden sollen. Es ist nicht wie herkömmliche Systeme an der Nase des Vehikels angebracht, sondern an dessen Unterseite, was Vorteile bei Hyperschallflug und großen Anstellwinkeln mit sich bringt. Dazu

ist allerdings ein neuartiges Referenzmodell zur Berechnung der genannten Parameter aus den gemessenen Strömungsdaten nötig. (siehe 5.2.2)

2.3.6 Kommunikationssystem

Zur Kommunikation mit der Bodenstation und Bahndatenbestimmung stehen S-Band-Antennen, Ku-Band-Antennen und eine Verbindung zu den GPS- und TDRS - Satelliten zur Verfügung.

2.3.7 De-Orbit Propulsion Stage (DPS)

Die DPS ist der einzige nicht wiederverwendbare Teil des Systems. Sie leitet den Wiedereintritt durch ihren Feuerimpuls ein, wird danach abgeworfen und verglüht in der Atmosphäre.

Auch sie ist aus Verbundwerkstoffen gebaut, benutzt ein Monergol als Treibstoff (Hydrazin) und besitzt ihren eigenen Satz an Batterien. Acht Düsen feuern 10 Minuten lang entgegen der Flugrichtung (Bremsimpuls), währenddessen sorgen 8 seitlich angebrachte Düsen für die Steuerung.

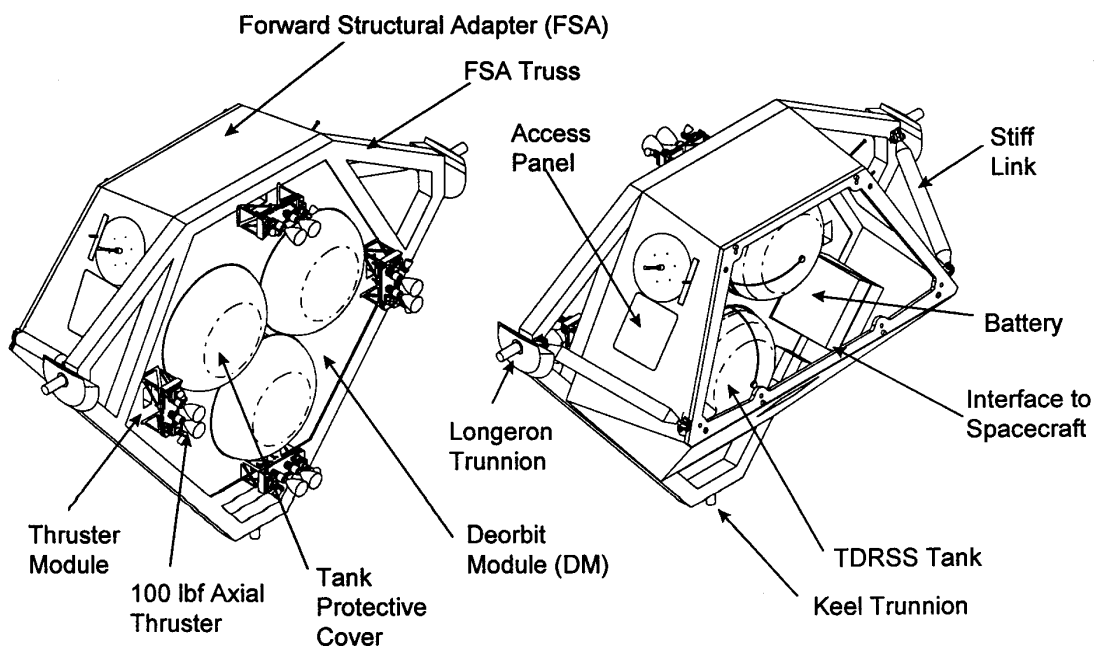


Abbildung 10: De Orbit Propulsion Stage

2.4 Risikoanalyse und Unfallwahrscheinlichkeiten des CRV

Die meisten der bisherigen Risikoabschätzungen für Raumtransportsysteme ordnen dem Antriebssystem die größte Versagenswahrscheinlichkeit zu (ungefähr 90% der gesamten Wahrscheinlichkeit). Deshalb waren die bisherigen Risikoanalysen zu einem großen Teil auf diesen Aspekt gerichtet. Auf den ersten Blick scheint diese Sichtweise auch in der Praxis bestätigt, da die meisten Satelliten tatsächlich während der Aufstiegsphase durch ein Versagen des Trägersystems verloren gingen. Da das CRV jedoch kein "heiβes" Antriebssystem besitzt, erscheint ein Unfall zunächst sehr unwahrscheinlich.

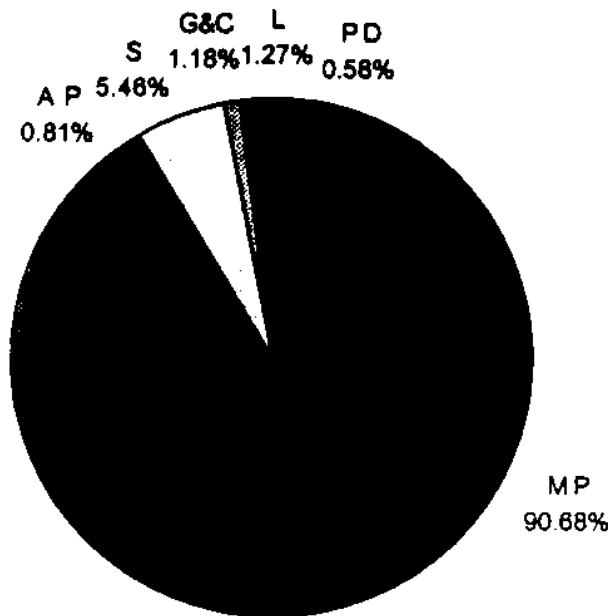


Abbildung 11: angenommene Unfallwahrscheinlichkeiten der Untersysteme

- MP: Main Propulsion
- AP: Auxiliary Propulsion
- G&C: Guidance and Control
- PD: Payload deployment
- L: Landing
- SS: Seperation Systems

Allerdings sind die meisten Systeme auch nicht für eine Rückkehr zur Erde konzipiert. Das einzig wirklich vergleichbare Referenzsystem, das genauso wie das CRV wiederverwendbar sein und jedes mal sicher zur Erde zurückkehren soll, ist das STS der NASA. Und hier ist fern von allen theoretischen Risikoanalysen aus der Praxis klar ersichtlich, daß die Unfallverteilung seit dem Challenger-Unglück und dem Columbia-Absturz zu gleichen Teilen bei Startphase und atmosphärischem Wiedereintritt liegt.

Allgemein liegen die Unfallwahrscheinlichkeiten in der Raumfahrt im Vergleich zur kommerziellen Luftfahrt wesentlich höher. Im folgenden sind die geforderten Wahrscheinlichkeiten für Zwischenfälle der beiden Gebiete aufgeführt. [37],[38]

	ernst	katastrophal
Luftfahrt	10^{-5}	10^{-9}
Raumfahrt	3×10^{-2}	10^{-4}

Tabelle 1: Unfallrisiken Luftfahrt / Raumfahrt

3 natürliche Weltraumumgebung

3.1 Beschreibung

Es folgt eine jeweils kurze Beschreibung der für diese Arbeit relevanten Umstände und Phänomene, die im Weltraum anzutreffen sind und dem CRV direkt oder indirekt Probleme bereiten könnten.

3.1.1 Thermische Strahlung

1. Solarkonstante, also das Sonnenlicht
2. Albedo, also der von der Erde reflektierte Teil des Sonnenlichts
3. Eigenstrahlung der Erde und ihrer Atmosphäre (also auch nachts)

3.1.2 Neutrale Thermosphäre

Sie erstreckt sich im Bereich 90 km bis 600 km und besteht aus nach außen neutralem Gas. In den tieferen Regionen entstehen durch photochemische Reaktionen freie Radikale wie atomarer Sauerstoff (AO).

Ihr Zustand reagiert sehr sensibel auf Sonnenaktivitäten, da durch die Absorption der extremen UV-Strahlung ihre Zusammensetzung beeinflusst wird. Verstärkte Sonnenaktivität und damit Strahlenbelastung zieht eine höhere Konzentration von AO mit sich.

3.1.3 Plasma

Gasförmiges Gemisch von freien Elektronen, Ionen und elektrisch neutralen Teilchen – Atomen, Molekülen und freien Radikalen. Alle Bestandteile des Gemisches besitzen eine große kinetische Energie, sind miteinander jedoch nicht unbedingt im thermischen Gleichgewicht.

Durch photochemische Effekte kommt es oberhalb von 90km zur Plasmabildung. D.h. daß durch kurzwellige Solarstrahlung entweder (3.1.2.) Sauerstoffatome gespalten werden (AO) oder Gas ionisiert wird. Die Dichte des Plasmas ist dabei abhängig von Höhe, Breite, magnetischer Feldstärke und Sonnenaktivität.

3.1.4 Magnetosphäre (Van Allen Belts, Süd-Atlantik Anomalie)

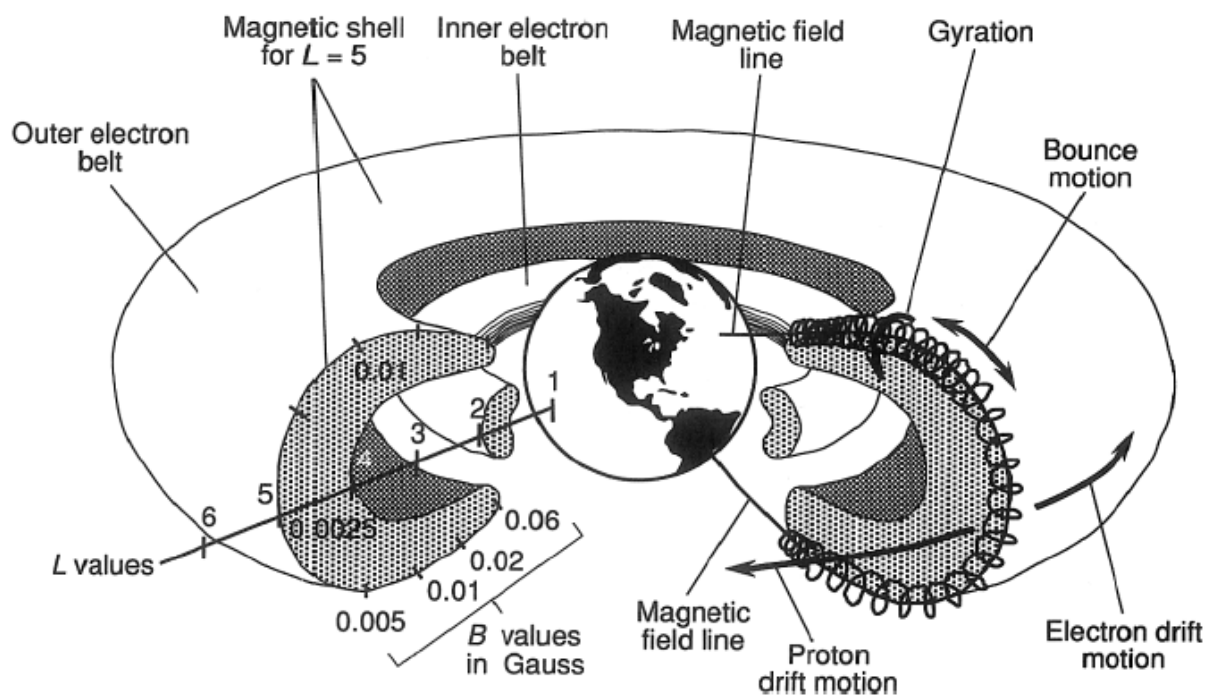
Die Erde besitzt ein Dipolmagnetfeld, dessen Pole in einiger Entfernung von den Erdpolen liegen. Die magnetischen Feldlinien gehen stark gebündelt von einem Pol aus, divergieren auf ihrem Wege in den Raum, verlaufen in weiten Bögen zum Gegenpol und münden dort wieder als dichtes Feldlinienbündel.

Derartige Magnetfelder haben die Eigenschaft, elektrisch geladene Partikeln wie Elektronen und Protonen auf Spiralbahnen längs der magnetischen Feldlinien zu führen. Die elektrischen Teilchen können nicht beliebig in Regionen höherer Magnetfeldstärke eindringen. Ihre Spiralbahnen werden mit dichter verlaufenden Feldlinien immer enger, bis die Partikeln schließlich zurückgeworfen werden. Das geschieht im Erdmagnetfeld in der Nähe der beiden magnetischen Pole. Dort werden die Protonen und die Elektronen gleichsam wie von

unsichtbaren Federn von Pol zu Pol geschleudert und sind im Erdmagnetfeld in einer magnetischen Flasche oder Blase eingefangen.

Die energieärmeren Partikel, hauptsächlich die Elektronen, werden bereits im äußeren schwächeren Magnetfeld gebündelt, die energiereicheren Protonen überwiegen erst im erdnäheren, stärkeren Kraftfeld. Das Magnetfeld der Erde bildet so ringförmige Gürtel sehr schneller und darum energiereicher, elektrischer Partikelströme um die Erde. In Polnähe, wo die Partikelströme einmünden, reicht der Ring näher an die Erdoberfläche heran als am Äquator.

Bei der Auswertung der Daten des 1958 gestarteten Satelliten Explorer I hat van ALLEN erstmals diese Gürtel entdeckt, die durch spätere Raumsonden bestätigt und nach ihm van Allen- Strahlungsgürtel (Van Allen Belts) benannt wurden.



Trapping of energetic ions and electrons in Earth's dipole field.

Abbildung 12: Van Allen Belts

Das vom Magnetfeld der Erde eingeschlossene Plasma aus Elektronen und Protonen bildet die Magnetosphäre der Erde, deren Ende die Magnetopause ist. Diese liegt in einer Entfernung von etwas über 10 Erdradien auf der sonnenzugewandten Tagseite der Erde viel näher als auf der Nachtseite, wo sie schweiförmig weit über die Mondbahn hinausreicht. Die eigenartige Form der Magnetopause hat ihre Ursache in der Wechselwirkung zwischen dem Sonnenwind und seinem mitgeführten Magnetfeld und dem Erdmagnetfeld. Wo die elektrischen Partikeln des Sonnenwindes auf das Magnetfeld der Erde auftreffen, werden dessen äussere Feldlinien so weit zusammengepresst, bis der magnetische Druck des Erdfeldes den anströmenden Sonnenwind widerstehen kann. Der Sonnenwind wird dabei abgelenkt und am Erdmagnetfeld vorbeigeführt. Auf der sonnenabgewandten Seite werden die erdmagnetischen Kraftlinien gewissermassen in den Weltraum hinausgeblasen und bilden so einen geomagnetischen Schweif.

Das Erdmagnetfeld sorgt dafür, daß niedriginklinierte Orbits relativ gut vor der stetigen ionisierenden Strahlung (Sonnenwind und kosmische Strahlung) geschützt sind. Die Ausnahme bildet ein Gebiet über dem Süd-Atlantik, wo die Schildwirkung des Felds stark

nachläßt, deshalb auch Süd-Atlantik-Anomalie genannt wird. Ursache dafür ist die Abweichung des magnetischen gegenüber dem geografischen Zentrum bzw. das Auseinanderfallen von geografischen und magnetischen Polen. Hier sind auch Satelliten in Orbits mit bis zu 60° Inklination verstärkt den stetigen ionisierenden Partikeln ausgesetzt.

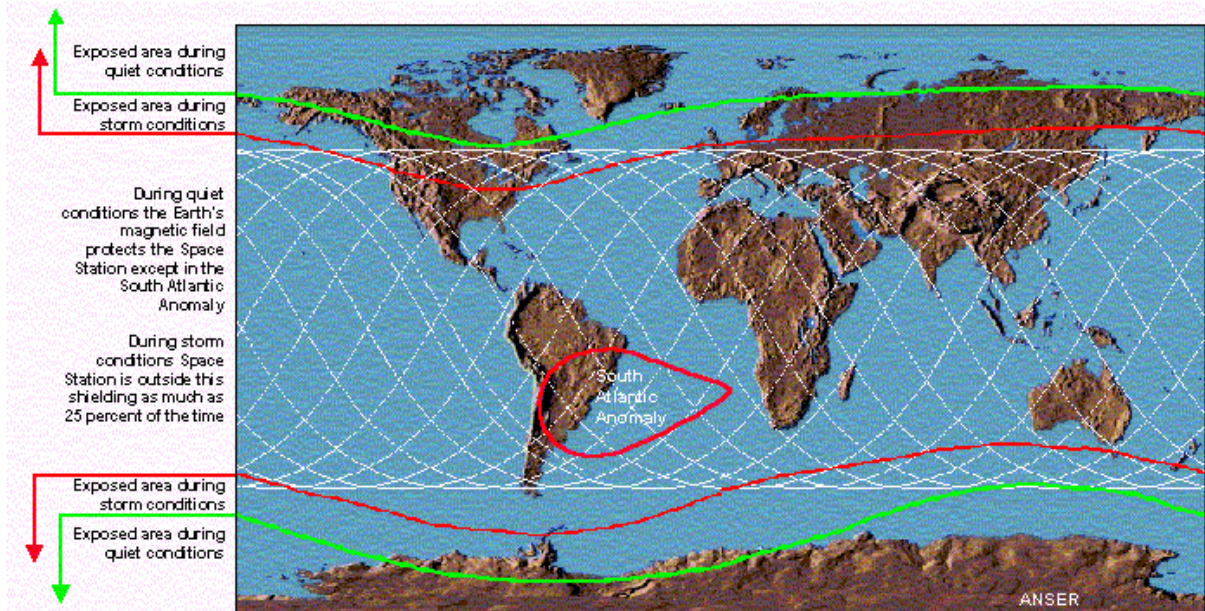


Abbildung 13: Süd-Atlantik Anomalie 1

Single Event Upset für den Satelliten „Alexis“

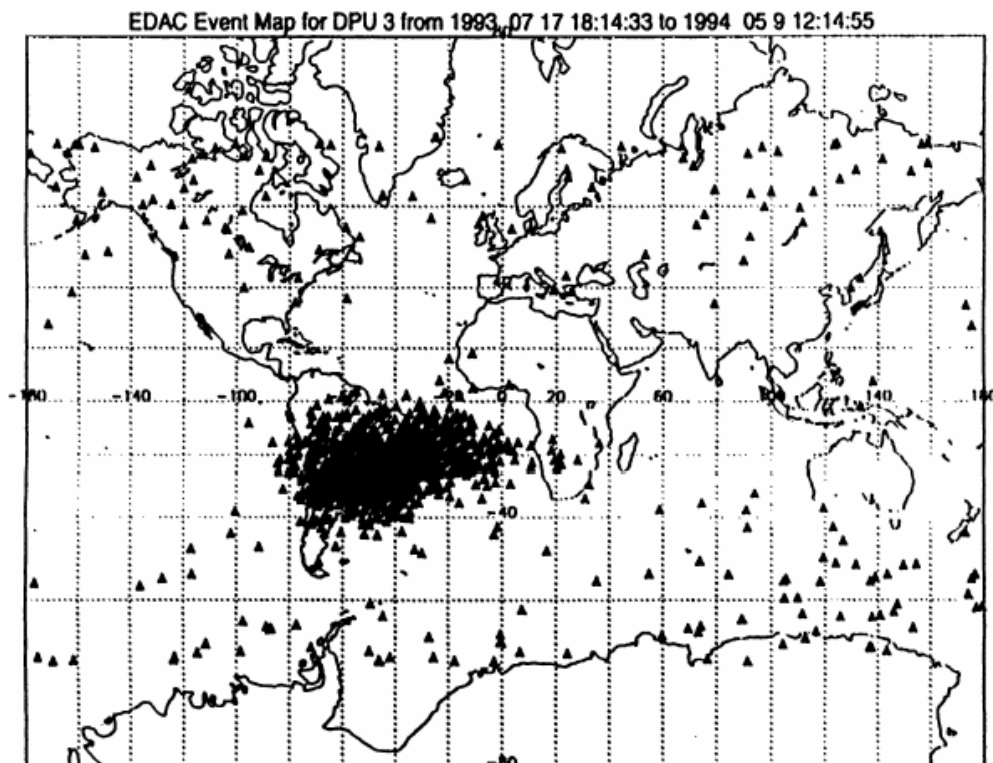


Abbildung 14: Süd-Atlantik Anomalie 2

3.1.5 Heliosphäre (Interplanetary Magnetic Field (IMF))

Die Heliosphäre ist die immense magnetische Region, die unser Sonnensystem, den Sonnenwind und das gesamte Magnetfeld der Sonne enthält. Sie geht weit über das solare Orbit des Pluto hinaus.

Das magnetische Feld der Sonne wird auch IMF genannt und hat entscheidenden Einfluß auf das Weltraumwetter. Es ist aufgrund der Sonnenrotation spiralförmig (Parker-Spirale) und wird stark von Coronal Mass Ejections beeinflusst.

3.1.6 Sonnenaktivität (Teilchen solaren Ursprungs, Sonnenwind)

Der stetige niederenergetische Teilchenstrom des *Sonnenwindes* setzt sich im Wesentlichen aus Protonen (etwa 99 %), α -Teilchen (etwa 1%) und entsprechend vielen Elektronen zusammen (Gas-Plasma), wobei die Teilchenenergien bei 1keV liegen. Diese Teilchen werden mit einer Anfangsgeschwindigkeit von 1000 km/s in den Raum gesandt. In Erdnähe ist die Geschwindigkeit im Mittel auf 400 km/s abgesunken, und die Teilchendichte beträgt 3 bis 40 1/cm³. Geschwindigkeit und Dichte können in Zeiträumen von wenigen Tagen durch Schwankungen der *Sonnenaktivität* Veränderungen unterliegen. Zum einen periodisch ca. alle 27 Tage durch die Sonnenrotation, zum anderen durch sporadische Ergebnisse wie Solar Flares.

Als *Solar Flares (Sonneneruption)* bezeichnet man hochkonzentrierte, explosionsartige Freisetzungen von Energie innerhalb der solaren Atmosphäre, die optisch als kurzlebige Aufhellung eng begrenzter Gebiete der Chromosphäre zu beobachten sind. Der dabei ausgesandte Teilchenstrom besteht zu etwa 89% aus sehr schnellen Protonen (ca. 30 MeV), zu 11% aus α -Teilchen und aus etwa 1% schweren Kernen, die Energien von 10 MeV bis zu mehreren hundert MeV erreichen. Die Partikelstrahlung kann dabei um den Faktor 10000 ansteigen und die Teilchen eine Geschwindigkeit (Energie) von 1000km/sec bekommen.

Als Ursache wird die Freisetzung hoher Mengen an Energie aus Magnetfeldern, die sich um Sonnenflecken gebildet haben, vermutet. Teilchen, die wegen diesem Phänomen in den Weltraum gelangen, werden auch *Solar Energetic Particels (SEP)* genannt.

Als *Coronal Mass Ejections (CME)* bezeichnet man besonders starke Sonneneruptionen. Sie sind allerdings wegen ihrem Entstehungsort (Korona), Entstehungsart und ihren Auswirkungen auf das Weltraumwetter klar von den Solar Flares zu trennen, obwohl zuweilen beide Ereignisse örtlich und zeitlich zusammenfallen. CME stoßen Billionen Tonnen von Millionen Grad heißem Plasma aus der Korona aus, also Protonen, Elektronen und schwere Kerne mit nahezu Lichtgeschwindigkeit. Besonders starke CME treten an der Spitze des 11-jährigen Sonnenzyklus auf.

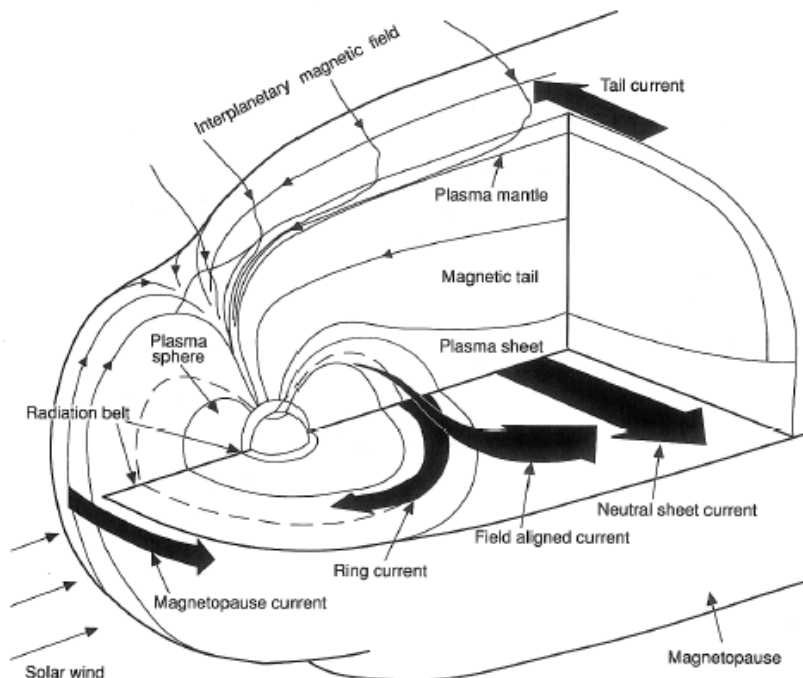
Coronal Holes sind große Regionen in der Korona, die weniger dicht und kühler sind als ihre Umgebung. Die offenere Struktur ihrer Magnetfelder erlauben einen konstanten Strom von Plasma hoher Dichte aus dem CH. Daraus resultiert eine Steigerung der Intensität des Sonnenwinds bezüglich der Erde, wenn ein CH der Erde zugewandt ist.

3.1.7 Sonnenzyklus

Solares Maximum ist der Ausdruck für ein Maximum in der Sonnenaktivität, das ungefähr alle 11 Jahre auftritt. Solares Minimum ist der tiefste Punkt der Sonnenaktivität. Das letzte solare Maximum trat im Jahr 2000 auf, d.h. daß wir uns im Moment im abnehmenden Teil des Zyklus befinden. Sonnenaktivitäten können miteinander interagieren und interferieren, bilden also ein komplexes System. Die kleineren Eruptionen tendieren dazu, dem Sonnenzyklus zu folgen. Die großen CMEs treten meist nur einige mal während des solaren Maximums auf. Die Zahl der Sonnenflecken steigt während dem solaren Maximum und ist relativ gering während des Minimums. Coronal Holes sind während des solaren Maximums weniger stabil und dauern also kürzer.

3.1.8 Weltraumwetter (magnetische Stürme)

Die Aktivität der Sonnen verursacht große Veränderungen im Plasma- und SEP-Haushalt der Sonne. Diese Veränderungen sind verantwortlich für das sogenannte "Weltraumwetter". Zu den Aktivitäten zählen zum einen Sonneneruptionen (Solar Flares, SF), die besonders heftigen Coronal Mass Ejections (CME) sowie Regionen geringerer Dichte und Temperatur in der Korona, sogenannte Coronal Holes (CH). Alles Quellen von hochenergetischen Teilchenströmen von der Sonne zu Erde. Einige Erdmagnetfeldlinien sind offen und mit denen des IMF verbunden.



The configuration of the Earth's dipole magnetic field distorted into the comet-like shape called the magnetosphere. The various current systems that flow in this complicated plasma laboratory are labeled. The interplanetary magnetic field is the magnetic field of the Sun, which has a modulating effect on the processes that occur within the magnetosphere.

Abbildung 15: Erdmagnetfeld und IMF

Auf diesem Weg gelangen die Partikel auf die Erde, im Normalfall jedoch nur in hochinklinierte Bereiche wie den

Polregionen. Trifft jedoch eine energiereiche CME auf das Erdmagnetfeld, erhöht sich der Strahlungsdruck darauf und die Feldlinien werden stärker zusammengedrückt, sie werden dichter. Die hochenergetischen Partikel aus der CME sind nun in der Lage, auf die nun näherliegenden geschlossenen Feldlinien zu wechseln und dadurch in niedriger inklinierte Orbits zu gelangen. Dieses Phänomen wird als magnetischer Sturm bezeichnet.

Außerdem bringt die Wucht besonders starker CMEs von Zeit zu Zeit auch die VAB in Unordnung. Sie müssen sich reorganisieren, wobei die positive und negative Ströme auf die Erde bzw. niedriger inklinierte Erdorbits ansteigen.

3.1.9 Teilchen galaktischen Ursprungs (GCR)

Unter Galactic Cosmic Radiation (GCR) versteht man extrem hochenergetische Partikel, deren Quelle außerhalb des Sonnensystems liegt. Der Fluss der kosmischen Teilchen ist sehr viel schwächer als der von der Sonne ausgehende Teilchenstrom. Er besteht aus ca. 85 % Protonen, 14% α -Teilchen, aus schweren Kernen, Elektronen und Positronen. Die Energien liegen im Mittel bei 10 GeV. Die Ablenkung der GCR-Teilchen im Erdmagnetfeld ist sehr gering, sodass als einziger Schutz auf der Erdoberfläche die Atmosphäre dient, bzw. Satelliten kaum durch das Magnetfeld vor ihnen geschützt sind.

3.1.10 Meteoriten und Weltraumschrott

Es gibt drei Hauptquellen natürlicher Himmelskörper, die die Erdbahn kreuzen können. Als erstes die Hinterlassenschaften eines Kometen, dessen Bahn die Erde kreuzt. Beim Umlauf um die Sonne verliert dieser durch Gravitation und den Sonnenwind Partikel, die für seinen charakteristischen Schweif verantwortlich sind. Kreuzt die Erde diese Partikelspur, kommt es zu Meteoritenschauern.

Zweitens Objekte aus dem Asteroidengürtel des Sonnensystems. Der Strahlungsdruck der Sonnen verursacht einen Widerstand bei den Himmelskörpern, wodurch sie Energie verlieren und v.a. die kleineren daraufhin Richtung Erdbahn stürzen und die Erde treffen können.

Hinzu kommen schließlich die Asteroiden, die ihren Ursprung außerhalb des Sonnensystems haben und in das Gravitationsfeld der Sonne geraten.

Weltraumschrott stammt aus den zahlreichen Raumfahrtmissionen, die in den letzten Jahrzehnten durchgeführt wurden. Teilweise verglühen diese Teile bald nach der Freisetzung wieder in der Atmosphäre oder sie verlassen den Gravitationseinfluß der Erde. Ein anderer Teil jedoch bleibt auf mehr oder weniger stabilen Umlaufbahnen um die Erde. Heute sind mehr als 7000 Objekte mit einer Größe von mehr als 10cm erfaßt. Zehntausende Kleinerer kommen hinzu, deren Bahnen jedoch unbekannt sind.

Weltraumschrott wird dabei in 5 Kategorien eingeteilt:

1. Fragmente von zerstörten Raumfahrzeugen und Fragmente, die sich von Satelliten abgelöst haben (z.B. Farbpigmente); ca. 40%
2. ausrangierte Satelliten bzw. Satelliten, die einen Defekt hatten, der nicht zu ihrer vollständigen Zerstörung führte; ca. 25%
3. Raketenteile der abgeworfenen Oberstufen; ca.20%
4. Fragmente aus Missionsmanövern, z.B. der Stufentrennung; 13%

5. Fragmente aus unbekannten Quellen; ca. 2%

Außerdem unterscheidet man die Fragmente bezüglich ihrer Größe:

1. *große* Fragmente mit einem Durchmesser von mehr als 10cm . Der größte Teil davon ist bekannt und kann durch optische Verfahren vorausgesagt werden. Jedoch gibt es einen kleinen Prozentsatz, der nicht erfaßt ist. Grund dafür ist z.B. ein hochelliptisches Orbit, so daß das Fragment die meiste Zeit so hoch ist, daß es nicht optisch erfaßt werden kann. Die Kollision mit einem großen Fragment bedeutet katastrophale Folgen für das RFZ, jedoch ist die Wahrscheinlichkeit einer Kollision gering.
2. *mittlere* Fragmente mit einem Durchmesser von 1mm bis 10cm. Von ihnen gibt es zig Millionen und sie werden per Radar verfolgt. Eine Kollision mit mittleren Fragmente kann zu ernstesten Konsequenzen und einem Scheitern der Mission führen.
3. *kleine* Fragmente mit einem Durchmesser von weniger als 1mm. Aufgrund ihrer geringen Größe ist eine Detektion bisher nicht möglich. Deshalb werden ihre Auswirkungen auf RFZ untersucht, indem man RFZ analysiert, die wieder zur Erde zurückgekehrt sind (z.B. STS). Eine Kollision mit kleinen Fragmenten ist sehr wahrscheinlich. Die Folge ist Oberflächendegeneration durch Einschlagskrater und Zersplitterungen. Je nach Typ können auch ganze Komponenten ausfallen.

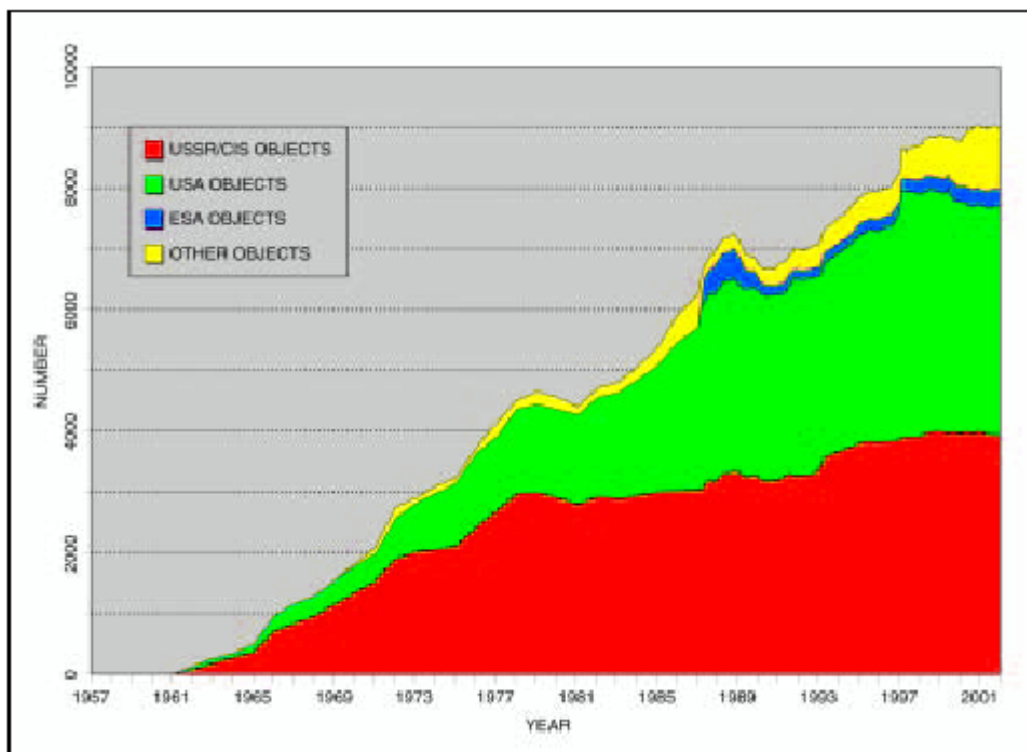


Abbildung 16: historischer Verlauf der katalogisierten Partikel im Orbit

3.2 Gefahren der neutralen Thermosphäre

Der atomare Sauerstoff dominiert die Zusammensetzung zwischen 200km und 400 km und attackiert viele Materialien, die in Raumfahrzeugen verwendet werden. Dadurch kommt es zu Degeneration und Ermüdung der Oberfläche, was vor allem im Zusammenwirken mit der

solaren UV-Strahlung, Mikropartikeleinschlägen und Sputtering zu Problemen führen kann. (siehe 3.4.) Hierbei ist zu beachten, daß bei erhöhter Sonnenaktivität nicht nur die Bildung von AO gefördert wird, sondern auch die UV-Strahlung steigt und/oder das spacecraft charging stärker auftritt.

Die Auswirkungen an realen Satelliten sind im Anhang von [15] dargestellt.

3.3 Gefahren der thermischen Strahlung

Die thermische Strahlung hat großen Einfluß auf den Thermalhaushalt eines Raumfahrtzeugs. Durch den stetigen Tag- und Nachtwechsel erfährt das RFZ die Sonnenstrahlung und den Albedo als eine Funktion der Zeit. Ebenso verhält es sich mit der thermischen Eigenstrahlung von Erde und Atmosphäre, da diese nicht über den ganzen Globus konstant ist. Es kommt also zu starken und häufigen Temperaturschwankungen am RFZ, damit zu Wärmedehnungen und –spannungen. Dieser Umstand kann zu Materialermüdung an der Oberfläche, empfindlichen Kabelverbindungen, Lötverbindungen und Schmierstoffen führen.

Sehr abrupte Temperaturwechsel können zu Gefrier-Tau-Kreisläufen bei thermisch sensiblen Fluiden wie kryogenen Flüssigkeiten und Treibstoffen führen und können sie auf diese Weise schädigen.

Die Auswirkungen an realen Satelliten sind im Anhang von [15] dargestellt.

3.4 Gefahren des Plasmas (spacecraft charging)

Bewegt sich das RFZ durch das Plasma, kann es vorkommen, daß es ungleichmäßigen positiven und negativen Strömen ausgesetzt wird und auf diese Weise Spannungen auf der Oberfläche induziert werden. Im niedrigen LEO wird das RFZ negativ aufgeladen, weil seine Orbitalgeschwindigkeit größer als die der positiven Ionen, jedoch kleiner als die der Elektronen ist. Deshalb können Elektronen auf alle Oberflächen gelangen, die positiven Ionen nur auf Stauplächen.

Neben dieser Art der Aufladung kann es im Breitengradbereich von 55° bis 90° bei magnetischen Stürmen auch zu erhöhten Elektronenflüssen aus den VAB und damit Aufladungen kommen.

Und schließlich kommt es durch die solare Strahlung auch zu einem photoelektrischen Effekt auf der Oberfläche des RFZ, wodurch Elektronen aus dem Material geschlagen werden und positive Ionen zurückbleiben.

Da die in der Raumfahrt eingesetzten Verbundwerkstoffe meist schlechte Leiter sind, kann es nicht zu Ausgleichsströmen kommen und es baut sich ein elektrisches Potential bzw. Kraftfeld auf.

Es kann zu folgenden schädlichen Auswirkungen kommen:

1. *Beschädigung der RFZ-Elektronik* durch Lichtbogenentladungen (und damit verbundenem elektromagnetischen Feld) sowie transienten Induktionsvorgängen
2. *mechanische Beschädigung* der Oberfläche durch Lichtbogenentladung
3. *Ermüdung der Oberfläche* durch erhöhte Oberflächenkontamination

Zur Lichtbogenentladung kommt es dann, wenn das elektrische Feld eine kritische Energieschwelle überschreitet und die Ladungen entlang der Feldlinien zum Ladungsausgleich überschlagen. Dadurch kommt es zum einen zu einem breitbandigen elektromagnetischen Feld, welches die Elektronik und Sensorik stören kann. Zum anderen kann durch die Wucht der Entladung auch Material aus der Oberfläche geschlagen werden.

Dabei wird unterschieden zwischen der Durchschlagsentladung und der Überschlagsentladung. Beim Durchschlag erfolgt die Entladung vom auf der meist metallischen Struktur aufgebrachtene Dielektrikum zur Struktur. Dabei herausgeschlagenes Material kann andere Systeme im Inneren des RFZ kontaminieren. Beim Überschlag erfolgt die Entladung zwischen 2 dielektrischen Bereichen der Oberfläche.

Zur Oberflächenverunreinigung kommt es durch hohe negative Potentiale auf der Oberfläche. Sie beschleunigen positive Ionen aus der Umwelt zur Oberfläche hin, welche dann Atome aus dem Material schlagen können. Da das Material oft ein Kohlenstoffverbund ist und organische Moleküle durch das Sonnenlicht positiv ionisiert werden, können diese Moleküle durch andere negative geladenen Bereiche des RFZ angezogen und adsorbiert werden. Es kann zu Oberflächenverunreinigungen kommen.

Die Auswirkungen an realen Satelliten sind im Anhang von [15] dargestellt.

3.5 Gefahren der ionisierenden Strahlung und magnetischer Stürme

Die Partikel der ionisierenden Strahlung können in drei Bereiche unterteilt werden:

1. die in den VAB gefangenen Partikel, v.a. positive Ionen und Elektronen
2. kosmische Strahlen, sie stammen aus dem interstellaren Raum
3. solare Partikel

Dabei lassen sich zwei wichtige Unterscheidungen treffen:

Sonnenwind, Belastung durch die Süd-Atlantik-Anomalie und kosmische Strahlung sind relativ stetige Phänomene und lassen sich daher gut vorhersagen und in die Missionsplanung integrieren.

Gefährlicher sind die nicht vollständig planbaren Strahlungserhöhungen infolge der solaren Aktivität. Also Partikel aus CME, Sonneneruptionen und magnetischen Stürmen. Die Folgen ionisierter Teilchen, die wegen diesen Phänomenen auf ein RFZ treffen, sind auch unter dem Begriff Single Particle Events (SPE) bekannt.

Die ionisierenden Partikel gehen aufgrund ihrer hohen Energie durch das RFZ hindurch und hinterlassen dabei kinetische Energie. Das kann folgende Auswirkungen haben:

1. Atomverschiebungen, also Gitterfehler und Materialbeschädigung
2. Streifen ionisierter Atome, dadurch elektrisches Potential (siehe auch 3.4)

Diese Effekte sind vor allem für die sensible Elektronik des RFZ gefährlich, da es hier zu Fehlschaltungen bzw. Systemausfällen kommen kann.

Das betrifft potentiell die Energieversorgung des gesamten RFZ bzw. die Steuerung und Regelung der Untersysteme.

Die Sensorik kann beeinträchtigt werden und falsche Daten liefern.

Außerdem kann es zu fehlerhaften Bit-Zuständen in den Rechnerchips und dadurch Fehlrechnungen kommen.

Die Auswirkungen an realen Satelliten sind im Anhang von [15] dargestellt.

[13], [14], [16], [27]

3.6 Gefahren von Meteoriten und Weltraumschrott

Die Kollision mit einem Partikel stellt eine ernste Gefahr für die Struktur des RFZ dar. Dabei kann ein Teilchen von 90 Gramm eine Energie von 1MJ übertragen, was katastrophale Konsequenzen für das RFZ hätte.

Die Wahrscheinlichkeit der Kollision mit kleineren Partikeln ist jedoch wesentlich größer, geschieht also verhältnismäßig oft. Die Wirkung ist eine Beschädigung bzw. Ermüdung der Oberflächen, die dem Partikelfluß ausgesetzt sind. Vor allem bei anthropogenen Partikeln ist aufgrund der immer ähnlichen Missionsumlaufrichtungen die Bedrohung stark richtungsabhängig. Meteoriten jedoch können aus mehr Richtungen auf das RFZ treffen.

Dabei hat der Partikeleinschlag prinzipiell zwei verschiedene Auswirkungen. Je nach getroffener Oberfläche und Partikelgröße kann es entweder nur zum Einschlag und zur Kraterbildung kommen oder das Teilchen durchschlägt die Außenwand und dringt tiefer in das RFZ ein.

Beim bloßen Einschlag bleibt das Partikel stecken und es kommt zu einer Schockwelle im Material. Dadurch kann auf der Vor- und Rückseite eine dünne Schicht Material abgesprengt werden und in die Umgebung geraten. Auf der Weltallseite kann es durch die in 3.4 beschriebenen Effekte zu Oberflächenverunreinigungen anderer Bereiche kommen. Auf der Innenseite besteht die Gefahr, daß sich die entstandene Materialwolke auf sensiblen Systemen, vornehmlich der Elektronik, ablagert und zu Störungen führt.

Kommt es jedoch zum Durchschlag (v.a. bei mittelgroßen Partikeln), gelten die selben Phänomene wie eben beschrieben, nur das diesmal das Teilchen selbst weiterfliegt und noch mehr Schaden im Inneren anrichten kann. Außerdem kommt es bei druckbehafteten Räumen hinter dem Einschlagsloch zur Dekompression. Und schließlich kann bei größeren Löchern die Stabilität der ganzen Struktur verringert bzw. gefährdet sein.

Die Auswirkungen an realen Satelliten sind im Anhang von [15] dargestellt.

[11], [12]

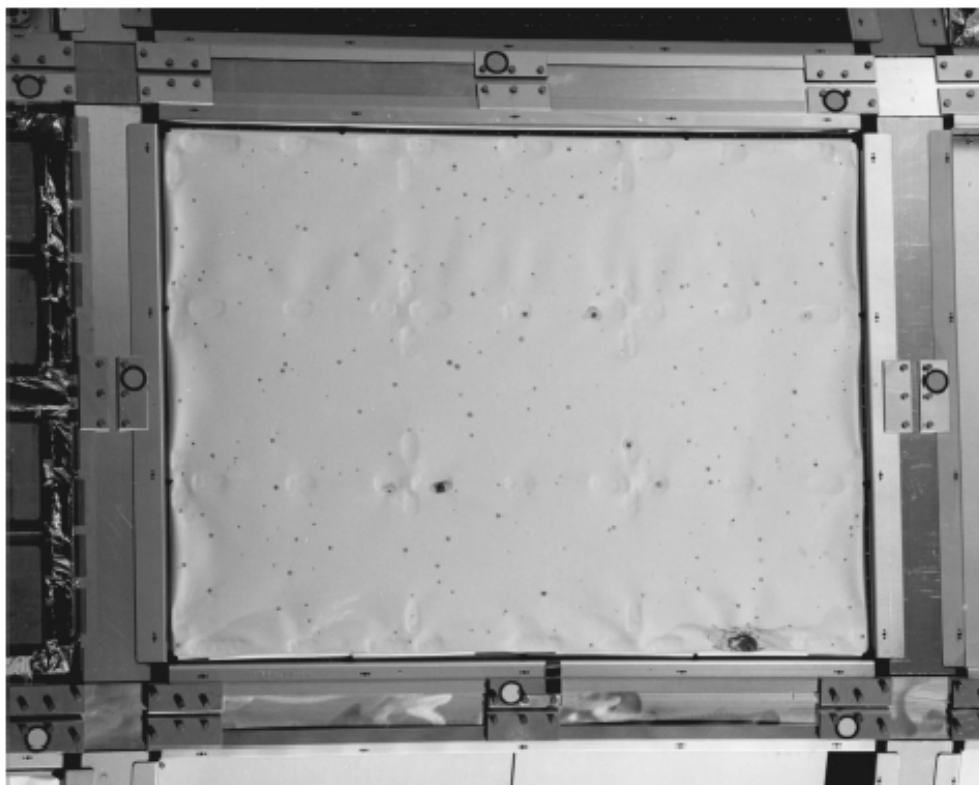


Abbildung 17: Silber - TeflonTM - Folie von LDEF nach 69 Monaten im Orbit

4 atmosphärischer Wiedereintritt

4.1 Beschreibungen

4.1.1 Thermischer Aufbau der Atmosphäre

In der gesamten Erdatmosphäre existieren drei Heizschichten:

1. die untere Heizschicht, die Erdoberfläche, durch Absorption der Sonnenstrahlung zwischen 0,3 Mikrometer und 5 Mikrometer.
2. die mittlere Heizschicht durch Absorption von UV-Strahlung bei 50 km Höhe
3. die obere Heizschicht oberhalb von 100 km durch Absorption von EUV-Strahlung

Schicht	Höhe km	Temperatur		Temperaturänderung Mit d. Höhe in K/km
		°C	K	
Troposphäre	0	15,0	288,2	-6,5
	11	-56,5	216,7	
Tropopause	11	-56,5	216,7	
Stratosphäre	11	- 56,5	216,7	0,0
	20	- 56,5	216,7	+ 1,0
	32	- 44,5	228,7	+ 2,8
Stratopause	47	- 2,5	270,7	
	47 - 51	-2,5	270,7	
Mesosphäre	51	- 2,5	270,7	- 2,8
	71,8	- 58,5	214,7	- 2,0
Mesopause	86	- 86,3	186,9	
	86 - 91	- 86,3	186,9	
Thermosphäre	91	- 86,3	186,9	nicht-lineare Temperaturzunahme
	500	726,1	999,2	
Exosphäre	500	726,1	999,2	0,0
	1000	726,9	1000	

Tabelle 2: thermischer Aufbau der Atmosphäre (Normatmosphäre)

Die Heizschichten entsprechen Temperaturmaxima. Oberhalb der Schichten maximaler Temperatur muss die Temperatur abnehmen und ein positives vertikales Temperaturgefälle herrschen, bis ein Minimum zwischen den Heizschichten erreicht wird. Zwischen dem Minimum und der nächsten Heizschicht muss sich der Gradient umkehren. In den Extremschichten wechselt das Vorzeichen des vertikalen Temperaturgradienten. Der vertikale Temperaturgradient spielt für die Vorgänge in der Atmosphäre eine wesentliche Rolle. Man hat ihn darum als Kriterium für die Einteilung der Atmosphäre nach thermischen Gesichtspunkten gewählt und erhält so fünf Schichten. Das Ende jeder Schicht wird durch das Wort Pause gekennzeichnet, das an die Stelle des Wortes Sphäre tritt.

Troposphäre

Die Troposphäre ist – nach dem griechischen Wort tropein (wenden, umwälzen) – eine Sphäre der Umwälzungen. Die Erdoberfläche wird durch Absorption solarer Strahlung erwärmt. Die Wärme geht von der Bodenheizfläche in die mit ihr in Berührung stehende Luft über. Der Weitertransport in höhere Schichten erfolgt durch Turbulenz und Konvektion.

In der Konvektionsschicht stellt sich ein sogenanntes Konvektionstemperaturgleichgewicht ein. Dieses Gleichgewicht ist mit einer Temperaturabnahme mit der Höhe verbunden. Die durch Konvektion vom Boden aufsteigende erwärmte Luft dehnt sich aus, wenn sie unter geringeren Druck kommt und leistet Ausdehnungsarbeit. Die zu dieser Ausdehnungsarbeit erforderliche Energie muss sie selbst aufbringen, so dass ihre innere Energie bzw. ihr Wärmehalt und damit ihre Temperatur dabei abnimmt. Diese Temperaturabnahme reicht so hoch hinauf wie die Konvektion. Letztere ist sehr hochreichend, wo die Erdoberfläche warm ist und weniger hochreichend, wo sie kalt ist. Darum liegt die Obergrenze der Troposphäre, die Tropopause, in tropischen Breiten hoch und ist kalt, in polaren Breiten tief und ist weniger kalt. Die Höhe und die Temperatur der Tropopause schwanken mit der Jahreszeit und der sie tragenden Luftmasse.

Stratosphäre

Die Temperaturverteilung der Stratosphäre wird weitgehend durch die Absorption von UV-Strahlung in der Ozonschicht bestimmt. Weil die obersten Schichten der Ozonosphäre den größten Teil der eintreffenden UV-Strahlung absorbieren und den nach unten folgenden Schichten immer weniger an UV-Strahlung übriglassen, liegt das Maximum der Erwärmung und damit der Stratosphärentemperatur im oberen Bereich der Ozonschicht in 47 km bis 51 km Höhe. Diese Schicht ist das Ende der Stratosphäre und heißt darum Stratopause.

Die Standard-Stratosphäre besitzt eine vertikale Dreiteilung, eine isotherme Schicht von 11 m bis 20 km, eine Schicht mit einer Temperaturzunahme von 1,0 K/km bis 32 km und 2,8 K/km bis 47 km. Dort beträgt die Stratopausentemperatur dann -2,5 °C. Selbstverständlich hängt die Temperatur der Ozonheizschicht stark vom Einfallswinkel der Sonnenstrahlung ab. Darum weisen die wirklichen Stratosphärentemperaturen vor allem in mittleren und in polaren Breiten ähnlich wie die Erdoberfläche einen deutlichen Jahresgang mit einem Maximum im Sommer und einem Minimum im Winter auf. Infolge der ununterbrochenen Einstrahlung im Polargebiet auf der Sommerhalbkugel und ihres völligen Fehlens auf der Winterhalbkugel liegt das Temperaturmaximum der Stratopause beim jeweiligen Sommerpol und das Minimum beim Winterpol, so dass sich ein über den Äquator hinwegreichendes Temperaturgefälle vom Sommerpol zum Winterpol ergibt.

Die Stratosphärentemperatur zeigt im Winter gelegentlich plötzliche Schwankungen, die als Berliner Phänomen in die Literatur eingegangen sind. Dabei handelt es sich um plötzliche, winterliche Stratosphärenerwärmungen die oft mit einer markanten Umstellung der stratosphärischen Zirkulation verbunden sind.

Mesosphäre

Die Schicht positiven vertikalen Temperaturgefälles oberhalb der mittleren Heizschicht der Atmosphäre nennt man Mesosphäre. In ihr nimmt nach der Standardatmosphäre die Temperatur zwischen 51 km und 71,8 km um 2,8 K/km mit der Höhe ab und dann bis 86 km Höhe um 2,0 K/km. Ihr Ende, die Mesopause, liegt zwischen 86 km und 91 km Höhe und hat im Mittel eine Temperatur von -86,3 °C.

Die Mesopause weist die tiefsten Temperaturen der Atmosphäre auf. Für ihre Temperatur gilt dieselbe Regel wie für die Tropopausentemperatur: Wo die Untergrenze der Mesosphäre (die Stratopause) warm ist, ist die Mesopause kalt und umgekehrt. Darum haben die Wintermonate in hohen Breiten eine hohe Mesopausentemperatur und die Sommermonate eine tiefe, wobei häufig -110 °C unterschritten werden. Die tiefste bisher bekannte Temperatur der Atmosphäre von -153 °C wurde am 17. Juni 1966 in Point Barrow (Alaska) bei einem Raketenanstieg in 93 km Höhe gemessen.

Die tiefsten sommerlichen Mesopausentemperaturen der höheren Breiten reichen für eine Übersättigung des zwar nur in geringen Spuren vorhandenen Wasserdampfes aus, so dass sich dort Eiskristalle bilden können. Diese werden vor der Morgendämmerung und nach der Abenddämmerung, wenn die Erdoberfläche Nacht hat, infolge ihrer großen Höhe schon oder noch von der Sonne angestrahlt und leuchten hell auf. Sie werden darum *leuchtende Nachtwolken* genannt. Bei den höheren winterlichen Mesopausentemperaturen sind diese Wolken nicht zu beobachten.

Thermosphäre

Thermosphäre nennt man die Schicht zunehmender Temperatur zwischen 91 km und 500 km oberhalb der Mesopause. Der Temperaturanstieg kommt hauptsächlich durch Absorption von EUV-Strahlung (Extrem-UV) in den oberen Atmosphärenschichten zustande. Bei der geringen Anzahl von Gasteilchen in der Volumeneinheit in diesen Höhen bezieht sich der Begriff *Temperatur* nicht mehr auf die gemessene fühlbare Wärme, sondern auf die mittlere kinetische Energie der dort vorhandenen Luftmoleküle. Zwischen 91 km und 110 km steigt die Temperatur in der US-Standardatmosphäre von $-86,3\text{ °C}$ auf $-33,2\text{ °C}$, wobei der Temperaturgradient von 0 K/km auf 12 K/km anwächst. Der Gradient bleibt dann zunächst konstant. Oberhalb 120 km nimmt er wieder ab, und die Temperatur nähert sich bis 1000 km asymptotisch dem Wert 1000 K, wobei oberhalb von 500 km eine nahezu quasiisotherme Atmosphäre von rund 1000 K vorhanden ist. Weil die für die Erwärmung der Thermosphäre verantwortliche EUV-Strahlung stark von der Sonnenaktivität abhängt, muss auch die Thermosphärentemperatur mit der Sonnenaktivität schwanken. So liegen bei einem Sonnenfleckenminimum die tiefsten Werte bis zu 500 K unter der Norm, bei mittleren Sonnenfleckenmaximumwerten etwa 100 K über der Norm und zu Zeiten stärkster Solarausbrüche und geomagnetischer Stürme bis zu 1000 K über den Werten der Standardatmosphäre.

Exosphäre

Die äußere (griech.: exos) Atmosphäre nennt man Exosphäre. Sie ist dadurch gekennzeichnet, dass die mittlere freie Weglänge ihrer Gasteilchen – das ist die mittlere Wegstrecke zwischen zwei Zusammenstößen von Gasatomen oder Gasmolekülen – so groß wird, dass sie praktisch nicht mehr zusammenstoßen. In 500 km Höhe beträgt die mittlere freie Weglänge über 30 km. In der Exosphäre könne die Gasteilchen bei ausreichender Molekulargeschwindigkeit den Anziehungsbereich der Erde verlassen und in den Weltraum entweichen, sofern sie nicht durch magnetische Kräfte daran gehindert werden.

4.1.2 Elektrischer Aufbau der Atmosphäre

Ionen entstehen in der Atmosphäre durch die solare Ultraviolett- und Röntgenstrahlung sowie durch radioaktive und kosmische Strahlung. Sie haben bei großer Luftdichte und darum geringer freier Weglänge nur eine kurze Lebensdauer, da sie durch Wiedervereinigung rasch wieder zu einem neutralen Teilchen werden. Darum sind langlebige Ionen in der unteren Atmosphäre kaum anzutreffen.

Erst im Bereich der Thermosphäre mit ausreichend großen freien Weglängen, wo außerdem genügend ionisierende UV-Strahlung zur Verfügung steht, nimmt die mittlere Lebensdauer von Ionenpaaren und damit auch die Anzahl der positiven Ionen und der freien negativen Elektronen so stark zu, daß sie die Radiowellen reflektieren. Die Schichten, in denen das geschieht, nennt man *Ionosphäre*. Sie erstreckt sich von etwa 70 km bis 500 km, wobei eine

obere Grenze nicht exakt definiert ist. Die Bezeichnung Ionosphäre besagt nicht, daß diese Schicht hauptsächlich aus Ionen besteht. Die Ionenkonzentration ist auch in der Ionosphäre gegenüber den neutralen Luftbestandteilen sehr gering. So kommt in 100 km Höhe auf 100 Millionen neutrale Teilchen nur ein Ionenpaar. In 300 km ist das Verhältnis 10 000: 1 und in 1000 km nur noch 10: 1. Erst dann kehrt sich das Verhältnis um, und es überwiegen die elektrisch geladenen Teilchen.

Weil die UV-Strahlung durch die Erdrotation einen Tagesgang besitzt und außerdem mitsamt der Korpuskularstrahlung von der Sonnenaktivität abhängt, erfährt die Ionenkonzentration in der Ionosphäre dazu proportional verlaufende Schwankungen mit einem Maximum am Tage bzw. zu Zeiten hoher Sonnenaktivität und einem Minimum in der Nacht und zu Zeiten ruhiger Sonne. Infolge der Entmischung der Gase in diesen Höhen erhält man auch unterschiedliche vertikale Ionenkonzentrationen und damit einen schichtförmigen Aufbau der Ionosphäre, wobei sich drei Schichten deutlich herauschälen:

- die D-Schicht
- die E-Schicht
- die F-Schicht.

Die *D-Schicht* entsteht mit einsetzender UV-Strahlung nach Sonnenaufgang in der oberen Mesosphäre oberhalb 70 km die Ihre Ionisationsdichte wächst mit dem Sonnenstand. Nach Sonnenuntergang löst sie sich durch Wiedervereinigung der Ionenpaare wieder auf. Bei starken Sonneneruptionen kann die D-Schicht die Radiowellen so stark absorbieren, daß der Kurzwellenfunk zusammenbricht.

Die *E-Schicht* befindet sich normalerweise zwischen 90 km und 140 km. Die Ionenkonzentration der E-Schicht folgt wie die der D-Schicht dem Sonnenstand. Weil die Wiedervereinigungsrate der Ionenpaare nach oben abnimmt, löst sich die E-Schicht im Gegensatz zur D-Schicht nachts nicht mehr restlos auf, sondern schwächt sich nur ab, und zwar am meisten in unteren Teil der Schicht. In der langen Polarnacht des Winterhalbjahres kann sich aber auch die E-Schicht nicht halten.

Die *F-Schicht* schließt sich nach oben an die E-Schicht an. Mit abnehmender Wiedervereinigungsrate der Ionenpaare wächst die Ionendichte weiter an. Weil aber die Anzahl atomarer Teilchen nach oben sehr rasch abnimmt, muss schließlich auch die Ionenkonzentration in einer bestimmten Höhe der Thermosphäre ein Maximum erreichen. Das ist zwischen 250 km und 500 km Höhe der Fall. Darüber nimmt die Ionenkonzentration wieder ab, so daß die Obergrenze der F-Schicht nicht genau definiert ist. Der oberste Teil besteht fast ausschliesslich aus ionisierten Wasserstoffatomen, aus Protonen und derer abgetrennten Elektronen.

Der untere Teil der F-Schicht, die *F1-Schicht*, ist nur tagsüber bei hohem Sonnenstand entwickelt. Die Schicht stärkster Ionenkonzentration zwischen 250 km und 500 km Höhe, die *F2-Schicht*, ist dagegen eine permanente Schicht.

4.1.3 Atmosphärischer Wiedereintritt

Während des Wiedereintritts muß die gesamte kinetische Energie abgebaut und in Wärme umgesetzt werden, um Höhe und Geschwindigkeit (je über dem Boden) auf Null abzubremsen. Bei einer Orbitalgeschwindigkeit von 7,9 km/sec entspricht dies einer spez.Energie von 31,4MJ/kg.

4.1.3.1 Arten der Flugbereichseinteilung

1. Umlaufbahn verlassen und in die bemerkbare Atmosphäre aus der ungefähren Höhe $h = 120$ km absteigen
2. Wiedereintritt und Hyperschallgleitflug (atmosphärisches Gleiten $30\text{km} < h < 120\text{km}$, wobei die hohe kinetische Anfangsenergie durch atmosphärisches Bremsen dissipiert werden muß); heißer Wiedereintrittsbereich
3. Übergangsphase (Überschallströmung), Endanflug und Landung; vom Staudruck dominierte Bereich

bzw.

1. suborbitale Überschallphase für $h > 90\text{km}$
2. konstante Temperaturphase $55\text{km} < h < 80\text{km}$
3. konstante Widerstandsphase $40\text{km} < h < 55\text{km}$
4. Übergangsphase zur Unterschallannäherung $20\text{km} < h < 40\text{km}$

bzw.

1. freie Molekularströmung ($Kn > 10$): keine Schockeffekte oder Grenzschichten wegen extrem dünnem Gas
2. Übergangsströmung ($Kn \leq 0,01 \leq 10$)
3. Kontinuumsströmung ($Kn < 0,01$)

Dabei steht Kn für die Knudsenzahl, welche definiert ist als:

$$Kn = \frac{\lambda}{L}$$

λ : mittlere freie Weglänge

L : charakteristische Länge

bzw.

1. eingefrorene Reaktionskinetik ($100 < R_s$): chemisch eingefrorene Bedingungen
2. chemisches Nichtgleichgewicht ($0,01 < R_s \leq 100$)
3. chemisches Gleichgewicht ($R_s < 0,01$)

Dabei steht R_s für die reaktionskinetische Kennzahl:

$R_s = \text{Reaktionszeit} / \text{Aufenthaltszeit eines Partikels in der Nachbarschaft des Fahrzeugs}$

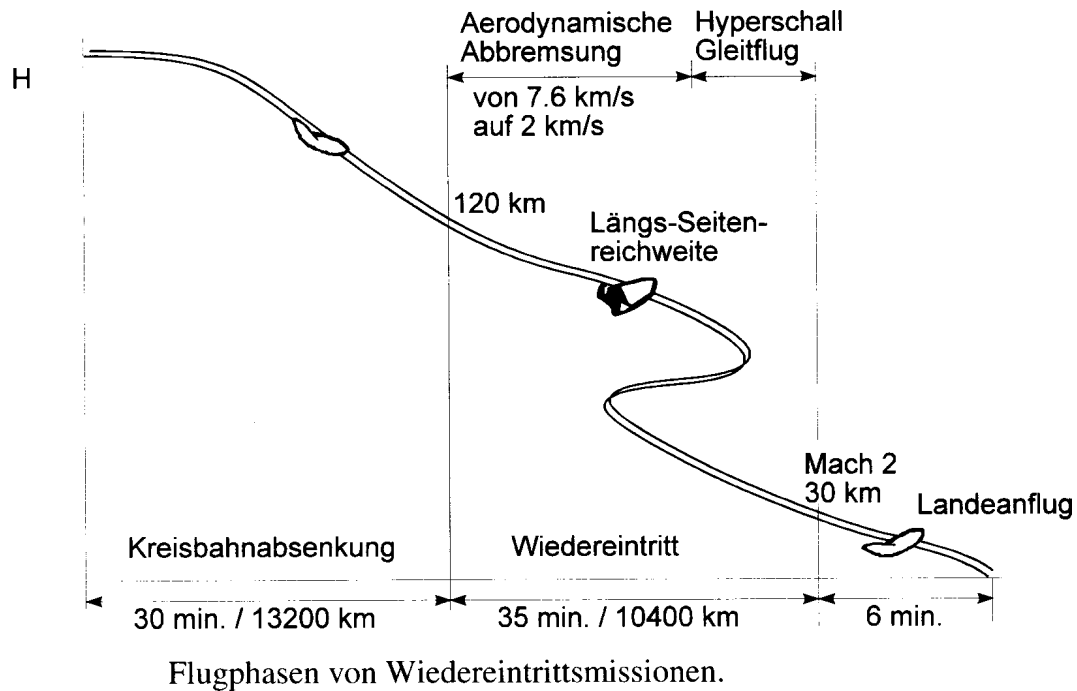


Abbildung 18 Flugphasen beim Wiedereintritt 1

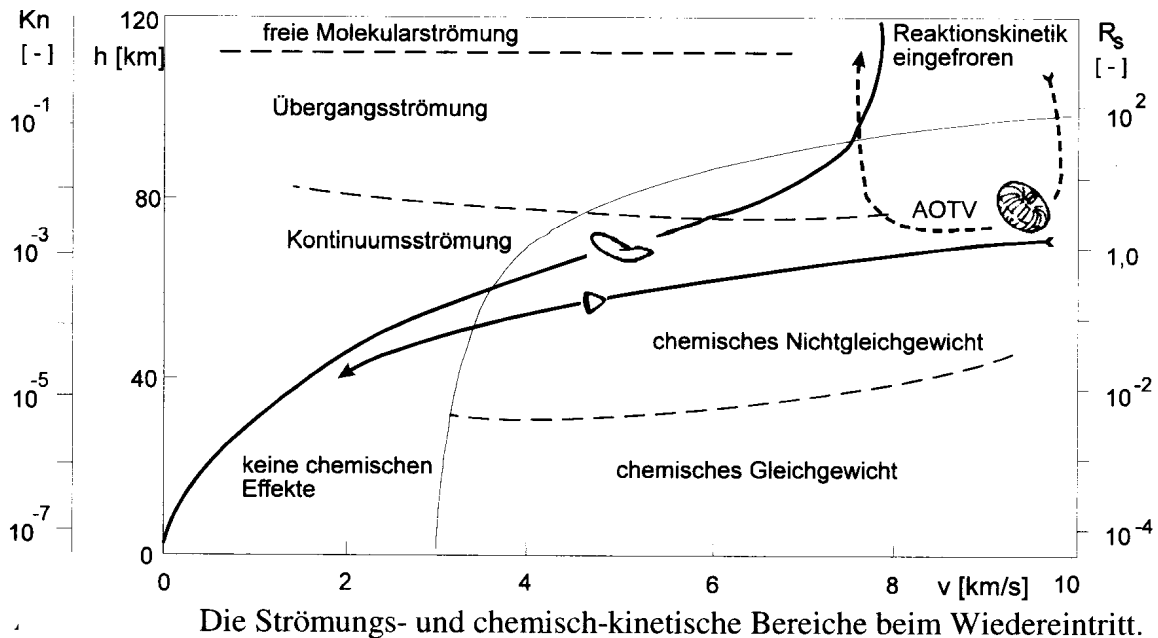


Abbildung 19: Flugphasen beim Wiedereintritt 2

4.1.3.2 Beschränkungen der Trajektorie

Der Anströmzustand und chemische Effekte bestimmen die aerothermischen Lasten und beeinflussen so das Fahrzeugdesign und die Flugbahnauswahl auf komplexe Weise.

Mannschaftskomfort, Fahrzeugstruktur und Kontrollbegrenzungen führen dazu, daß

1. Lastvielfache $n = \frac{\sqrt{A^2 + W^2}}{m \cdot g_0}$
2. Staudruck $q = 0,5 \cdot \rho \cdot v^2$
3. Wärmefluß $\dot{Q} = St \cdot 0,5 \cdot \rho \cdot v^3 \cdot S$
4. integrale Wärmelast $Q = \int \dot{Q} \cdot dt$
5. Oberflächentemperatur $T = \sqrt[4]{\dot{Q} / \varepsilon \cdot \sigma}$

Obergrenzen haben, die nicht überschritten werden dürfen.

Dabei sind die aktuell wirkenden Lasten, die auf das Fahrzeug wirken, abhängig von:

1. lokale atmosphärische Umgebung (Dichte, Temperatur, ...)
2. momentaner Flugzustand (Geschwindigkeit, Anstellwinkel)
3. Fahrzeugeigenschaften (Geometrie, Gewicht, Aerodynamik)

und so von den spezifischen Wiedereintritts- und Fahrzeugparametern.

Für das CRV gelten folgende Grenzwerte:

maximaler Staudruck: 300 psf

maximale Hitzelast: 104 BTU/(ft²sec) für eine nicht ideale Trajektorie

Die in der Nominaltrajektorie erwarteten Maximalwerte sind:

maximaler Staudruck: 254 psf bei M=3,3, also ungefähr bei H=33 km

maximale Hitzelast: 93,9 BTU/(ft²sec)

Die wichtigsten Körperparameter sind

1. die spezifische Flügellast S
2. der ballistische Koeffizient $\beta = \frac{m}{C_w \cdot S}$
3. die Gleitzahl ("Auftrieb / Widerstand")

wobei 1. & 3. durch die Fahrzeuggeometrie/-konfiguration bestimmt werden.

Im Gegensatz zu den rein ballistischen Körpern (Auftrieb = 0) bieten Fahrzeugkonfigurationen mit aerodynamischen Auftrieb eine atmosphärische Manövrierbarkeit und erhöhen die operationelle Flexibilität auf Kosten von erhöhter Komplexität und Masseeinbußen.

Der wichtigste Vorteil eines auftriebgestützten Wiedereintrittsfahrzeugs ist die Fähigkeit, verschiedene Landeplätze bei gleichzeitiger Begrenzung der mechanischen und aerothermischen Lasten durch Flugbahnsteuerung innerhalb eines Eintrittskorridors zu erreichen.

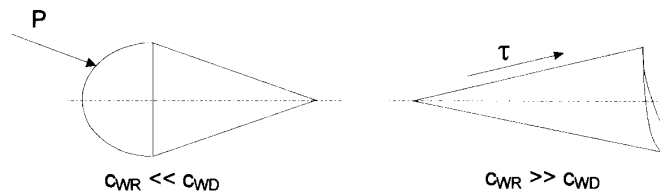
4.1.3.3 Wärmebelastung stumpfer Formen gegenüber schlanker Formen

stumpf: $dQ \propto \frac{C_{WR}}{C_{WD}} \cdot dE_{kin} \ll dE_{kin}$

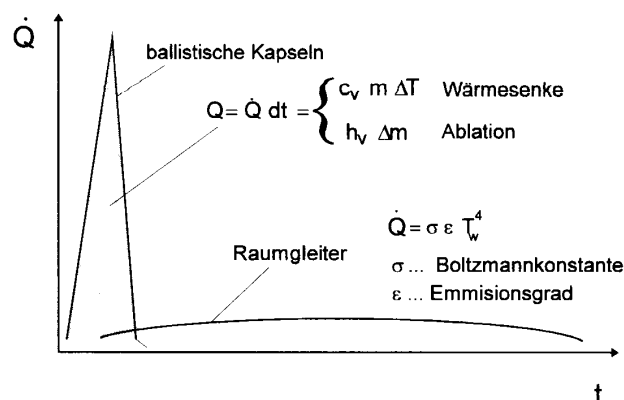
schlank: $dQ \propto \frac{C_{WR}}{C_{WR}} \cdot dE_{kin} \approx dE_{kin}$

Für stumpfe Körper entspricht der Betrag der Wärmeenergie, der durch das Fahrzeug absorbiert wird, nur einem kleinen Teil der kinetischen Energie. Daraus folgt, daß der aerodynamische Anstellwinkel während des Wiedereintritts hoch sein sollte, so daß die Druckkräfte gegenüber den Reibungskräften dominieren. Sie sind auch hinsichtlich der Bremswirkung vorteilhafter als Reibungskräfte.

Während ballistische Kapseln einen hohen Wärmefluß von kurzer Dauer aufweisen, wird ein auftriebsgestützter Rückkehrflug durch einen kleineren Wärmefluß bei längerer Einwirkungsdauer charakterisiert. Die integrale Wärmelast kann jedoch für beide Fälle vergleichbar sein.



Zur Problematik der Wärmebelastung von stumpfen und schlanken Körpern.



Wärmefluß für ballistische Kapseln und Raumgleiter.

Abbildung 20: Wärmebelastung

Die niedrigste integrale Wärmelast wird im allgemeinen dann vorkommen, wenn das Fahrzeug entlang der unteren Korridorgrenze (siehe nächste Abbildung) fliegt, weil dann der Widerstand und die Verzögerung maximiert werden und daraus die kürzeste Eintrittsflugzeit erfolgt. Allerdings ist dies nur möglich, wenn das TPS entsprechende Spitzen von Wärmerate und Temperatur toleriert.

Die Oberflächentemperatur T für ein isolierendes TPS ist eine Funktion der Wärmerate und kann aus dem Stefan-Boltzmann-Gesetz gefunden werden:

$$T = \sqrt[4]{\frac{\dot{Q}}{\varepsilon \cdot \sigma}}$$

Die örtliche Atmosphärentemperatur T_∞ wird vernachlässigt, da die Wandtemperatur während des Wiedereintritts typischerweise sehr viel höher als T_∞ ist.

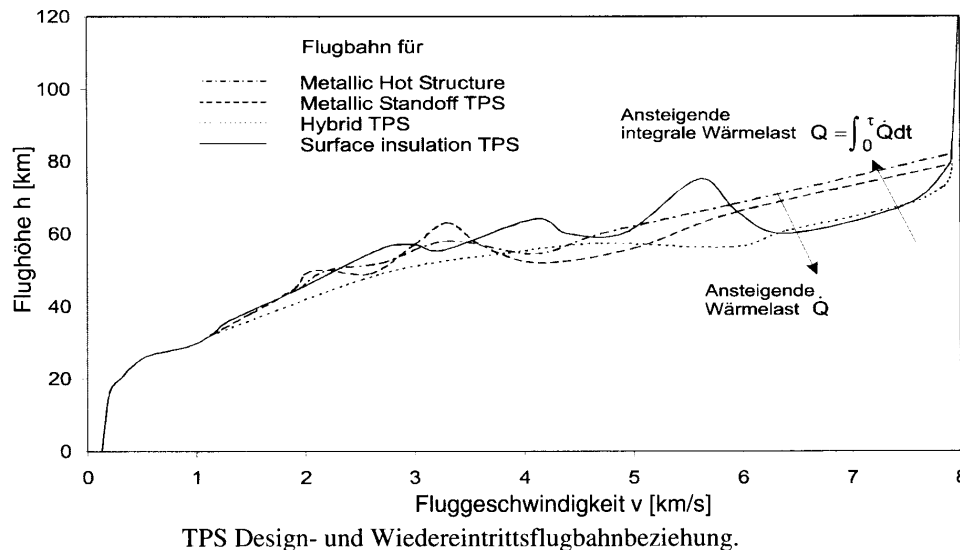


Abbildung 21: Wärmefluß und integrale Wärmelast

4.1.3.4 Flugbahnprofil geflügelter Wiedereintrittsfahrzeuge

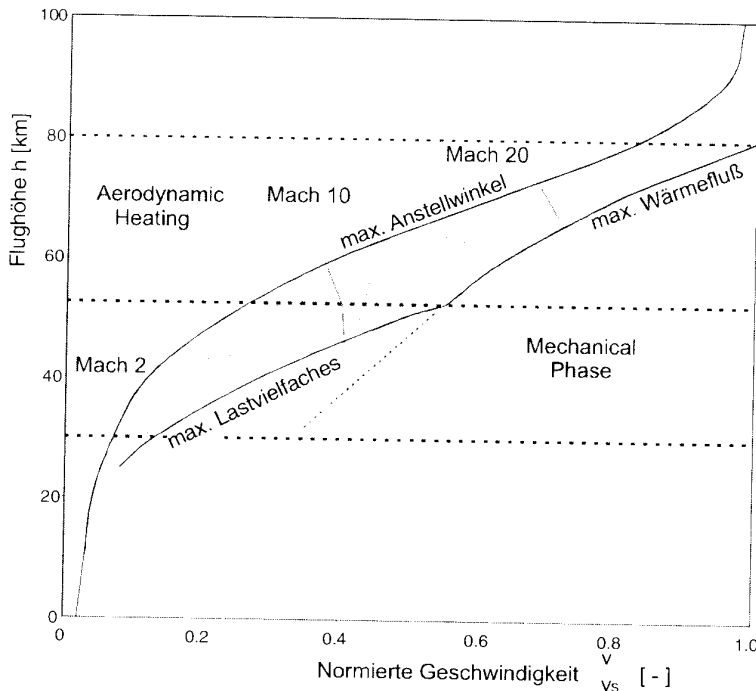
Drei in Wechselbeziehung stehende Faktoren beeinflussen das Flugbahnprofil für den Wiedereintritt von geflügelten Fahrzeugen:

1. Temperaturbeschränkungen, die hauptsächlich die Fahrzeugwiederverwendbarkeit und das spezifische TPS-Konzept beeinflussen
2. Zwänge, die die Flugstabilitäten, die sichere Rückführung des Systems und die integrierte Nutzlast (CRV: Astronauten) garantieren
3. Längs- und Querreichweitenanforderungen, um eine erfolgreiche Landung zu garantieren

Wärmestrom-, Temperaturbeschränkungen und Reichweitenanforderungen bestimmen die De-Orbitposition relativ zum erwünschten Landeplatz.

Die obere Flugbereichsgrenze in der folgenden Abbildung wird durch den maximal möglichen Auftrieb definiert. Sie bestimmt die maximal mögliche Höhe, in der ein Fahrzeug bei einer bestimmten Geschwindigkeit fliegen darf.

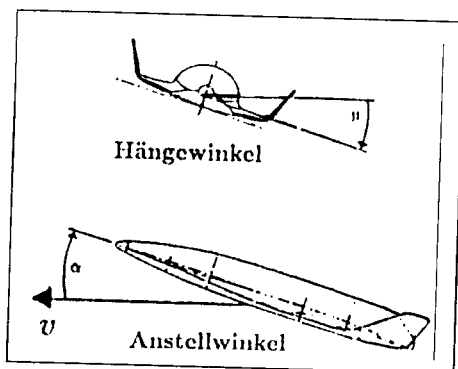
Die untere Flugbereichsgrenze wird durch die Wärme- und Luftlastbeschränkungen bestimmt und repräsentiert die niedrigste Höhe, in der ein Fahrzeug bei einer bestimmten Geschwindigkeit fliegen darf.



1 Wiedereintrittskorridor eines geflügelten Raumfahrzeugs.

Abbildung 22: Wiedereintrittskorridor

Aus diesen Belastungs- und weiteren Flugstabilitätsanforderungen resultiert eine Steuerbeschränkung des Anstellwinkels. Deshalb wird der Höhenverlauf durch Modulation des Flughängewinkels reguliert und nicht wie bei normalen Flugzeugen über den Anstellwinkel.



Zur Erläuterung von Anstell- und Hängewinkel.

Abbildung 23: Anstellwinkel, Hängewinkel

Die erste Flugphase verwendet nun konstante Anstellwinkel- und Hängewinkelsteuerungen, die das Fahrzeug in einem Flugzustand mit maximal zulässiger Wärmestromdichte (entsprechend der Temperaturgrenze) überführen.

Anschließend wird durch Veränderung des Hängewinkels die Vertikalkomponente des Auftriebs so moduliert, daß das Fahrzeug entlang der zulässigen Flugbereichsgrenze fliegt, während gleichzeitig große Anstellwinkel für hohen Widerstand, also Verzögerungen aufrechterhalten werden.

Der weitere Flugverlauf folgt einem Widerstandsprofil, das über eine Bahnhöhensteuerung eingestellt wird. Diese Widerstandssteuerung stellt sicher, daß das Fahrzeug genügend Energie aufrechterhalten kann, um im Gleitflug die nötigen Längs- und Querreichweitendistanzen zu überwinden.

Die anschließende Transitionsphase, während der das Fahrzeug die für den Endanflug erforderlichen Flugbedingungen für den Anstellwinkel und den dynamischen Druck erreichen muß, verwendet eine lineare Reduzierung des Anstellwinkels zwischen Mach 10 und Mach 2. Die zugehörigen Hängewinkel halten den geforderten Widerstandsverlauf ein.

4.1.3.5 Nominaltrajektorie des CRV (Cycle 8, Cycle 9)

Information über die Referenztrajektorie der NASA (Cycle 8,9) sind in [1] und [42] ausführlich beschrieben.

4.2 Gefahren durch Dichteabweichungen vom Referenzmodell

Wie in u.a. 4.1.3.2 ersichtlich wird, ist die Dichte der Atmosphäre ein entscheidender Parameter für den atmosphärischen Wiedereintritt. Zum einen geht sie proportional in Wärmefluß und Staudruck ein. Zum anderen errechnet der Bordcomputer weitere Parameter wie z.B. die Höhe aus der sensorischen Dichtemessung durch den Abgleich der Meßdaten mit einem Referenzmodell.

Bei Planung und Konzeption eines Wiedereintrittsfahrzeugs müssen Annahmen über die Zusammensetzung der Atmosphäre getroffen werden, z.B. durch die in 4.1 beschriebene Normatmosphäre.

Die bisherigen Flüge der STS-Flotte haben jedoch wiederholt gezeigt, daß z.T. erhebliche Abweichungen der Realität von diesen Modellen zu Tage treten. Bisheriges Maximum war eine Erhöhung der Dichte um 19% gegenüber der eigentlich für diese Höhe und Position erwarteten Werts. [10]

Die Konsequenzen dieses Phänomens für die Benutzung der Referenzmodelle werden unter 5.2 dargestellt.

Unabhängig von dieser Problematik ziehen Dichteveränderungen bzw. in diesem Fall Erhöhungen auch unmittelbare Gefahren mit sich. Da die Dichte linear proportional in den Wärmefluß und den Staudruck eingeht, haben unerwartete Dichteerhöhungen den Effekt, daß Wärmelast bzw. Staudruck auch im als nominell geltenden Flugkorridor zunehmen. Dadurch kann es dazu kommen, daß die Strukturkomponenten mit Umweltkontakt bis über ihre Toleranzgrenze hinaus belastet werden und Schaden nehmen. Insbesondere dann, wenn diese Dichteerhöhungen in Höhen auftauchen, in denen das Missionsprofil ohnehin schon ein Maximum in Staudruck oder Wärmelast vorsieht.

4.3 Gefahren durch asymmetrischen / verfrühten Grenzschichtübergang

Laminare Grenzschichten werden beim Überschreiten einer kritischen Reynoldszahl instabil. Das heißt, daß der stationäre, laminare Strömungszustand nicht beibehalten wird, sondern kleine Störungen angefacht werden. Eine sich daran anschließende (sehr komplizierte) räumliche und zeitliche Entwicklung der Strömung führt schließlich zur turbulenten

Strömung. Dieser Übergang wird auch als Transition bezeichnet. Für das Wiedereintrittsproblem ist er deshalb von Bedeutung, weil der Wärmeübergang auf das Vehikel in einer turbulenten Grenzschichtströmung um bis zu einem Faktor 2 erhöht wird. Der Übergang ist normalerweise symmetrisch, d.h. er tritt gleichzeitig auf beiden Seiten des Vehikels auf. [28]

Beim CRV liegt dieser Vorgang nominell bei 60km Höhe und einer Machzahl von 20.

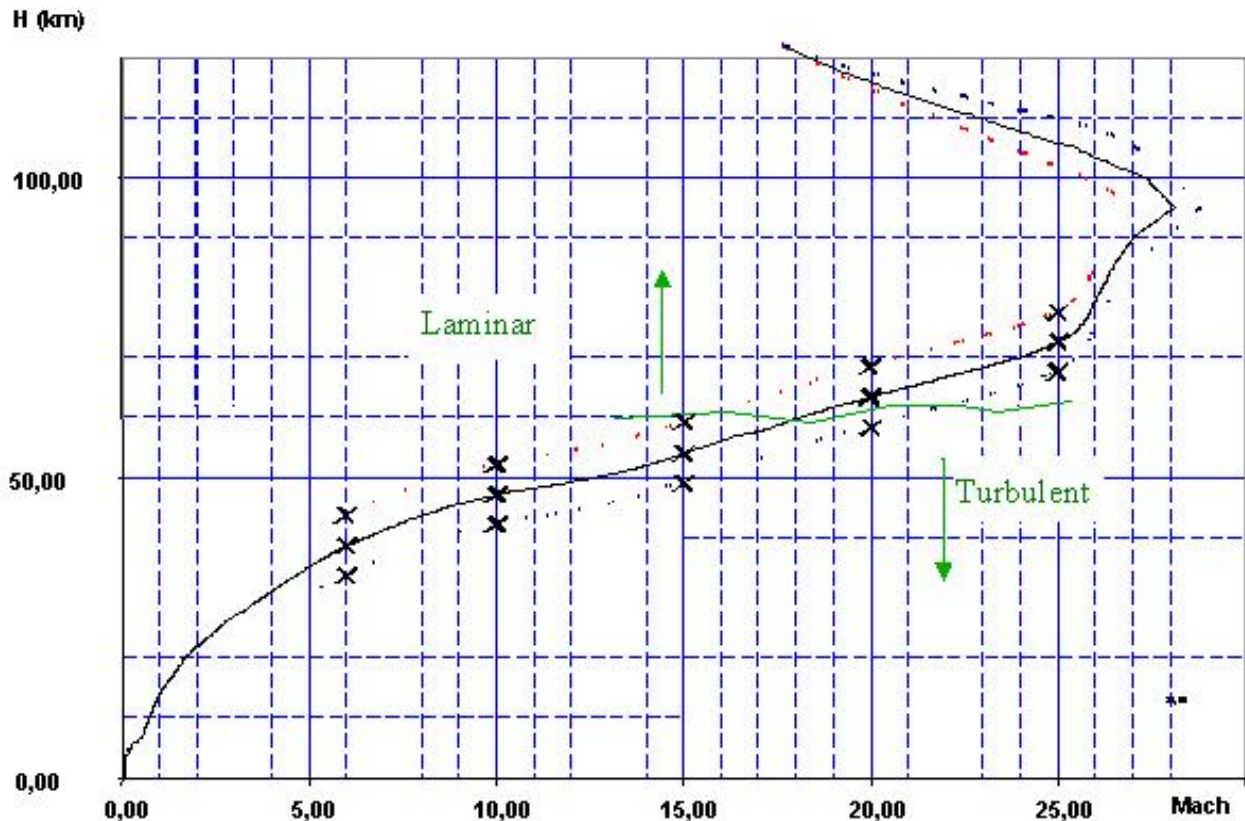


Abbildung 24: Höhe und Machzahl bei nomineller Transition

Bei den Flügen des STS wurde nun mehrfach das Phänomen der sogenannten asymmetrischen bzw. verfrühten Transition beobachtet [10]. Der Grenzschichtübergang setzt zum einen früher als erwartet ein und zum anderen nicht auf beiden Seiten gleichzeitig. Der Temperatursprung findet also in einer anderen Höhe als geplant statt und es werden durch die Asymmetrie Momente am Vehikel erzeugt, die durch die Steuerung ausgeglichen werden müssen.

Als Ursache wurden in den meisten Fällen sogenannte hervorstehende Lückenfüller, die die Zwischenräume zwischen den Hitzekacheln ausfüllen und deren thermale Ausdehnung erlauben, ausgemacht. Durch deren Hervorstehen erhöht sich die Rauigkeit der Oberfläche des Vehikels, es werden also verstärkt die oben genannten Störungen erzeugt, dadurch die Transition nur auf der entsprechenden Seite des Vehikels ausgelöst. Dieser Umstand macht auch schon deutlich, daß verfrühter und asymmetrischer Übergang oft miteinander korrelieren. Nach den heute verwendeten Modellen (sie beruhen auf den Erfahrungen der STS-Flüge) tritt verfrühte Transition in 20% der Flüge auf und ist in 60% der Fälle asymmetrisch. Allerdings sind nur 10% der Übergänge, die nach Mach 10,9 auftreten, asymmetrisch.

4.4 Gefahren durch leuchtende Nachtwolken

Die sogenannten leuchtenden Nachtwolken sind die höchsten Wolken der Atmosphäre. Sie liegen bei ca. 85 km Höhe (Mesopause) und treten typischerweise zwischen 50° bis 65° nördlicher und südlicher Breite im lokalen Sommer auf. Sie bestehen (zum Großteil) aus Wassereiskristallen. Die genauere Theorie zu ihrer Entstehung und Zusammensetzung ist der entsprechenden Literatur zu entnehmen [32]. Es sei nur erwähnt, daß sie relativ schwer zu beobachten sind, nämlich nur unter einem definierten Sonnstrahleinfall und deswegen relativ wenig (im Vergleich zu anderen Wolkenarten) über sie bekannt ist.

Ihre Bedrohung für Hyperschallfluggeräte besteht zum einen aus ihrer Zusammensetzung, nämlich den Eispartikeln. Zum anderen ist ihre große Höhe problematisch, weil hier die Geschwindigkeit des Vehikels noch sehr hoch ist.

Die Eispartikel können zu Fehlrechnungen in der GN&C führen, da sie praktisch mit einer Dichteerhöhung gleichzusetzen sind und die Diskrepanz zwischen der erwarteten Dichte in 85 km Höhe und der tatsächlich gemessenen (Eispartikel in der Luft) besonders hoch sein kann. Die Folgen wären die gleichen wie unter 5.2.1 beschrieben.

Außerdem bedeutet eine höhere Dichte auch eine höhere Wärmelast bzw. einen höheren Staudruck mit all den Folgen, die in 4.2 beschrieben sind.

Für die Wärmelasten kommen weitere unvorhersagbare Effekte dazu, nämlich potentiell abnormaler Grenzschichtübergang (siehe 4.3), chemische Reaktionen im Plasma (die die Hitze um den Faktor 2 steigern könnten) und Energieaufnahme durch die Verdampfung des Eises. Schließlich können die Eispartikel zu gravierenden Erosionen des TPS mit entsprechend fatalen Konsequenzen für die Struktur führen.

All diese Umstände sind der Grund dafür, daß bisher alle nominellen STS-Missionen so ausgelegt wurden, daß sie die potentiellen Bereiche der leuchtenden Nachtwolken ausschließen. Eine Ausnahme bilden die Notfallprozeduren. Und auch das CRV ist für Notfälle an Bord der ISS konzipiert. Es kann also mit Missionsszenarien gerechnet werden, in denen das CRV solche Einschränkungen der Missionsparameter zur Vermeidung der Nachtwolken-Bereiche nicht eingehen kann.



Abbildung 25: leuchtende Nachtwolken

4.5 Gefahren durch Aufladung in großen Höhen

Es sind bisher drei Arten von sogenannten "Transient Luminous Events" (TLE) genauer bekannt, die in der oberen Atmosphäre auftauchen und mit Gewitterwolken in Verbindung gebracht werden. Sie sind von Gewitterwolken aus nach oben gerichtet, es kommt also zu Entladungen in die Stratosphäre, Mesosphäre bis hin zur Ionosphäre. Lange Zeit gab es über diese Phänomene nur Berichte von Piloten, aber keine wissenschaftlichen Beweise, weshalb ihre Existenz nicht ernst genommen wurden. Erst mit der Einführung der "low light level television technology" wurden erste Bildaufnahmen von ihnen gemacht, später auch vom Laderaum des STS aus.

'Red Sprites' sind große aber schwach leuchtende Blitze, die direkt über einer aktiven Gewitterwolke auftauchen. Sie dauern nur einige Millisekunden, erreichen Höhen von bis zu 95km und horizontale Ausdehnungen von bis zu 50km. Über ihre physikalischen Vorgänge ist bisher noch wenig bekannt.

'Blue Jets' wurden erstmals 1994 nachgewiesen. Sie laufen unter einer gewissen Neigung (ca. 15°) von der Oberseite einer Gewitterwolke auf bis zu 45 km Höhe und haben eine Lebensdauer von einigen zehn Sekunden.

'Elves' sind scheibenförmige Leuchterscheinungen in der Ionosphäre und dauern nur einige tausendstel Sekunden, sie treten also sehr hoch über Gewitterwolken auf. Sie entstehen wahrscheinlich dann, wenn sich energetische elektromagnetische Pulse in die Ionosphäre fortplanzen. Erstmals nachgewiesen wurden auch sie 1994.

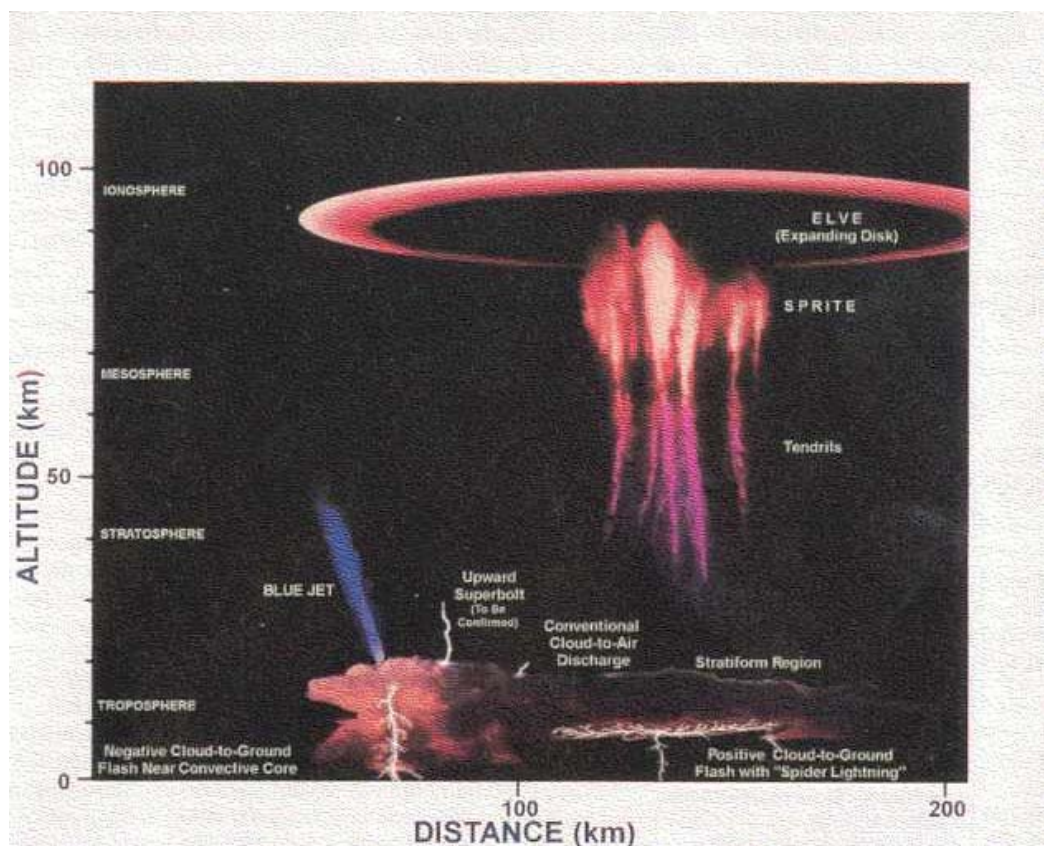


Abbildung 26: Transient Luminous Events (TLE)

Die relativ jungen Daten ihres Nachweises, vor allem von Blue Jets und Elves, weisen schon daraufhin, daß über diese Entladungsphänomene der oberen Atmosphäre relativ wenig bekannt ist. Daß die elektromagnetischen Vorgänge der Atmosphäre bisher noch nicht vollständig untersucht und verstanden sind, zeigt auch eine Veröffentlichung taiwanesischer Wissenschaftler im Juni 2003 im Fachmagazin "Nature". Darin berichten sie über karotten- und baumförmige Entladungserscheinungen, die sie im Juli 2002 über einer Gewitterfront im Südchinesischen Meer beobachtet haben. Diese Erscheinungen waren bis zu 40 km im Durchmesser und reichten bis in Höhen von 90 km.

Nach Expertenschätzungen der NASA sollten die Phänomene keine ernsthafte Gefahr für das STS darstellen, da Raumfahrtsysteme wie dieses für eine raue elektrische Umgebung geschaffen wurden [10] (siehe 3). Allerdings kann eine Ungefährlichkeit bisher auch nicht ausreichend nachgewiesen werden, weshalb Wiedereintrittsflüge über die entsprechenden Gewittergebiete möglichst vermieden werden.

Da elektrische Entladungen auch zu einem elektromagnetischen Feld führen, scheint es vorstellbar, daß dadurch die elektronischen Systeme eines Wiedereintrittsvehikels gestört werden könnten.

[30], [31], [43]

5 Gefahrenquellen aus Konfiguration und Systemelementen des Vehikels

5.1 Anordnung der Body Flaps

[18]

Am STS sind die BF so im Strömungsfeld angeordnet, daß thermische Strahlung relativ ungehindert an die Umwelt abstrahlen kann und auch die Strömung so fließt, daß sich keine problematische Ansammlung von Plasma bilden kann.

Beim CRV hingegen hat die Oberseite der BF Blickkontakt mit der hinteren unteren Rumpfstruktur. Außerdem existiert bei ausgeschlagenen BF ein Hohlraum zwischen BF und Rumpf, in dem sich vermehrt Plasma ansammeln kann.

Um die BF bildet sich ein komplexes dreidimensionales Strömungsfeld aus. Auf der stromauf gelegenen Seite entstehen hohe thermische Lasten durch dreidimensionale Strömungsablösung, Scheerschichttransition, multiple Stoßprozesse, Expansion und Beschleunigung über die BF-Kanten und durch die Lücke zwischen Rumpf und BF.

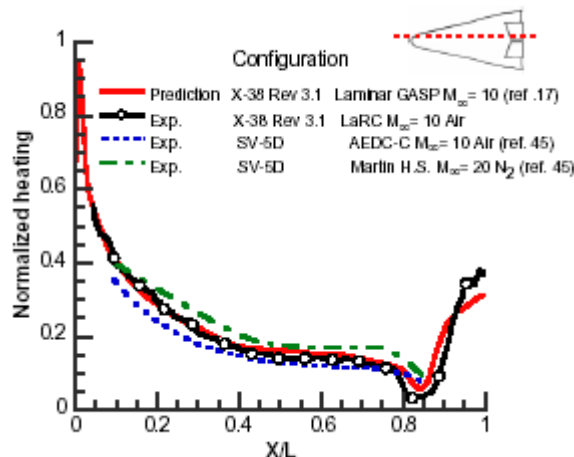


Abbildung 27: Hitzeverteilung auf der stromzugewandten Mittellinie

Zu Beginn des Projekts wurde durch die Verwendung von Keramikmatrix-Verbundwerkstoffen (CMC) davon ausgegangen, daß ein ausreichender thermischer Spielraum vorliegen würde. Durch Gewichtszunahme des Vehikels und Trajektorienverfeinerungen im Verlauf des Projekts ist dieser Spielraum jedoch erheblich kleiner geworden.

Es gibt verschiedene Bereiche auf der stromzugewandten Seite der BF, die lokale Hitzemaxima erfahren.

Zum einen existiert eine Abhängigkeit vom Zustand der Strömungsablösung. Es wird zwar von laminarer Ablösung, jedoch von transitionalem oder turbulenten Wiederanliegen ausgegangen, wodurch im Bereich des Wiederanliegens Temperaturspitzen entstehen.

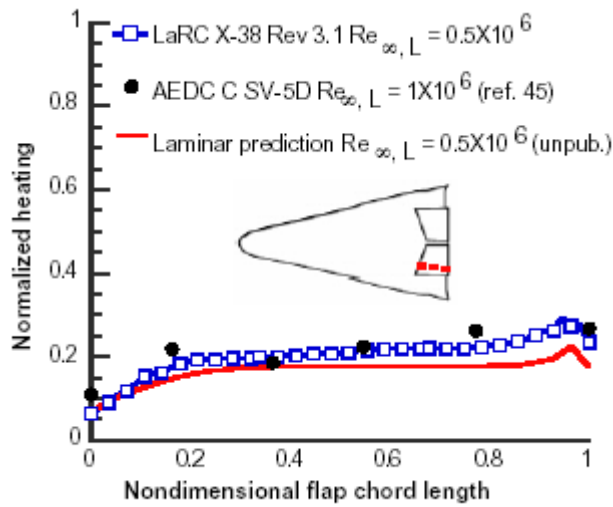


Abbildung 28: Hitzeverteilung auf der Body Flap

An der Lücke zwischen BF und Rumpf führt die Durchströmung zu einem Hitzemaximum der nahen BF-Bereiche, das um bis zu 15% über den Werten der übrigen Bereiche liegt.

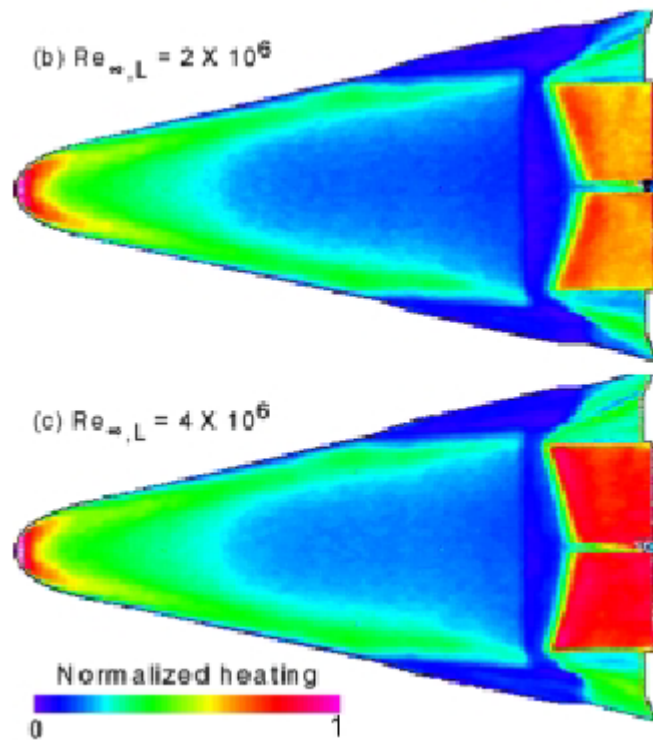


Abbildung 29: Hitzeverteilung an der BF-Lücke, Reynoldszahl-Einfluß

Sehr wesentlichen Einfluß auf die Erhitzung der stromzugewandten Seite hat der Ausschlag der BF. Bei einer Änderung von 20° auf 30° beispielsweise steigt die Erhitzung um 40%.

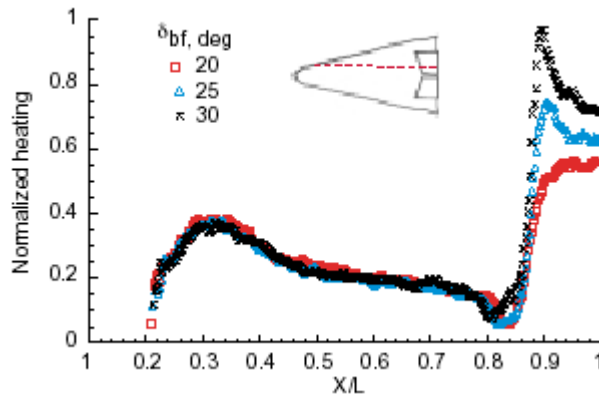


Abbildung 30: Abhängigkeit der BF-Hitzelast von deren Ausschlagswinkel

Auf der stromabgewandten Seite kommt es wegen des oben genannten Hohlraums zu erheblichen technischen Herausforderungen. Ist die BF ausgeschlagen, kommt es zu erzwungener Konvektion durch die Lücke zwischen BF und Rumpf, Wärmestrahlungsaustausch zwischen der BF und dem Rumpf, Strömungsablösung und dreidimensionalem Strömungszustand. Dieser komplexe aerothermische Zustand ist experimentell und numerisch schwer zu modellieren (siehe auch 5.2.3). Vor allem zu Beginn des Projekts basierte die Konstruktion des BF-Systems vorwiegend auf experimentellen Daten.

Die Strömung im Hohlraum wird dominiert durch den Aufprall der düsenartigen Lückendurchströmung auf den Rumpf. Hier kommt es also zu einem Staupunkt, folglich zu einem Hitzemaximum.

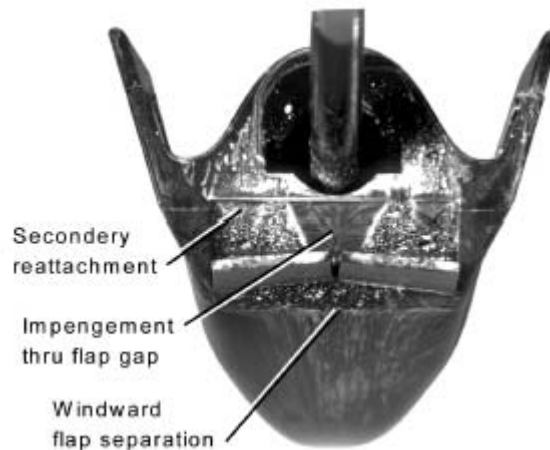


Abbildung 31: Strömungsbild im BF-Hohlraum

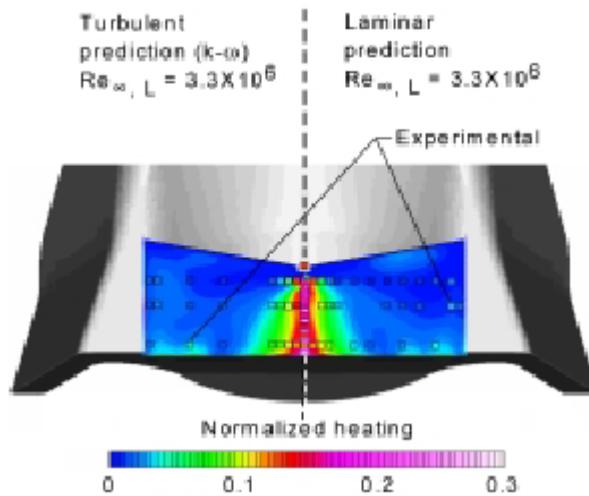


Abbildung 32: Hitzeverteilung im BF-Hohlraum

Entgegen der numerischen Voraussage erbrachten Experimente die Erkenntnis, daß dieses Maximum nicht an der Hinterkante der BF, sondern im Bereich der BF-Gelenke liegt. Außerdem steigt es mit zunehmender Reynoldszahl an und wandert näher an die Gelenklinie heran.

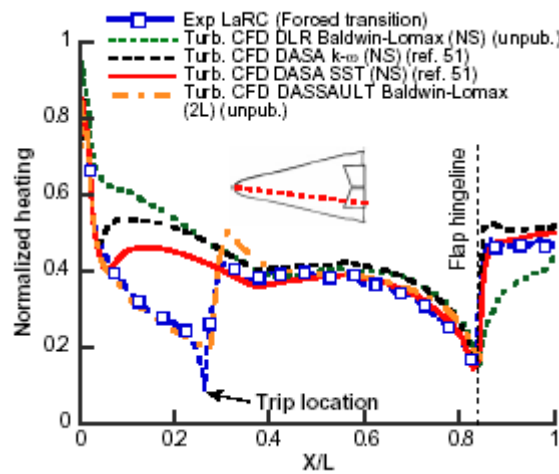


Abbildung 33: Hitzebelastung der BF-Gelenklinie

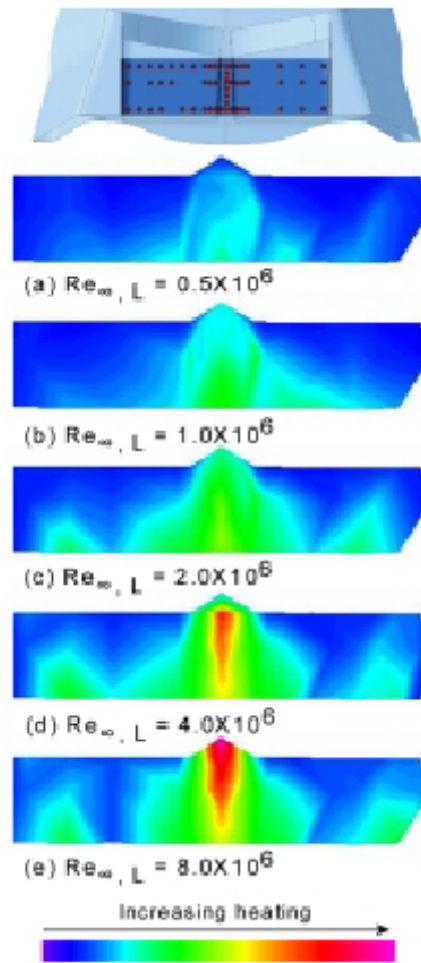


Abbildung 34: Reynoldszahleinfluß auf Holraumerhitzung

Anders als bei der stromzugewandten Seite, ergibt sich im Hohlraum und damit an der Gelenklinie ein besonders problematischer Strömungszustand bei niedrigen BF-Auslenkungen, mit einem Hitzemaximum bei ca. 10°. Der Anstellwinkel hingegen erzeugt hier je mehr Hitze, desto größer er ist. Besonders zu beachten sei die Spitze bei 45° Anstellwinkel im Bereich der Gelenklinie.

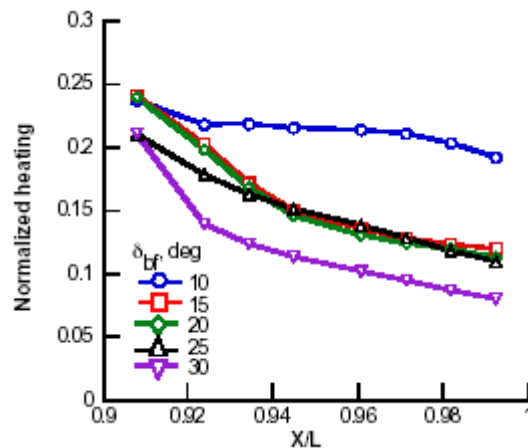


Abbildung 35: Hohlraumerhitzung bei verschiedenen Ausschlagswinkeln

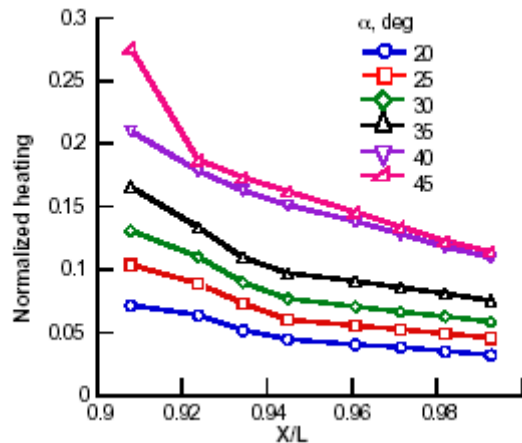


Abbildung 36: Holhraumerhitzung bei verschiedenen Anstellwinkeln

All diese Umstände tragen dazu bei, daß für die thermischen Dichtungen des BF-Systems (EMA-Aktuatorstange) keine bisher verwendete Dichtung geeignet ist. Folglich wird ein völlig neues Konzept erarbeitet, dessen Realisierung bisher einige Rückschläge mit sich brachte. Probleme sind unter anderem die wenigen Informationen, die man über das Abnutzungsverhalten des favorisierten Materials (Keramikfasern) hat. Denn Versuche von Boeing haben ergeben, daß eine zunächst unkritisch durchlässige Dichtung verstärkt erhitzt wird und dadurch ein kritischer Zustand eintreten kann. [19]

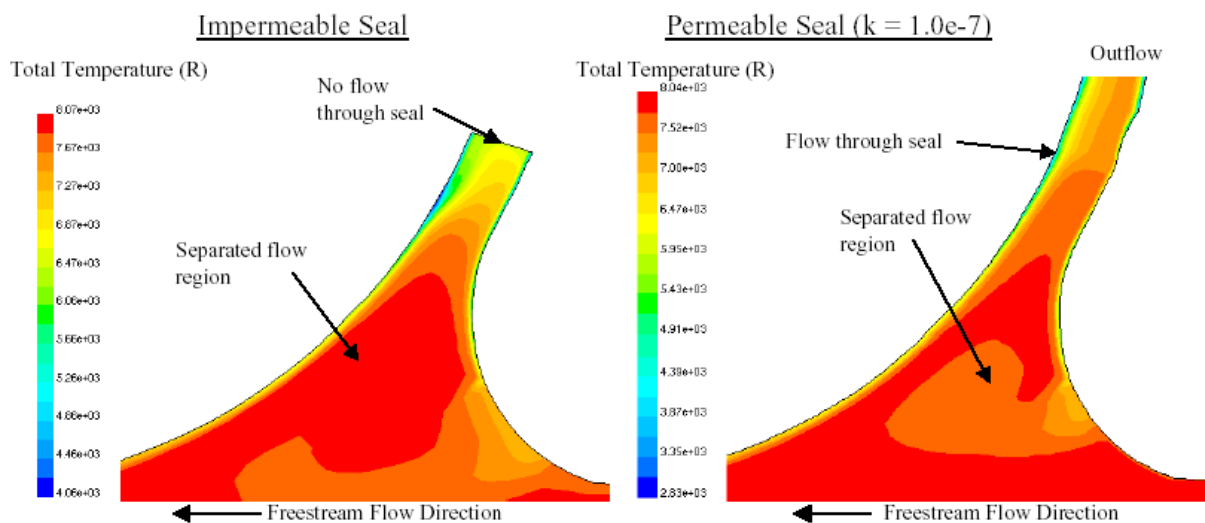


Abbildung 37: Auswirkung einer durchlässigen thermische Dichtung

5.2 Verwendete Referenzmodelle

Zur Berechnung der Zustandsparameter des Vehikels aus den Meßdaten der Sensorsysteme kommen verschiedene Referenzmodelle zum Einsatz. Auch wenn an deren Verbesserung stetig gearbeitet wird, kann ein Modell die Realität jedoch niemals zu 100% abbilden, woraus sich diverse Probleme ergeben können.

5.2.1 Atmosphärenmodelle

Zur Modellierung der Atmosphäre stehen verschiedene Modelle zur Verfügung, beispielsweise die US-Standardatmosphäre z.B. zur Höhenbestimmung oder die GRAM (Global Reference Atmospheric Model) zur Abschätzung der unter 4.2. beschriebenen Dichteabweichungen. [7]

Allerdings haben die STS-Flüge gezeigt, daß beispielsweise die Abhängigkeiten der Dichteveränderungen von Jahreszeit und geographischer Breite nicht ausreichend vorausgesagt werden konnten. GRAM ging von den höchsten Variationen bei hohen Breiten im Winter aus, die tatsächlich erfahrenen höchsten Abweichungen traten jedoch im Sommer bei niedriger Breite auf. [10]

Außerdem wird mittlerweile die geographische Länge in dieser Beziehung als relevanter erachtet als die Breite, die Längenabhängigkeit ist jedoch erst seit GRAM-95 (also aus dem Jahr 1995) modelliert. Aus diesen Gründen wird zur Dichteabschätzung ein Modell verwendet, das auf den empirischen Daten der STS-Flüge basiert. Allerdings wird angenommen, daß dieses Modell die Abweichungen tendenziell unterschätzt. Es existiert also noch keine akkurate Methode zur Abschätzung von Dichteabweichungen.

5.2.2 FADS - Strömungsmodell

Die Parameter Anstellwinkel, Höhe und Geschwindigkeit müssen in Echtzeit berechnet und daraus die Kontrolle des Vehikels abgeleitet werden. Dazu muß ein relativ einfaches Referenzmodell her, das allerdings ein komplexes Strömungsszenario beschreibt. Dieses neue Modell ist eine Kombination aus der Potentialtheorie stumpfer Körper (Unterschall) und dem modifizierten Newtonschen Strömungsmodell (Hyperschall). Um diese beiden Lösungen über einen ausreichend weiten Machzahlbereich hinweg kombinieren zu können, ist die Einführung eines Kalibrierungsparameters notwendig. Dieser Parameter muß empirisch bestimmt werden.

Zur Auswertung der Daten stehen verschiedene Algorithmen zur Auswahl, die jeweils verschiedene Vor- und Nachteile haben. Zu unterscheiden sind iterative und nicht-iterative Algorithmen. Die Iterativen liefern genaue Daten und kommen mit Sensorausfällen gut zurecht, können allerdings Konvergenzprobleme bekommen. Die Nicht-Iterativen haben zwar keine Konvergenzprobleme, verlangen aber hochspezialisierte Hardware (Meßsonden), deren Geometrieauswahl nicht automatisiert werden kann.

[39], [40]

5.2.3 Strömungsmodelle, Meßmethoden, Meßgenauigkeit

Bei den Windkanaltests zur Bestimmung der Aerothermodynamik des CRV kamen folgende Meßtechniken zum Einsatz.

Thermographische Phosphormethode und Dünnschicht - Thermometrie zur Messung und Visualisierung der lokalen und globalen Oberflächenerhitzung.

Öl-Fluß-Methode zur Analyse des Strömungsfeldes bzw. der Stromlinien auf der Oberfläche.

Schlierenoptik zur detaillierten Analyse von Stoßvorgängen am Vehikel.

Eine Einrichtung zur Spannungsmessung, bestehend aus 6 Komponenten, zur Bestimmung von Kräften und Momenten.

Die genaueren Beschreibungen zu den Funktionsweisen der einzelnen Methoden sind [18] zu entnehmen.

Besonders interessant für diese Arbeit ist die Einschätzung der Genauigkeit der gewonnenen Daten.

Der gemessene Strömungszustand (Totaltemperatur und Totaldruck) erreicht eine Genauigkeit von $\pm 2\%$.

Die Hitzraten wurden aus der globalen Oberflächentemperatur berechnet. Die Genauigkeit der Phosphor-Methode hängt von der Stärke des Temperaturgradienten ab. Auf der stromaufgerichteten Seite kommt es dadurch zu Genauigkeiten von $\pm 8\%$, für das gesamte Experiment (Beachtung aller Faktoren) liegen sie bei $\pm 15\%$. In Bereichen mit schwachen Gradienten (stromabwärts oder im beschriebenen Hohlraum von BF und Rumpf) kann es zu Abweichungen von bis zu $\pm 25\%$ kommen.

Der laminare Wärmetransfer an der stromauf gelegenen normalisierten Mittellinie des Vehikels konnte auf $\pm 4\%$ genau gemessen werden.

Die diskreten Messungen per Dünnschichtmethode des Wärmetransfers erreichen eine Genauigkeit von $\pm 8\%$, im Bereich des BF-Hohlraums erreicht die Wiederholpräzision einen Wert von $\pm 2\%$.

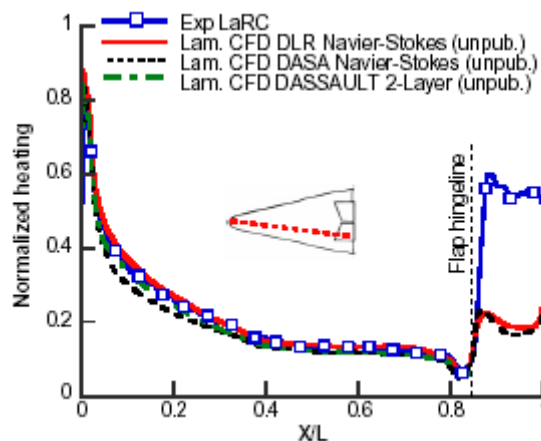


Abbildung 38: Vergleich von experimentell ermittelten und simulierten Hitzlasten

5.3 Kommunikation während des Wiedereintritts

Plasma hat die Eigenschaft, bestimmte Wellenlängen der elektromagnetischen Strahlung zu absorbieren und zu reflektieren. Welche Wellenlängen dies sind, hängt vom thermischen Zustand des Plasmas, also der Schwingungsfrequenz der Teilchen ab. Während des Wiedereintritts durchläuft das Plasma auch genau die Zustände, die die Funkwellen des CRV abschirmen. Der Kontakt zu Bodenstationen oder Satelliten geht also verloren. Diese Phase wird also sogenannte "Black-Out-Phase" bezeichnet.

Beim CRV beginnt diese Phase nominell bei 76 km Höhe und dauert 420 Sekunden lang. In [41] kommt man zu dem Ergebnis, daß die atmosphärischen Meßdaten in diesem Zeitraum eine höhere Unsicherheit aufweisen.

5.4 Rechnerzuverlässigkeit

Hardware und Software sind teilweise eingekauft worden. Es wurde also zur Kostenreduktion das sogenannte Commercial-of-the-Shelf (COTS) genutzt. Problematisch kann dabei sein, daß

die Systeme nicht zu 100% für die Anforderungen des CRV entwickelt wurden, sondern nur konfiguriert wurden. Laut einer Studie der AIAA (AIAA 94-4506) sind mit COTS zwar bis zu 50% Einsparungen möglich. Es wird allerdings gezeigt, daß der Durchbruch dieses Konzept erst zu erwarten ist, wenn die Zuverlässigkeitsanforderungen herabgesetzt werden können. Das bedeutet im Umkehrschluß, daß COTS-basierte Komponenten eines Systems als tendenziell weniger zuverlässig eingeschätzt werden als speziell entwickelte.

[3]

Die Software ist im voll automatisch arbeitenden CRV (siehe 2.1.) ein besonders kritisches Untersystem, da die Steuerung bzw. Nutzung von quasi allen anderen Untersysteme über den Bordcomputer läuft. Er wertet zum einen gemessene Daten aus und gibt zum anderen die Befehle zur Flugsteuerung an die entsprechenden Systeme.

Es ist in der Vergangenheit jedoch häufiger zu Fehlern gekommen, die teils fatale Konsequenzen mit sich brachten. Als Beispiel sei der Jungfernflug der europäischen Trägerrakete Ariane 5 genannt. Hier führte ein Softwareproblem zur vollständigen Zerstörung des Systems, weil das Programm nicht das leisten konnte, wovon die Ingenieure eigentlich ausgegangen waren.

Jüngstes Beispiel ist die Rückkehr einer Sojus-Kapsel zur Erde im Mai 2003. Aufgrund eines Softwarefehlers in der deOrbit-Phase verfehlte sie ihr Zielgebiet um 460km, wobei zeitweise Belastungen von 8 g auftraten und der Rückkehrkorridor steiler als geplant war.

6 Auswirkungen auf die CRV-Untersysteme

Aus dem Verlassen der Nominaltrajektorie ergeben sich Probleme, die im folgenden beschrieben werden sollen, um in den Unterpunkten darauf Bezug nehmen zu können.

Wie unter 4.1. beschrieben, erfolgt der Wiedereintritt prinzipiell innerhalb zwei unterschiedlicher Phasen. Im ersten Teil dominiert die thermische Belastung (Wärme) den Flug, sobald jedoch die Höhe ab- und damit die Dichte zunimmt, dominiert die mechanische Belastung (Staudruck).

Beide Phasen erfolgen am technologischen Limit des Fluggeräts. Sowohl Werkstoffe (siehe 6.4.1) als auch das Wissen über den Vorgang an sich sind relativ neue und im Vergleich zu anderen Technologiefeldern (beispielsweise der kommerziellen Luftfahrt) unbekannte Gebiete. In Verbindung mit den unter 4.1. beschriebenen Umweltbedingungen folgt daraus, daß das Fluggerät eine geringe Toleranz gegenüber einem Verlassen der nominellen Trajektorie aufweist.

In der ersten, durch thermische Belastung dominierten Phase kann ein Abweichen vom Nominalkurs zum Anbrennen von Body Flaps und Ruder kommen, weil die maximal ertragbare Temperatur des TPS dieser Systeme überschritten wird.

Es kann angenommen werden, daß besonders das BF-System empfindlich auf höhere thermische Lasten reagiert (siehe 5.1). Konkret zu nennen sind dazu beispielsweise die Gelenklinie, die thermische Dichtung der EMA-Stange und der Wiederanliegepunkt der Strömung auf der BF-Fläche.

Werden die Gelenke beschädigt, kann es zu erheblichen Einschränkungen in der Beweglichkeit der BF kommen.

Steigt die Durchlässigkeit der thermischen Dichtung, können die heißen Gase im Inneren des CRV erheblichen Schaden anrichten, beispielsweise den EMA-Motor schädigen. Außerdem sei nochmal erinnert, daß der innere Teil der EMA-Stange metallisch ist und dadurch durch Erhitzung eine höhere Verformbarkeit schneller eintritt als bei den verwendeten Verbundwerkstoffen. Es kann hier also zu Verformungen kommen.

Wird die Oberfläche der BF beschädigt, brennt z.B. am Anliegepunkt ein Teil ab, hat dies einen Effizienzverlust der BF zur Folge.

In der zweiten, durch mechanische Belastung dominierten Phase, kann ein Abweichen von der Trajektorie zu eingeschränkter Funktionalität von Body Flap oder Ruder führen. Durch Verformung der mechanischen Steuerelemente, beispielsweise der EMA-Stangen, wird entweder der Bewegungsbereich der Systeme eingeschränkt (limitierter BF-Ausschlag) oder das System verharrt gleich ganz in einer Position und läßt sich nicht mehr bewegen.

Es besteht also die Gefahr, daß die genannten Systeme erheblich beschädigt werden und es dadurch zu einem Effizienz- und/oder Effektivitätsverlust kommt.

6.1 Beschädigungen der Bordelektronik

Wie bei fast alle technische Neuerungen kommen auch im CRV moderne elektronische Elemente zum Einsatz. Die Steigerung der Leistungsfähigkeit, also die fortschreitende Minituarisierung der elektronischen Elemente, kann jedoch auch zu einer höheren Empfindlichkeit gegenüber der unter 3.4., 3.5., 4.5. beschriebenen Effekte führen.

Wie unter 2. beschrieben, hängen alle wichtigen Systeme direkt oder indirekt an der elektrischen Energieversorgung. Deshalb gefährden die v.a. im Weltraum (Kapitel 3) auftretenden elektromagnetische Phänomene besonders viele Untersysteme des CRV.

Wie unter 3.4. beschrieben, besteht die elektromagnetische Gefahr des "spacecraft charging" in potentiellen Lichtbogenentladungen und transienten Induktionsvorgängen. Aber auch die unter 3.5. vorgestellte ionisierende Strahlung kann zur Beschädigung der Elektronik in Form sog. SPE führen.

Schädliche Effekte der unter 4.5 beschriebenen Phänomene auf die Bordelektronik werden zwar als eher unwahrscheinlich eingeschätzt, können aber nicht gänzlich ausgeschlossen werden.

6.1.1 Beeinträchtigung der Energieversorgung

Vorstellbar ist zunächst die Beeinträchtigung der gesamten Energieversorgung, also eine Beschädigung von einer oder mehrerer der 4 Lithiumbatterien. Dabei ist für diese Arbeit weniger der Totalausfall (der wahrscheinlich zu einem unvermeidlichen Scheitern der Mission führen würde) als vielmehr ein Leistungsverlust interessant.

Solch ein Leistungsverlust beeinträchtigt die aerodynamische Steuerung, da Body Flap und Ruder bzw. deren EMA - Motoren nicht mehr mit der geplanten Kraft arbeiten können. Das kann zum einen zur Folge haben, daß in Verbindung mit mechanischen oder chemischen Schädigungen (siehe 6.2) die Bewegungsfreiheit von Ruder und/oder Body Flap eingeschränkt wird bzw. gänzlich verlorengeht.

Oder es kann eine langsamere Bewegung der EMA - Gestänge auftreten. Es entsteht also eine länger als geplanter Zeitverzug zwischen der Berechnung der Trajektorie über den Bordcomputer und die tatsächliche Umsetzung über die Bewegung der Steuerflächen. In beiden Fällen herrscht die Gefahr des zumindest zeitweisen Verlassens der nominellen Flugtrajektorie.

6.1.2 Beeinträchtigung der elektronischen Schaltkreise und Leitungen

Als weiteres gefährdetes System sind die elektronischen Schaltkreise und Leitungen anzusehen. Zum einen besitzen alle Systeme eine elektronische Ansteuerung, also jegliche Regelaufgaben besitzen mindestens eine elektronische Komponente. Außerdem erfolgt die Berechnung der Regelungen über den Bordcomputer. Es kann also schon bei der Berechnung zu Fehlern kommen, falls die Hardware des Computers durch die oben genannten Effekte beschädigt wird. Und schließlich sind Störungen in der Sensorik und der Antennenanlage des

CRV vorstellbar. Dies wiederum führt zu fehlerhaftem Input in den Bordcomputer und damit unter Umständen zu falscher Flugregelung.

Im Bereich der Ansteuerung sind vor allem die drei Hauptsysteme zur Flugregelung zu nennen, also die Body Flaps, die Ruder und das OACS. Können die Befehle zu deren Aktivierung bzw. Bewegung nicht mehr oder nur noch fehlerhaft elektronisch übermittelt werden, muß damit gerechnet werden, daß das CRV nicht mehr der nominellen Trajektorie folgen kann.

6.1.3 Gefahr durch Partikeleinschlag und -durchschlag

Die unter 3.6. beschriebenen Phänomene des Partikeleinschlags stellen eine ernste Bedrohung für die elektronischen Systeme dar.

Zum einen können sich die beim Einschlag entstehenden Staubwolken im Inneren des CRV auf den Schaltkreisen und Leitungen ablagern und zu Störungen und Fehlschaltungen bis hin zum Kurzschluß führen. Alle oben erwähnten Effekte der fehlerhaften Schaltkreise sind wieder relevant.

Außerdem ist bei einem Durchschlag jedes System im Inneren des CRV gefährdet, darunter auch jegliche Elektronik. Dabei muß ein Durchschlag noch nicht zwangsläufig zu einem unvermeidlichen Scheitern der Mission führen. Sind keine für die Crew lebensnotwendigen Systeme getroffen (Kabine, Sauerstoffversorgung, ...), erscheint eine sicherer Wiedereintritt unter modifizierten Verwendungen der Systeme eventuell noch möglich.

6.1.4 Belastung durch häufigen Tag-/Nachtwechsel

Schließlich ist das CRV bei der Erdumrundung häufigen Tag-/Nachtwechseln ausgesetzt, es kommt also zu thermischen Dehnungsbelastungen. Dadurch kann es zu einer schneller als erwarteten Ermüdung der Lötverbindungen und sensiblen Kabel kommen, was die oben genannten Probleme noch verstärkt. Allerdings muß erwähnt werden, daß dieses Phänomen gut voraussagbar und kalkulierbar ist.

6.2 Beschädigungen der Systeme mit Umweltkontakt

6.2.1 Belastung durch den langen Weltraumaufenthalt

Da das CRV während seines Allaufenthalts hauptsächlich an der ISS angedockt sein wird, ist es der neutralen Thermosphäre ausgesetzt (siehe 3.2). Der dort auftretende *atomare Sauerstoff* ist sehr reaktionsfreudig und führt also zur Degeneration der Oberflächen. Dies kann vor allem dann zu einem Problem werden, wenn die unter 3.1 beschriebenen Phänomene der erhöhten Sonnenaktivität zu einer Erhöhung dieses atomaren Sauerstoffs führen. Verstärkt wird dieser Effekt durch *Mikropartikeleinschläge* (siehe 3.6) und zusätzliche Oberflächenbelastung können durch das sogenannte *Sputtering* (siehe 3.4), also eine Verunreinigung des Materials durch organische Moleküle, auftreten.

Außerdem kann es bei durch "spacecraft charging" verursachten heftigen *Lichtbogenentladungen* (siehe 3.4) zu Zerstörungen bzw. Ablösungen von Oberflächenmaterial kommen.

Und wie unter 6.1.4 muß die *thermische Dehnungsbelastung* durch den häufigen Tag-/Nachtwechsel genannt werden, auch wenn dieses Phänomen gut voraussagbar und kalkulierbar ist. Die daraus resultierenden Ermüdungserscheinungen betreffen die Schmierstoffe der mechanischen Systeme, also Body Flap und Ruder. Dadurch kann es zu einer erhöhten Reibung in den Gelenken kommen.

Außerdem kann der Zustand von kryogenen Flüssigkeiten negativ beeinflusst werden, was unter Umständen zu einem Leistungsverlust des deOrbit-Moduls (Hydrazin) und des OACS (flüssiger Stickstoff) führen kann.

Die oben zuerst genannten Effekte führen also alle zu einer schnelleren Materialalterung bzw. Degeneration. Die Unebenheit und Rauigkeit der Oberfläche steigt. Dieses kann besonders für die aerodynamischen Steuerflächen und für das TPS zu Problemen führen.

Verändert sich die Beschaffenheit der Oberfläche von Ruder oder Body Flap, kann das eine Abnahme der aerodynamischen Effektivität dieser Systeme zur Folge haben. Sie liefern dann bei eingestelltem Ausschlag nicht mehr den Beitrag zur Flugkontrolle wie eigentlich geplant. Wird diese Diskrepanz nicht oder nur unzureichend berücksichtigt, ist ein zumindest kurzfristiges Verlassen der nominellen Trajektorie vorstellbar.

Genauso verhält es sich mit einer Beschädigung der Steuermechanik dieser Systeme. Dellen und feine Risse in den Gelenken, Lagerungen oder Gestängen oder weniger effektive Schmiermittel können zu erhöhter Reibung und damit Schwergängigkeit des Systems, im schlimmsten Fall sogar zu dessen Blockade führen. Diese Probleme sind v.a. im Bereich des maximalen Staudrucks auf die Steuerflächen zu erwarten. Eine Blockade oder Schwergängigkeit ist dann durch Verbiegung an schon beschädigten Stellen (Spannungsspitzen an Dellen oder Rissen) denkbar.

Jegliche Beschädigungen am TPS erhöhen die Gefahr des Hitzedurchschlags auf die Struktur und damit von potentiell katastrophalen Konsequenzen. Ebenfalls denkbar ist wiederum eine Verringerung der Effektivität der aerodynamischen Steuerflächen. Sollte nämlich deren TPS bei Beginn des Wiedereintritts zwar beschädigt, aber ihre Funktion zunächst nicht beeinträchtigt sein, tritt eventuell erst ein Effektivitätsverlust durch Abbrennen beim heißesten Zeitpunkt des Wiedereintritts (siehe 4.1) auf. Da eine eventuelle Anpassung der Regelung erst mit einem Zeitverzug möglich ist, erscheinen hier schon kleinste Abweichungen von der nominellen Flugtrajektorie als gefährlich.

Besonders wichtig ist auch die erhöhte Gefahr des asymmetrischen und/oder verfrühten Grenzschichtübergangs (siehe 4.3). Denn sein Auftreten wird eben genau durch eine aufgeraute Oberfläche begünstigt. Je früher er auftritt, desto größer ist die Gefahr, daß er im Bereich der maximalen Temperaturbelastung zu einem zusätzlichen Anstieg führt. Neben dieser thermischen Last treten dabei durch die Asymmetrie auch Momente am CRV auf, die durch die Steuersysteme ausgeglichen werden müssen. Die mechanische Lasten auf die aerodynamischen Steuersysteme und der Treibstoffverbrauch des OACS können also auch ansteigen.

Eine geringere Effizienz des OACS durch Beeinträchtigung des kryogenen Stickstoffs ist negativ für die Flugregelung und kann v.a. in Verbindung mit dem erhöhten Treibstoffverbrauch aufgrund der Dichteabweichungen (siehe 4.2) zu einem Verlassen der nominellen Trajektorie führen. Dann nämlich, wenn der Treibstoff vor Beendigung der Mission ausgeht und das OACS somit nicht mehr zur Verfügung steht.

Schließlich kann der De-Orbit-Impuls nicht mehr die geplante Leistung bringen, wenn das Hydrazin durch die thermische Strahlung unplanmäßig stark beeinträchtigt wurde. Das kann zur Folge haben, daß der gesamte Wiedereintrittsprozeß nicht unter dem gewünschten Winkel erfolgt und deshalb von vornherein nicht die nominelle Flugbahn geflogen wird.

6.2.2 Schäden durch den Einschlag mittelgroßer Partikel

Der Einschlag eines mittleren Partikels wie unter 3.6 beschrieben hat unweigerlich eine bedeutende Zerstörung der Oberfläche des CRV zur Folge. Entweder durch die Kraterbildung aus einem Einschlag oder sogar durch das Loch aus einem Durchschlag. In letzterem Falle sind, wie unter 6.1 zum Teil beschrieben, alle inneren Systeme des CRV betroffen und jegliche in dieser Arbeit genannten Systemausfälle und deren Probleme müssen in diesem Worst-Case in Betracht gezogen werden. Kommt es dagegen "nur" zur Kraterbildung, kann diese als extreme Form der Oberflächenbelastung betrachtet werden und alle oben genannten Probleme durch Oberflächenbelastung gelten auch für diesen Fall. Nur ist die Wahrscheinlichkeit ungleich höher, daß dieses Ereignis für sich alleine genommen schon zu einer kritischen Systembeeinträchtigung bis hin zum Ausfall und damit zur Gefahr des Verlassens der Nominalflugbahn führt.

Wie schon unter 3.6 genannt, führt der Einschlag eines großen Partikels sehr wahrscheinlich zum Totalausfall bzw. Zerstörung des CRV, deshalb ist dieses Szenario für die weitere Arbeit nicht relevant.

6.2.3 Schäden durch positive Dichteabweichungen

Die mittelbaren Schäden aufgrund von positiven oder negativen Dichteabweichungen werden unter 6.3.1 dargelegt.

Unmittelbar führt ein Dichteanstieg auch im nominellen Korridor zum Anstieg von Wärmelast bzw. Staudruck.

Der Anstieg der Wärmelast ist vor allem für das BF-System (siehe 5.1) bedenklich. Wie gezeigt, existieren dort einige Bereiche, in denen es zu Hitzemaxima kommt, darunter auch die Gelenklinie. Die dortigen Gelenke können also von einem Dichteanstieg besonders betroffen sein.. Denkbar sind Beschädigungen an den Gelenken und dadurch eine eingeschränkte Beweglichkeit der BF.

Eine zu starke Erhitzung der thermischen Dichtungen kann dazu führen, daß ihre Durchlässigkeit kritisch steigt und die heißen Gase im Inneren des CRV Schaden anrichten, beispielsweise das EMA-System der BF schädigen.

Schließlich besteht die Gefahr, daß es an den Punkten auf der BF-Fläche mit Hitzemaxima zu Brandschäden und dadurch zu einem Effizienzverlust der BF kommt.

Erhöhter Staudruck kann zu mechanischen Verformungen oder Brüchen an BF und/oder Ruder führen. Das scheint v.a. dann denkbar, wenn vorher bereits nicht nominelle Belastungen (Weltraum, Hitze) die Struktur dieser Systeme beschädigt haben.

6.2.4 Schäden durch leuchtende Nachtwolken

Unter 4.4 sind die drei Haupteffekte der leuchtenden Nachtwolken beschrieben, also Dichteanstieg, unvorhersagbare Hitzebelastung und Oberflächenkorrosion.

Die Dichtevariationen führen zu all den Problemen, die unter 4.2, 6.2.3 und 6.3.1 dargelegt werden.

Problematisch ist außerdem die potentielle Erhöhung der Wärmelasten durch verfrühten Grenzschichtübergang (siehe 4.3) oder chemische Reaktionen im Plasma. Wieder kann es durch Anbrennen zu einer Effizienzmindering der aerodynamischen Steuersysteme und dadurch einem Verlassen der Trajektorie kommen.

Besonders gefährlich ist dabei der direkte Zusammenhang mit dem dritten Effekt, den die Eispartikel der leuchtenden Nachtwolken hervorrufen können, nämlich der Erosion des TPS. Aufgrund der hohen Lage der Nachtwolken in der Atmosphäre tritt dieses Problem im Bereich hoher thermischer Belastung (siehe 4.1.) und hoher Geschwindigkeit auf. Die Eispartikel der Nachtwolken stoßen also mit verhältnismäßig hohem Impuls auf die stromzugewandten Oberflächen des CRV und können diese beschädigen.

Aus diesem Grund wurde es beim einzig betriebenen Referenzsystem, dem STS der NASA, bisher vermieden, die Trajektorie so zu legen, daß sie durch das Gebiet der leuchtenden Nachtwolken führt. Es besteht also keinerlei praktische Erfahrung mit diesem atmosphärischen Phänomen bzw. dessen Auswirkungen auf einen Hyperschallflug. Da aber das CRV für Notfälle entwickelt wurde (siehe 2.1), besteht die Möglichkeit, daß auf eben jene Einschränkung der Trajektorie keine Rücksicht genommen werden kann.

6.3 Beschädigungen durch Abweichung der Realität vom Referenzmodell

Die Rechner von Guidance, Navigation und Control stützen ihre Berechnungen auf Referenzmodelle, um den Flugverlauf vorausszusagen und entsprechende Befehle an die Untersysteme geben zu können (siehe 5.1, 5.2.). Auch wenn diese Modelle immer besser werden und die Natur immer genauer abbilden, können sie doch keine hundertprozentige Genauigkeit garantieren. Es sind also stets Abweichungen zu erwarten, deren Ausmaß die Missionsdurchführung mehr oder weniger beeinflußt.

6.3.1 Atmosphärenmodelle

Die unter 4.2. beschriebenen Abweichungen der realen Dichte von der vom verwendeten Referenzmodell vorausgesagten Dichte bringen 2 Arten von Problemen mit sich.

Erstens kann es wegen der unter 2.3.5 beschriebenen Arbeitsweise des GN&C zu Fehlberechnungen kommen. Eine zu hohe oder zu niedrige Dichte kann es zur Annahme einer falschen aktuellen Höhe veranlassen. Das wiederum kann dazu führen, daß der aktuelle Flugzustand als fehlerhaft eingeschätzt wird und die Lageregelungssysteme zum Nachsteuern veranlasst werden. Beim OACS führt dies zu einem höher als geplanten Treibstoffverbrauch – im Extremfall könnte der gesamte Treibstoff vor der Landung aufgebraucht werden und dadurch das OACS ausfallen. Dies scheint vor allem dann denkbar, wenn die Dichte

tendenziell höher ist als vom Modell gefordert. Dadurch erhöht sich der aerodynamische Widerstand, folglich kann auch die vom OACS aufzuwendende Leistung und damit der Treibstoffverbrauch steigen.

Die Nachregelungen können also zu einem irrtümlich herbeigeführten Verlassen des nominellen Flugkorridors führen.

Zweitens geht die Dichte direkt proportional in Wärme fluß und Staudruck ein (siehe 4.1). Das heißt also, daß es durch Dichteerhöhungen auch auf der nominellen Trajektorie zu erhöhtem Wärme fluß und Staudruck kommt, unabhängig von eventuellen Fehlsteuerungen. Rumpf und die aerodynamischen Steuerflächen werden also stärker als geplant thermisch und mechanisch belastet, was v.a. für den Bereich der Body Flap zum einem erheblichen Problem werden kann. (siehe 5.1, 6.2.3, 6.4.2).

6.3.2 FADS – Strömungsmodell

Fehler in der Berechnung der unter 5.2.2 genannten Parameter können wieder zu fehlerhaften Flugzuständen, d.h. Einstellungen der Regelungssysteme führen. Dadurch kann es durch irrtümlich als richtig erachtete Steuerung zum Verlassen der Trajektorie kommen.

6.3.3 Strömungsmessungen

Die Modellierung und Voraussage des realen aerothermischen Flugverhaltens des CRV auf Basis von Experimenten und numerischen Simulationen ist entscheidend für die Erfüllung der Mission. Die in dieser Phase gemachten unentdeckten Fehler können zur Unterschätzung von mechanischen und thermischen Lasten führen. Davon sind alle der Strömung ausgesetzten Systeme betroffen, vor allem aber die besonders exponierten aerodynamischen Steuerflächen und deren Steuerungssysteme. Erfolgt die Fertigung und Integration dieser Systeme anhand falscher Daten, können Brandschäden und Verformungen/Brüche auftreten, die die Funktionalität einschränken oder sogar zum Systemausfall führen.

6.4 Beschädigungen durch interne Fehler des CRV-Systems

6.4.1 Allgemeine Zuverlässigkeit von Bauteilen

Bruchfestigkeiten (wie auch andere Kennwerte) von Werkstoffen sind streuende Größen. Führt man für einen Werkstoff viele Versuche durch, wird man eine statistische Verteilung der Ergebnisse mit einer Anhäufung in einem bestimmten Bereich finden.

Ähnlich kann man für die Beanspruchung (Spannung) in einem Bauteil argumentieren, die in Folge streuender Lasten und Bauteileigenschaften (bei vielen, formal gleichen Bauteilen) ebenfalls streut.

Beides zusammen führt auf die Versagenswahrscheinlichkeit. Versagen tritt dann auf, wenn Belastung und Festigkeit beide soweit streuen, daß die Belastung die Festigkeit übersteigt.

Es kann also selten eine absolut sichere Belastbarkeit für ein Bauteil ermittelt werden, sondern nur eine hohe Wahrscheinlichkeit.

Dabei ist im Fall des CRV zu bedenken, daß der atmosphärische Wiedereintritt manche Bauteile bis an deren technologische Grenze belastet, also auch kein hoher Sicherheitsfaktor zur Verringerung der Versagenswahrscheinlichkeit eingeplant werden kann.

Schließlich sei noch im Hinblick auf die Werkstoff- und Bauteiltests auf den Unterpunkt *Faktor Mensch* (6.4.6) verwiesen.

6.4.2 Anordnung der Body Flaps

Die unter 5.2 beschriebenen Effekte führen zu einer "thermischen Achillesferse" im Bereich der Body Flaps. Problematisch erscheinen hierbei v.a. zwei Dinge.

Zum einen kommt zur thermischen Abdichtung ein neues Konzept zum Einsatz, mit neuen Materialien und neuer Anordnung. Das bedeutet, daß keine Referenzen aus dem tatsächlichen Betrieb für die Zuverlässigkeit des Systems zur Verfügung stehen. Darum kann das Ausfallrisiko tendenziell höher eingestuft werden als bei bereits in der Praxis bewährten Systemen.

Sollten die bisher beschriebenen thermischen Sonderbelastungen tatsächlich auftreten, erscheint eben diese Achillesferse als besonders Intolerant gegenüber Abweichungen vom nominellen Belastungsfall.

Die Kombination dieser beiden Effekte kann dazu führen, daß die Durchlässigkeit der Dichtungen so hoch wird, daß ernste Schäden am gesamten EMA-System der Body Flap oder an ihrer Lagerung (Keramikgelenke) auftreten.

Denkbar ist eine geringere Steifigkeit der Stange durch die Erhitzung, wodurch deren Verformbarkeit steigt. Die Stoffeigenschaften der Schmierstoffe können sich ungünstig verändern und so die Gleiteigenschaften der EMA-Stange verschlechtern. Schließlich können die heißen Gase die EMA-Elektronik bzw. den Motor schädigen. Es sei erwähnt, daß eine fehlende oder beschädigte Dichtung zur Zeit als Hauptursache der Columbia-Katastrophe erachtet wird.

Eine Überhitzung der Gelenke verringert deren Steifigkeit (Verformbarkeit steigt) und auch hier können die eingesetzten Schmierstoffe in ihrer Effektivität beeinträchtigt werden. Es kann also zu Verklemmungen bzw. verlangsamer Einstellung des Ausschlagswinkels kommen.

Es steigt in allen Fällen die Gefahr des Blockierens oder des eingeschränkten Bewegungsbereichs der Body Flap.

6.4.3 Schäden durch asymmetrischen / verfrühten Grenzschichtübergang

Es gibt zwei problematische Effekte. Einmal kann der auftretende Temperatursprung durch den Überschlag von laminar nach turbulent in eine Höhe verlegt werden, in der bereits die nominelle Temperatur des TPS in einem kritischen Bereich liegt. Durch diese zusätzliche Wärmelast können Schäden am TPS auftreten.

Außerdem führt die Asymmetrie des Übergangs zu Roll- und Giermomenten am Vehikel. Die GN&C muß abrupt darauf reagieren, also die Steuerung entsprechend einstellen. Sollte sich das Vehikel aus anderen Gründen (z.B. Dichteviationen) bereits am Rande des Flugkorridors befinden, kann eine so schnelle und unerwartete Änderung der Aerodynamik aufgrund der Zeit, die für die Nachsteuerung benötigt wird, zu einem Verlassen der nominellen Trajektorie führen. Es ist außerdem denkbar, daß die Steuerflächen zu dem relevanten Zeitpunkt schon zu weit ausgeschlagen sind, um die Momente auszugleichen (es zum Anschlag kommt), sie dadurch also nicht ausreichend gegensteuern können und dadurch die nominelle Trajektorie verlassen wird.

6.4.4 Rechnerzuverlässigkeit

Aus den unter 5.4 genanntem Grund kann also von einem Softwarefehler praktisch jedes System betroffen sein und damit seine Funktionalität bzw. an Effizienz verlieren.

Besonders die Berechnung und Kontrolle der Bahnparameter muß zuverlässig gewährleistet sein. Kommt es aus externen (siehe 6.1) oder internen (siehe 5.4) Gründen zu Verzögerungen oder Fehlern in den Berechnungen, werden die Flugregelungssysteme falsch eingestellt. Dies kann zum, u.U. auch nur kurzzeitigen (bei Einzelfehlern, z.B. SPE, 3.5) Verlassen der Trajektorie führen.

Kommt es schon in der de-Orbit-Phase zu Rechenfehlern (wie im Mai 2003 bei der Sojus-Kapsel), wird eventuell von Anfang an eine Trajektorie verfolgt, die außerhalb des akzeptablen Korridors liegt.

6.4.5 Kommunikation während des Wiedereintritts ("Black-Out-Phase")

Aufgrund der unter 5.4 beschriebenen Effekte verliert das CRV für eine gewisse Zeit den Funkkontakt mit der Bodenstation. Ein Abgleich der für die Navigation relevanten Daten mit der Bodenstation ist daher nicht mehr möglich und die GN&C muß die Flugsteuerung einzig nach den an Bord ermittelten Daten einstellen. Das bedeutet, daß in dieser Flugphase eine besondere Empfindlichkeit gegenüber der unter 6.3 beschriebenen Probleme besteht, weil die Fluglage nur über die Referenzmodelle errechnet werden und nicht extern verifiziert werden kann.

Laut [41] zeigt sich, daß die Meßdaten und damit die Bahnparameter während dieser Zeit eine höhere Ungenauigkeit aufweisen.

6.4.6 Faktor Mensch

Zum Abschluß der Analyse von Gefahrenquellen und deren Auswirkungen auf das CRV soll noch kurz der Faktor Mensch erwähnt werden.

Wie bei allen technischen Entwicklungen sind Fehler in Planung, Konstruktion und Fertigung niemals ganz auszuschließen. Zwar wird natürlich versucht, durch umfangreiche Tests das Fehlerrisiko möglichst gering zu halten.

Aber zum einen können auch bei diesen Tests menschliche Fehler, z.B. in der Interpretation der Testergebnisse, auftreten. Auch kann nicht garantiert sein, daß alle möglichen kritischen Betriebszustände simuliert worden sind, gerade nicht bei einem so vergleichsweise wenig erfahrenem Vorgang wie dem atmosphärischen Wiedereintritt.

Zum anderen kann es etwa durch Fehler im Informationsfluß zwischen den Menschen auch nach bestandenen Tests dazu kommen, daß wichtige Ergebnisse doch nicht in die endgültige Fertigung bzw. Problemerkennung und -lösung mit einfließen.

Aktuelles Beispiel hierfür sind die Diskussionen bei der NASA über e-Mails ihrer Mitarbeiter, in denen vor potentiellen Problemen der Columbia beim Wiedereintritt gewarnt

wurde. Da zum jetzigen Zeitpunkt noch kein endgültiger Untersuchungsbericht vorliegt, ist noch nicht sicher, ob die Umsetzung einiger in diesen e-Mails gemachten Vorschläge zu einer Vermeidung des Unfalls hätten führen können. Es besteht aber die Möglichkeit, daß nicht alle relevanten Informationen zur Einschätzung der Lage und Problemlösung hinreichend verarbeitet wurden. [25]

7 Ereignisketten zu Worst-Case-Szenarien

Ziel dieses Kapitels ist es darzustellen, wie das Zusammenwirken der beschriebenen Probleme und Gefahren zu den genannten Systemeinschränkungen bzw. Systemausfällen führen kann. Dazu wird zu jedem der vier Szenarien eine spekulative Ereigniskette aufgeführt. Natürlich sind auch viele andere problematische Kombinationen vorstellbar, deren vollständige Darlegung jedoch den Rahmen der Arbeit sprengen würde.

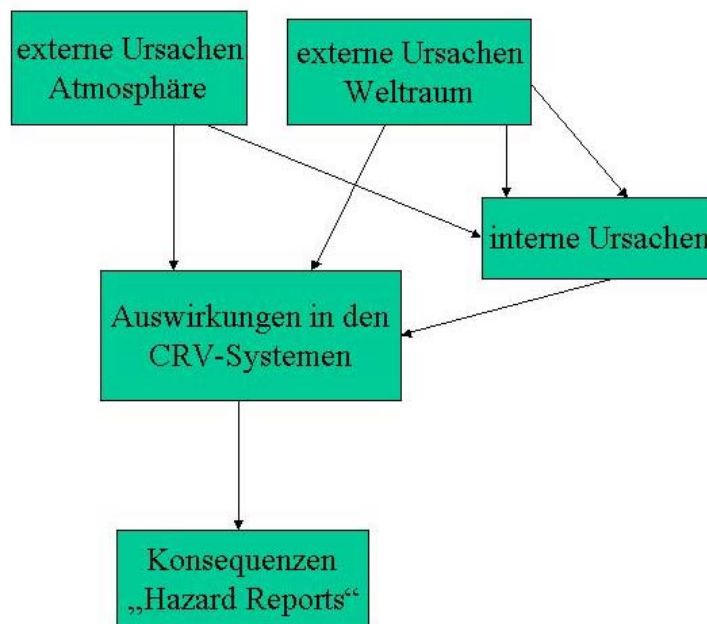


Abbildung 39: Kausalkette

Der einfacheren Lesbarkeit halber sind diese gedachten Szenarien nicht im Konjunktiv verfaßt.

7.1 Eingeschränkte Beweglichkeit der Body Flap

Ausgangsszenario: Nach 1-jährigem Weltraumaufenthalt des CRV an der ISS muß die Crew die ISS mit dem CRV verlassen. Ursache sind Probleme der STS-Flotte, die einen Start in näherer Zukunft verbieten. (Wie es aktuell nach dem Unfall der Columbia auch real der Fall ist). Die Wiedereintrittsbahn ist also frei wählbar.

Durch die statistische Streuung in der Werkstoffherstellung und kleine Fertigungsfehler ist die Steifigkeit der EMA-Stange kleiner als angenommen. (6.4.1)

Transiente Induktionsvorgänge sind in Folge der Sonnenaktivitäten verstärkt aufgetreten und haben die Elektronik der EMA-Motoren dahingehend geschädigt, daß sie eine geringere Kraft aufbringen können. Außerdem liefern die Lithium-Batterien nicht mehr die volle nominelle Leistung. (3.4, 6.1.1)

Ein Softwarefehler bei der Berechnung des de-Orbit-Impulses führt dazu, daß der Wiedereintritt steiler eingeleitet wird als geplant. Durch verstärkten Einsatz des OACS kann diese Abweichung zwar ausgeglichen werden, allerdings kommt es während dieser Zeit zu einem höheren Wärmefluß, wodurch die integrale Wärmelast auf die EMA-Stange und die BF-Gelenke ansteigt. (5.4, 6.4.4)

Im Bereich der maximalen thermischen Lasten ist die atmosphärische Dichte um 10% höher als erwartet, die Wärmelast auf die Gelenke und die EMA-Stange steigt weiter an, die Durchlässigkeit der thermischen Dichtung an der Stangenlagerung steigt an. Die eintretenden heißen Gase erhitzen den metallischen Teil der EMA-Stange und erhitzen die EMA-Motoren. Es treten erste Verformungen an der EMA-Stange und in den Gelenken auf. (4.2, 6.2.3, 5.1, 6.4.2)

Im Bereich des maximalen Staudrucks kommt es abermals zu einem Dichteanstieg, diesmal von 19%. Der bisherige Flugverlauf hat dazu geführt, daß die BF einen verhältnismäßig hohen Ausschlag haben, also hohe Biegemomente auf den Lagerbereich der EMA-Stange wirken. Außerdem haben die thermischen Sonderbelastungen die mechanischen Grenzwerte von Gelenken und EMA-Stange weiter herabgesetzt (zusätzlich zu der fertigungsbedingten Minderung). An den Stellen der vorher schon eingetretenen Verformungen (Dellen, kleine Risse) bilden sich Spannungsspitzen, die weitere und höhere Verformungen begünstigen. Es kommt zu verstärkter Reißbildung in den Gelenken und Verbiegungen an der EMA-Stange. Die dadurch auftretende Schwergängigkeit der BF kann durch die in der Leistung geminderten EMA-Motoren nur noch zum Teil bewältigt werden. Es kann nur noch der Ausschlagsbereich bis zur Stelle der größten Verformung genutzt werden. (4.2, 6.2.3, 5.1, 6.4.2)

[1]: Hazard Report BF 3-2, 3-3

7.2 Effizienzverlust der Body Flaps

Ausgangsszenario: Nach 2-jährigem Weltallaufenthalt des CRV an der ISS wird die Crew durch ein Feuer an Bord der ISS zum sofortigen Verlassen der Station gezwungen. Aufgrund des lebensbedrohlichen Zustands eines oder mehrerer Astronauten muß die Rückkehr so schnell wie möglich erfolgen, es kann also keine Rücksicht auf das Gebiet der zu durchfliegenden Breitengrade bei der Rückkehr genommen werden.

Der Wiedereintritt beginnt bald möglichst nach dem Abkoppelvorgang.

In den Wochen vor der geplanten Rückkehr ist es zu verstärkten Sonnenaktivitäten gekommen. Dadurch kam es zu Lichtbogenentladungen am CRV, die zu Erosionen auf der Oberfläche des TPS geführt haben. Es wurde vermehrt atomarer Sauerstoff gebildet und hat die CRV-Oberflächen stärker als geplant angegriffen. Durch den langen Weltraumaufenthalt ist es zu Mikropartikeleinschlägen gekommen, die zu kleinen Dellen und Rissen auf der Oberfläche des CRV geführt haben. Die Rauigkeit der Hitzschutzkacheln des TPS hat also zugenommen. (3.1.2, 3.4, 3.5, 3.2, 3.4, 3.6, 6.2.1)

Bis in eine Höhe von ungefähr 85 km verläuft der Wiedereintritt nominell. Dann gerät das CRV in ein Gebiet mit leuchtenden Nachtwolken. Die Eiskristalle beschädigen die Oberfläche

des CRV, es kommt zur Erosion des TPS auf der BF. Die Dichte hat durch die Eispartikel zugenommen, damit steigt die Hitzlast und die Temperatur nahe an den kritischen Wert. Besonders der Wiederanliegebereich auf der BF ist davon betroffen. (4.4, 5.1, 6.2.4)

Außerdem führen die Eispartikel zu Fehlberechnungen des GN&C, da es aus der gemessenen höheren Dichte auf die falsche Flughöhe schließt und Manöver der aerodynamischen Steuerflächen zur Korrektur der Flugbahn einleitet. Es entstehen Abweichungen von der Nominaltrajektorie und ein nochmaliger Anstieg in den Hitzelasten. (5.2.1, 6.3.1)

Durch die oben genannten Effekte bereits deutlich geschwächt, kann das TPS der BF im Bereich des Wiederanliegepunkts den thermischen Belastungen nicht mehr Standhalten und dieser Teil der BF-Oberfläche brennt ab. Dadurch verlieren die BF an aerodynamischer Wirksamkeit bzw. Effizienz.

[1]: Hazard Reports BF 1-1, 1-2

7.3 Blockade des Ruders

Ausgangsszenario: Nach 2,5-jährigem Weltraumaufenthalt des CRV an der ISS wird die Crew zum Verlassen der ISS gezwungen. Ursache sei die Beschädigung der Station durch einen Meteoritenschauer. Ein lebensbedrohlicher Zustand der Astronauten besteht nicht, die Rückkehrtrajektorie kann also frei gewählt werden.

Die häufigen Tag- und Nachtwechsel haben die Qualität der verwendeten Schmierstoffe herabgesetzt. Es kommt im Betrieb zu einer höheren Reibung. (3.3, 6.2.1)

Einige kleine Partikel haben die Gelenke eines Ruders getroffen und dort kleine Dellen und Risse verursacht, außerdem hat die Rauigkeit von Teilen der Oberfläche zugenommen. Der Zusammenhalt von einigen Dichtungen mit deren Hitzeschutzkacheln wurde durch die Einschläge geschwächt. (3.6, 6.1.3)

Ein mittleres Partikel ist im Bereich des EMA-Motors eines Ruders eingeschlagen und hat eine feine Staubwolke im Inneren des CRV erzeugt, die sich auf den Motor gelegt hat bzw. durch kleine Spalte auch in dessen Inneres vorgedrungen ist. (3.6, 6.1.3, 6.2.2)

Der Wiedereintritt beginnt wie geplant bis in eine Höhe von 70 km. Dann tritt aufgrund der rauen Oberfläche ein verfrühter asymmetrischer Grenzschichtübergang auf (4.3). Die Hitzelast steigt unerwartet an und erhöht die Verformbarkeit der Rudergelenke und steigert die Durchlässigkeit der thermischen Dichtung. Die heißen Gase beeinträchtigen die Leistungsfähigkeit des EMA-Motors, der durch die Staubpartikel der Einschlagswolke schon beeinträchtigt wurde und setzen die Effektivität der Schmierstoffe weiter herab.

Durch die Asymmetrie entstehen Momente am Vehikel, die u.a. durch schnellen Ausschlag der Ruder kompensiert werden sollen. Feine Dellen und Risse in den Gelenken sowie die weniger effektiven Schmierstoffe führen zu einer Schwergängigkeit der Ruder, die volle Leistung von den EMA-Motoren verlangt. Daraufhin überhitzt der oben genannte Motor. Überhitzungen der Elektronikhardware und die Staubbelastung führt zu einem Kurzschluß. Der Motor fällt aus und das Ruder blockiert in der aktuellen Position.

7.4 Effektivitätsverlust im OACS

Ausgangsszenario: Nach 2,5-jährigem Aufenthalt des CRV an der ISS muß ein Teil der Crew wegen eines mittleren medizinischen Notfalls evakuiert werden. Eine schnellstmögliche Rückkehr ist nicht nötig, weshalb das CRV nach dem Abkoppelvorgang noch 6 Stunden um die Erde kreist, um den günstigsten Landeplatz zu erreichen.

In den vorherigen Tagen ist ein magnetischer Sturm aufgetreten und hat zu erhöhter Strahlenbelastung auf das CRV geführt. Es kam zu transienten Induktionsvorgängen und SPEs. Dadurch sind Gitterfehler und Atomverschiebungen in den Elektronikkomponenten des OACS entstanden. Die kosmische Strahlenbelastung liegt immernoch über den durchschnittlichen Werten, die Auswirkungen des Sturms sind also noch nicht voll abgeklungen. (3.1.8, 3.5, 6.1.2)

Durch den langen Weltraumaufenthalt und die damit verbundenen häufigen Tag- und Nachtwechsel ist die Qualität einiger Löt- und Kabelverbindungen im Bereich der OACS-Elektronik gesunken. (3.3, 6.1.4)

Die Abschirmungen der sensiblen Elektronik sind aufgrund von Fertigungsabweichungen weniger effektiv als geplant. (6.4.1)

Beim Durchfliegen der SAA kommt es zu einem weiteren SPE in der OACS-Elektronik. Die schon geschwächte Ansteuerelektronik eines Thrusters wird daraufhin so geschädigt, daß sie keine Steuersignale mehr weiterleitet und der Thruster damit nicht mehr funktionsfähig ist. Die Effektivität des OACS sinkt.

[1]: Hazard Report OBACS 2-1

8 Zuordnung der Schadensszenarien zu den Hazard Reports

X steht für einen unmittelbar herstellbaren Zusammenhang zwischen den im Hazard Report geforderten Konsequenzen und den unter 6. beschriebenen Auswirkungen der Gefahren aus 3., 4. und 5. auf die Untersysteme..

Mittelbar ist die unter 6. beschriebene Problematik zu beachten, wonach ein Verlassen der Trajektorie ernste Probleme für die aerodynamischen Steuerflächen bzw. deren Verfügbarkeit mit sich bringen kann.

Unter diesem Gesichtspunkt ist auch die seltene bzw. gar nicht vorhandene Nennung der Punkte 6.3.1 bzw. 6.4.4 zu sehen. Deren Gefahr liegt nämlich hauptsächlich im irrtümlichen Verlassen der nominellen Trajektorie.

	BF 1-1	BF 1-2	BF 2-1	BF 3-1	BF 3-2	BF/R 3-3	BF 4-1	BF 5-1	OACS 1-1	OACS 1-2	OACS 2-1	OACS 3-1	OACS 3-2	OACS 4-1
6.1.1				X	X	X			X	X	X	X	X	
6.1.2				X	X	X			X	X	X	X	X	X
6.1.3				X	X	X			X	X	X	X	X	X
6.1.4				X	X	X			X	X	X	X	X	X
6.2.1	X	X	X											
6.2.2	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	
6.2.4	X	X	X											
6.3.1													X	
6.4.1	X	X	X	X	X	X	X	X						
6.4.2	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X
6.4.3				X	X	X			X	X	X	X	X	X
6.4.4														
6.4.5	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X

9 Zusammenfassung

Es wird das Wiedereintrittsvehikel X-38 (CRV) und dessen Untersysteme vorgestellt, wobei besonders auf die Flugregelungssysteme eingegangen wird. Es werden anhand von vor und während der Wiedereintrittsprozedur auftauchender Phänomene Gefahrenquellen identifiziert, die zu ernststen Konsequenzen für das Vehikel führen können und daher Änderungen im Missionsablauf notwendig werden lassen. Diese Gefahren werden direkt mit den Untersystemen von X-38 in Verbindung gebracht und so ihre Auswirkungen analysiert. Schließlich werden daraus vier Szenarien entworfen, die jeweils im Ausfall/ in der Beeinträchtigung eines wichtigen Untersystems münden.

Ausgangspunkt der Arbeit sind folglich die Gefahrenquellen (Kapitel 3&4), denen ein Raumfahrzeug während seines Weltraumaufenthalts bzw. während des atmosphärischen Wiedereintritts ausgesetzt ist. Dazu wurden zum einen Quellen analysiert, die die Problematik eher allgemein für beliebige Raumfahrzeuge beschreiben. Ein Schwerpunkt lag aber zum anderen darin, Quellen zu analysieren, die die Problematik für ähnliche Referenzsysteme beschreiben, darunter zum Beispiel X-33 und vor allen anderen das STS. Über diese beiden Quellen fließen also auch historische und aktuelle Erfahrungen mit den identifizierten Gefahrenquellen in die Arbeit mit ein. Nicht zu letzt wurden Quellen analysiert, in denen die Simulation der Problematik für X-38 direkt beschrieben wird. Auf diese Weise kann der Untersuchung der besonders kritischen Bereiche im X-38-System Rechnung getragen werden (Kapitel 5).

Nach der Vorstellung der relevanten Untersysteme (Kapitel 2) werden die Auswirkungen der Gefahren auf diese Untersysteme und dadurch auf das Gesamtsystem analysiert (Kapitel 6). Dabei hat sich gezeigt, daß besonders die Abhängigkeit von der Bordelektronik und die notwendige Verwendung von Referenz- und Versuchsmodellen bei entsprechend ungünstigen Bedingungen zu erheblichen Problemen führen können. Dieser Umstand ist auch in die Gliederung von Kapitel 6 miteingeflossen. Außerdem wird deutlich, daß Beschädigungen durch die Gefahren vor allem in einem kritischen Bereich des X-38-Systems zu erwarten sind, nämlich im Bereich der Body Flaps.

Außerdem wird auf den projektinternen Aspekt hingewiesen, daß die Entwicklung und Konstruktion unter der Prämisse der Kostenreduktion und Effizienzsteigerung stand und steht. Es werden daraus resultierende Umstände benannt, die bei ungünstigen Verhältnissen zu Problemen führen können.

Eine für die Missionsdurchführung tatsächlich kritische Situation ist vor allem durch die Verkettung der in Kapitel 6 beschriebenen Effekte zu erwarten. Deshalb werden in Kapitel 7 vier exemplarische Szenarien inklusive Missionsgrund entworfen, die in solch ernsthaften Konsequenzen münden, daß zur erfolgreichen Fortführung der Mission eine Anpassung der nominellen Parameter notwendig ist.

10 Abbildungsverzeichnis

Abbildung 1: Szenarien für Ausfälle von Untersystemen.....	9
Abbildung 2: Querreichweite von Kapsel und Auftriebskörper	12
Abbildung 3: g-Last-Verlauf beim Wiedereintritt von X-38	13
Abbildung 4: Größenvergleich von STS und X-38.....	14
Abbildung 5: Untersysteme.....	15
Abbildung 6: Body Flaps 1	17
Abbildung 7: Body Flaps 2	17
Abbildung 8: Ruder.....	18
Abbildung 9: On Board Attitude Control System.....	19
Abbildung 10: De Orbit Propulsion Stage	21
Abbildung 11: angenommene Unfallwahrscheinlichkeiten der Untersysteme	22
Abbildung 12: Van Allen Belts.....	24
Abbildung 13: Süd-Atlantik Anomalie 1	25
Abbildung 14: Süd-Atlantik Anomalie 2	25
Abbildung 15: Erdmagnetfeld und IMF.....	27
Abbildung 16: historischer Verlauf der katalogisierten Partikel im Orbit.....	29
Abbildung 17: Silber - Teflon TM - Folie von LDEF nach 69 Monaten im Orbit	33
Abbildung 18 Flugphasen beim Wiedereintritt 1	39
Abbildung 19: Flugphasen beim Wiedereintritt 2.....	39
Abbildung 20: Wärmebelastung.....	41
Abbildung 21: Wärmefluß und integrale Wärmelast	42
Abbildung 22: Wiedereintrittskorridor.....	43
Abbildung 23: Anstellwinkel, Hängewinkel.....	43
Abbildung 24: Höhe und Machzahl bei nomineller Transition.....	45
Abbildung 25: leuchtende Nachtwolken	46
Abbildung 26: Transient Luminous Events (TLE)	47
Abbildung 27: Hitzeverteilung auf der stromzugewandten Mittellinie	49
Abbildung 28: Hitzeverteilung auf der Body Flap.....	50
Abbildung 29: Hitzeverteilung an der BF-Lücke, Reynoldszahl-Einfluß.....	50
Abbildung 30: Abhängigkeit der BF-Hitzelast von deren Ausschlagswinkel	51
Abbildung 31: Strömungsbild im BF-Hohlraum	51
Abbildung 32: Hitzeverteilung im BF-Hohlraum	52
Abbildung 33: Hitzebelastung der BF-Gelenklinie.....	52
Abbildung 34: Reynoldszahleinfluß auf Holhraumerhitzung	53
Abbildung 35: Hohlraumerhitzung bei verschiedenen Ausschlagswinkeln	53
Abbildung 36: Hohlraumerhitzung bei verschiedenen Anstellwinkeln	54
Abbildung 37: Auswirkung einer durchlässigen thermische Dichtung	54
Abbildung 38: Vergleich von experimentell ermittelten und simulierten Hitzlasten	56
Abbildung 39: Kausalkette.....	68

11 Tabellenverzeichnis

Tabelle 1: Unfallrisiken Luftfahrt / Raumfahrt	22
Tabelle 2: thermischer Aufbau der Atmosphäre (Normatmosphäre).....	34

12 Referenzen

[1] ANALYSE VON VORGEHENSWEISEN ZUR GEWÄHRLEISTUNG DER MISSIONSSICHERHEIT BEI STÖRFÄLLEN ODER NOTFALLSITUATIONEN DES RÜCKKEHRFAHRZEUGS X-38

O. da Costa

Diplomarbeit am Lehrstuhl für Flugmechanik (LFM), Technische Universität München, 10/2000

[2] BANTAM CONTROL SURFACES/TPS SEALS DEVELOPMENT

Juris Verzemnieks and Chuck Newquist

Boeing, Seattle, Washington

[3] COMMERCIAL OFF-THE-SHELF (COTS) AVIONICS SOFTWARE STUDY

DOT/FAA/AR-01/26

U.S. Department of Transportation, Federal Aviation Administration, Mai 2001

[4] DER AUFBAU DER ATMOSPHERE

Deutscher Wetterdienst, Leitfaden Nr.1 – Allgemeine Meteorologie

[5] DETECTING, TRACKING AND IMAGING SPACE DEBRIS

D. Mehrholz, L. Leushacke; W. Flury, R. Jehn, H. Klinkrad, M. Landgraf; Februar 2002

[6] FAILURES AND ANOMALIES ATTRIBUTED TO SPACECRAFT CHARGING

R.D. Leach, M.B. Alexander

NASA Reference Publication 1375, August 1995

[7] THE NASA/MSFC GLOBAL REFERENCE ATMOSPHERIC MODEL – 1999 VERSION (GRAM-99)

C.G. Justus, D.L. Johnson

NASA/TM-1999-209630, Mai 1999

[8] METEORIDS AND ORBITAL DEBRIS: EFFECTS ON SPACECRAFT

C.A. Belk, J.H. Robinson, M.B. Alexander, W.J. Cooke, S.D. Pavelitz

NASA Reference Publication 1408, August 1997

[9] PLANNING OF TRANSPORT OPERATIONS FOR SPACE STATION: OFF-NOMINAL SITUATIONS CONSIDERATION

Tatiana V. Matveeva, Rocket Space Corporation Energia

[10] OPERATIONAL EXPERIENCE WITH HYPERSONIC FLIGHT OF THE SPACE SHUTTLE

N. Wayne Hale, Jr., Nicole O. Lamotte, Timothy W. Garner

American Institute of Aeronautics and Astronautics, Paper Number 17_5259, Herbst 2002;

[11] ORBITAL DEBRIS: A CHRONOLOGY

David S. F. Portree, Joseph P. Loftus, Jr.

NASA/TP-1999-208856, Januar 1999

[12] ORBITING DEBRIS: A SPACE ENVIRONMENTAL PROBLEM – BACKGROUND PAPER

U.S. Congress, Office of Technology Assessment, OTA-BP-ISC-72, September 1990

[13] SPACECRAFT ENVIRONMENTS INTERACTIONS: SOLAR ACTIVITY AND EFFECTS ON SPACECRAFT

W.W. Vaughan, K.O. Niehuss, M.B. Alexander
NASA Reference Publication 1396, November 1996

[14] SPACE WEATHER EFFECTS CATALOGUE

H. Koskinen, E. Tanskanen, P. Pirjola, A. Pulkkinen, C. Dyer, D. Rodgers, P. Cannon,
J.-C. Mandeville, D. Boscher
ESWS-FMI-RP-0001, 2. Januar 2001

[15] SPACECRAFT SYSTEM FAILURES AND ANOMALIES ATTRIBUTED TO THE NATURAL SPACE ENVIRONMENT

K.L. Bedingfield, R.D. Leach, M.B. Alexander
NASA Reference Publication 1390, August 1996

[16] SPACE WEATHER AND INTERACTIONS WITH SPACECRAFT

H. Koskinen, L. Eliasson, B. Holback, L. Andersson, A. Eriksson, A. Mälkki, O. Norberg, T. Pulkkinen,
A. Viljanen, J.-E. Wahlund, J.-G. Wu
Final Report of study of plasma and energetic electron environment and effects
ESTEC/Contract No.11974/96/NL/JG(SC)

[17] SATELLITENTECHNIK: WELTRAUM UMWELT

Prof. Dr. Ulrich Walter
Lehrstuhl Raumfahrttechnik, Technische Universität München, Satellitentechnik Vorlesung, Mai 2003

[18] X-38 EXPERIMENTAL AEROTHERMODYNAMICS

Thomas J. Horvarth, Scott A. Berry, N. Ronald Merski; Steve M. Fitzgerald
AIAA 2000-2685, Juni 2000

[19] X-38 SEAL DEVELOPMENT

Donald M. Curry, Ronald K. Lewis, Jeffrey D. Hagen
NASA Seal/Secondary Air System Workshop, NASA Glenn Research Center, Oktober 2001

[20] THE X-38: LOW-COST, HIGH-TECH SPACE RESCUE

NASA FACT SHEET, IS-2000-01-ISS022-JSC

[21] RAUMFAHRTSYSTEME

E. Messerschmidt, S. Fasoulas

[22] COSMIC AND HELIOSPHERIC LEARNING CENTER

<http://helios.gsfc.nasa.gov/index.html>

[23] RAUMFAHRTSYSTEME – SKRIPTUM ZUR VORLESUNG

Prof. Dr.-Ing. Eduard Igenbergs
Technische Universität München, Fachgebiet Raumfahrttechnik, Oktober 2002

[24] LEICHTBAU – SKRIPTUM ZUR VORLESUNG

Univ. Prof. Dr.-Ing. Baier
Lehrstuhl für Leichtbau, Technische Universität München, Oktober 2002

[25] COLUMBIA ACCIDENT INVESTIGATION BOARD

<http://www.caib.us>

- [26] DER RAUMGLEITER X-38: EIN NOTFALLRÜCKKEHRSYSTEM FÜR DIE INTERNATIONALE RAUMSTATION
<http://www.c-hoffmann.de/x38.htm>
- [27] RADIATION AND THE INTERNATIONAL SPACE STATION
<http://www.nap.edu/ssb/radissmenu.htm>
- [28] AEROTHERMODYNAMIK
Prof. Dr.-Ing. habil. Herbert Oertel Jr., Springer Verlag, 1994
- [29] NEW GUIDANCE FOR NEW LAUNCHERS
John M. Hanson
Aerospace America, S.36 bis S.41, März 2003
- [30] RED SPRITES AND BLUE JETS
<http://elf.gi.alaska.edu/sprites.html>
University of Alaska
- [31] RED SPRITES, BLUE JETS AND ELVES
<http://www.albany.edu/faculty/rgk/atm101/sprite.htm>
University of Albany
- [32] THEORY OF NOCTILUCENT CLOUDS
<http://www.meteo.helsinki.fi/~tpnousia/nlcal/nlinfo.html>
University of Helsinki
- [33] ISS CREW RETURN CAPABILITY: WHAT IS THE RISK
Frank Buzzard, Senior System Integration Manager for ISS, 18. September 2002
- [34] A HUMAN FACTORS EVALUATION OF A METHODOLOGY FOR PRESSURIZED CREW MODULE ACCEPTABILITY FOR ZERO-GRAVITY INGRESS OF SPACECRAFT
Merri J. Sanchez, PhD
NASA/TM-2000-209764, März 2000
- [35] PRODUKTINFORMATIONEN DER FIRMA "AITECH DEFENSE SYSTEMS INC."
E107, 1/2 –ATR Short VME Enclosure
E117 Full-ATR Short VME Enclosure
- [36] VXWORKS 5.X – WIND RIVER OPERATING SYSTEMS
Data Sheet
- [37] LUFTFAHRTSYSTEME – SICHERHEIT UND LUFTTÜCHTIGKEIT IM LUFTVERKEHR
Prof. Dr.-Ing. Dieter Schmitt
Lehrstuhl für Luftfahrttechnik, Vorlesung Luftfahrtsysteme, 2002
- [38] RISK MANAGEMENT PROCEDURES – APPLICATION OF TECHNICAL RISK ASSESSMENT IN FESTIP
P. Gonzales
IAA-99-IAA.6.2.06, 1999

[39] FLUSH AIR DATA SENSING (FADS) – VERFAHREN ZUR LUFTDATENBESTIMMUNG UND FEHLERERKENNUNG

S.Weiß, D.Leiβling
DLR Institut für Flugsystemtechnik

[40] DESIGN AND CALIBRATION OF THE X-33 FLUSH AIR DATA SENSING (FADS) SYSTEM

Stephen A. Whitmore, Brent R. Cobleigh, Edward A. Haering
NASA/TM-1998-206540, Januar 1998

[41] A GUIDANCE AND CONTROL CONCEPT FOR THE X-38 RE-ENTRY VEHICLE

E.Wallner, J.Burkhardt, F.Zimmermann, U.M.Schöttle, K.H.Well
Institute of Flight Mechanics and Control & Space Systems Institute
University of Stuttgart, Oktober 1999

[42] PRELIMINARY V-20: DEORBIT/ENTRY FLIGHT PROFILE WITH LANDING SITE PRECISION CYCLE-9

X-38 Flight Dynamics Team
National Aeronautics & Space Administration, Januar 2001

[43] NEUARTIGE ENTLADUNGSERSCHEINUNGEN DER OBEREN ATMOSPHERE

<http://www.nature.com/nature/links/030626/030626-7.html>

<http://www.wissenschaft.de/wissen/news/liste.html>