

Beschlußempfehlung und Bericht

**des Ausschusses für Forschung, Technologie und Technikfolgenabschätzung
(20. Ausschuß)**

gemäß § 56 a der Geschäftsordnung des Deutschen Bundestages

zur Technikfolgenabschätzung (TA)

hier: Raumtransportsystem SÄNGER

A. Problem

Vorlage einer TA-Studie zum Leitkonzept SÄNGER des Hyperschalltechnologie-Programms mit einer Stellungnahme des Ausschusses für Forschung, Technologie und Technikfolgenabschätzung — gemäß § 56 a GO-BT — zur zukünftigen Gestaltung des Hyperschalltechnologie-Programms der Bundesregierung.

B. Lösung

Verbreiterung des technologischen Ansatzes für die Weiterentwicklung eines Hyperschalltechnologie-Transportsystems.

Aufforderung an die Bundesregierung, eine Grundsatzentscheidung im Rahmen der ESA-Mitgliedstaaten über den Umfang des zukünftigen europäischen Weltraumprogramms und dessen Finanzierung herbeizuführen.

Einstimmigkeit im Ausschuß

C. Alternativen

Moratorium des Hyperschalltechnologie-Programms bis zu einer Grundsatzentscheidung über ein zukünftiges Weltraumprogramm

oder

Fortschreibung des bisherigen Hyperschalltechnologie-Programms mit dem Leitkonzept SÄNGER.

D. Kosten

Im Rahmen der mittelfristigen Finanzplanung sind im Einzelplan 30 für den Zeitraum 1993 bis 1995 insgesamt 145 Millionen DM für das Hyperschalltechnologie-Programm vorgesehen.

Beschlußempfehlung

Der Bundestag wolle beschließen:

- I. Der Bundesminister für Forschung und Technologie (BMFT) wird aufgefordert, das Hyperschalltechnologie(HST)-Programm in der Phase 1 um drei Jahre bis Ende 1995 zu verlängern und wie folgt neu zu gestalten:
 1. Das Technologieprogramm wird verbreitert auf allgemein wichtige Entwicklungsarbeiten zu kritischen und Schlüssel-Technologien für ein HST-Transportsystem. Spezifische Technologiearbeiten zum SÄNGER-Konzept werden reduziert.
 2. Der vom BMFT geplante Kostenrahmen von 145 Millionen DM für die dreijährige Fortsetzung der Phase 1 wird eingehalten.
 3. Die Bemühungen des BMFT für eine internationale Kooperation zur Entwicklung eines HST-Transportsystems werden verstärkt.
- II. Die Bundesregierung wird aufgefordert, in Abstimmung mit den europäischen Partnern bis zum geplanten erneuten Zusammentreffen des ESA-Ministerrats im Februar 1995 eine politische Grundsatzentscheidung über den Umfang der zukünftigen europäischen Weltraumnutzung und deren Finanzierung aus öffentlichen Mitteln herbeizuführen.

Bonn, den 13. Januar 1993

Der Ausschuß für Forschung, Technologie und Technikfolgenabschätzung

Wolf-Michael Catenhusen

Vorsitzender

Christian Lenzer

Dr.-Ing. Karl-Hans Laermann

Berichterstatter

Lothar Fischer (Homburg)

Bericht der Abgeordneten Christian Lenzer, Lothar Fischer (Homburg) und Dr.-Ing. Karl-Hans Laermann

1. Aufgabe

Weltraumforschung und Weltraumtechnik einschließlich Luftfahrtforschung haben einen Anteil von etwa 21 % am Gesamthaushalt des Bundesministers für Forschung und Technologie (BMFT). Dieser umfangreiche Programmbereich bundesstaatlicher Forschungsförderung ist ein Schwerpunkt in den laufenden Beratungen des Ausschusses für Forschung, Technologie und Technikfolgenabschätzung.

Die Entscheidung über die Fortsetzung des Hyperschalltechnologie(HST)-Programms des BMFT fällt zusammen mit der Diskussion über die weitere Gestaltung der europäischen Weltraumpolitik, insbesondere des European Space Agency(ESA)-Langfristplans, und findet vor dem Hintergrund einer allgemein schwierigen Haushaltslage des Bundes statt.

Der Ausschuß beabsichtigte, zur geplanten Fortsetzung des HST-Programms mit dem Leitkonzept SÄNGER Stellung zu nehmen. Deshalb beauftragte er im Mai 1990 das Büro für Technikfolgenabschätzung beim Deutschen Bundestag (TAB) mit der Durchführung eines TA-Projekts zum Raumtransportsystem SÄNGER.

2. Das Hyperschalltechnologie-Programm der Bundesregierung

Seit 1988 fördert der BMFT die Erarbeitung der technologischen Grundlagen für den Bau eines Hyperschallflugzeuges. Einsatzmöglichkeiten für ein solches Flugzeug wurden zunächst sowohl im atmosphärischen Bereich als Transport- und Verkehrsflugzeug als auch im Weltraum als Raumtransportsystem gesehen. Bald nach Beginn dieses Programms konzentrierten sich die FuE-Arbeiten auf die technologischen Entwicklungsarbeiten für ein zukünftiges horizontal startendes, wiederverwendbares zweistufiges Raumtransportsystem, dessen Konzept auf den Vorschlag des deutschen Raumfahrtpioniers Eugen Sänger zurückgeht.

Das Raumtransportsystem SÄNGER besteht aus zwei Teilen: einer Unterstufe, die als Hyperschallflugzeug ausgebildet ist und einer Oberstufe, die einen raketenbetriebenen Raumgleiter darstellt. Die geförderten Technologiearbeiten im HST-Programm waren bisher vor allem auf die Unterstufe des SÄNGER ausgerichtet. Technologieentwicklungen für die SÄNGER-Oberstufe gehörten nicht zum HST-Programm. Der BMFT erwartet, daß für die Oberstufe auf die im HERMES-Programm der ESA entwickelten Technologien zurückgegriffen werden kann. (Der wesentliche Unterschied zwischen HERMES und der Oberstufe des SÄNGER ist der Raketenantrieb der SÄNGER-

Oberstufe. HERMES verfügt als Raumgleiter über kein Antriebssystem.)

Im BMFT-Haushalt werden die Kosten für das HST-Programm bisher nicht im „Raumfahrtbudget“ (bzw. im Bereich „Weltraumforschung und Weltraumtechnik“), sondern im Bereich „Luftfahrtforschung“ veranschlagt. Dies wird damit begründet, daß die Unterstufe des SÄNGER ein Hyperschallflugzeug ist.

Für das HST-Programm wurden bis Ende 1992 insgesamt 194 Millionen DM durch den BMFT ausgegeben. Im HST-Programm arbeiten die Firmen MBB, MTU, Dornier, MAN, die Deutsche Airbus sowie die DFG, die DLR und eine Reihe von Hochschulinstituten und mittelständischen Unternehmen zusammen. Die Industrie hat sich an der Finanzierung der Technologievorhaben mit 20 % beteiligt.

Der zeitliche Ablauf des HST-Programms sieht drei aufeinanderfolgende Phasen vor:

Phase 1:

Konzeptstudien und Grundlagenforschung zu den kritischen Technologien (nationales Programm)

Phase 2:

Experimentelle Verifikation der kritischen Technologien (internationales Programm im Rahmen der ESA)

Phase 3:

Demonstration des SÄNGER-Hyperschallflugzeuges mittels eines Experimentalgerätes (international)

Phase 1 sollte ursprünglich Ende 1992 abgeschlossen sein. Dieses Ziel konnte nicht erreicht werden. Deshalb schlägt der BMFT vor, die Phase 1 des HST-Programms um drei Jahre (Phase 1c) bis 1995 zu verlängern.

In der mittelfristigen Finanzplanung sind für diese Verlängerung insgesamt 145 Millionen DM eingeplant, d. h. pro Jahr rund 48 Millionen DM. Die Entscheidungen zum detaillierten Programm der Phase 1c durch den Lenkungsausschuß des Programms werden im 2. Quartal 1993 erwartet.

3. Ergebnisse der TA-Studie

Im April 1991 veröffentlichte das Büro für Technikfolgenabschätzung (TAB) eine Vorstudie und schloß im Juni 1992 das TA-Projekt SÄNGER mit einem Endbericht ab (siehe Anlage).

An der TA-Studie haben als Unterauftragnehmer mitgearbeitet: Die Deutsche Forschungsanstalt für Luft-

und Raumfahrt (DLR), die Beratungsfirma Scientific Consulting Dr. Schulte-Hillen sowie das Forschungsinstitut der Deutschen Gesellschaft für Auswärtige Politik. Zum Gutachten des Forschungsinstituts der Deutschen Gesellschaft für Auswärtige Politik erstellte Dr. Johannes Weyer, Universität Bielefeld, ein Kommentargutachten.

In Kapitel 1 des Endberichts wird eine Übersicht über die heute verfügbaren Raumtransportsysteme gegeben und deren Defizite analysiert. Aus diesen Defiziten werden die Anforderungen an zukünftige Raumtransportsysteme abgeleitet. Die derzeit in Deutschland und im Ausland untersuchten Konzepte für zukünftige Raumtransportsysteme — einschließlich SÄNGER — werden vergleichend beschrieben.

In Kapitel 2 wird das HST-Programm und seine Zielsetzung im Hinblick auf ein zukünftiges Raumtransportsystem vom Typ SÄNGER dargestellt.

In Kapitel 3 werden die unterschiedlichen Meinungen in der Öffentlichkeit zur zukünftigen Förderung der Raumfahrtforschung und -technik wiedergegeben. Zwei mögliche Nutzungsszenarien für die Raumfahrt werden dargestellt und darin das mögliche Marktsegment für ein Raumtransportsystem vom Typ SÄNGER analysiert. Es zeigt sich, daß nur in einem „progressiven“ Weltraumnutzungsszenario (bemannte Erkundungen zu benachbarten Himmelskörpern) eine wirtschaftliche Nutzung für ein europäisches Raumtransportsystem sinnvoll sein könnte.

In Kapitel 4 werden die mit dem Raumtransportsystem SÄNGER verfolgten Ziele (z. B. Optimierung der Wirtschaftlichkeit, Sicherheit und Umweltfreundlichkeit solcher Raumtransportsysteme) analysiert und das Konzept SÄNGER den konkurrierenden Konzepten in anderen Ländern wie den USA, Frankreich, Großbritannien, Japan und der GUS gegenübergestellt. Es wird festgestellt, daß die Technologieentwicklung für ein solches Transportsystem in Deutschland zum Teil weit hinter vergleichbaren Technologieentwicklungen in anderen Ländern, z. B. den USA, der GUS und Frankreich, zurückliegt.

In Kapitel 5 werden schließlich als Ergebnisse der vorangegangenen Überlegungen

- a) drei Optionen für die Fortsetzung der Phase 1 des HST-Programms aufgezeigt und diskutiert sowie
- b) eine politische Grundsatzentscheidung zum Umfang des zukünftigen Engagements der Bundesrepublik Deutschland bei der Weltraumnutzung vor Eintritt in die Phase 2 des HST-Programms empfohlen, weil die Weiterentwicklung eines operationellen HST-Raumtransportsystems nur in einem progressiven Weltraumszenario sinnvoll ist.

Die in a) erwähnten Optionen für den anstehenden Entscheidungsbedarf zur Fortsetzung der Phase 1 sind:

Option I:

Ein Moratorium ab 1993 für die Projektförderung, bis eine Grundsatzentscheidung über die Raumfahrtpolitik gefällt ist.

Option II:

Fortschreibung der Phase 1 auf der bisherigen Basis des HST-Programms mit dem Leitkonzept SÄNGER.

Option III:

Verbreiterung des Technologieprogramms auf kritische Technologien und Schlüsseltechnologien für Raumtransportsysteme unterschiedlicher Konzeption. Erstellung eines umfassenden Vergleichs der verschiedenen Konzepte für ein zukünftiges Raumtransportsystem. Verbreiterung der internationalen Kooperation. Reduzierung der Arbeiten, die sich spezifisch am Leitkonzept SÄNGER orientieren.

4. Stellungnahme des Ausschusses

Die vom Büro für Technikfolgenabschätzung erstellte TA-Studie zum Raumtransportsystem SÄNGER analysiert die möglichen Chancen und Risiken einer Fortsetzung des HST-Programms mit dem Leitkonzept SÄNGER als Raumtransportsystem. Zur Durchführung einer Analyse der Chancen und Risiken für die technologische Entwicklung eines nur atmosphärisch genutzten Hyperschallflugzeugs hatte das TAB keinen Auftrag. Die vorliegende TA-Studie stellt eine wichtige Informationsbasis für die anstehenden Entscheidungen zur Fortsetzung des HST-Programms und zur zukünftigen Weltraumpolitik der Bundesrepublik Deutschland dar.

Ein Moratorium des HST-Programms — entsprechend Option I — bis zu einer politischen Grundsatzentscheidung der ESA-Mitgliedstaaten über den Umfang einer zukünftigen Weltraumnutzung und einer entsprechenden deutschen Entscheidung ist nicht zweckmäßig, weil dadurch wichtige laufende Entwicklungsarbeiten abgebrochen werden und wahrscheinlich viel Know-how auch bei Technologieentwicklungen für zukünftige Hyperschallflugzeuge verlorengeht.

Eine unveränderte Fortsetzung der Phase 1 des HST-Programms — entsprechend Option II — erscheint nach der vorliegenden Analyse ebenfalls nicht sinnvoll zu sein, weil nicht von vornherein von einer zukünftigen Entscheidung für SÄNGER als Konzept für ein internationales HST-Raumtransportsystem ausgegangen werden kann.

Eine modifizierte Veränderung des HST-Programms gemäß Option III hätte den Vorteil, daß damit die laufenden technologischen Vorarbeiten für ein HST-Transportsystem auf eine breitere technologische Grundlage gestellt werden. Damit würden die Voraussetzungen geschaffen, daß die deutsche Wissenschaft und Industrie bei einer möglichen zukünftigen internationalen Entscheidung für ein alternatives HST-Transportsystem ausreichend gerüstet sind, um dazu einen wesentlichen Beitrag leisten zu können.

5. Verlauf der Beratungen

Der Ausschuß für Forschung, Technologie und Technikfolgenabschätzung hatte in seiner 9. Sitzung am

18. September 1991 im Rahmen der gutachtlichen Beratung des Einzelplans 30 im Bundeshaushalt 1992 dem federführenden Haushaltsausschuß eine Sperrung von 30 Millionen DM für das Hyperschalltechnologie-Programm empfohlen. In seiner 18. Sitzung am 19. Februar 1992 hat der Ausschuß auf Antrag des Bundesministers für Forschung und Technologie einer bedingten Freigabe der gesperrten Mittel zugestimmt. Im September 1992 erhielt der Ausschuß einen angeforderten schriftlichen Bericht des Bundesministers für Forschung und Technologie über das geplante weitere Vorgehen beim HST-Programm (Ausschuß-Drucksache 12/260).

Bereits im Mai 1990 hatte der Ausschuß das Büro für Technikfolgenabschätzung beim Deutschen Bundestag mit der Durchführung einer TA-Studie zum Raumtransportsystem SÄNGER beauftragt. Diese Studie wurde im Juni 1992 abgeschlossen.

Der Ausschuß hat die TA-Studie zum Raumtransportsystem SÄNGER in seiner 27. Sitzung am 7. Oktober 1992 erstmals beraten und die Berichterstatter mit dem Entwurf einer Stellungnahme des Ausschusses beauftragt. Der Ausschuß hat in seiner 32. Sitzung am 13. Januar 1993 einstimmig die vorliegende Beschlussempfehlung mit dem Bericht der Berichterstatter verabschiedet.

Bonn, den 13. Januar 1993

Christian Lenzer
Berichterstatter

Lothar Fischer (Homburg)

Dr.-Ing. Karl-Hans Laermann

Technikfolgenabschätzung zum Raumtransportsystem SÄNGER**Büro für Technikfolgenabschätzung beim Deutschen Bundestag (TAB)****im Auftrage des Ausschusses für Forschung, Technologie und Technikfolgenabschätzung****Autoren:**

H. Paschen (Projektleiter)

R. Coenen

F. Gloede

G. Sardemann

H. Tangen

Bonn, Juni 1992

Inhaltsverzeichnis

	Seite
Einleitung	11
1. Ausgangssituation	11
2. Untersuchungsauftrag an das TAB	11
3. Zum Inhalt der TA-Studie	11
I. Zukünftige Raumtransportsysteme: Anforderungen und Konzepte	12
1. Derzeit eingesetzte bzw. in Entwicklung befindliche Raumtransport- systeme	12
2. Defizite heutiger Trägersysteme	15
3. Anforderungen an zukünftige Raumtransportsysteme	17
3.1 Wiederverwendbarkeit	18
3.2 Vereinfachung der Systemkomplexität (Einstufigkeit)	18
3.3 Horizontalstart/-landung	18
3.4 Luftatmende Antriebe	19
4. Technologiebedarf	19
4.1 Werkstoffe und Bauweisen	19
4.2 Antriebstechnologie	20
4.3 Numerische Verfahren der Strömungsmechanik	20

	Seite
5. Konzepte für zukünftige Raumtransportsysteme	20
5.1 Übersicht	20
5.2 Horizontal startende Raumtransportsysteme mit luftatmenden Antrieben	21
5.2.1 Mehrstufige Konzepte	21
5.2.1.1 SÄNGER	21
5.2.1.2 STAR-H/STS 2000	21
5.2.1.3 Flugzeuggestützte Raketen	24
5.2.2 Einstufige Konzepte	24
5.2.2.1 NASP	24
5.2.2.2 HOTOL	25
5.2.2.3 SPACE PLANE	25
5.3 Vertikal startende Raumtransportsysteme mit reinem Raketenantrieb	25
5.3.1 Mehrstufige Konzepte	25
5.3.1.1 ARIANE X	25
5.3.1.2 EARL II	26
5.3.1.3 NLS	26
5.3.1.4 SPACE SHUTTLE II	26
5.3.2 Einstufige Konzepte	26
5.3.2.1 DELTA CLIPPER	26
II. Das deutsche Hyperschalltechnologie-Programm und sein Leitkonzept SÄNGER	27
1. Ausgangslage	27
2. Das Raumtransportsystem SÄNGER	28
3. Konzeption des Hyperschalltechnologie-Programms	28
4. Ablauf und Organisation des Hyperschalltechnologie-Programms	28
5. Hyperschall-Flugerprobungsträger	29
6. Beteiligung anderer Länder am Hyperschalltechnologie-Programm	29
7. Mit dem Hyperschalltechnologie-Programm bzw. dem Raumtransportsystem SÄNGER verfolgte Ziele	30
III. Die Rolle Deutschlands bei der Weltraumnutzung: Strategische Zielsetzungen und zukünftiger Bedarf nach Raumtransportsystemen	30
1. Die Kontroverse um den gesellschaftlichen Nutzen der Raumfahrt	30
1.1 Der wissenschaftliche Nutzen	31
1.2 Der technologie- und industriepolitische Nutzen	31
1.2.1 Die volkswirtschaftliche Bedeutung der bemannten Raumfahrt	32
1.2.2 Der Beitrag der Raumfahrt zur Stärkung der internationalen Wettbewerbsfähigkeit	32
1.2.3 Raumfahrt zur Gewinnung industriellen Prestiges	33
1.2.4 Die Raumfahrt als industrieller Sektor: Technologiekonkurrenz und kommerzielle Märkte	33
1.2.5 Raumfahrt zur Sicherung qualifizierter Arbeitsplätze	33
1.3 Der europa- und außenpolitische Nutzen	34
1.3.1 Raumfahrt zur Sicherung von (Technologie-)Macht und internationalem Ansehen	34

	Seite
1.3.2 Raumfahrt zur Stärkung europäischer Autonomie	34
1.3.3 Raumfahrt als Mittel weltweiter Kooperation	35
1.4 Der sicherheits- und verteidigungspolitische Nutzen	35
1.4.1 Neue globale Bedrohungslagen und Sicherung der europäischen Weltraumhoheit	36
1.4.2 Raumfahrt zur gemeinsamen Nutzung für zivile und militärische Zwecke	36
1.4.3 Sicherung der Verteidigungsfähigkeit durch Erhalt einer militärisch-industriellen Infrastruktur	36
1.4.4 Unmittelbarer militärischer Nutzen von Raumtransportsystemen	37
1.5 Der umweltpolitische Nutzen	37
1.6 „Transutilitäre“ Begründungen der bemannten Raumfahrt	38
1.7 Verschiebungen in der Diskussion um den Nutzen der Raumfahrt	38
1.8 Anforderungen an Raumfahrtprogramme	38
2. Raumfahrtpolitische Positionen und ihre strategischen Implikationen	39
2.1 Das „expansiv-explorative“ Konzept	39
2.2 Das „sicherheitspolitische“ Konzept	39
2.3 Das „inkrementalistische“ Konzept	40
2.4 Das „alternative“ Konzept	40
3. Bedarfsprognosen und Nutzungsszenarien	41
3.1 Probleme bei der Erstellung von Bedarfsprognosen	41
3.2 Weltraumpolitische Nutzungsszenarien	41
3.2.1 Das „konservative“ Szenario	41
3.2.2 Das „progressive“ Szenario	41
3.2.3 Abbildung der vier raumfahrtpolitischen Positionen in den Szenarien	42
3.3 Implikationen der Szenarien für den Bedarf nach einem wiederverwendbaren Raumtransportsystem wie SÄNGER	42
4. Schlußfolgerungen zum grundsätzlichen politischen Entscheidungsbedarf	43
IV. Analyse der mit dem Hyperschalltechnologie-Programm bzw. dem Raumtransportsystem SÄNGER verfolgten Ziele	44
1. Reduzierung der Kosten des Raumtransports im Vergleich zu derzeitigen Transportsystemen	44
1.1 Problematik von Kostenschätzungen für wiederverwendbare Raumtransportsysteme	44
1.2 Grundsätzliche Kostenzusammenhänge bei Raumtransportsystemen	44
1.3 Berücksichtigung von Entwicklungskosten	45
1.4 Ergebnisse von Kostenvergleichen	46
1.5 Fazit	48
2. Erhöhung der Sicherheit und Zuverlässigkeit des Raumtransports	48
2.1 Sicherheitsniveau konventioneller Raumtransportsysteme	49
2.2 Sicherheitssteigernde Potentiale neuartiger Raumtransportsysteme	50
2.3 Fazit	51

	Seite
3. Verbesserung der Umweltverträglichkeit des Raumtransports	51
3.1 Auswirkungen der Abgase des Raumtransportsystems SÄNGER auf die Atmosphäre	51
3.1.1 Aktuelle Forschungsaktivitäten	51
3.1.2 Ergebnisse von Modellrechnungen	52
3.1.3 Diskussion der Ergebnisse	52
3.2 Vermeidung von „Weltraumschrott“	53
3.3 Lärmerzeugung	53
3.4 Fazit	53
4. Durchführung von Raumtransporten von europäischen Flugplätzen	54
4.1 Europäische Abhängigkeit von Weltraumstarts in Kourou	54
4.2 Probleme von SÄNGER-Starts in Europa	54
4.3 Bedeutung der Forderung nach europäischen Start- und Landeplätzen für das Konzept SÄNGER	55
4.4 Fazit	55
5. Verbesserung der technologischen Basis für zukünftige Projekte der Luft- und Raumfahrt sowie für andere Gebiete der Hochtechnologie („Spin-off“)	55
5.1 Spin-off der Weltraumtechnik generell	55
5.2 Spin-off-Potential des Raumtransportsystems SÄNGER bzw. des Hyperschalltechnologie-Programms	56
5.3 Fazit	57
6. SÄNGER als Raumtransportsystem der „nächsten Generation“ (nach ARIANE 5/HERMES)	57
6.1 Mit SÄNGER im Wettbewerb stehende Konzepte	57
6.2 Mögliche zukünftige „Marktsegmente“ für ein Raumtransportsystem SÄNGER	57
6.3 Gegenwärtige Möglichkeiten fundierter Konzeptvergleiche	58
6.4 Grundsätzliche Positionen in der Diskussion um die zukünftige Gestaltung des deutschen Hyperschalltechnologie-Programms	58
6.5 Fazit	59
V. Entscheidungsbedarf und Handlungsoptionen	59
1. Ausgangssituation und entscheidungsrelevante Ergebnisse der TA-Studie	59
2. Entscheidungsprobleme und Handlungsoptionen	60
2.1 Politische Grundsatzentscheidung zur Rolle Deutschlands bei der Weltraumnutzung	61
2.2 Optionen für die Entscheidung über die Verlängerung der Phase 1 des Hyperschalltechnologie-Programms	62
2.3 Notwendige Schritte und Analysen zur Erweiterung der Informationsbasis	63
2.3.1 Informationsdefizite in bezug auf Kostenaspekte	63
2.3.2 Informationsdefizite im Bereich Umweltbelastungen durch Raumtransportsysteme	63
2.3.3 Notwendigkeit der Konkretisierung von Nutzungsszenarien	64
Abkürzungsverzeichnis	65
Literaturverzeichnis	66

Einleitung

1. Ausgangssituation

In vielen Ländern werden derzeit Untersuchungen zu neuartigen wiederverwendbaren Raumtransportsystemen unterschiedlicher Art durchgeführt. Mit solchen Systemen sollen die Defizite der heutigen konventionellen „Verlustraketen“ überwunden werden.

In Deutschland läuft seit 1988 das BMFT-Förderprogramm „Hyperschalltechnologie“, mit dem ein deutscher Beitrag zur technologischen Vorbereitung der „nächsten Generation“ von Raumtransportsystemen geleistet werden soll.

Als „Leitkonzept“ für das Hyperschalltechnologie-Programm wurde das Raumfahrzeug SÄNGER ausgewählt — so benannt nach dem deutschen Raumfahrt-pionier Eugen Sänger. Bei dem Konzept SÄNGER handelt es sich um ein zweistufiges, horizontal startendes und landendes wiederverwendbares Raumtransportsystem, das in der Lage sein soll, von Europa in den Weltraum zu starten und von dort wieder nach Europa zurückzukehren.

Die erste Phase des Hyperschalltechnologie-Programms sollte nach ursprünglicher Planung Ende 1992 abgeschlossen werden. Da der für den Übergang in die nächste Phase erforderliche Technologiestand bis Ende 1992 aber offenbar nicht erreicht werden kann, beabsichtigt das BMFT eine Verlängerung der Phase 1 um voraussichtlich drei Jahre.

Im Falle einer positiven politischen Entscheidung über die Verlängerung der Phase 1 des Hyperschalltechnologie-Programms wäre demnach über den Eintritt in die Phase 2 des Programms, deren Gegenstand die experimentelle Verifikation kritischer Technologien sein soll, nicht vor 1995/96 zu entscheiden. Eine Entscheidung über die Entwicklung eines operationellen Geräts dürfte — positive politische Beschlüsse zu allen vorangehenden Phasen des Programms vorausgesetzt — nach derzeitigem Kenntnisstand erst nach 2005 anstehen.

2. Untersuchungsauftrag an das TAB

Im Mai 1990 beschloß der Ausschuß für Forschung, Technologie und Technikfolgenabschätzung, vom TAB eine Technikfolgenabschätzung zum Raumtransportsystem SÄNGER durchführen zu lassen, um die Informationsbasis des Parlaments für die Beratungs- und Entscheidungsprozesse zum Hyperschalltechnologie-Programm und zum Leitkonzept SÄNGER zu verbessern. Dabei sollten ausdrücklich auch Fragen des Bedarfs nach neuartigen Raumtransportsystemen und der Wirtschaftlichkeit solcher Systeme einbezogen werden.

Zunächst wurden Konzept und Schwerpunkte der TA SÄNGER im Rahmen einer Vorstudie geklärt, die im Auftrag des TAB von der Hauptabteilung Systemanalyse Raumfahrt der Deutschen Forschungsanstalt für Luft- und Raumfahrt (DLR) durchgeführt wurde. Die Vorstudie wurde im April 1991 als TAB-Arbeitsbericht 1/91 veröffentlicht.

In der zweiten Projektphase vergab das TAB drei weitere Untersuchungsaufträge

- an die Hauptabteilung Systemanalyse Raumfahrt der DLR zum Thema
„Technik und Wirtschaftlichkeit eines Raumtransportsystems SÄNGER“,
- an die Beratungsfirma Scientific Consulting Dr. Schulte-Hillen zum Thema
„Raumtransportsystem SÄNGER — Bewertung von Status und Zielsetzung“ und
- an das Forschungsinstitut der Deutschen Gesellschaft für Auswärtige Politik e. V. (DGAP) zum Thema
„Außen- und sicherheitspolitische Aspekte des Raumtransportsystems SÄNGER“

sowie ein Kommentargutachten zur Studie des Forschungsinstituts der DGAP

- an PD Dr. Johannes Weyer, Universität Bielefeld.

Die Hauptabteilung Systemanalyse Raumfahrt der DLR vergab ihrerseits Unteraufträge an

- das Institut für Luft- und Raumfahrt der RWTH Aachen zum Thema
„Charakteristiken und technologische Voraussetzungen von wiederverwendbaren, horizontalstartenden Raumtransportsystemen“ und
- an das Institut für Bauweisen- und Konstruktionsforschung der DLR (Stuttgart) zum Thema
„Werkstoffe und Bauweisen“.

Der hiermit vorgelegte Abschlußbericht des TAB zur TA SÄNGER stützt sich in hohem Maße auf die Ergebnisse dieser Studien und Gutachten. An zahlreichen Stellen des Berichts sind Textpassagen wörtlich oder sinngemäß übernommen worden. Auf die jeweilige Angabe der entsprechenden Quellen wurde — mit Ausnahme von Kapitel III — verzichtet. *Die Verantwortung für die Auswahl und Interpretation der in diesen Bericht eingearbeiteten Ergebnisse aus den Gutachten liegt ausschließlich bei den Autoren des Berichts.*

3. Zum Inhalt der TA-Studie

Kapitel I der Studie enthält eine Übersicht über die heute verfügbaren Raumtransportsysteme und eine Analyse ihrer Hauptdefizite. Aus dieser Defizitana-

lyse werden Anforderungen an zukünftige Raumtransportsysteme abgeleitet. Abschließend werden die wichtigsten derzeit diskutierten Konzepte für Raumtransportsysteme der „nächsten Generation“ — darunter das Konzept SÄNGER — dargestellt.

In *Kapitel II* werden Konzeption, Ablauf und Organisation des deutschen Hyperschalltechnologie-Programms und die mit diesem Programm bzw. einem zukünftigen Raumtransportsystem vom Typ SÄNGER verfolgten Ziele beschrieben. Bei diesen Zielen handelt es sich fast überwiegend um „Optimierungsziele“ — Raumtransporte sollen in Zukunft z. B. wirtschaftlicher, sicherer, umweltfreundlicher werden —, die den Bedarf nach Raumtransporten und Raumtransportsystemen voraussetzen.

Der Frage des Bedarfs wird in *Kapitel III* nachgegangen. Nach einer Darstellung der kontroversen Diskussion um den gesellschaftlichen Nutzen der Raumfahrt und der in dieser Diskussion vertretenen Positionen werden zwei von der DLR in ihrem Gutachten entwickelte raumfahrtpolitische Nutzungsszenarien beschrieben und diskutiert, insbesondere auch im Hin-

blick auf darin enthaltene mögliche zukünftige „Marktsegmente“ für ein Raumtransportsystem vom Typ SÄNGER.

In *Kapitel IV* werden die mit dem Hyperschalltechnologie-Programm bzw. einem zukünftigen System SÄNGER verfolgten Zielsetzungen eingehend analysiert: Reduzierung der Kosten des Raumtransports; Erhöhung der Sicherheit und Zuverlässigkeit des Raumtransports; Verbesserung der Umweltverträglichkeit des Raumtransports; Durchführung des Raumtransports von europäischen Flugplätzen; Verbesserung der technologischen Basis für zukünftige Projekte der Luft- und Raumfahrt sowie für andere Gebiete der Hochtechnologie („Spin-off“); technologische Vorbereitung der „nächsten Generation“ von Raumtransportsystemen.

In *Kapitel V* wird — ausgehend von den Ergebnissen der vorangehenden Kapitel — der politische Entscheidungsbedarf bezüglich des Hyperschalltechnologie-Programms und des Leitkonzepts SÄNGER zusammenfassend dargestellt. Abschließend werden politische Handlungsoptionen diskutiert.

I. Zukünftige Raumtransportsysteme: Anforderungen und Konzepte

Möglichkeiten zur grundlegenden Verbesserung herkömmlicher Raumtransportsysteme werden in vielen Ländern untersucht. Dabei nimmt die Diskussion wiederverwendbarer Trägersysteme, insbesondere flugzeugähnlicher Geräte, einen breiten Raum ein.

Solchen wiederverwendbaren Trägersystemen liegen durchweg Gedanken zugrunde, die bis zu den Ursprüngen der Raumfahrt zurückreichen. Nach dem Zweiten Weltkrieg wurde das Konzept eines Raketenflugzeuges, z. T. aufbauend auf deutschen Überlegungen und Arbeiten aus den 30er und 40er Jahren, vor allem in den USA und später auch in Europa und in der Sowjetunion weiterentwickelt.

Die herkömmliche Raketentechnik ist von Raumfahrt-ingenieuren immer wieder kritisiert worden. Den Grundtenor dieser Kritik formulierte 1963 Eugen Sänger, als er von dem noch primitiven Stand der derzeitigen Raumfahrttechnik sprach, der kaum jenem der Luftfahrttechnik der Brüder Wright entspreche. Kennzeichnend für diesen primitiven Stand sei, daß die sehr kostspieligen unteren Stufen eines jeden Raumfahrzeuges bei jedem Flug in den Ozean geworfen würden, ähnlich als ob man am Ende eines Verkehrsfluges mit einem Strahlverkehrsflugzeug dieses ins Meer werfen und die Passagiere mit dem Fallschirm bergen würde.

Dieses anschauliche Bild faßt ein wesentliches Motiv aller seit den 60er Jahren unternommenen Versuche zur Fortentwicklung der Raumtransportsysteme zusammen. Das erste konkrete Ergebnis dieser Überlegungen ist das amerikanische System SPACE

SHUTTLE, bei dessen Realisierung allerdings eine Vielzahl von Kompromissen geschlossen werden mußte. Sowohl die aus dem geringen Transportbedarf resultierende niedrige Einsatzfrequenz als auch das technische Konzept des Shuttle führten dazu, daß es nur noch bedingt als wiederverwendbar zu bezeichnen ist und daß die ursprünglich veranschlagten Kosten pro Flug weit überschritten wurden. Nach mehreren Jahren Unterbrechung aufgrund der Challenger-Katastrophe ist das SPACE SHUTTLE nun mit zahlreichen Verbesserungen wieder im Einsatz, wobei weder jetzt noch für die absehbare Zukunft von billigen Flügen die Rede sein kann.

1. Derzeit eingesetzte bzw. in Entwicklung befindliche Raumtransportsysteme

Die heute weltweit verfügbaren bzw. in Entwicklung befindlichen Raumtransportsysteme bestehen — von dem teilweise wiederverwendbaren SPACE SHUTTLE abgesehen — aus einer breiten Palette von Verlustträgern (Expendable Launch Vehicles / ELV), die ausschließlich mit Raketenantrieben ausgestattet sind. Diese Systeme wurden mit Ausnahme der ARIANE-Familie, die als Gemeinschaftsvorhaben im Rahmen der ESA entwickelt wurde, in nationalen Programmen entwickelt. Insgesamt verfügen heute die ESA, die GUS, die USA, Japan, China, Indien und Israel über eigene Raumtransportsysteme.

ELV bieten ausreichende Startmöglichkeiten für — geostationäre Nutzsatelliten,

- Erdbeobachtungs- und sonstige Nutzsatelliten sowie Plattformen im niedrigen Erdorbit (LEO)*),
- Platzierung und Versorgung der russischen Raumstation MIR,
- den größten Teil der wissenschaftlichen Missionen, auch in den tieferen Weltraum.

Einige Typen wurden und werden regelmäßig zu bemanntem Transport eingesetzt.

Daß bis heute fast ausschließlich ELV verwendet werden, hängt mit der technologisch relativ einfachen Konzeption dieser Systeme zusammen. Da eine gesicherte Landung zusätzliche Anforderungen an ein Raumtransportsystem stellt, sind bei Verlustsystemen geringere Leermassenanteile möglich als bei wiederverwendbaren Systemen. Trotz konventioneller Strukturauslegung ist also bei ELV immer noch eine sinnvolle Nutzlastkapazität zu erreichen. In den Anfangsjahren der Raumfahrt war die technisch einfachere Wegwerf-Konzeption sogar unabdingbare Voraussetzung für das Erreichen einer Umlaufbahn.

Technische Daten der wichtigsten derzeitigen Systeme sind in Tabelle I.1 zusammengestellt, wobei die Kostenangaben nur der Orientierung über Größenordnungen dienen sollen, da sie von zu vielen, nicht immer vergleichbaren Randbedingungen abhängen.

○ Europäische Verlustraketen

Mit *ARIANE 4* verfügt Europa über ein Trägersystem, das mit einem weltweiten Anteil von über 50 % der kommerziellen Starts als das gegenwärtig erfolgreichste Trägersystem gilt. Durch unterschiedliche Boosterbestückung ist *ARIANE 4* den wechselnden Anforderungen kommerzieller Starts hervorragend angepaßt. Die Nutzlastkapazität beträgt zwischen 4,9 Megagramm (Mg) und 9,6 Mg in LEO, entsprechend 1,9 Mg und 4,2 Mg in den geosynchronen Transferorbit (GTO).

ARIANE 4 ist ein technisch wenig anspruchsvolles, robustes System, das nach einer gewissen Einlaufphase eine recht gute Zuverlässigkeit erreicht hat und aufgrund der verhältnismäßig einfachen Fertigung auch hinreichend verfügbar ist. Für bemannten Transport ist die Zuverlässigkeit allerdings nicht ausreichend.

Da zur Schuberzeugung der beiden unteren Stufen und der Flüssigbooster die technisch einfach handhabbare, aber umweltschädliche, mittelenergetische Treibstoffkombination UDMH/N₂O₄ verwendet wird, sind mittelfristig Akzeptanzprobleme zu befürchten.

Die in Entwicklung befindliche *ARIANE 5* ist das Konzept Europas für bemannten und unbemannten Raumtransport ab 1996. Bis ca. 1998 soll — nach gegenwärtiger Planung — *ARIANE 5* das bisherige System *ARIANE 4* vollständig ablösen.

ARIANE 5 ist ein zweistufiges System mit zwei zusätzlichen Feststoffboostern. Wichtigstes Kriterium der

*) Abkürzungsliste s. Seite 65

Konzeption von *ARIANE 5* war die Transportleistung für den Raumgleiter *HERMES*. Daraus ergaben sich eine Nutzlastkapazität von etwa 19 Mg in LEO und der Sicherheitsstandard für bemannten Transport.

Da *ARIANE 5* gleichzeitig als Satelliten-Träger genutzt werden soll, sind aufgrund der hohen Nutzlastkapazität Probleme hinsichtlich der Auslastung zu erwarten.

Ein weiteres Problem ergibt sich aus dem Einsatz der großen Feststoffbooster, die zum einen als stark umweltschädlich eingestuft werden müssen und zum anderen aber auch dazu führen, daß die Folgen eines Unfalls meist katastrophal sind, da Feststofftriebwerke nach ihrer Zündung nicht mehr abgeschaltet werden können. Wegen dieser Feststoffbooster sind mittelfristig noch größere Akzeptanzprobleme zu erwarten als bei *ARIANE 4*.

○ Amerikanische Verlustraketen

In den USA wurde vor allem zu Beginn der Raumfahrt eine große Anzahl verschiedener Verlustraketen entwickelt. Diese Entwicklungen reichten von kleinen Höhenforschungsraketen bis hin zur *SATURN 5* mit ca. 120 Mg Nutzlast, die zur Durchführung des *APOLLO*-Programms erforderlich war.

Da die ursprüngliche Planung der USA vorsah, nahezu alle Missionen mit dem *SPACE SHUTTLE* durchzuführen, wurden vorübergehend die Produktion und Weiterentwicklung von ELV praktisch eingestellt. Seit dem *CHALLENGER*-Unglück von 1986 sowie wegen der für kommerzielle Missionen zu hohen Startkosten des *SPACE SHUTTLE* wird aber wieder verstärkt an der Entwicklung von ELV gearbeitet. Die drei wichtigsten der heute in Gebrauch befindlichen Systeme in den Nutzlastklassen 4 bis 20 Mg sind: *DELTA II*, *ATLAS* und *TITAN*.

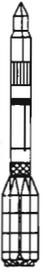
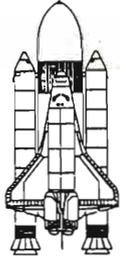
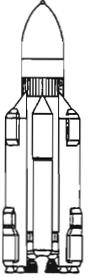
Die Entwicklung der *DELTA II* begann 1987; der Erststart erfolgte bereits im Februar 1989. Die *DELTA II* ist ein Trägersystem für mittlere Nutzlasten in LEO, die Nutzlastkapazität für die geostationäre Erdumlaufbahn (GEO) ist mit 730 kg/910 kg eher begrenzt. Mit einer demonstrierten Zuverlässigkeit von 94 % bei über 200 Starts liegt die *DELTA II* vergleichsweise günstig.

Die ursprüngliche Version des *ATLAS*-Raumtransportsystems (Erststart 1958) beruhte auf der Interkontinentalrakete *ATLAS-ICBM* (=Intercontinental Ballistic Missile), deren Entwicklung bereits 1945 begann. Gegenwärtig ist eine Familie von vier verschiedenen Systemen in Produktion, die einen Nutzlastbereich von 5,5 Mg bis 8,4 Mg in LEO abdecken.

Mit knapp 250 Starts ist die *ATLAS* das im Westen bisher am häufigsten eingesetzte System. Die erreichte Zuverlässigkeit ist mit 87 % zwar nicht sehr hoch, hierfür ist aber eine Serie von Fehlstarts in den ersten fünf Jahren des operationellen Einsatzes verantwortlich.

Die Entwicklung der *TITAN*-Familie beruht wie die der *ATLAS* auf ballistischen Interkontinentalraketen, allerdings einer moderneren Generation von 1955.

Zusammenstellung wichtigster heutiger Trägersysteme

											
Bezeichnung	ARIANE 44L, Europa	ARIANE 5, Europa	ATLAS I, USA	DELTA 6925, USA	TITAN IV, USA	SOYUZ, UdSSR	PROTON-D1, UdSSR	ZENIT-2, UdSSR	STS (SPACE SHUTTLE), USA	ENERGIA, UdSSR	PEGASUS, USA
Erststart	Oktober 1989	1995 geplant	Juli 1990	Febr. 1989	Juni 1989	1957	März 1967	April 1985	April 1981	Mai 1987	April 1990
Stufenzahl	3 + 4 Booster	2 + 2 Booster	2	3 + 9 Booster	3 + 2 Booster	2 + 4 Booster	3 + 6 Booster	2	Orbiter + External Tank + 2 Booster	1 + 4 Booster	3 (+ B52)
Startmasse (Mg)	470,0	710,0	164,3	218,0	860,0	290,0	705,0	459,0	2040,0	2400,0	19,0
Nutzlast, LEO*) (Mg)	9,80	~ 18,5	5,58	4,00	21,64	~ 7 (MIR-Orbit)	20,00	~ 15,00	23,250 (+ Orbiter)	105,0	0,455
Länge (m)	38,4	54,5	43,9	38,1	62,2	49,3	60,0	57,0	56,14	60,3	15,5
Antriebe/	Rakete	Rakete	Rakete	Rakete	Rakete	Rakete	Rakete	Rakete	Rakete	Rakete	Rakete
Treibstoffe	N_2O_4 -UDMH (1. + 2. Stufe, Booster) LOX-LH ₂ (3. Stufe)	LH ₂ -LOX Feststoffe (Booster)	LOX-Kerosin (1. Stufe) LOX-LH ₂ (Centaur-Oberstufe)	LOX-Kerosin (1. Stufe) N_2O_4 -Aerozin 50 (2. Stufe) Feststoff (3. Stufe + Booster)	N_2O_4 -Aerozin 50 (1 + 2. Stufe) LOX-LH ₂ (3. Stufe) Feststoff (Booster)	LOX-Kerosin	N_2O_4 -UDMH	LOX-Kerosin	LH ₂ -LOX (Orbiter) Feststoffe (Booster)	LOX-LH ₂ (1. Stufe) LOX-Kerosin (Booster)	Feststoffe (alle Stufen)
Startkosten **)	110-120 Mio \$	100-110 Mio \$	65-75 Mio \$	45-50 Mio \$	227 Mio \$	~ 15 Mio. \$	35-70 Mio \$	~ 70 Mio \$	130 Mio \$ (kommerziell) 245 Mio \$ (Vollkosten), FY 88	~ 110 Mio \$	7-12 Mio \$
Kosten **) pro kg, LEO	11500-12500 \$	5300-5800 \$	11500-13500 \$	11250-12500 \$	10500 \$	~ 2150 \$ (MIR-Orbit)	1750 \$-3500 \$	~ 4500 \$	5500 \$/10500 \$	~ 1000 \$	15500-26500 \$
*) 185 km											
**) PB 1990. geschätzt											

Der Erststart erfolgte 1964. Von der TITAN ist zur Zeit eine Familie von drei Systemen in Gebrauch, die einen Nutzlastbereich von 2 Mg bis 21,6 Mg in LEO abdecken.

Mit einer Nutzlastkapazität von über 20 Mg ist TITAN IV die einzige im Westen aktuell verfügbare Schwerlastrakete. Die erreichte Zuverlässigkeit der TITAN-Familie von 93 % bei 172 Starts ist für ein Verlustsystem verhältnismäßig gut.

PEGASUS ist eine flugzeuggestützte, mit Festtreibstoffen betriebene Verlustrakete für kleine Nutzlasten und nimmt insofern eine Sonderstellung bei den heutigen Raumtransportsystemen ein. PEGASUS erreicht eine Nutzlastkapazität von 455 kg in LEO. Aufgrund des Startverfahrens verfügt PEGASUS über hervorragende operationelle Flexibilität: Nahezu jeder größere Flughafen in Küstennähe ist für den Start geeignet, und es können alle gewünschten Inklinationen in LEO angefliegen werden.

Aussagen zur Zuverlässigkeit von PEGASUS sind nicht möglich, da bis heute erst drei Starts durchgeführt wurden, von denen einer nicht den angestrebten Orbit erreicht hat.

○ Sowjetische Verlustraketen

In der ehemaligen Sowjetunion sind in noch größerem Maße als in den USA die verschiedensten Verlustraketen entwickelt worden. Die wichtigsten heute in Gebrauch befindlichen Systeme sind SOYUZ, PROTON und ZENIT.

Die Entwicklung der SOYUZ-Rakete basierte auf der Interkontinentalrakete vom Typ SS 6; der Erststart erfolgte 1957. Der Einsatz von SOYUZ dient hauptsächlich zur Versorgung der Raumstation MIR und ist somit bemannt ausgelegt. Die Nutzlastkapazität beträgt bei unbemannten Missionen etwa 7 Mg in den MIR-Orbit. In der bemannten Version mit Rückkehrkapsel können drei Personen und 300 kg Nutzlast zur MIR transportiert werden. Mit über 1 400 (!) Starts sind SOYUZ bzw. SOYUZ-Derivate die mit Abstand am häufigsten eingesetzten Raketen. Die erreichte Zuverlässigkeit von 96,9 % ist für Verlustsysteme außerordentlich gut.

Die PROTON erreicht eine Nutzlastkapazität von 20 Mg in LEO und war damit bis zum ersten Einsatz der ENERGIJA, also über 20 Jahre, die einzige Schwerlastrakete der Sowjetunion. Die erreichte Zuverlässigkeit von 87,7 % bei ca. 190 Starts ist nicht sehr hoch, dies ist aber ähnlich wie bei der amerikanischen ATLAS auf die hohe Ausfallrate während der ersten Jahre ihres Einsatzes zurückzuführen.

Die ZENIT, deren Erststart 1985 erfolgte, war die erste völlige Neuentwicklung eines sowjetischen Trägersystems seit über 20 Jahren. Die ZENIT ist als zweistufige Version (ZENIT-2) bereits im Einsatz, eine dreistufige Version (ZENIT-3) ist für 1993 geplant. Die ZENIT-2 erreicht eine Nutzlastkapazität von ca. 15 Mg in LEO. Bis Ende der 90er Jahre soll die ZENIT-2 die bis dahin veraltete SOYUZ als bemanntes Trägersystem zur Bedienung der Raumstation ablösen.

Die ZENIT-2 hatte bisher zwei Fehlstarts (der Erfolg eines weiteren Starts ist im Westen unklar) bei 16 Starts insgesamt (Stand August 1991); die Angabe einer Zuverlässigkeitsquote ist aufgrund der geringen Anzahl nicht aussagefähig.

○ Teilweise wiederverwendbare Systeme

Beim amerikanischen SPACE SHUTTLE handelt es sich um das z. Z. einzige operationell verfügbare Raumtransportsystem, das teilweise wiederverwendbar ist (Orbiter, Booster) und gleichzeitig über die Möglichkeit der Rückführung großer Nutzlasten (bis ca. 15 Mg) verfügt. Neben dem sowjetischen SOYUZ-System ist es derzeit das einzige bemannte Raumtransportsystem.

Die Funktionen des SPACE SHUTTLE gehen weit über eine reine Transportaufgabe hinaus: Es ist ein multifunktionales System, das nicht nur zum Transport von Nutzlasten und Menschen, sondern auch als Weltraumlabor und Wartungsfahrzeug eingesetzt wird. Für den Start unbemannter Nutzlasten ist es daher ein viel zu aufwendiges System, das wegen der Bemannung zudem zu erhöhten Sicherheitsanforderungen auch an die Nutzlasten führt. Schließlich wurde beim SPACE SHUTTLE der Aufwand für Wartung, Überholung und Reparaturen (Refurbishment) ursprünglich stark unterschätzt.

Die bei ARIANE 5 bereits angesprochenen Probleme der großen Feststoffbooster hinsichtlich Umweltverträglichkeit und Einsatz bei bemannten Systemen gelten hier in gleicher Weise. Bis Mai 1992 ist bei 48 Missionen nur ein Unfall (CHALLENGER, 1986) mit allerdings katastrophalen Auswirkungen aufgetreten; aufgrund der zunehmenden Alterung der Systeme ist längerfristig jedoch eher eine Erhöhung der Ausfallwahrscheinlichkeit anzunehmen.

Bei der Kombination ENERGIJA-BURAN handelt es sich um das sowjetische Gegenstück zum amerikanischen SPACE SHUTTLE, das allerdings nie als operationelles System eingestuft werden konnte und vermutlich in absehbarer Zeit auch nicht weiterentwickelt werden wird.

Im Gegensatz zum SPACE SHUTTLE kann jedoch ENERGIJA auch ohne Orbiter als reiner Verlustträger betrieben werden. Je nach Boosterbestückung wird ein Nutzlastbereich von ca. 30 bis 150 Mg (LEO) abgedeckt. Bis heute war jedoch — abgesehen vom APOLLO-Programm — kein Bedarf für eine derartig hohe Nutzlastkapazität vorhanden.

Raumtransportsysteme der ENERGIJA-Klasse sind sinnvoll nur in fortschrittlichen Szenarien mit großem Nutzlastaufkommen, wie etwa Aufbau und Betrieb einer großen Raumstation oder Rückkehrmissionen zum Mond bzw. Mars, einsetzbar.

2. Defizite heutiger Trägersysteme

Den verfügbaren Trägersystemen werden von Raumfahrtingenieuren gravierende Defizite bescheinigt, aus denen sich nach ihrer Auffassung die Notwendig-

keit zur Entwicklung neuartiger Raumtransportsysteme ergibt. Vor allem folgende Punkte werden genannt:

- Unzureichende Befriedigung des für die Zukunft unterstellten Transportbedarfes durch bestehende Systeme

Die heute verfügbaren ELV decken das derzeitige Bedarfsspektrum für den Start unbemannter Nutzlasten hinreichend ab. In Verbindung mit Aufbau und Betrieb größerer Raumstationen, wie z. B. FREEDOM, entsteht ein zusätzlicher Bedarf für den Transport großer unbemannter Nutzlasten, für den dann Systeme wie ARIANE 5, TITAN IV, ZENIT oder ENERGIJA zur Verfügung stehen, sofern sie mit geeigneten Transferstufen ausgestattet werden.

Für den Transport schwerer Nutzlasten (etwa 10 Mg und mehr) kommen auch in absehbarer Zukunft nur Raketenträger in Betracht. Bei Einhaltung eines Familienkonzepts (ARIANE und TITAN sind erfolgreiche Beispiele) können diese sehr flexibel an die jeweiligen Nutzlastanforderungen angepaßt werden. Wie das NLS-Konzept (NLS = New Launch System), das derzeit in den USA verstärkt untersucht wird, deutlich macht, kann durch eine entsprechende Auslegung ein Nutzlastbereich von etwa 10 bis 70 Mg (eventuell auch mehr) abgedeckt werden.

In Europa entsteht nach Inbetriebnahme der ARIANE 5 und dem geplanten Wegfall der ARIANE 4 eine Versorgungslücke für kleinere Nutzlasten, insbesondere wenn sie in Orbits gebracht werden sollen, die sich nicht für Mehrfachstarts anbieten. Dies gilt z. B. für den für Erdbeobachtungsmissionen wichtigen sonnensynchronen Orbit (SSO).

Mit ELV ohne geflügelten Wiedereintrittskörper sind bemannte Flüge in LEO nur mit einer hochtrainierten Besatzung möglich. Bei der Landung mit Wiedereintrittskapseln treten erhebliche Verzögerungen bis zum sechsfachen Wert der Erdbeschleunigung auf. Dagegen ergeben sich bei geflügelten Wiedereintrittssystemen höchstens Verzögerungen bis zum dreifachen Wert der Erdbeschleunigung (SPACE SHUTTLE). Außer dem SPACE SHUTTLE mit einer Rückführkapazität von 15 Mg zur Erde besteht zur Zeit keine weitere Rückführmöglichkeit für nicht mehr benötigte größere Elemente oder Nutzlasten.

Bemannte Missionen zum Mond kann von den derzeit verfügbaren Raumtransportsystemen bestenfalls ENERGIJA starten. Bemannte Flüge zum Mars erfordern eher noch schwerere Trägersysteme sowie Montage des Transferfahrzeugs im LEO.

- Nur geringes Potential zur Reduktion der Transportkosten bei Verlustraketen

Bei Verlustsystemen werden die Startkosten bei zunehmenden Startzahlen im wesentlichen durch die Produktionskosten der Verlustraketen bestimmt. Für die Senkung der Produktionskosten werden nur geringe Potentiale gesehen. Befürworter neuartiger Raumtransportsysteme gehen davon aus, daß auf-

grund des begrenzten Spielraumes zur Kostenreduktion bei Verlustraketen eine deutliche Senkung der Startkosten nur durch wiederverwendbare Trägersysteme zu erwarten sei. Das gilt vor allem für kleinere und mittlere Nutzlasten. Dabei wird vorausgesetzt, daß die höheren Entwicklungs- und Baukosten wiederverwendbarer Systeme über hinreichend hohe jährliche Startzahlen und eine lange Systemlebensdauer abgeschrieben werden können.

- Begrenzte Sicherheit und Zuverlässigkeit derzeitiger Systeme

Das Sicherheitsniveau konventioneller Raketenträger ist — verglichen mit dem von Luftfahrzeugen — äußerst beschränkt. Generell liegt das heute erreichte Sicherheitsniveau der Raumfahrtträgersysteme um mindestens zwei Größenordnungen unter dem Sicherheitsstandard, der bei der Erprobung von Flugzeugprototypen erreicht wird.

Der Unterschied in der Sicherheit zwischen den unterschiedlichen Trägersystemen der USA, der GUS und der ESA ist geringfügig. Die europäischen Trägersysteme haben noch nicht ganz den Standard der amerikanischen und sowjetischen Systeme erreicht. Dies kann mit der unterschiedlichen Anzahl der bisher durchgeführten Missionen begründet werden. Die Statistiken zeigen zwar eine mit zunehmenden Startzahlen weiterhin steigende Tendenz des Sicherheitsniveaus, dem jedoch bei Verlustträgern eher Grenzen gesetzt sein dürften als bei wiederverwendbaren Systemen wie z. B. Flugzeugen.

Für Luftfahrzeuge wird die letztlich erreichte Zuverlässigkeit nicht nur durch gesündere Entwurfsbedingungen sichergestellt, sondern wesentlich ist die Möglichkeit der Aufdeckung von Systemfehlern und Entwurfsschwächen durch ein ausführliches, sorgfältiges Flugerprobungsprogramm. Diese Erprobungsmethodik ist bei konventionellen Trägersystemen praktisch nicht anwendbar. Jeder Erprobungsflug opfert das nichtwiederverwendbare Fluggerät. Um einen vergleichbaren Datensatz erfliegen zu können, müßte also eine große Zahl von Erprobungsträgern mit umfangreicher Meßeinrichtung als Verlustgeräte für diese Tests bereitgestellt werden. Dadurch würden die Entwicklungskosten und -zeiten völlig inakzeptabel. Daher muß man sich mit der Durchführung von Bodenversuchen unter eingeschränkt realistischen Umgebungsbedingungen begnügen.

Eine Steigerung sowohl der Sicherheit als auch der Zuverlässigkeit von Raumtransportsystemen ist aber unabdingbar, wenn bemannte Missionen langfristig in vermehrtem Umfang durchgeführt werden sollen.

- Mangelnde Umweltverträglichkeit

Aspekte der Umweltverträglichkeit beeinflussen in zunehmendem Maße Auswahl und Nutzung von Raumtransportsystemen und können künftig die Entwicklung umweltverträglicherer Systeme erzwingen. Vor allem folgende Effekte sind von Bedeutung:

- Auswirkungen der Abgase auf die Atmosphäre, einschließlich eventueller Folgeeffekte auf den Strahlungshaushalt.

Die Beeinflussung der Umwelt ist, je nach verwendeter Treibstoffkombination, sehr unterschiedlich ausgeprägt. Die Auswirkungen der verschiedenen Treibstoffe auf die Atmosphäre sind ferner nach Höhenbereichen zu unterscheiden.

Vor allem der Einsatz von Feststoffantrieben bei Raumtransportsystemen wird wegen der daraus resultierenden Umweltschädigungen langfristig als prohibitiv angesehen.

- Verbleib von nicht mehr benötigten bzw. verlorengegangenen Teilen (Weltraummüll/Space Debris) in Umlaufbahnen.

Das Problem des Weltraummülls, hervorgerufen vor allem durch die im Orbit verbleibenden Oberstufen und insbesondere deren mögliche Explosion, gilt für alle ELV gleichermaßen. Bei heute verwendeten Systemen werden die Oberstufen teilweise bereits entlüftet, um so wenigstens das Risiko einer Explosion zu vermeiden. Es bestehen bei ELV gegenwärtig jedoch praktisch keine Möglichkeiten, Weltraummüll ganz zu vermeiden.

○ Eingeschränkte operationelle Flexibilität

Aufgrund des ballistischen Flugs von Raketen ist eine erforderliche größere Richtungsänderung der Bahn mit hohem Treibstoffaufwand verbunden und deshalb erschwert. Im Schwerfeld der Erde verlaufen ballistische Flugbahnen in einer Ebene, die durch Erdmittelpunkt, Startort und Startrichtung gegeben ist. Um Umlaufbahnen niedriger Inklination, wie z. B. den besonders wichtigen geostationären Orbit in der Äquatorebene, zu erreichen, sind aus diesem Grund möglichst äquaturnahe Startplätze erforderlich. Eine weitere Einschränkung ergibt sich daraus, daß die Startrichtung nur so gewählt werden kann, daß bei vorzeitigem Systemversagen ein Absturz über bewohntem Gebiet auszuschließen ist.

Ein Startplatz in Europa ist für ELV also faktisch auszuschließen. Der Startplatz für europäische Träger Raketen befindet sich in Französisch-Guyana. Für Europa besteht heute mit der ARIANE-Rakete und aufgrund des bislang gesicherten Zugriffs auf diesen Startplatz Autonomie hinsichtlich der Durchführung von Missionen. Langfristig sind aber Unabhängigkeitsbestrebungen Französisch-Guyanas nicht auszuschließen.

In dem vom ESA-Ministerrat verabschiedeten Langfristplan wird darüber hinaus die Autonomie auch für die Durchführung bemannter Missionen gefordert. Sie soll mit Hilfe von ARIANE 5 und HERMES verwirklicht werden. Hohe Kosten, ungelöste Sicherheitsrisiken und ungenügende Nutzlastkapazität stellen die Entwicklung von HERMES jedoch zunehmend in Frage.

Ein weiteres Problem der ELV besteht darin, daß für jeden Start eine komplette neue Flugeinheit produziert und integriert werden muß. Die Startfrequenz ist also an die Produktions- und Integrationsrate gekoppelt. Aus europäischer Sicht verschärft sich dieses Problem noch dadurch, daß Raketenstufen und Nutzlasten zum Start nach Französisch-Guyana verschifft werden müssen.

Der Bodenbetrieb am Startplatz ist für vertikal startende, mehrstufige Raketenfahrzeuge sehr aufwendig, da Stufen und Nutzlasten vor Ort integriert werden müssen.

Der Start heutiger Trägersysteme unterliegt außerdem engen meteorologischen Restriktionen — es sind nur „Schönwetterstarts“ erlaubt —, die vor allem aus der hohen Seitenwindempfindlichkeit resultieren.

Neben den genannten Einschränkungen hinsichtlich des Starts ist bei bemannten Missionen und rückzuführenden Nutzlasten die Landung von Bedeutung. Grundsätzlich ist dabei zwischen Kapseln und geflügelten Orbitern zu unterscheiden. Bis heute verfügen nur die USA mit dem SPACE SHUTTLE ORBITER als geflügeltem System und die GUS mit den bemannten Kapseln des SOYUZ-Systems sowie mit den kleinen unbemannten Rückkehrkapseln von PROGRESS über operationell einzusetzende Wiedereintrittssysteme. Aus operationeller Sicht bietet der SPACE SHUTTLE ORBITER die Vorteile größerer Seitenreichweite, der Fähigkeit zu Punktlandungen und der Rückführungsmöglichkeit großer Nutzlasten. Der Nachteil des SPACE SHUTTLE liegt in dem hohen Refurbishment-Aufwand, der nicht nur zu hohen Betriebskosten, sondern auch zu langen „turn-around“-Zeiten und damit zu einer Einschränkung der operationellen Flexibilität führt.

Kapseln sind dagegen einfache und robuste Systeme, die bei gleicher Nutzlast eine deutlich geringere Gesamtmasse besitzen. Der Nachteil liegt aus operationeller Sicht in der unpräziseren Landung und einem höheren Bergungsaufwand.

Insgesamt ist festzustellen, daß die heutigen Raumtransportsysteme starken operationellen Restriktionen unterliegen und einen hohen Aufwand für den Bodenbetrieb erforderlich machen. Für ein Raumfahrtsszenario mit deutlich größerem Nutzlastaufkommen als heute ist die Erhöhung der operationellen Flexibilität unabdingbare Voraussetzung.

3. Anforderungen an zukünftige Raumtransportsysteme

Weltweit wird derzeit an der Definition neuartiger Konzepte gearbeitet, die den Anforderungen zukünftigen Raumtransports gerecht werden und die Defizite heutiger Trägersysteme beseitigen sollen. Diese Konzepte beruhen auf unterschiedlichsten technologischen Ansätzen. Allen diesen Ansätzen ist aber gemeinsam, daß mit ihnen mehr als nur graduelle Verbesserungen erreicht werden sollen. Folgende Ansätze stehen im Vordergrund:

- Wiederverwendbarkeit
- Vereinfachung der Systemkomplexität (Einstufigkeit)
- Horizontalstart/-landung
- Luftatmende Antriebe

3.1 Wiederverwendbarkeit

Von der Wiederverwendbarkeit werden Kostenvorteile erwartet, die sich im wesentlichen aus der mehrfachen Verwendung der Hardware ergeben. Jedoch sind die Entwicklungskosten von wiederverwendbaren Systemen erheblich höher einzuschätzen als die von Verlustsystemen. Die Entwicklung wiederverwendbarer Systeme rechnet sich also erst bei höheren Startraten.

Weiterhin wird durch die bei wiederverwendbaren Systemen gegebenen Erprobungsmöglichkeiten eine Erhöhung der Zuverlässigkeit erwartet. Auch die inhärent solidere Auslegung führt zu erhöhter Zuverlässigkeit, gleichzeitig verschärft sich dadurch allerdings das Problem der zulässigen Leermassenteile.

Darüber hinaus werden durch den Einsatz wiederverwendbarer Systeme der Anfall von Weltraummüll und die damit verbundenen Risiken für Personen, Umwelt und Sachgüter auf ein Minimum reduziert.

Diesen Vorteilen steht gegenüber, daß die Entwurfsbedingungen für Wiederverwendbarkeit zusätzliche technische Komponenten (z. B. Flügel, Wärmeschutzvorrichtungen, Fahrwerk) erfordern, die sich in einer schlechteren Massenbilanz niederschlagen. Dies erfordert extremen Leichtbau und den Einsatz hochwarmfester Strukturen, beides in Deutschland bis heute nicht ausreichend beherrschte Technologien, sowie den Einsatz hocheffizienter Antriebe als Voraussetzung für die Realisierbarkeit wiederverwendbarer Raumtransportsysteme mit akzeptabler Nutzlastkapazität. Aufgrund der schlechteren Massenbilanz sind wiederverwendbare Systeme nur für den Einschub in LEO geeignet. Für Nutzlasten, die einen höheren Orbit erfordern, sind zusätzliche Transferstufen vorzusehen, die prinzipiell ebenfalls wiederverwendbar konzipiert werden können.

In diesem Zusammenhang ist folgendes zu beachten:

Ein vollwiederverwendbares Transportsystem ist in jedem Fall ein teures Hochleistungssystem, von dem vermutlich nur wenige Flugexemplare benötigt werden. An diese sind außerordentlich hohe Zuverlässigkeitsanforderungen zu stellen. Wenn ein in Serie produzierter Verlustträger sein Ziel nicht erreicht, ist genau eine Mission fehlgeschlagen, die man mit einer neuen Rakete wiederholen kann. Wenn dagegen aus einer Flotte von zwei wiederverwendbaren Trägerfahrzeugen (wie z. B. für HERMES geplant) eines ausfällt, so verliert man langfristig 50 % der Transportkapazität.

3.2 Vereinfachung der Systemkomplexität (Einstufigkeit)

Aus der Vereinfachung der Systemkomplexität werden Kostenvorteile in Produktion und Betrieb erwartet. Bei wiederverwendbaren Systemen steht die Reduzierung der Betriebskosten im Vordergrund, während für Verlustgeräte der Minimierung der Produktionskosten höhere Bedeutung zukommt.

Da bei einstufigen Systemen der Integrationsaufwand am Startplatz erheblich geringer ist als bei mehrstufigen Systemen, wird bei wiederverwendbaren Systemen ein deutlich kürzerer „turn-around“ möglich, was wiederum eine höhere Verfügbarkeit der Systeme zuläßt.

Für die erfolgreiche Durchführung einer Mission könnte die Einstufigkeit ebenfalls Verbesserungen bringen, da sicherheitskritische Stufungen entfallen und damit eine höhere Systemzuverlässigkeit zu erwarten ist.

Die technischen Schwierigkeiten bei der Realisierung einstufiger Systeme liegen vor allem in der Tatsache begründet, daß die gesamte Strukturmasse in den Orbit gebracht werden muß. Dies bedingt die konsequente Anwendung extremen Leichtbaus, um überhaupt eine sinnvolle Nutzlastkapazität zu erreichen. Verschärft wird dieses Problem bei wiederverwendbaren Systemen noch durch zusätzliche Massen für Thermalschutzsysteme sowie Flügel und Fahrwerk bei horizontal startenden/landenden Systemen.

3.3 Horizontalstart/-landung

Durch die Ausnutzung des aerodynamischen Auftriebs sind sowohl bei Horizontalstart als auch Horizontallandung deutliche Vorteile hinsichtlich Sicherheit und Reisefähigkeit zu erwarten.

Wegen der Belastungen für Fahrwerk und Rollbahn sowie aufgrund der auftretenden Biegemomente in der Struktur unterliegt die Startmasse beim Horizontalstart einer Begrenzung, die in der Größenordnung von max. 1 000 Mg liegen dürfte. Dem entspricht — abhängig vom erreichbaren Leergewicht — eine maximale LEO-Nutzlastkapazität von etwa 20 Mg.

Beim Vertikalstart führt ein Triebwerkausfall, der nicht durch Hochfahren der anderen Triebwerke kompensiert werden kann, zumindest in der Abhebe-Phase zu einem Totalverlust des Systems. Beim Horizontalstart ist dagegen auch während der Startphase ein Abbruch der Mission prinzipiell möglich. Der Horizontalstart bietet damit deutliche Sicherheitsvorteile.

Ein weiterer Vorteil horizontal startender Systeme liegt in dem geringeren Integrationsaufwand und der weniger aufwendigen Bodeninfrastruktur. Da weder Starttisch noch Startturm, sondern nur eine Rollbahn benötigt wird, wird sogar häufig von „flugzeugähnlichem Betrieb“ gesprochen. Diese Analogie erscheint aufgrund der Einschränkungen, die sich für ein Raumtransportsystem ergeben (geringe Flugverkehrs-

dichte, dünnbesiedeltes Gebiet, Startfenster . . .), jedoch nur bedingt zutreffend.

Die Ausnutzung des aerodynamischen Auftriebs, der Voraussetzung für die horizontale Landung ist, erlaubt prinzipiell die Rückkehr des Systems bzw. einzelner Stufen zur Startbasis bzw. Punktlandungen an anderen geeigneten Orten. Dies ist gegenüber Kapseln, die einen weiten Bereich unbewohnten Gebietes zur Landung bzw. Wasserung benötigen, ein deutlicher Vorteil hinsichtlich des operationellen Ablaufs. Des weiteren verfügen aerodynamisch ausgelegte Fahrzeuge über eine größere Seitenreichweite als ballistische und können daher auch Landplätze erreichen, die sich in großer Entfernung (bis zu einigen 1 000 km) zur orbitalen Subspur (Projektion des Orbits auf die Erde) befinden.

Die häufig angeführte Argumentation, daß Kapseln mit Ausnahme besiedelter Gebiete auf der gesamten Erdoberfläche landen bzw. wassern können, geflügelte Systeme dagegen auf wenige geeignete Landplätze angewiesen sind, ist nur eingeschränkt sinnvoll: Zum einen ist die potentielle Landefläche von Kapseln auf einen relativ schmalen Gürtel um die orbitale Subspur eingeschränkt, zum anderen liegt der Vorteil geflügelter Systeme gerade darin, ausgewählte Landplätze mit einer Punktlandung zu erreichen, um so aufwendige Bergungsaktionen zu vermeiden.

3.4 Luftatmende Antriebe

Ein Nachteil raketengetriebener Raumfahrzeuge ist die Tatsache, daß neben dem reinen Brennstoff auch der Oxidator und die entsprechenden Tank- und Strukturmassen mitgeführt werden müssen. Bei Wasserstoff/Sauerstoff-Antrieben beispielsweise beträgt der Oxidatoranteil zwischen 85 % und 90 % der Treibstoffmasse. Der Grundgedanke für den Einsatz luftatmender Antriebe ist, den in der Atmosphäre vorhandenen Sauerstoff als Oxidator zu nutzen, um so erheblich geringere Startmassen zu erreichen. Dabei ist zu beachten, daß luftatmende Triebwerke um rund eine Größenordnung schwerer sind als Raketentriebwerke der gleichen Leistungsklasse. Zur maximalen Ausnutzung des Luftsauerstoffs als Oxidator ist es zweckmäßig, einen möglichst großen Bereich des Flugprofils mit luftatmenden Antrieben durchzuführen. Dies impliziert die Auslegung der Triebwerke und der Gesamtkonfiguration auf Hyperschallgeschwindigkeiten (etwa >Mach 5).

Die Grundidee geringerer Startmasse bei gleicher Nutzlastkapazität läßt sich deshalb nicht realisieren. Der höhere zulässige Leermassenanteil von Systemen mit luftatmenden Antrieben bietet allerdings Vorteile hinsichtlich der Realisierbarkeit der Wiederverwendbarkeit und des Horizontalstarts, da die zusätzlich erforderlichen Massen bei luftatmenden Antrieben zum großen Teil (Flügel, Fahrwerk, Wärmeschutzvorrichtungen) mit den Erfordernissen von Horizontalstart und Wiederverwendbarkeit übereinstimmen. Daher sind Horizontalstart und Wiederverwendbar-

keit auch bei allen aktuellen Konzepten mit luftatmendem Antrieb vorgesehen.

Hinsichtlich der Zuverlässigkeit ergibt sich darüber hinaus eine weitere Verbesserung, da die Triebwerke in weiten Bereichen regelbar bzw. abschaltbar sind und die Energiedichte geringer ist als die von Raketenantrieben. Aus operationeller Sicht läßt die mit luftatmenden Antrieben prinzipiell mögliche Reiseflugfähigkeit zudem erheblich höhere Flexibilität hinsichtlich der Lage von Start- und Landeplatz erwarten. Prinzipiell ermöglicht sie den Start auch von Europa aus.

Da mit Ausnahme flugzeuggestützter Raketen bei zukünftigen Raumtransportsystemen ausschließlich der hochenergetische Treibstoff Wasserstoff vorgesehen ist, sind die Auswirkungen auf die Umwelt im Vergleich zu heutigen Raumtransportsystemen geringer. Durch die höhere Stickoxid-Bildung sind Wasserstoff/Luft-Antriebe aber qualitativ ungünstiger einzustufen als reine Wasserstoff/Sauerstoff-Antriebe.

4. Technologiebedarf

Zur Realisierung der in Abschnitt I.3 skizzierten neuartigen Ansätze sind deutliche Fortschritte in der Technologieentwicklung erforderlich. Die wichtigsten Entwicklungsbereiche sind Werkstoffe und Bauweisen, Antriebstechnologie und numerische Verfahren der Strömungsmechanik.

4.1 Werkstoffe und Bauweisen

Im Technologiebereich Werkstoffe und Bauweisen liegen besonders unter den Aspekten Thermalschutz und Leichtbau sehr hohe Risiken für die Realisierung zukünftiger Raumtransportsysteme. Die werkstoff- und bauweisenbezogenen Probleme ergeben sich bei wiederverwendbaren Raumfahrzeugen mit luftatmenden Antrieben primär aus den Missionsabschnitten „stationärer Hyperschallflug“ und „atmosphärischer Wiedereintritt“, während bei raketengetriebenen Raumtransportsystemen der Aufstieg im Vergleich weniger kritisch ist.

Die neuartigen Konzepte stellen höchste Ansprüche an die Werkstoffe. Einerseits erfordern sie extremen Leichtbau, so daß nur Werkstoffe mit hohen massenspezifischen Kennwerten in Frage kommen. Andererseits ist der gesamte Temperaturbereich von -250 °C bis ca. 1 800 °C mit großen Strukturbauteilen abzudecken.

Neben den Werkstoffen beeinflußt die Bauweise wesentlich die Massenbilanz der Struktur und des Thermalschutzes von Raumtransportsystemen. Als kritische Bereiche werden die Rumpf-/Tankstrukturen, die Thermalschutzsysteme und die heißen Strukturen angesehen. Alle vorgeschlagenen Konzepte erfordern eine konsequente Leichtbauweise.

Zu den wichtigsten Strukturmaterialien für neuartige Raumtransportsysteme zählen die Faserverbundwerkstoffe mit polymerer, metallischer und keramischer Matrix. In allen lasttragenden Strukturen sind diese Werkstoffe vorgesehen, um die Forderungen nach möglichst geringer Strukturmasse erfüllen zu können. Hier ist aus deutscher Sicht der notwendige Entwicklungsbedarf als sehr hoch einzuschätzen; es bestehen deutliche Technologielücken zu den führenden Herstellern in Japan (Fasern), den USA (Metalle) und Frankreich (Faserkeramiken). Von der Beherrschung der jeweiligen Herstell- und Verarbeitungstechnologien und ihrer Bauweisen ist die Realisierung der zukünftigen Raumtransporter-Konzepte abhängig.

4.2 Antriebstechnologie

Deutliche Verbesserungen der Massenbilanz können auch durch Antriebe mit hohem treibstoffspezifischem Leistungsvermögen erreicht werden. Bei der heute absehbaren Technologieentwicklung sind Steigerungen des Antriebsvermögens um mehr als eine Größenordnung nur mit luftatmenden Antrieben erreichbar. Die technologische Auslegung luftatmender Antriebe besteht aus einer Kombination von Turbinen-Luftstrahltrieb (TL) für den unteren Machzahlbereich bis etwa Mach (Ma) 3,5 und einem Staustrahltrieb (Ramjet) für den Bereich darüber.

Der Betriebsbereich von Staustrahltriebwerken ist durch die hohe Strömungsgeschwindigkeit in der Brennkammer begrenzt. Ab einer Fluggeschwindigkeit von etwa Ma 7 wird die Brennkammer mit Überschallgeschwindigkeit durchströmt. Für höhere Geschwindigkeiten mit luftatmenden Antrieben muß daher auf Staustrahltriebwerke mit Überschallverbrennung, sogenannte Scramjets, übergegangen werden. Die Verbrennung im Überschall gilt als äußerst schwierig, da die Strömungsgeschwindigkeit in der Brennkammer höher ist als die Ausbreitungsgeschwindigkeit der Verbrennung. Das Problem besteht also darin, eine kontinuierliche Verbrennung aufrechtzuerhalten.

4.3 Numerische Verfahren der Strömungsmechanik

Bei wiederverwendbaren Fahrzeugen macht die Rückkehr einen Hyperschallflug durch die zunehmend dichtere Atmosphäre erforderlich. Dabei muß die kinetische Energie abgebaut werden. Einen nochmals wesentlich größeren technologischen Schwierigkeitsgrad bieten horizontal startende, luftatmende Fahrzeuge, die bereits beim Start typische Hyperschallprobleme der äußeren und inneren (Triebwerke) Aerodynamik überwinden müssen.

Der Problembereich der Hochgeschwindigkeitsaerodynamik wird wegen der das Strömungsfeld maßgeblich charakterisierenden thermodynamischen Pro-

zesse oft als Aerothermodynamik bezeichnet. Hauptprobleme sind der Schutz gegen die hohen Temperaturen von mehreren tausend Kelvin und die Vermeidung von großer Wärmeflüsse in das Fahrzeug.

Die für Wiedereintrittskapseln und in ähnlicher Form auch beim SHUTTLE erarbeitete Problemlösung sieht stumpfe Körperformen vor, bei denen abgelöst vor dem Fahrzeugbug ein sehr starker Verdichtungsstoß vorhanden ist, in dem ein großer Teil der vom Fahrzeug abzugebenden kinetischen Energie auf die Luft übertragen wird. Die Form der klassischen Wiedereintrittsfahrzeuge ist dann derart ausgebildet, daß diese heiße Luft möglichst wenig mit der Außenhaut in Wechselwirkung tritt.

Stumpfe Konfigurationen führen zu einem kleinen Verhältnis von Auftrieb zu Widerstand, das heißt, einer schlechten Gleitzahl. Für horizontal startende Raumtransportsysteme muß aber eine relativ hohe Gleitzahl angestrebt werden, da die möglichst geringe Triebwerksgröße und der gering zu haltende Treibstoffverbrauch nur dann zu erreichen sind, wenn der aerodynamische Widerstand möglichst gering ist und gleichzeitig ein möglichst großer Teil der Fahrzeugmasse von den Flügeln getragen wird.

Für den Wiedereintritt ergibt sich die Forderung nach einer hohen Hyperschallgleitzahl aus der Forderung nach einer großen Seitenreichweite, die z. B. für die Rückkehr nach Europa erforderlich sein könnte.

Eine Verbesserung der Gleitzahl ist aber nur durch schlanke Konfigurationen zu erreichen. Die Folge ist eine starke Verschärfung der technischen Probleme, insbesondere der Berechnung der Grenzschicht, des Hitzeschutzes und des Wärmehaushalts, die noch durch wesentlich höhere Anforderungen an die flugmechanischen Eigenschaften verstärkt werden. Eine Beherrschung aller mit diesen Problemkreisen zusammenhängenden Fragen dürfte heute nur schwer möglich sein und erfordert erhebliche Entwicklungsarbeit zumindest im Bereich der numerischen Rechenverfahren (CFD). Darüber hinaus dürfte aber die Verifikation der Simulationsergebnisse durch Erprobungsflüge mit speziell zu entwickelnden Flugdemonstrationen unerlässlich sein.

5. Konzepte für zukünftige Raumtransportsysteme

5.1 Übersicht

In Tabelle I.2 sind die wichtigsten derzeit diskutierten Konzepte zukünftiger Raumtransportsysteme aufgeführt. Tabelle I.3 enthält eine Zusammenstellung technischer Daten von Konzepten luftatmender Systeme, Tabelle I.4 die entsprechenden Angaben für Konzepte mit reinem Raketenantrieb, wobei die Bandbreite von konservativen Ansätzen, wie der evolutionären Weiterentwicklung bestehender Systeme (z. B. ARIANE X, SPACE SHUTTLE II), bis hin zur Neuentwicklung von vollwiederverwendbaren Systemen (EARL II, DELTA CLIPPER) reicht.

Konzepte für zukünftige Raumtransportsysteme

	Land	Konzept	Status	Beginn der Arbeiten
Horizontal startende Raumtransportsysteme mit luftatmenden Antrieben	Deutschland	SÄNGER	Technologieprogramm (HST)	1987
	Frankreich	STAR-H	Technologieprogramm (PREPHA)	1991
	Großbritannien	HOTOL	geringe Aktivität	1985
	Japan	SPACE PLANE	Technologieprogramm (ATAS)	1989
	USA	X-30 (Flugdemonstrator)	Technologieprogramm (NASP)	1986
Vertikal startende Raumtransportsysteme mit reinem Raketenantrieb	Europa	ARIANE X	Konzeptstudien	?
	Deutschland	EARL II	z. Z. keine Aktivitäten, Definition September 1990	1988
	USA	SPACE SHUTTLE II	Konzeptstudien	?
	USA	NLS (New Launch System)	Entwurfsstudie	1987
	USA	DELTA CLIPPER	Entwurfsstudie	1990

5.2 Horizontal startende Raumtransportsysteme mit luftatmenden Antrieben

5.2.1 Mehrstufige Konzepte

5.2.1.1 SÄNGER

Als Leitkonzept für das Hyperschalltechnologieprogramm (HST) des BMFT wurde 1988 das Raumflugzeug SÄNGER ausgewählt (s. Kapitel II). Bei SÄNGER handelt es sich um ein zweistufiges Raumtransportsystem, dessen beide Stufen voll wiederverwendbar ausgelegt sind. Die Unterstufe verfügt über luftatmende Antriebe (Turbo-/Staustrahl), während die Oberstufe mit Raketenantrieb ausgerüstet ist.

Eine typische SÄNGER-Mission könnte nach derzeitiger Planung wie folgt aussehen: Nach dem horizontalen Start von einer normalen Rollbahn findet zunächst ein Beschleunigungsflug auf die Reisegeschwindigkeit $Ma\ 4,4$ statt; der transsonische Bereich ($Ma > 1$), wo der aerodynamische Widerstand seinen Maximalwert erreicht, wird in ca. 10 km Höhe durchflogen. Anschließend an den Beschleunigungsflug findet in ca. 26 km Höhe der Reiseflug zum Breitengrad der gewünschten Orbit-Inklination statt (zum Vergleich: Zivile Langstreckenflugzeuge haben üblicherweise eine Reiseflughöhe von 10 bis 12 km). Nach Erreichen dieses Breitengrades beschleunigt das Raumflugzeug in einer Höhe von 31 km auf die mit $Ma\ 6,8$ höchste Fluggeschwindigkeit der gekoppelten Stufen, um anschließend in ca. 37 km Höhe die Stufentrennung bei $Ma\ 6,6$ durchzuführen. Während die Oberstufe mit Raketenantrieb den gewählten Orbit ansteuert, kehrt die Unterstufe (in der Reiseflughöhe ebenfalls mit $Ma\ 4,4$) zum Startplatz zurück und

landet dort horizontal. Die Oberstufe kehrt nach Durchführung der orbitalen Mission auf ähnliche Weise wie der SPACE SHUTTLE ORBITER zurück (wenn auch mit etwas anderem Wiedereintrittsverfahren).

Die Möglichkeit, lange Strecken im Reiseflug zu fliegen und damit von Europa aus geeignete Umlaufbahnen zu erreichen, ist durch die Ausbildung der Unterstufe als Hyperschallflugzeug mit Turbo-/Staustrahlantrieb gegeben.

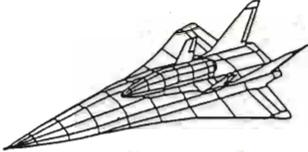
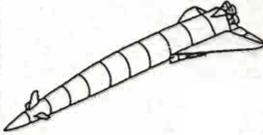
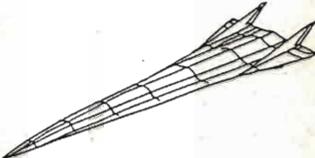
Die Oberstufe ist für die unterschiedlichen Anforderungen von bemannten und unbemannten Missionen jetzt in zwei äußerlich gleichen (Zwillings-)Versionen geplant. Der Vorteil der Wiederverwendbarkeit des unbemannten Systems wird durch erhebliche Nutzlasteinbußen, resultierend aus zusätzlicher Masse für Flügel, Thermalschutzsystem und Lande-Fahrwerk, erkauft.

Die ursprünglich vorgesehene Verlustoberstufe CARGUS (Cargo Upper Stage) wurde unter anderem auch deshalb aufgegeben, weil große Probleme bei der Stufentrennung (keine aerodynamische Unterstützung) und eine schwierige Integration in die Unterstufe zu erwarten gewesen wären. In der derzeitigen Konzeption wird eine Transportleistung in den Raumstationsorbit von 7 000 kg unbemannt oder drei Personen +3 000 kg erwartet.

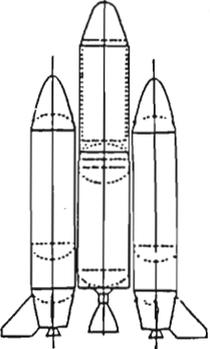
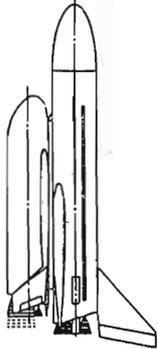
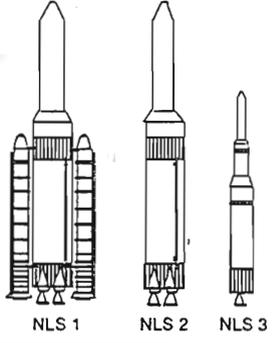
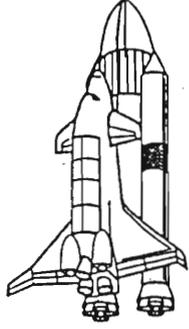
5.2.1.2 STAR-H/STS 2000

Studien zu einem französischen Leitkonzept werden seit etwa sechs Jahren von SNECMA, SEP und ONERA sowie von AEROSPATIALE und DASSAULT

Technische Daten der wichtigsten Konzepte luftatmender Systeme

				 <small>Quelle: Heinkel, Aerospace Literature</small>	
Nationalität	Deutschland	Frankreich	Großbritannien	Japan	USA
Bezeichnung des Konzepts	SÄNGER	STAR-H	HOTOL	Space Plane	NASP X-30 Demonstrator
Auftraggeber/ Auftragnehmer	BMFT/MBB, MTU, DLR	DGA, MRT, CNES / Aerospatiale; Dassault SEP, SNECMA, ONERA	keine Förderung / British Aerospace	NAL / Mitsubishi	DOD + NASA / US Industrie
Stufenzahl	2	2	1	1	1
Rückkehrprinzip	voll wiederverwendbar	voll wiederverwendbar	voll wiederverwendbar	voll wiederverwendbar	voll wiederverwendbar
Abhebemodus	horizontal	horizontal	horizontal	horizontal	horizontal
Startmasse	Gesamt: 388 Mg 2. Stufe: 122 Mg	Gesamt: 400 Mg 2. Stufe: 19 Mg	275 Mg	ca. 350 Mg	ca. 90 - 110 Mg
Verhältnis von Lande- zu Startmasse	1. Stufe: 0,61 2. Stufe: 0,25 bemannt* 2. Stufe: 0,22 unbemannt**	? / 0,20	0,17	0,305	?
Zielflucht (Höhe/Inklination)	483 km · 483 km, $i = 28,5^\circ$ * 200 km · 200 km, $i = 0^\circ$ **	110 km · 515 km, $i = 28,5^\circ$ * 400 km · 400 km, $i = 30^\circ$ *	275 km · 275 km, $i = 0^\circ$	500 km · $i = 28,5^\circ - 30^\circ$	nur suborbitale Testflüge
Art der Nutzlast	bemannt/unbemannt	bemannt/unbemannt	unbemannt	bemannt / unbemannt	bemannes Experimentaigerät
Nutzlastmasse	3 Personen + 3 Mg bemannt 8,5 Mg unbemannt in LEO 200 km	4 Personen + 7 Mg ?	7 Mg	10 Personen + ?	?
Antriebssystem und Treibstoffe	1. Stufe: Strahl-TW bis $M = 2,5 - LH_2$ Staustrahl-TW von $M = 2,5$ bis $M = 6,8 - LH_2$ 2. Stufe: Raketen-TW ab $M = 6,6 - LH_2/LOX^1$	Turborakete - Expander bis $M = 6$ bzw. Turborakete - Staustrahl-TW bis $M = 6 - LH_2/LOX$ Raketen ab $M = 6 - LH_2/LOX$	Turbojet mit Vorkübler bis $M = 5 - LH_2$ Raketen ab $M = 5 - LH_2/LOX$	LACE ¹ bis $M = 5$ - Slush - LH_2 SCRAM Jet von $M = 5$ bis $M = 20$ Raketen ab $M = 20 - LH_2/LOX$	Niedergeschwindigkeitsysteme? SCRAM Jet bis $M = ?$ - Slush LH_2 Raketen ab $M = ? - LH_2/LOX$
Technologische Ziele	<ul style="list-style-type: none"> • Überschall- und Hyperschall-Aerodynamik (experimentell und CFD²) • Staustrahl-TW mit Wasserstofftechnologie • Systemintegration • Struktur/Bauweisen/Hochwarmfeste Materialien 	Referenz für Triebwerksstudien	kein separates Technologieprogramm	<ul style="list-style-type: none"> • Überschall- und Hyperschall-Aerodynamik • Staustrahl-TW mit Überschallverbrennung • Hochwarmfeste Materialien • CFD 	<ul style="list-style-type: none"> • Überschall- und Hyperschall-Aerodynamik • Staustrahl-TW mit Überschallverbrennung • Hochwarmfeste Materialien • CFD • Umwelteinflüsse
¹ LH_2/LOX	Flüssigwasserstoff / Flüssigsauerstoff				
² CFD	Numerische Verfahren der Strömungsmechanik (Computational Fluid Dynamics)				
³ LACE	Liquified Air Cycle Engine				

Technische Daten der wichtigsten Konzepte raketengetriebener Systeme

					
Nationalität	Europa	Deutschland	USA	USA	USA
Bezeichnung des Konzepts	ARIANE X	EARL II (European Advanced Rocket Launcher)	NLS1 / NLS2 / NLS3	SPACE SHUTTLE II	DELTA CLIPPER
Auftraggeber/Auftragnehmer	-	BMFT / Dornier, MAN, MBB, OHB, DLR	DOD-NASA / US Industrie	NASA / einschlägige Industrie	SDIO / McDonnell Douglas
Stufenzahl	2 + Boosterbestückung	2, parallel	2 + 2 Booster / 2 / 3	2 + 2 Booster	1
Rückkehrprinzip	teilweise - voll wiederverwendbar	voll wiederverwendbar (bemannt) Verlustoberstufe (unbemannt)	Verlustsystem	teilweise - voll wiederverwendbar	voll wiederverwendbar
Abhebemodus	vertikal	vertikal	vertikal	vertikal	vertikal
Landemodus	horizontal	horizontal	-	horizontal	vertikal
Startmasse	500 - 1000 Mg	Gesamt: 501 Mg 2. Stufe: 127 Mg	? / ? / ?	~ 2000 Mg	468 Mg
Lande-/Startmasse	- 0,1	1. Stufe: 0,115 2. Stufe: 0,275	- / - / -	- 0,9 Orbiter ? External Tank ? Booster	0,08
Zielorbit	LEO, SSO, GTO	LEO, SSO, GTO	LEO, SSO, GTO	LEO, 28,5°, SSO	LEO
Art der Nutzlast	bemannt (LEO), unbemannt	bemannt (LEO), unbemannt	unbemannt / bemannt (evtl. NLS2)	bemannt	bemannt / unbemannt
Nutzlastmasse	bemannt: 2 - 4 Mg unbemannt: 4 - 30 Mg	bemannt: 5 Mg (LEO) unbemannt: 16,5 Mg (LEO) 5,5 Mg (GTO)	70 Mg / 25 Mg / 10 Mg (LEO)	25 Mg up 15 Mg down	5 - 10 Mg
Antriebssystem und Treibstoffe	Raketentriebwerke LH ₂ / LOX Aluminium / Ammoniumperchlorat (Feststoffbooster)	Hauptstromraketentriebwerk (ATC 1500) LH ₂ / LOX	Hauptstromraketentriebwerke (STME) LH ₂ / LOX Booster: Feststoffe	Hauptstromraketentriebwerke (SSME) LH ₂ / LOX Aluminium / Ammoniumperchlorat (Feststoffbooster)	8 - 12 Hauptstromraketentriebwerke LH ₂ / LOX
Besonderheiten	evolutionäre Weiterentwicklung von ARIANE 5 bis hin zur vollen Wiederverwendbarkeit (z.Zt. nur Konzeptstudien)	derzeit nicht weiter verfolgte Konzeptstudie	weitgehend konv. Technologie ausgenom- men Hochleistungs TW ausgerichtet auf Produktionskostensenkung	evolutionäre Weiterentwicklung aus SPACE- SHUTTLE	basiert auf NASP-Technologie virtuelle Steuerung ("Pilot am Boden")
¹ CFD	Numerische Verfahren der Strömungsmechanik (Computational Fluid Dynamics)				

(STAR-H) durchgeführt. Die technologischen Studien konzentrieren sich auf die Charakteristiken luftatmender Antriebe im höheren Geschwindigkeits-/Machzahlbereich für ein zweistufiges Trägersystem. Die Trennung zwischen der Unterstufe und der raketentriebenen Oberstufe soll in einem Geschwindigkeitsbereich zwischen Ma 5 und Ma 7 erfolgen. Die Definition eines konkreten Projekts soll jedoch erst nach Vorliegen einer ausreichenden Datenbasis der Triebwerkscharakteristiken erfolgen. Für eine realistische Untersuchung heißer Strukturen sollen die Flüge von ARIANE 5/HERMES eingesetzt werden. Dieses Programm soll zeitlich so ausgerichtet werden, daß keine Störung des Programms ARIANE 5/HERMES erfolgt.

Darüber hinaus werden unter dem Namen STS-2000 in Frankreich ebenfalls seit 1986 Studien zu einem einstufigen Raumflugzeug durchgeführt. Ähnlich dem britischen HOTOL-Konzept ist hier kein Scramjet-Triebwerk vorgesehen, die Umschaltung auf Raketenantrieb erfolgt zwischen Ma 6 und Ma 8. Konkrete Definitionen eines Leitkonzepts liegen aufgrund mangelnder Datenbasis ebenfalls nicht vor.

Im Jahr 1991 wurden beide Konzepte in ein Technologieprogramm (PREPHA = Programme de Recherche et de Technologie sur la Propulsion Hypersonique Avancée) überführt. Im Rahmen dieses Programms soll eine Definition des Leitkonzepts, insbesondere bez. Stufenzahl und Antrieb, erarbeitet werden, wobei der Einsatz von Scramjet-Antrieben derzeit nicht ausgeschlossen wird.

Insgesamt sind die französischen Ansätze bisher viel zu wenig detailliert, um in einen Vergleich zu SÄNGER oder NASP (s. I.5.2.2.1) aufgenommen werden zu können.

5.2.1.3 Flugzeuggestützte Raketen

Als Alternative zu Konzepten, deren Unterstufen im Bereich hohen Überschalls fliegen, ist es denkbar, eine Rakete auch von einem herkömmlichen Unterschallflugzeug aus zu starten. Für die hier betrachtete Größenordnung der Systeme ist allerdings ein Startverfahren wie das von PEGASUS, also Aufhängung unterhalb der Tragflächen, nicht geeignet, die Rakete muß vielmehr auf der Oberseite des Flugzeugs transportiert werden oder eventuell in einer sehr ungewöhnlichen Konfiguration in die Rumpfunterseite eingebaut werden. Der erste Fall bedeutet jedoch, daß die Rakete nicht einfach ausgeklinkt werden kann, sondern daß eine aerodynamisch unterstützte Stufen-trennung erforderlich ist. Außerdem dürfte aerodynamische Unterstützung auch für das nach der Stufen-trennung erforderliche Hochziehmanöver notwendig sein. Für den zweiten Fall existieren bisher keine konkreten Konfigurationslösungen.

Ein Vorschlag ist das Interim-HOTOL-Konzept von British Aerospace, bestehend aus einer geflügelten, vollwiederverwendbaren einstufigen Rakete, die von einer ANTONOV-225 aus startet. Nach Angabe von British Aerospace soll so bei einer Startmasse von 600 Mg und einer Orbiter-Masse von 250 Mg eine

LEO-Nutzlastkapazität von 5,1 Mg bis 7,9 Mg erreicht werden.

5.2.2 Einstufige Konzepte

5.2.2.1 NASP

Die Aktivitäten der USA auf dem Gebiet zukünftiger einstufiger Fluggeräte, die im Hyperschallbereich operieren, aber auch den niedrigen Erdborbit erreichen sollen, konzentrieren sich auf das National Aerospace Plane-Programm NASP.

Bei NASP handelt es sich um ein fortschrittliches und anspruchsvolles Programm, mit dem sich die USA bereits heute eine führende Position im Bereich des Hyperschallfluges und des Raumflugzeuges gesichert haben.

NASP stellt im amerikanischen Verteidigungshaushalt das derzeit größte FuE-Programm der amerikanischen Luftwaffe für die Entwicklung von Zukunftstechnologien dar. Das Programm wird gegenwärtig von amerikanischen Verteidigungsexperten als ein unter Gesichtspunkten der nationalen Sicherheit auf lange Sicht unentbehrliches Element eingestuft.

NASP ist als fortgeschrittenes Technologieprogramm für luftatmende Raumfahrzeuge am ehesten für einen Vergleich mit deutschen Aktivitäten im Rahmen des Hyperschall-Technologieprogramms geeignet. Jedoch ist die Technologieentwicklung im NASP-Programm sehr viel weiter fortgeschritten als im deutschen Hyperschall-Technologieprogramm. Das liegt nicht zuletzt an dem deutlich höheren Budgetrahmen von NASP (250 bis 350 Mio. \$ p. a.).

Zunächst ist der Bau zweier Flugdemonstratoren X-30 (Baubeginn 1994) vorgesehen. Die X-30 soll von einer konventionellen Startbahn auf der Erde in die hohe Atmosphäre bzw. den Weltraum aufsteigen und von dort auch wieder mit Horizontallandung zurückkehren. Als Antrieb soll primär ein luftatmendes Triebwerk dienen, lediglich für die letzte Flugphase vor Erreichen einer Erdumlaufbahn soll ein Raketenantrieb eingesetzt werden.

Mit der X-30 soll auch der Nachweis erbracht werden, daß mit einem einstufigen Gerät eine niedrige Erdumlaufbahn erreicht werden kann.

Die X-30 ist ein reines Experimental-Fluggerät. Sie ist weder ein Prototyp noch ein für bestimmte Missionsaufgaben operationell einsetzbares Fluggerät. Der technischen Auslegung der X-30 liegen keine operationellen Missionen oder Anforderungen zugrunde.

Anhand der Erfahrungen mit diesen Systemen wird dann die Definition sogenannter NDV (NASP Derived Vehicle) erarbeitet. Die NDV können aus den drei Entwicklungslinien „militärischer Langstreckenbomber“, „Raumfahrzeug“ und „ziviles Verkehrsflugzeug“ bestehen. Beim NASP Joint Program Office wird mit einem Bedarf von insgesamt 5 200 (!) Flugeinheiten für NDV gerechnet; diese Zahl erscheint allerdings ungewöhnlich hoch und ist wohl als Versuch, das NASP-Programm politisch voranzutreiben, anzusehen.

Während für das NDV-Raumfahrzeug bisher nur feststeht, daß es sich um ein einstufiges System mit Turbo-/Ram-/Scramjet-Antrieb handeln wird, ist der X-30-Flugdemonstrator deutlich besser definiert, technische Einzelheiten unterliegen allerdings militärischer Geheimhaltung. Die X-30 ist ein einstufiges, pilotiertes Flugzeug mit luftatmenden Antrieben (Turbo, Ram, Scram). Die Startmasse wird zwischen 90 Mg und 110 Mg betragen. Zur Demonstration der Flugeigenschaften ist eine schrittweise Ausweitung des Geschwindigkeitsbereichs auf bis zu Ma 20 geplant, ausreichend für suborbitale Testflüge.

Nach Auskunft des NASP Joint Program Office sind die Materialien für den Bau der X-30 bereits heute im wesentlichen vorhanden. Im nächsten Schritt hat die Weiterentwicklung der Antriebe höchste Priorität.

Das NASP-Programm wird in den USA in einer sehr breiten Perspektive gesehen. Hoch eingeschätzt wird auch die Möglichkeit des Einsatzes von Teilen der NASP-Technologie (z. B. heiße Strukturen, Hitzeschild) in anderen Trägerkonzepten wie NLS oder DELTA CLIPPER. Das NASP-Programm könnte somit auch unabhängig von der Entscheidung über ein NDV eine Fortsetzung finden.

Die von der US-Regierung verfolgte Prioritätensetzung für NASP beruht zum erheblichen Teil auf der von einem breiten politischen Konsens in den USA getragenen Politik der langfristigen Sicherung der industriellen Wettbewerbsfähigkeit im Weltmaßstab. Angesichts der allgemeinen Budgetknappheit kann zwar mit Verzögerungen bei NASP gerechnet werden, nicht aber mit einem Aufgeben der zielstrebigsten Hyperschall-Technologieentwicklung.

5.2.2.2 HOTOL

Die Arbeiten zum britischen HOTOL (Horizontal Take-Off and Landing) haben 1985 begonnen. HOTOL ist ein einstufiges, wiederverwendbares Trägersystem, das luftatmende und raketentriebene Flugphasen kombiniert. Der luftatmende Antrieb ist als Kombination aus Turbo- und Ramjet konzipiert, die Umschaltung auf Raketenbetrieb erfolgt bereits bei ca. Ma 5 in einer Höhe von 30 km.

Der Start des ca. 275 Mg schweren HOTOL erfolgt nicht auf normalen Rollbahnen wie bei den anderen Systemen, sondern mit Hilfe eines Startschlittens. Der Vorteil dieses Verfahrens liegt darin, daß das Fahrwerk nur auf die Landebelastung ausgelegt werden muß. Die Landemasse von HOTOL beträgt aber nur etwa 43 Mg, da die Treibstoffe verbrannt bzw. in Notfällen abgelassen werden können. Auf diese Weise sind erhebliche Masseneinsparungen in der tragenden Struktur des Fahrwerks möglich. Allerdings ist damit auch eine Einschränkung der operativen Flexibilität in Kauf zu nehmen.

HOTOL basiert auf einem Konzept von British Aerospace und Rolls-Royce; allem Anschein nach sind aber die Aktivitäten auf ein Minimum zurückgefahren worden, da keinerlei staatliche Förderung mehr erfolgt.

5.2.2.3 SPACE PLANE

Seit 1987 arbeitet das japanische NAL an einem Leitkonzept und an Technologien für ein einstufiges Trägersystem, das luftatmende Antriebe mit Überschallverbrennung bis zu Machzahlen von etwa 20 in einer Höhe von ca. 50 km einsetzen soll. Bis zu einer Flugmachzahl von etwa Ma 5 soll ein Strahltriebwerk mit einer Luftverflüssigungsanlage (LACE = Liquefied Air Cycle Engine) eingesetzt werden. Zusätzlich soll verflüssigte Luft in Tanks gesammelt und in der raketentriebenen Flugphase für die Verbrennung verwendet werden. Auf diesem Weg soll der erforderliche Treibstoffanteil beim Start reduziert werden. Weiterhin werden im Rahmen dieses Technologieprogramms leichte, heiße Strukturen mit zulässigen Temperaturen bis zu ca. 1 400 °C entwickelt. Die Arbeiten werden koordiniert von NAL, NASDA und ISAS. Das Leitkonzept der Japaner entspricht weitgehend dem US-Konzept NASP. Die Konzeptarbeiten und vor allem die Technologiearbeiten sind jedoch wesentlich weniger weit fortgeschritten.

5.3 Vertikal startende Raumtransportsysteme mit reinem Raketenantrieb

5.3.1 Mehrstufige Konzepte

5.3.1.1 ARIANE X

Bei ARIANE X handelt es sich nicht um ein klar definiertes Konzept, sondern um eine Palette denkbarer Nachfolgesysteme der gegenwärtigen ARIANE-Familie, deren Entwicklung in evolutionären Schritten erfolgen könnte. Eine Option ist, in direkter Nachfolge von ARIANE 5 die Feststoffbooster durch umweltfreundlichere Flüssigbooster zu ersetzen. Durch den im Vergleich zu Feststofftriebwerken geringeren Schub von Flüssigtriebwerken ist jedoch eine wesentlich höhere Anzahl von Triebwerken notwendig. Für eine der ARIANE 5 mit Feststoffboostern vergleichbare Transportleistung dürften ca. acht bis zehn Triebwerke des Typs HM 60 (Zentraltriebwerk ARIANE 5) notwendig sein.

Aufgrund der geringen Dichte von flüssigem Wasserstoff und der damit einhergehenden großen Tankvolumina erscheint es allerdings fraglich, ob im ersten Schritt bereits der Übergang auf Wasserstoff/Sauerstoff-Antrieb vollzogen werden kann. Eine Alternative wäre daher die Verwendung mittlereenergetischer Flüssigtreibstoffe (z. B. Kerosin) in den Boostern.

Dieses System wäre immer noch ein Verlustgerät; einzig ein mit diesem System ggf. transportierter Orbiter wäre wiederverwendbar.

Eine weiterführende Option wäre es, eine — zumindest teilweise — Wiederverwendbarkeit des Fahrzeugs zu erreichen. So wäre z. B. eine Bestückung der H-155-Zentralstufe mit zwei großen, geflügelten Boostern denkbar, die jeweils über vier Raketentriebwerke verfügen und zum Rückflug evtl. mit luftatmenden Turbotriebwerken ausgestattet wären.

Eine andere denkbare Möglichkeit sind zwei geflügelte Stufen, die entweder parallel oder seriell gestuft sind und beide wiederverwendbar wären.

Für alle genannten Systeme gilt, daß sie auf der Technologie von ARIANE 5 beruhen und die H-155-Zentralstufe wesentliches Element ist. Die Nutzlastklassen decken je nach Boosterbestückung einen Bereich von ca. 4 bis 30 Mg in LEO ab, wobei für bemannte Missionen der Orbiter zur Nutzlast zählt, d. h. die real verfügbare Nutzlast dürfte in diesem Fall im Bereich von 2 bis 4 Mg liegen.

5.3.1.2 EARL II

Beim deutschen EARL II-Konzept (EARL = European Advanced Rocket Launcher) handelt es sich um ein vertikal startendes, ausschließlich raketengetriebenes, vollwiederverwendbares Transportsystem. Es wurde sowohl für bemannten als auch für unbemannten Flug in Parallelanordnung ausgelegt, wobei die geflügelte Erststufe jeweils identisch ist.

Die bemannte Fahrzeugversion sieht als Zweitstufe einen ebenfalls geflügelten Orbiter vor, der eine Nutzlast von 5 Mg und eine vierköpfige Besatzung (zwei Piloten und zwei Passagiere) in einen Raumstationsorbit und zurück befördern kann. Die geflügelte Auslegung von Erst- und Zweitstufe erlaubt beiden Fahrzeugen eine gesteuerte Rückkehr zu einem definierten Landeplatz sowie eine horizontale Landung. Im Fall der Unterstufe wäre dies Kourou und somit identisch mit dem Startort, für die Oberstufe kommt zusätzlich auch eine Landung in Europa in Betracht. Beim Start werden alle Haupttriebwerke der Unterstufe und des Orbiters gezündet, wobei die Zündung des Orbiters-Triebwerks am Boden einen zusätzlichen Sicherheitsaspekt darstellt. Bis zur Stufentrennung wird das Triebwerk der zweiten Stufe von der Erststufe mit Treibstoff versorgt, um die Tanks des Orbiters möglichst klein zu halten.

Da keine weiteren öffentlichen Mittel zur Verfügung gestellt wurden, sind die Arbeiten an EARL II mit der Endpräsentation der Studienergebnisse 1990 abgeschlossen worden.

5.3.1.3 NLS

Das amerikanische NLS-Konzept (NLS = New Launch System) beruht auf einer Entwicklungslinie für zukünftige Schwerlastsysteme, die aus der Space Transportation Architecture Study (STAS, 1985 bis 1987) entstand. Der Name des Programms wechselte — wohl aus politischen Gründen — von ursprünglich Advanced Launch System (ALS) über National Launch System (NLS) zum aktuellen New Launch System.

Das aktuelle NLS-Konzept besteht aus einer Familie von drei Verlust-Trägersystemen, die einen Nutzlastbereich von 10 bis 70 Mg in LEO abdecken. Die eigentliche Systementwicklung soll 1993 beginnen und mit dem Erststart von NLS 1 in 2002 abgeschlos-

sen werden. Eine Entscheidung ist jedoch noch nicht gefallen.

5.3.1.4 SPACE SHUTTLE II

Bei SPACE SHUTTLE II handelt es sich, analog zu ARIANE X, um eine Palette denkbarer Konzepte für die evolutionäre Weiterentwicklung des bestehenden SPACE SHUTTLE. Die Weiterentwicklung des SPACE SHUTTLE wird in den USA nicht nur als ein denkbarer Weg für die Sicherstellung zukünftiger Transportkapazität betrachtet, sondern im Hinblick auf die in naher Zukunft zu errichtende Raumstation FREEDOM sogar als Notwendigkeit erachtet.

Drei Ziele höchster Priorität wurden für die Weiterentwicklung des SPACE SHUTTLE definiert:

- Erhöhung der Zuverlässigkeit/Sicherheit,
- Reduzierung der operationellen Kosten um etwa 50 %,
- Erhöhung der operationellen Verfügbarkeit.

Das erste Ziel wird aufgrund des CHALLENGER-Unglücks von 1986 als wichtigstes angesehen.

Die genannten Ziele sollen in drei Schritten bis zum Jahr 2010 erreicht werden. Zunächst ist dabei an ein „Enhanced SHUTTLE“ gedacht, dessen Neuerungen im wesentlichen aus kleineren Modifikationen und dem Ersatz veralteter Komponenten bestehen. Diese erste Phase soll bis etwa Ende 1996 abgeschlossen sein. In der zweiten Phase ist dann der Austausch der Feststoffbooster vorgesehen. Des weiteren ist in dieser Phase an den Einbau eines Crew Escape Module (CEM) sowie an die Modernisierung der Haupttriebwerke gedacht. Ab ca. 2005 ist dann die Entwicklung von geflügelten, rückkehrfähigen Flüssigboostern und eines modernisierten Orbiters vorgesehen. Parallel zu diesen drei Phasen soll für unbemannten Nutzlasttransport noch eine Cargo-Version, SHUTTLE-C, entwickelt werden.

Da nicht an einen Austausch der jeweils älteren Generation durch die neue Generation gedacht wird, erreicht jede Flugeinheit ihre nominale Lebensdauer. Es ist also durchaus möglich, daß für einen gewissen Zeitraum gleichzeitig drei oder vier SHUTTLE-Generationen in Betrieb sind. Während der Entwicklung wird die Nutzlastkapazität der bemannten Versionen nicht erhöht.

5.3.2 Einstufige Konzepte

5.3.2.1 DELTA CLIPPER

Im August 1990 wurden von der US Strategic Defense Initiative Organization (SDIO) vier konkurrierende Studien für ein wiederverwendbares einstufiges Trägersystem vergeben. Bereits ein Jahr später erhielt nach Abschluß der Definitionsphase McDonnell Douglas den Auftrag zum Bau eines 1:3 Flugdemonstrators, der schon 1993 erstmals starten soll, und zum Entwurf eines 1:1 Prototyps. Bei dem von McDonnell

Douglas vorgeschlagenen DELTA CLIPPER handelt es sich um ein vertikal startendes und landendes Trägersystem, das bei einer Startmasse von 500 Mg abhängig vom angeflogenen Orbit über eine Nutzlastkapazität von 5 bis 10 Mg verfügt. Mit dieser Nutzlastkapazität, die möglicherweise noch auf bis zu 50 Mg gesteigert werden kann, erwartet man, 60 bis 80 % aller amerikanischen Nutzlasten starten zu können. Abhängig von der Flugrate werden dabei Startkosten von 200 bis 2 000 \$/kg angestrebt, was einer deutlichen Reduzierung im Vergleich zu den heute üblichen Startkosten von 10 000 bis 15 000 \$/kg entspricht.

Der beim SPACE SHUTTLE sehr hohe Aufwand für das Refurbishment soll hier durch eine eher konservative Auslegung der kritischen Komponenten verringert werden. So sind z. B. 8 bis 12 Flüssigwasserstoff/Flüssigsauerstoff-Triebwerke vorgesehen, die jedoch im normalen Betrieb nur mit 85 % ihrer Nominalleistung betrieben werden. Dies führt zu einem zu einem schonenden Betrieb der Triebwerke und begrenzt damit den Refurbishment-Aufwand, zum anderen bleibt bei Ausfall eines oder zweier Triebwerke durch Hochfahren der anderen Triebwerke die Durchführung der Mission gewährleistet. Insgesamt wird auch bei unbemannten Missionen eine Zuverlässigkeit von 99,5 % erwartet.

Nach maximal 14 Tagen Orbitzeit ist ein Wiedereintritt des kegelförmigen Fahrzeugs in nominaler Flugrichtung (mit der Spitze nach vorn) bis in das Zielge-

biet vorgesehen. Bei einer Höhe von ca. 18 bis 20 km wird dann ein Drehmanöver eingeleitet. Anschließend werden die Haupttriebwerke gezündet, um den vertikalen, von den Triebwerken abgebremsten Endanflug einzuleiten. Durch gute Hyperschallflugeigenschaften soll eine große Seitenreichweite erreicht werden, die hohe operationelle Flexibilität ermöglicht. Nach den Planungsdaten soll der DELTA CLIPPER mit über 1 600 Nautischen Meilen, entsprechend knapp 3 000 km, eine doppelt so große Seitenreichweite (Cross Range) haben wie das SPACE SHUTTLE. Er übertrifft damit vielleicht schon in wenigen Jahren den für SÄNGER mit 2 700 km geplanten Wert. Da der DELTA CLIPPER keine Feststoffbooster besitzt und auch während des Starts keine Teile abwirft, wie z. B. die ARIANE oder andere Mehrstufer, wird erwartet, daß der Start aus Sicherheitsgründen nicht länger an einer Meeresküste erfolgen muß, sondern an geeigneter Position im Inland erfolgen kann.

Durch den relativ geringen Wartungsaufwand und die Landung am Startplatz soll eine „turn-around“-Zeit von nur sieben Tagen bei einem Aufwand von 350 Mann-Tagen erreicht werden.

Aufbauend auf den Erfahrungen bei militärischen Entwicklungen plant McDonnell Douglas, DELTA CLIPPER von einem „virtuellen Cockpit“ am Boden zu steuern und damit zwar unbemannt zu fliegen, aber gleichzeitig die Risiken einer vollautomatischen Steuerung zu vermeiden.

II. Das deutsche Hyperschalltechnologie-Programm und sein Leitkonzept SÄNGER

Auf die in verschiedenen Ländern mit unterschiedlicher Intensität laufenden Technologieprogramme zu Raumtransportsystemen vom Typ „aerospace plane“ ist in Kapitel I bereits an verschiedenen Stellen eingegangen worden. In diesem Kapitel wird das deutsche Hyperschalltechnologie-Programm (HST) eingehender dargestellt.

Zu erwähnen ist noch, daß die ESA unter dem Namen „Future European Space Transportation Investigations Programme“ (FESTIP) etwa ab Mitte der 90er Jahre ein Technologieprogramm anlaufen lassen will, in dessen Rahmen auch die Potentiale luftatmender Antriebe untersucht werden sollen und in das die nationalen Hyperschalltechnologie-Programme europäischer Staaten eingebracht werden könnten.

1. Ausgangslage

Bereits Anfang der 70er Jahre wurden vom BMFT Arbeiten zu rückkehrfähigen Raumgleitermodellen gefördert. 1974 wurde die Förderung durch das BMFT eingestellt. Etwa zehn Jahre später nahm dann die Firma MBB die Untersuchungen zu Hyperschall-Fluggeräten wieder auf. Nachdem Mitte der 80er

Jahre der britische Vorschlag des einstufigen Raumtransportsystems HOTOL überraschend präsentiert wurde, legte MBB im Gegenzug das SÄNGER-Konzept vor.

Vom BMFT vergebene Studien zu den technologischen Erfordernissen von Überschall- und Hyperschall-Transportflugzeugen bis hin zu den hohen Machzahlen der Raumtransportsysteme ergaben unter anderem, daß der Geschwindigkeitsbereich um Ma 5 für die Erarbeitung von Schlüsseltechnologien für den Hyperschallflug besonders interessant ist. Ein Technologieprogramm mit einem entsprechenden Leitkonzept erschien daher wünschenswert.

Weitere Untersuchungen führten allerdings zu dem Ergebnis, daß es für ein Hyperschall-Verkehrsflugzeug wahrscheinlich keinen ausreichenden Markt gibt und daß der Hyperschall-Flugverkehr mit erheblichen Umweltbelastungen verbunden sein würde. Der Luftverkehr wird sich — jedenfalls für die absehbare Zukunft — in einem Geschwindigkeitsbereich deutlich unterhalb des Hyperschallbereichs abspielen.

Da der Geschwindigkeitsbereich um Ma 5 auch der Reisefluggeschwindigkeit der Unterstufe des Kon-

zepts SÄNGER entspricht, wurde der MBB-Vorschlag zum Leitkonzept für ein vom BMFT initiiertes Förderprogramm Hyperschalltechnologie bestimmt, durch das ein deutscher Beitrag zur umfassenderen Nutzung des Weltraums geleistet werden soll (BMFT 1988).

2. Das Raumtransportsystem SÄNGER

Das Raumtransportsystem SÄNGER ist der nach dem deutschen Raumfahrtpionier Eugen Sänger benannte Vorschlag für ein zukünftiges Raumtransportsystem, das in der Lage sein soll, von Europa in den Weltraum zu starten. SÄNGER ist der Gruppe der „aerospace planes“ zuzuordnen.

Wie in Kapitel I (Abschnitt 5.2.1.1 und Tabelle I.3) bereits dargestellt, handelt es sich bei SÄNGER um ein zweistufiges, horizontal startendes und landendes, wiederverwendbares Raumtransportsystem. Die Unterstufe ist mit luftatmenden Antrieben (Turbo-/Staustrahl), die Oberstufe mit Raketenantrieb ausgerüstet.

An das System werden heute unter anderem die folgenden Forderungen gestellt:

- Eine bemannte Version soll drei Astronauten und ca. 3 Mg Nutzlast zu einer Raumstation bringen können.
- Die nach neuester Planung ebenfalls wiederverwendbare, unbemannte Oberstufe mit der gleichen äußeren Konfiguration wie die bemannte Version soll als reine Nutzlaststufe ca. 7 Mg in eine Raumstationsbahn bzw. 8,5 Mg in eine niedrige Umlaufbahn transportieren und außerdem entsprechende Nutzlasten (z. B. Plattformen) zur Erde zurückbringen können.
- Die Missionsdauer der Oberstufe soll typischerweise ca. 50 Stunden betragen. Eine Luftscheuse zum Ausstieg in den Weltraum wird nicht gefordert.
- Die Flugreichweite der Unterstufe bis zur Stufentrennung soll bei ca. 2 700 km liegen, um einen Start von Europa aus zu ermöglichen.
- Die Seitenreichweite der Oberstufe beim Wiedereintritt soll für eine direkte Landung in Europa ebenfalls bis zu ca. 2 700 km betragen.

Eine den Fahrzeugentwurf besonders stark prägende Spezifikation ist dabei die für Start und Landung in Europa geforderte große Seitenreichweite von ca. 2 700 km.

3. Konzeption des Hyperschalltechnologie-Programms

Um eine spätere Realisierung von SÄNGER zu ermöglichen, müssen vor allem die folgenden Probleme gelöst werden:

- Beherrschung von heute noch nicht verfügbaren Technologien im Bereich luftatmender Triebwerke für den Hyperschallbereich,

- Integration dieser Triebwerke in die Struktur,
- Entwicklung von Materialien mit hoher Festigkeit und niedrigem Gewicht für wiederverwendbare Strukturen, die teils auch hohen Temperaturen standhalten müssen,
- Entwicklung fortschrittlicher Rechenverfahren und Computerprogramme für strukturelle und strömungsmechanische Berechnungen und Simulationen auf Superrechnern.

Zur Schaffung dieser Grundlagen wurde 1988 das nationale Hyperschalltechnologie-Programm ins Leben gerufen, zu dem die wesentlichen Anstöße vom BMFT und von MBB kamen. Die Technologiearbeiten des Programms sind auf das Leitkonzept SÄNGER ausgerichtet. Die *Funktion des Leitkonzepts* besteht darin, die Vielfalt der durch das HST stimulierten Arbeiten auf beinahe allen Fachgebieten des Flugzeugbaus und der Raumfahrt auf ein gemeinsames Ziel auszurichten, Kriterien für die Dringlichkeit und Relevanz vorgeschlagener Aufgaben zu liefern, die Integrierbarkeit von Ergebnissen zu erleichtern usw.

Das Konzept SÄNGER ist noch weit davon entfernt, wohl definiert und in seinen technischen, wirtschaftlichen und ökologischen Charakteristiken voll erfaßt zu sein. In diesem Stadium des Technologieprogramms kann dies auch gar nicht anders sein. Schon gar nicht kann es in diesem Stadium — und dies wird vom BMFT und den am HST beteiligten Firmen und wissenschaftlichen Instituten neuerdings immer wieder betont — ein technisch hinreichend detailliert definiertes „Entwicklungsprojekt SÄNGER“ geben. Das HST diene vielmehr der Schaffung der technologischen Basis für eine *spätere* Entscheidung über die *Entwicklung eines fortschrittlichen Raumtransportsystems wie SÄNGER*.

Das Hyperschalltechnologie-Programm stellt in Deutschland derzeit das dominierende Element der nationalen Aktivitäten für zukünftige Raumtransportsysteme dar. Von der Deutschen Forschungsgemeinschaft werden neu geschaffene Sonderforschungsbereiche zur Hyperschall-Grundlagenforschung längerfristig gefördert.

4. Ablauf und Organisation des Hyperschalltechnologie-Programms

Das Hyperschalltechnologie-Programm soll in mehreren aufeinander folgenden Phasen abgewickelt werden. Zwischen den einzelnen Phasen sind jeweils politische Entscheidungen über die Fortführung des Programms vorgesehen (BMFT 1988, 1992).

- In *Phase I* soll ein *nationales Technologieprogramm* durchgeführt werden. Nach ursprünglicher Planung sollte diese Phase von 1988 bis 1992 laufen und vom BMFT mit 220 Mio. DM, der DLR mit 86 Mio. DM und der Industrie mit bis zu 35 Mio. DM finanziert werden.

Inzwischen wurde die Förderung aus dem BMFT-Haushalt auf 194 Mio. DM bis Ende 1992 reduziert. Auch die Mittel aus der DLR-Grundfinanzierung erreichen nicht die ursprünglich vorgesehene Höhe.

Die Reduzierung der Fördermittel gegenüber dem Planungsansatz wird als ein Grund dafür angeführt, daß der für den Übergang in die Phase II erforderliche technologische Stand bis Ende 1992 offenbar nicht erreicht werden kann. Phase I des Hyperschallprogramms soll deswegen um drei Jahre verlängert werden.

- In Phase II soll das Programm — ursprünglich ab 1993 — *in breit angelegter internationaler Kooperation*, vorzugsweise im Rahmen der ESA, weitergeführt werden. Gegenstand dieser Phase soll die *experimentelle Verifikation kritischer Technologien* sein.
- Für die Phase III sieht die ursprüngliche Planung die *Demonstration mittels eines Experimentalgerätes* vor.

Die Phase I des Hyperschalltechnologie-Programms konzentriert sich auf

- Konzeptstudien für das Fluggerät SÄNGER;
- Konzeptstudien für den Experimentalträger,
- Basistechnologieentwicklungen für die erste Stufe des Leitkonzeptes SÄNGER (Luftatmende Antriebe, Aerothermodynamik, Werkstoffe und Bauweisen),
- Technologieentwicklungen für das Gesamtgerät (Stabilität und Flugkontrolle, Stufentrennung),
- Ausbau von Versuchsanlagen.

Die für die SÄNGER-Oberstufe benötigten Rückkehrtechnologien sowie eine Entwicklung des Oberstufen-Raketenantriebs sind nicht Gegenstand des Hyperschalltechnologie-Programms. Bisher wird davon ausgegangen, daß auf die im HERMES-Programm entwickelten Rückkehrtechnologien zurückgegriffen werden kann. Über die Einbindung der HERMES-Technologieergebnisse in zukünftige Technologie- und Entwicklungsarbeiten für SÄNGER sollten allerdings nach der letzten ESA-Ratstagung auf Ministeriebene im November 1991 erneut Überlegungen angestellt werden.

An der Durchführung der derzeitigen Phase I sind Unternehmen der deutschen Luft- und Raumfahrtindustrie, Institute der DLR, eine größere Zahl von Hochschulinstiuten sowie Firmen und Forschungsinstitute in Schweden und Norwegen beteiligt.

Im BMFT ist das Referat 513 „Luftfahrtforschung und -technik, Hyperschalltechnologie“ für das Hyperschalltechnologie-Programm zuständig. Die Deutsche Agentur für Raumfahrtangelegenheiten (DARA) ist im

Lenkungsausschuß des HST vertreten. Die Zuständigkeit für das Programm soll später auf die DARA übergehen.

5. Hyperschall-Flugerprobungsträger

Vor Aufnahme von Entwicklung und Bau des operationellen Fluggeräts SÄNGER müssen die zu entwickelnden Technologien in Boden- und Flugversuchen verifiziert werden.

Zunächst ging man davon aus, daß im Zeitraum 1993 bis 1998 ein Hyperschall-Experimentalflugzeug HY-TEX entwickelt und gebaut werden sollte, um damit Technologie-Erprobungen in Flugversuchen durchzuführen. Dafür wurde ein leichtes, zweistrahliges Fluggerät im Maßstab 1:3,7 zur SÄNGER-Unterstufe mit einer Masse von 18 Mg favorisiert.

Aufgrund der hierfür erforderlichen hohen Kosten und der zunehmenden öffentlichen Kritik konzentrieren sich die Überlegungen zur Technologie-Verifikation nun auf die Definition eines Bodenerprobungsprogramms mit dem Ziel, Technologie-Erprobungen im maximal möglichen Umfang zunächst in Bodenversuchsanlagen durchzuführen. Zur Minimierung des dann noch verbleibenden technologischen Restrisikos werden weitere Erprobungen in Flugversuchen allerdings für erforderlich gehalten.

Mit der Realisierung eines Demonstrators könnte nach Ansicht von DASA/MBB 1996 begonnen werden, so daß — abhängig von der ausgewählten Variante — z. B. ab ca. 1998/99 mit ersten Flugversuchen eines einfachen Flugerprobungsträgers begonnen werden könnte.

6. Beteiligung anderer Länder am Hyperschalltechnologie-Programm

Auf der Basis von Regierungsabkommen mit Schweden und Norwegen bestehen eine Reihe von Kooperationsverträgen mit Partnerfirmen dieser Länder. Weiterhin ist mit Italien ein Regierungsabkommen über eine größere Beteiligung am Hyperschalltechnologie-Programm geschlossen worden. Mit Kanada, Belgien und Österreich wird über Zusammenarbeitsverträge verhandelt. In weiteren Ländern, z. B. Großbritannien, Spanien, den Niederlanden, Australien, der GUS, soll Interesse an einer Zusammenarbeit bestehen.

Mit anderen stark auf dem Gebiet zukünftiger Raumtransportsysteme engagierten Ländern, nämlich den USA, Japan und Frankreich, wurden Informationsgespräche geführt. Bei Japan und Frankreich besteht zur Zeit offenbar wenig Aussicht auf eine Zusammenarbeit. Die USA bieten die Nutzung von Hyperschallversuchsanlagen und des Hyperschallfluggeräts SR-71 als Flugerprobungsträger an. Im Rahmen gesamtstrategischer Überlegungen sollen in zunehmendem Maße Erfahrungen und Interessen ausländischer Kooperationspartner berücksichtigt werden (BMFT 1992).

7. Mit dem Hyperschalltechnologie-Programm bzw. dem Raumtransportsystem SÄNGER verfolgte Ziele

Die Analyse programmatischer Äußerungen privater und öffentlicher Stellen ergibt, daß mit dem Hyperschalltechnologie-Programm bzw. seinem Leitkonzept SÄNGER im wesentlichen folgende Ziele verfolgt werden:

- die technologische Vorbereitung der „nächsten Generation“ von Raumfahrtträgern (nach ARIANE 5/HERMES),
- die Verbesserung der technologischen Basis für zukünftige Projekte der Luft- und Raumfahrt sowie für andere Gebiete der Hochtechnologie,

- die erhebliche Reduzierung der Kosten des Raumtransports im Vergleich zu derzeitigen Transportsystemen,
- die Erhöhung der Sicherheit und Zuverlässigkeit des Raumtransports auf einen dem Flugzeugbau möglichst nahekommenden Standard,
- die Vermeidung bzw. Reduzierung von Rückständen im Weltraum und die Verringerung der raumtransportbedingten Belastung der Erdatmosphäre (im Vergleich zu herkömmlichen Trägersystemen),
- die Durchführung von Raumtransporten von europäischen Flugplätzen aus.

Die Analyse dieser Ziele ist Gegenstand von Kapitel IV dieser Studie.

III. Die Rolle Deutschlands bei der Weltraumnutzung: Strategische Zielsetzungen und zukünftiger Bedarf nach Raumtransportsystemen

Eine stärkere Bedarfs- und Nutzenorientierung bei der Begründung staatlicher Raumfahrtprogramme wird immer nachdrücklicher angemahnt (Bulmahn 1991; Rüttgers 1991). Dies gilt insbesondere, wenn es um die Entwicklung neuer kostspieliger Raumtransportsysteme geht. Raumtransportsysteme, so wird argumentiert, stellen keinen Nutzen in sich dar, sondern müssen vor dem Hintergrund eines gesellschaftlichen Bedarfs begründet werden.

Die am Ende von Kapitel II dieser Studie aufgeführten Hauptziele des Hyperschalltechnologie-Programms bzw. seines Leitkonzepts SÄNGER fallen ganz überwiegend in die Zielkategorie „Optimierung von Raumtransportsystemen“. Raumtransporte sollen in Zukunft wirtschaftlicher, sicherer, umweltfreundlicher und von Europa aus durchführbar werden, ein technologisch anspruchsvolles Raumtransportsystem der „nächsten Generation“ soll vorbereitet werden.

Aus nutzenorientierter Perspektive sprechen solche Zielsetzungen jedoch nicht für sich selbst, sondern setzen den Nutzen von und den Bedarf nach Raumtransporten und Raumtransportsystemen voraus (vgl. Kaiser; v. Welck 1986; Ruppe 1991).

Dazu läßt sich feststellen:

- Spezifizierter Bedarf an Raumtransportsystemen ergibt sich nur aus konkreten Raumfahrtprogrammen.
- Staatliche Raumfahrtprogramme sind — nicht nur in Deutschland — politisch und gesellschaftlich umstritten. Es lassen sich mehrere raumfahrtpolitische Positionen unterscheiden.
- Raumfahrtpolitische Positionen berufen sich ihrerseits auf eine Vielzahl gesellschaftlicher Zwecke und politischer Ziele, für die Raumfahrt Nutzen erbringen soll.

Aussagen zum Bedarf nach wiederverwendbaren Raumtransportsystemen wie SÄNGER beinhalten also weiterreichende politische Präferenzen und Ent-

scheidungen, um deren Analyse es in diesem Kapitel geht.

Deswegen wird zunächst die *breite Kontroverse um den gesellschaftlichen Nutzen der Raumfahrt* für die verschiedenen Politikbereiche dargestellt (Abschnitt 1). Anschließend erfolgt eine „idealtypische“ Beschreibung von vier raumfahrtpolitischen Positionen, die sich in der deutschen Auseinandersetzung um die Weltraumnutzung erkennen lassen. In ihnen werden die mit Raumfahrtaktivitäten verbundenen Ziele und Zwecke jeweils unterschiedlich bewertet und zusammengefaßt (Abschnitt 2). Neben *generellen Orientierungen und Aufgabenbestimmungen* für die Weltraumnutzung beinhalten diese Positionen *strategische Zielsetzungen für die besondere Rolle Deutschlands* im Rahmen der internationalen Wettbewerbs- und Kooperationsbeziehungen.

In einem dritten Schritt werden dann zwei *Nutzungsszenarien für Raumtransportsysteme* vorgestellt, in denen sich die vier raumfahrtpolitischen Positionen abbilden lassen und die es zugleich ermöglichen, den zukünftigen Bedarf an wiederverwendbaren Raumtransportsystemen grob abzuschätzen (Abschnitt 3).

Abschließend werden *Schlußfolgerungen* gezogen, die sich *hinsichtlich des grundlegenden politischen Entscheidungsbedarfs* beim Hyperschalltechnologie-Programm (HST) und dem Leitkonzept SÄNGER aus der Kontroverse über die deutsche Raumfahrtpolitik ergeben (Abschnitt 4).

1. Die Kontroverse um den gesellschaftlichen Nutzen der Raumfahrt

Die Analyse der Bedarfs- und Nutzendiskussion zum Hyperschalltechnologie-Programm (HST) und zum

Leitkonzept SÄNGER steht vor der Schwierigkeit, daß sie es mit recht unterschiedlich gelagerten Begründungen zu tun hat.

- Es werden verschiedene Bereiche gesellschaftlichen Nutzens und politischer Ziele (wie Industriepolitik oder Sicherheitspolitik) angesprochen.
- Die jeweiligen Begründungen beziehen sich auf die Raumfahrt im allgemeinen, auf die bemannte Raumfahrt oder auch nur auf die Entwicklung eines „aerospace plane“ wie SÄNGER im besonderen.
- Art und Schwerpunkte der Begründungen verändern sich im Zeitverlauf.

Obwohl das Leitkonzept SÄNGER für bemannte wie für unbemannte Transportmissionen in einem spezifischen Nutzlastbereich ausgelegt ist, stand bei der Planung eines wiederverwendbaren Raumtransportsystems wie SÄNGER die *Nutzung für die bemannte Raumfahrt im Vordergrund* der Überlegungen (DLR 1991; Treinies 1992; DLR 1992).

Geht man die allgemein vorgetragenen Zielsetzungen und Nutzenargumente zur Raumfahrt durch, stößt man vor allem auf einen *Streit um die bemannte Raumfahrt*, während die mit unbemannten Missionen verfolgten Zwecke weitgehend unstrittig zu sein scheinen (vgl. etwa DGB 1991; Keppler 1991). Diese Auseinandersetzung beschränkt sich nicht auf Deutschland, sondern wird in ähnlicher Form, aber mit unterschiedlicher Intensität, auch in anderen hochindustrialisierten Ländern geführt. Sie hat eine wesentliche Ursache in den knapper werdenden staatlichen Mitteln, um die eine Vielzahl öffentlicher Aufgaben und politischer Programme sowie deren gesellschaftliche Nutznießer konkurrieren (vgl. etwa Schrader 1992). Die komplexen, langfristig staatliche Mittel bindenden Projekte der bemannten Raumfahrt müssen sich also gegenüber unbemannten Alternativen rechtfertigen lassen, und sie müssen nachweisen, ob und — wenn ja — wie sie einen spezifischen Beitrag zu gesellschaftlich erwünschten Zwecken leisten.

1.1 Der wissenschaftliche Nutzen

Der wissenschaftliche Nutzen gehört zu den elementaren Begründungen des deutschen Raumfahrt-Engagements (vgl. Weyer 1990).

Das allgemeine Menschheitsinteresse an einer Erforschung des Weltraums (Astronomie, Astrophysik, Kosmologie) sowie an einer weltraumgestützten Erforschung der Erde (Geophysik, Meteorologie, Umweltforschung, Erdbeobachtung) ist in der Debatte über die Raumfahrt unbestritten. In Frage steht vielmehr die Notwendigkeit bzw. die Kosten-Nutzen-Relation *bemannter* Raumfahrt im Vergleich zu den Möglichkeiten unbemannter Missionen (DPG 1990; Keppler 1991).

Von den Befürwortern bemannter Weltraumforschung wird vor allem auf die generelle Unersetzlichkeit des Menschen bei der Durchführung bestimmter Experimente und auf die größere Ergiebigkeit bemannter Erkundungen (am Beispiel des Apollo-

Programms: Mondlandung und Probeentnahme) hingewiesen (vgl. etwa Kröll 1991, 1992; Lüst 1991).

Dem halten die Kritiker entgegen, daß die meisten wissenschaftlichen Fragestellungen auch durch unbemannte Missionen zu bearbeiten seien. Soweit Experimente im Weltraum nur unter Beteiligung von Menschen durchzuführen seien, überstiegen die Kosten den wissenschaftlichen Nutzen beträchtlich. Große Erwartungen werden von dieser Seite in die künftige Weiterentwicklung von Automation und Robotik gesetzt (DPG 1990; Keppler 1991).

Ganz grundsätzlich wird auch auf ungünstige Rahmenbedingungen wissenschaftlicher Forschung in der bemannten Raumfahrt hingewiesen (geringe Flexibilität experimenteller Designs; geringe Experimentierdauer; große Zeitabstände zwischen den Missionen, „unsaubere“ Umgebung).

Schließlich wird beklagt, daß die Kosten für Entwicklung und Nutzung der raumfahrttechnischen Infrastruktur zu Lasten der wissenschaftlichen Programme gingen.

Ähnlich wie in den USA ist auch in Deutschland der wissenschaftliche Nutzen der bemannten Raumfahrt durch Repräsentanten des Wissenschaftssystems grundsätzlich bezweifelt worden. Auch in Politik und Wirtschaft werden Zweifel an jenen wissenschaftlichen Zielsetzungen laut, die vornehmlich durch bemannte Missionen zu verfolgen wären (Mikrogravitationsforschung). Hier werden Bewertungskorrekturen, etwa zugunsten von Erdbeobachtungsprogrammen, vorgeschlagen (Rüttgers 1991). Untersuchungen am Menschen im Weltall schließlich könnten zur Rechtfertigung der bemannten Raumfahrt nicht verwendet werden, da ihre Ergebnisse vor allem der bemannten Raumfahrt selber dienten und so eine zirkuläre Begründung darstellten.

Letztlich verweist diese Kontroverse auf die schwierigen Fragen der Prioritätensetzung in Wissenschaft und Forschungsförderung, auf das Spannungsverhältnis zwischen innerwissenschaftlichen und außerwissenschaftlichen Bewertungskriterien.

1.2 Der technologie- und industriepolitische Nutzen

Technologiepolitische Begründungen der Raumfahrt standen und stehen in engem Zusammenhang mit industrie- und wirtschaftspolitischen Zielsetzungen. Erst in neuerer Zeit wird diese enge Bindung von Befürwortern der bemannten Raumfahrt als Sackgasse kritisiert: Forschungs- und Technologiepolitik des Staates sollten stärker aus Zwecken staatlicher Hoheitsausübung und allgemeiner Daseinsvorsorge begründet werden. Diese Argumentation, wie sie etwa seit dem Bericht einer Expertengruppe an die Deutsche Gesellschaft für Auswärtige Politik (DGAP) vielfach vertreten wird (Kaiser, v. Welck 1986), leitet zu einer erweiterten sicherheitspolitischen Begründung für technologiepolitische Ziele über (s. unten, Abschnitte 1.3 und 1.4).

Klammert man die außen- und sicherheitspolitischen Begründungen für Raumfahrt zunächst aus, finden sich in der Diskussion fünf Begründungslinien:

- Der bemannten Raumfahrt komme langfristig eine allgemeine *volkswirtschaftliche Bedeutung* zu;
- die Raumfahrt leiste einen Beitrag zur Stärkung der *internationalen Wettbewerbsfähigkeit* und stelle einen Technologiebereich mit erheblichem *Spin-off-Potential* für andere Technologiebereiche dar;
- Raumfahrttechnologie sei ein elementarer Teil der wissenschaftlich-technischen Basis von Industrieländern bzw. von „*High-Tech-Nationen*“;
- die Raumfahrtindustrie sei ein relevanter Industriesektor im Hinblick auf *kommerzielle Märkte* und eine *weltweite Technologiekonkurrenz*;
- die Raumfahrtindustrie diene der *Sicherung qualifizierter Arbeitsplätze*.

1.2.1 Die volkswirtschaftliche Bedeutung der bemannten Raumfahrt

Die Befürworter der bemannten Raumfahrt weisen hier vornehmlich auf *langfristige Optionen der Welt-raumnutzung* hin. Es werden mögliche Beiträge zur Energieversorgung (Solarenergiesatelliten, Fusionskraftwerke auf dem Mond), zur Rohstoffversorgung (z. B. Ausbeutung von edelmetallhaltigen Asteroiden) und zur Abfallentsorgung im Weltraum genannt. Auch die Errichtung von Produktionsstätten unter Bedingungen von Mikrogravitation — als späterer Nutzen heute zu betreibender Forschung — wird von Befürwortern als bedeutsame Perspektive angesehen (vgl. NASA 1991; Heinzmann 1992). Ein langfristiger industrieller und volkswirtschaftlicher Nutzen sei insgesamt zu vermuten, jedoch wegen der erheblichen Vorlaufzeiten für Forschung und Entwicklung nicht sicher abzuschätzen (vgl. etwa Riesenhuber 1987). Daneben enthalten die positiven Begründungen jene Vielzahl erdbezogener Dienstleistungen (Kommunikation, Navigation, Meteorologie etc.), die heute schon genutzt werden, aber bemannte Raumfahrtaktivitäten nicht durchweg voraussetzen.

Von den Kritikern werden solche langfristigen Nutzererwartungen im allgemeinen als utopische Spekulationen verworfen (Bulmahn 1991, 1992), die sich zudem durch keinerlei Kosten-Nutzen-Analysen rechtfertigen ließen. Zudem ergäben sich — etwa hinsichtlich der energiepolitischen Weltraumnutzung — möglicherweise erhebliche ökologische und gesundheitliche Folgeprobleme (Mikrowellenstrahlung, Atmosphärenschiadigung, Störung der Telekommunikation) (Krupp, Weyer 1988).

1.2.2 Der Beitrag der Raumfahrt zur Stärkung der internationalen Wettbewerbsfähigkeit

Allgemeine wirtschaftspolitische Begründungen für die bemannte Raumfahrt reklamieren neben einer Förderung des Wirtschaftswachstums (und den damit

verbundenen fiskalischen Vorteilen) die im internationalen Wettbewerb der Industrienationen geforderte Verteidigung von Marktanteilen bzw. deren Ausbau in Hochtechnologie-Bereichen. Mit diesem Argument wird insbesondere auch die amerikanische Space Exploration Initiative begründet (NASA 1991).

In enger Verbindung damit steht das Postulat von *Raumfahrttechnologie als „industrieller Technik“* (vgl. Weyer 1989). Raumfahrttechnologie sei als Katalysator für eine Vielzahl technologischer Innovationen anzusehen (s. auch Kapitel IV, Abschnitt 5). Die besonderen Herausforderungen, denen sie sich stellen müsse, zögen Entwicklungen in den Bereichen Materialforschung, Mikroelektronik/Steuerung, Robotik, Avionik, Energietechnik, Verkehrstechnik, Medizintechnik, Unterhaltungs- und Optoelektronik u. a. nach sich (vgl. Hoegenauer 1989; v. Puttkammer 1991, 1992). Darüber hinaus ergäben sich „Spin-offs“ für Organisations- und Managementtechniken (Systemführungsmethoden, Rohstofflager-Management u. a.). Im Zusammenhang mit der Entwicklung von Raumtransport-Systemen wird insbesondere auf die Schlüsselfunktion von Wasserstoffantrieben und Materialentwicklungen für den (Luft-)Verkehrsbereich hingewiesen (BMFT 1988; MBB 1991; Staufenbiel u. a. 1992).

Kritiker der bemannten Raumfahrt bezweifeln hingegen die von den Befürwortern vorgetragene These der Spin-offs (Adam 1991; Meyer-Krahmer 1991; Keppler 1991; Schmoch 1992; Schrader 1992; Scientific Consulting Schulte-Hillen 1992). Die Kritik beruft sich auf verschiedene empirische Untersuchungen (zur Patentanmeldung und -nutzung, zu makroökonomischen Effekten u. a.), nach denen

- der Spin-off aus Raumfahrttechnologie insgesamt geringer sei als etwa der aus anderen staatlich geförderten High-Tech-Bereichen (z. B. Automation und Robotik);
- die Raumfahrttechnologie eher „Technologieempfänger“ als „Technologiegeber“ sei.

Hier habe sich die Situation gegenüber den 60er Jahren aus verschiedenen Gründen geändert; der Hinweis der Befürworter auf die Ausstrahlungen des amerikanischen Apollo-Programms sei heute nicht mehr ohne weiteres gültig.

Weiter wird argumentiert, daß die Industrie offenbar selber nicht allzuviel von der Raumfahrttechnologie erwarte. Sowohl amerikanische Bemühungen der NASA als auch vergleichbare deutsche Anstrengungen (etwa von INTOSPACE) um eine Verbesserung des Technologietransfers seien fehlgeschlagen (Krupp, Weyer 1988). Umfragen zufolge sei die Haltung führender deutscher Unternehmen zur Raumfahrt gespalten (Hess 1991). Die Beeinträchtigung anderer technologiepolitischer Aufgaben durch überbordende Raumfahrtausgaben werde befürchtet (DGB 1991).

Darüber hinaus wird den Investitionen in die Raumfahrtindustrie von Kritikern ein geringer Multiplikatoreffekt beigemessen. Tatsächlich handele es sich bei der Luft- und Raumfahrtindustrie **um eine Branche,**

die primär von Staatsaufträgen abhängig sei. Nur sie selbst könne ein Interesse am eigenen Wachstum haben; volkswirtschaftlich und ordnungspolitisch gesehen sei jedoch die „Aufblähung“ dieses Industriesektors nachteilig und schaffe neue „Sachzwänge“ (Keppler 1991). Von anderen Kritikern wird vorgebracht, daß im internationalen Vergleich auch ohne starke Raumfahrtaktivitäten eine bedeutsame industrielle Leistungsfähigkeit erzielbar sei. Mit Blick auf die wirtschaftlichen Probleme der UdSSR-Nachfolgestaaten und der USA wird sogar eine negative Korrelation zwischen dem volkswirtschaftlichen Engagement in Luft- und Raumfahrt einerseits und der internationalen Konkurrenzfähigkeit bei forschungsintensiven Exportgütern andererseits gesehen (Meyer-Krahmer 1991).

1.2.3 Raumfahrt zur Gewinnung industriellen Prestiges

Jenseits der auf einen konkreten industrie- und wirtschaftspolitischen Nutzen abzielenden Begründungen bewegt sich das Argument, für eine „High-Tech-Nation“ sei Raumfahrt unerlässlich (DLR 1991; Staufenbiel u. a. 1992). Insbesondere ein Ausstieg aus der bemannten Raumfahrt gefährde den „Technologie-Standort“ Deutschland (Heinzmann 1992) bzw. dessen *technisch-industrielles Prestige* (DLR 1992; Kaiser u. a. 1992). Hier wird ganz allgemein auf die Demonstration der Fähigkeit zur Konzeption und Integration komplexer und anspruchsvoller technischer Großprojekte gesetzt.

Die Kritik zweifelt an dem Sinn solcher Zielsetzungen oder vermutet dahinterliegende machtpolitische Motive, bei denen sich außen- und sicherheitspolitische Interessen verbinden (s. Abschnitte 1.3 und 1.4).

1.2.4 Die Raumfahrt als industrieller Sektor: Technologiekonkurrenz und kommerzielle Märkte

Die *besondere* wirtschafts- und technologiepolitische Bedeutung des Raumfahrtsektors selbst wird in der vierten Begründungslinie angesprochen.

Der Raumfahrtbereich repräsentiere eine „Leading-edge-Technologie“ für den Griff nach Märkten der Zukunft. Am Beispiel der Trägertechnologien und an den hierauf gerichteten Anstrengungen in allen hochentwickelten Industrienationen (Europa, Japan, USA, GUS) sei dies zu erkennen (vgl. auch NASA 1991). Im besonderen gelte dies für Hyperschalltechnologie-Programme. Im Hintergrund stünden zudem Erfahrungen mit dem amerikanischen Monopol auf Träger- raketten für Satellitentransporte, das bekanntlich die Entwicklung eines autonomen europäischen Zugangs zum Weltraum (ARIANE-Programm) erforderlich gemacht habe.

Ergänzend wird von den Befürwortern vorgetragen, daß die staatlichen Aufwendungen für *bemannte* Raumfahrt nur etwa ein Drittel aller Aufwendungen

für Raumfahrt ausmachten, die ihrerseits mit unter 20 % im BMFT-Haushalt eingestellt seien. Dies repräsentiere ausgewogene Verhältnisse im Vergleich zu anderen Aufgabebereichen (MBB 1991; vgl. auch Rüttgers 1991).

Schließlich sehen die Befürworter der (bemannten) Raumfahrt im Raumfahrtsektor einen potenten Industriezweig und fordern den Erhalt der internationalen Konkurrenzfähigkeit auf den Märkten für Raumtransport und Weltraumnutzung. Wenn diese Konkurrenzfähigkeit auch durch „strukturelle Bereinigungen“ weiter zu verbessern sei, seien doch erhebliche Investitionen in die Zukunft erforderlich. Ökonomischer Nutzen stelle sich jedoch nur ein, wenn das Engagement ein bestimmtes Minimum überschreite (v. Puttkammer 1992).

Technologiepolitisch hält die Kritik ganz andere Relationen für angemessen. So wird als vernünftige Marge für Raumfahrt aufwendungen insgesamt von manchen ein Anteil von ca. 10 % am Etat des BMFT erachtet. Damit will man zu den Verhältnissen vor 1985 zurückkehren, die als ausreichend für eine „bedarfsorientierte“ Weltraumforschung angesehen werden (vgl. DGB 1991; FIB 1990; Keppler 1991).

Wirtschaftspolitisch wird darauf hingewiesen, daß die deutsche Luft- und Raumfahrtindustrie kaum mehr als 1 % zum Bruttoinlandsprodukt beiträgt. In vergleichbaren Ländern handele es sich bei der Raumfahrt gesamtwirtschaftlich ebenfalls um einen kleinen Industriesektor. Auch von daher seien die forschungs- und technologiepolitischen Prioritäten nicht zu begründen, die die Befürworter der bemannten Raumfahrt forderten (vgl. Bulmahn 1991; DGB 1991; Meyer-Krahmer 1991).

Darüber hinaus geben Skeptiker zu bedenken, daß in globaler Betrachtung eine industrielle Überkapazität der Raumfahrtindustrie drohe, die nur durch internationale Kooperationen und Abstimmungen zu vermeiden sei. Angesichts der weltweit verfügbaren Transportkapazitäten und der entsprechenden Konkurrenzsituation auf dem Transportmarkt (unter Ein- schluß der GUS und der VR China) sei zudem unwahrscheinlich, daß sich die frühere Monopolstellung eines Anbieters in absehbarer Zeit wiederhole (Hornschild 1991).

1.2.5 Raumfahrt zur Sicherung qualifizierter Arbeitsplätze

Ein Ausstieg aus der bemannten Raumfahrt würde aus Sicht ihrer Befürworter den Sinn und Nutzen der über viele Jahre getätigten gewaltigen Investitionen in die Raumfahrt gefährden (Heinzmann 1992). Europaweit gehe es um Tausende von wertvollen Arbeitsplätzen, die durch das ARIANE-Programm geschaffen worden seien und um deren Auslastung man sich für die Zeit nach 1995 sorgen müsse (Hoegenauer 1989; MBB 1991).

Neben der bereits erwähnten Kritik am „Sachzwang“-Argument (Abschnitt 1.2.2) beklagen die Kritiker demgegenüber, daß wertvolles und hochqualifi-

ziertes FuE-Personal in „sinnlosen Großvorhaben“ gebunden sei (DGB 1991; vgl. Keppler 1991). Zudem habe in den USA die Entlassung von Raumfahrtexperten durch die NASA durchaus auch positive Effekte für andere Industriebereiche gehabt.

1.3 Der europa- und außenpolitische Nutzen

In der kontroversen Diskussion über Finanzierung und Ziele des ESA-Langzeitprogramms waren und sind Hinweise auf mögliche außenpolitische Konsequenzen eines deutschen Ausstiegs aus den Projekten HERMES und COLUMBUS unübersehbar. Dabei geht es jedoch nicht nur um Schadensvermeidung (etwa für das deutsch-französische Verhältnis). Vielmehr wurden seit dem Ende der 80er Jahre positive Bestimmungen der politischen Funktion von Raumfahrt vorgenommen.

Danach ist Raumfahrt als Staatsaufgabe aufzufassen, deren Wahrnehmung ganz allgemein erforderlich und sogar verfassungspolitisch geboten sei (Kaiser, v. Welck 1986; Kaiser u. a. 1992). Sicherung und Ausbau deutscher „Weltraumkompetenz“ diene als Gestaltungsmittel internationaler Beziehungen. Zur Bewahrung flexibler politischer Handlungsfähigkeit seien auch weltraumgestützte Instrumente notwendig. Daher müsse in der Zukunft stets die gesicherte Möglichkeit des Zugriffs auf alle Formen von Raumtransportleistungen bestehen (Kaiser u. a. 1992).

Die nähere Analyse dieser Position läßt neben der sicherheitspolitischen Begründung im engeren Sinne (s. Abschnitt 1.4) drei Aspekte außenpolitischen Nutzens der Raumfahrt erkennen:

- bemannte Raumfahrt zur Sicherung von *(Technologie-)Macht und internationalem Prestige*;
- Raumfahrt zur *Stärkung der europäischen Autonomie*;
- Raumfahrt als Mittel *weltweiter Kooperation*.

1.3.1 Raumfahrt zur Sicherung von *(Technologie-)Macht und internationalem Ansehen*

Das technologiepolitische Postulat, Deutschland habe seine Stellung als „High-Tech-Nation“ zu sichern, gewinnt im außenpolitischen Zusammenhang noch an Bedeutung. Technik und insbesondere Hochtechnologie gelten in dieser Perspektive als wichtige Mittel, die Politik eines Staates gegenüber anderen Nationen zu gestalten. Insofern verspreche es den Gewinn erheblichen internationalen *Prestiges*, Meilensteine in der Raumfahrttechnologie zu setzen oder jedenfalls maßgeblich dazu beizutragen (Riesenhuber 1987; Catenhusen, Riedl 1991).

Zwar sei ein deutscher Alleingang in der Raumfahrt und speziell bei der Entwicklung von Hyperschall-Raumfahrzeugen nicht beabsichtigt — und aus politischen wie geographischen Gründen auch gar nicht möglich —, doch gelte es, den internationalen Part-

nern, vor allem Frankreich, einen deutschen Anspruch auf konzeptionelle und industrielle Systemführerschaft in diesem Bereich zu vermitteln, jedenfalls die bisherige Rolle Deutschlands im europäischen Weltraumprogramm erheblich zu stärken. Dies setze allerdings Investitionsbereitschaft und eine verlässliche Basis in der deutschen Politik voraus (Kaiser u. a. 1992).

Prestigegewinn sei aber nicht nur außenpolitisch, sondern auch innenpolitisch von Bedeutung. Es stärke nationales Selbstbewußtsein und Patriotismus (Hoenegauer 1989). Prestigeverlust hingegen — infolge technologischer Leistungsdefizite — könne zu innenpolitischen Legitimitätskrisen führen (Kaiser u. a. 1992).

Kritiker machen darauf aufmerksam, daß eine solche Position für Deutschland außenpolitisch Konfliktpotentiale in sich berge, sowohl im Verhältnis zu Frankreich und anderen europäischen Ländern als auch für die transatlantischen und weltweiten Beziehungen (Ott 1991; Weyer 1992 b).

Auch das Prestigeargument sei zu hinterfragen. Es gebe angesichts der globalen Umwelt-, Wirtschafts- und Bevölkerungsprobleme andere Wege, internationales Ansehen als „Kulturnation“ zu erwerben. Zumindest müßten Raumfahrtprojekte in diesem Zusammenhang einer vergleichenden Betrachtung unterzogen werden (DGB 1991; Weyer 1992 b).

1.3.2 Raumfahrt zur Stärkung *europäischer Autonomie*

Im Rahmen dieser Begründungslinie wird argumentiert, europäische Raumfahrtautonomie sei erforderlich wegen der neuen Aufgaben einer europäischen Sicherheits- und Verteidigungspolitik (s. Abschnitt 1.4.1) und im Hinblick auf die Kooperationsfähigkeit Europas gegenüber den USA (Zweck 1990; Hollstein 1991; Kaiser u. a. 1992). Einschränkend wird in manchen außenpolitischen Begründungen hinzugefügt, daß Autonomie nicht mit dem Ziel einer europäischen Autarkie zu verwechseln sei (Frenzel 1991). Unbeschadet dessen wird jedoch aus dieser Zielsetzung die Forderung nach Raumtransportsystemen mit Start- und Landefähigkeit in Europa abgeleitet (Kaiser u. a. 1992).

Dieser Argumentation halten Kritiker bemannter Raumfahrt entgegen, daß diese Art europäischer Autonomie im Zeitalter internationaler politischer und wirtschaftlicher Kooperationen nach dem Ende des Ost-West-Konflikts weder wünschenswert noch erforderlich sei (DGB 1991; Markl 1991). Im übrigen könne eine völlige Unabhängigkeit Europas von außereuropäischen Startplätzen für Weltraummissionen ohnehin nicht erreicht werden (Weyer 1992 b), da für den weiteren Betrieb der ARIANE-Raketen und der ARIANE-Nachfolgesysteme der Startplatz Kourou (oder ein gleichwertiger Startplatz außerhalb Europas) ja langfristig erforderlich sei (s. Kapitel IV, Abschnitt 4).

1.3.3 Raumfahrt als Mittel weltweiter Kooperation

Neben der europäischen Kooperation wurde in der deutschen Raumfahrtdiskussion immer schon Wert auf eine deutsch-amerikanische Kooperation gelegt (Riesenhuber 1987). Ähnlich wie innerhalb Europas wird hier auf die Voraussetzung deutscher „Partnerfähigkeit“ gegenüber den USA hingewiesen (Kaiser u. a. 1992).

Letztlich setze eine transatlantische Kooperation allerdings ein deutsch-französisches und — darauf aufbauend — ein innereuropäisches Einvernehmen voraus. Die Raumfahrtstrategie im europäischen Verbund sei als Bedingung für globale Weltraumkooperationen anzusehen. So könne schließlich ein transatlantisches „Haus im Weltraum“ realisiert werden, möglicherweise ein wesentlicher Baustein einer zukünftigen euro-atlantischen Hochtechnologiegemeinschaft (Rüttgers 1991; Kaiser u. a. 1992).

Kritiker geben zu bedenken, zunächst einmal werde die „Partnerfähigkeit“ Europas das Konkurrenzverhältnis zu den USA eher verstärken (Weyer 1992 b; vgl. auch Lüst 1991). Möglicherweise sind es die mit dieser Frage verbundenen Probleme, die zu unterschiedlichen Zielvorstellungen der Raumfahrtbefürworter hinsichtlich der weiteren internationalen Kooperationsmöglichkeiten führen.

Während für die einen die Erringung europäischer Autonomie im Weltraum zum Ausgangspunkt einer schrittweisen Verstärkung internationaler Arbeitsteilung werden soll, in die prinzipiell alle Raumfahrtnationen (auch GUS, Japan, industrielle Schwellenländer) einzubeziehen seien (etwa Rüttgers 1991), erscheint anderen jede weltweite Projektkooperation nur unter der Voraussetzung einer *euro-atlantischen Verständigung* möglich. So bestehe die Möglichkeit einer Zusammenarbeit Deutschlands oder Europas mit Japan ohne gleichzeitige Beteiligung der USA in der Praxis kaum. Japan scheine an einer solchen Zusammenarbeit gegenwärtig nicht sehr interessiert, und die USA könnten sie als wirtschaftliche Bedrohung empfinden (Kaiser u. a. 1992).

Ähnlich geteilt scheinen die Auffassungen hinsichtlich einer Kooperation mit der GUS. Von den einen gefordert, ist sie anderen als Basis für gegenwärtige oder künftige Projekte zu riskant. Man könne jedoch an punktuelle Nutzungen technischer Infrastrukturen und raumfahrttechnischen Know-hows denken (z. B. Wiedereintrittstechnologie) (Kaiser u. a. 1992). Als weitere restriktive Bedingung der prinzipiell erwünschten Zusammenarbeit mit der GUS wird gesehen, daß sie einerseits von der ESA finanziert werden müsse, andererseits aber nicht zu Lasten der westeuropäischen Kapazitäten in Industrie und Wissenschaft gehen dürfe (Heinzmann 1992).

Aus der Sicht von Kritikern bestätigen solche Überlegungen die machtpolitische Ausrichtung deutscher und europäischer Weltraumpolitik. Am Beispiel der GUS zeige sich, daß Kontrolle und selektive Abschöpfung von Know-how die beiden tragenden Elemente

einer insgesamt auf die Neukonstruktion hegemonialer Strukturen gerichteten internationalen Politik seien. Die gegenwärtigen Einflußverteilungen in der Welt sowie die bestehenden Abhängigkeitsverhältnisse sollten auch in ferner Zukunft bleiben wie bisher. Nur werde Deutschland dabei — im Unterschied zu früher — eine führende Rolle zugeordnet (Weyer 1992 b).

Die Befürworter einer Weltraumnutzung sehen über die Kooperation mit Raumfahrtnationen hinaus durchaus weltweite Formen der Zusammenarbeit. Neben der sicherheitspolitischen Nutzung im Rahmen einer globalen Friedenssicherungspolitik wird etwa an flexibel und in ausreichender Kapazität einsetzbare Raumtransportmittel gedacht, um vor dem Hintergrund des immer wichtiger werdenden Nord-Süd-Verhältnisses durch die kooperative Durchführung von Raumtransporten für interessierte Staaten außerhalb des Kreises der hochentwickelten Demokratien die praktische Verwirklichung des Rechts aller Staaten auf Zugang zum Weltraum zu ermöglichen. Die Proliferationsproblematik verbiete dabei allerdings die Verbreitung der Trägertechnologie selbst. Politisch und wirtschaftlich sinnvolle Zwecke seien die Voraussetzung für solche Angebote an Transportleistung (Kaiser u. a. 1992).

Zwischen dem angestrebten politischen Machtgewinn durch Raumfahrt und der Vision einer internationalen Staatengemeinschaft, die beispielsweise auch aus ökologischen Gründen ein Nutzungsverbot für nicht wiederverwendbare Raumtransportsysteme erlassen könnte, sieht die Kritik einen prinzipiellen Widerspruch. Es frage sich vielmehr, ob sich die Staaten der Dritten Welt auf Dauer einer von wenigen Weltmächten gestalteten Machthierarchie unterordnen lassen würden. Die Erfahrung zeige, daß die Bestrebungen der Schwellenländer sich nicht grundsätzlich von der Strategie unterscheiden, auf dem Umweg über Hochtechnologieprojekte die regionalen oder globalen Machtstrukturen zu verändern. Die machtpolitische Strategie führe daher also eher zu einer Verschärfung als zu einer Lösung der Probleme einer globalen Friedensordnung (Weyer 1992 b).

1.4 Der sicherheits- und verteidigungspolitische Nutzen

Die sicherheits- und verteidigungspolitische Nutzung des Weltraums wird unter vier Aspekten befürwortet:

- neue globale Bedrohungslagen und Sicherung einer *europäischen Weltraumhoheit*;
- Raumfahrt zur gemeinsamen *Nutzung für zivile und militärische Zwecke*;
- Sicherung der Verteidigungsfähigkeit durch Erhalt einer *militärisch-industriellen Infrastruktur*;
- unmittelbarer *militärischer Nutzen von Raumtransportsystemen*.

1.4.1 Neue globale Bedrohungslagen und Sicherung der europäischen Weltraumhoheit

Nach dem Ende des Ost-West-Konflikts und dem Zerfall der Sowjetunion befinden sich Europa und andere Regionen der Welt in einem tiefgreifenden und raschen Prozeß des Wandels, dessen Dauer und Ergebnisse noch nicht absehbar sind. Der damit verbundenen Hoffnung auf einen weltweiten Abrüstungs- und Kooperationsprozeß müssen jedoch — so die sicherheitspolitische Begründung der Weltraumnutzung — die ebenso weltweite Verbreitung von Massenvernichtungswaffen und die mögliche Entwicklung regionaler Konfliktpotentiale mit militärischen Implikationen auch für Europa entgegengehalten werden. Weitere Sicherheitsgefährdungen ergäben sich aus der globalen Umweltkrise, dem weltweiten Bevölkerungswachstum und entsprechenden Wanderungsbewegungen (Kaiser u. a. 1992).

Auch für die europäische Verteidigungsplanung stelle sich verstärkt die Frage, ob künftig zur wirksamen Friedenssicherung und Verteidigung neben der Luft- und Luftüberlegenheit die effektive Nutzung weltraumgestützter Fähigkeiten eine zentrale Bedeutung gewinnt.

Dies gelte insbesondere für die intensiviertere Informationsgewinnung als Grundlage für politische Entscheidungen: für Krisenmanagement, Verifikation von Auf- und Abrüstungsmaßnahmen, für Umweltforschung und -überwachung. Weltraumgestützte Verifikation biete den unschätzbaren Vorteil, Informationen auch unabhängig von der Kooperationswilligkeit des jeweils inspierten Staates liefern zu können.

Nur diejenigen Staaten, die selbst oder gemeinsam mit anderen Staaten über entsprechende technische Möglichkeiten verfügen, hätten eine Aussicht darauf, daß sie die Normsetzung und die praktischen Maßnahmen — etwa im Bereich der Rüstungskontrolle — maßgeblich im eigenen Sinne beeinflussen könnten (a. a. O.).

Von grundsätzlichen Kritikern wird dem neuen sicherheitspolitischen Szenario vorgeworfen, es handle sich um dramatisierende Bedrohungsanalysen, hinter denen neben einem Selbsterhaltungsinteresse der Militärs das deutsche bzw. europäische Interesse an der Sicherung des freien Welthandels und des Zugangs zu strategischen Rohstoffen stehe (vgl. etwa Buro 1989; Schmähling 1992; Weyer 1992b).

1.4.2 Raumfahrt zur gemeinsamen Nutzung für zivile und militärische Zwecke

Im Fall der bemannten Raumfahrt bildete das militärische Interesse an Fluggeräten und Schwerlastraketen sowohl in ökonomischer wie in technischer Hinsicht die Voraussetzung für zivile Raumfahrt. Aber auch die Entwicklung der unbemannten Weltraumnutzung — etwa mittels Satelliten für Erdbeobachtung, Kommunikation und Navigation — nahm von militärischen Anforderungen her ihren Ausgang (v. Kries 1992).

In der sicherheitspolitischen Begründung der Raumfahrt wird dieser Zusammenhang nun in zweierlei Hinsicht verallgemeinert. Der „erweiterte Sicherheitsbegriff“ (vgl. Daase 1991) faßt Aufgaben der militärischen Verteidigung wie auch Aufgaben der Rüstungskontrolle und Abrüstung zusammen; er hält darüber hinaus militärische Zwecke und zivile Aufgaben für nicht mehr klar abgrenzbar (Kaiser 1991; Kaiser u. a. 1992; vgl. auch Wilzewski 1990). Dieser Einheit der Zwecke entspreche eine Einheit der Mittel. Die Einheit der Mittel schließe wiederum orbitale Geräte und Raumtransportsysteme ein.

Dieser Argumentation stehen jedoch Analysen gegenüber, die eine differenziertere Betrachtung anraten. So sei zwar der militärische Ausgangspunkt von Raketen- und Satellitenentwicklung nicht zu bestreiten. Doch mittlerweile habe der militärische Bedarf an Aufklärungs-, Navigations- und Kommunikationssatelliten zu hochspezialisierten Entwicklungen geführt, die kaum noch Berührungen mit den zivilen Geräten und Anwendungen aufwiesen. Die militärische Aufklärungstechnik könne ihrerseits kaum noch zur globalen Umweltüberwachung beitragen. Infolge der heute erreichten Spezialisierung befähige technisches Know-how in einem Bereich also nicht mehr ohne weiteres zur Konkurrenzfähigkeit in einem anderen (v. Kries 1992).

Auch für den Bereich der Raumtransportsysteme werden solche differenzierenden Betrachtungen angestellt (vgl. etwa Scheffran 1992). So habe die Entwicklung des amerikanischen SPACE-SHUTTLE unter einer Überfrachtung mit teils widersprüchlichen Anforderungen der bemannten und unbemannten Raumfahrt, der Weltraumforschung und militärisch gewünschter operativer Flexibilität gelitten (Weyer 1992b). Vergleichbare Probleme existierten für die geplante Raumstation FREEDOM (vgl. Albrecht 1991).

Insgesamt stellt sich aus dieser Sicht der „dual use“ von Raumfahrttechnologie als differenzierungsbedürftig und letztlich asymmetrisch dar. In der Phase der Grundlagenforschung sei doppelte Verwendbarkeit eher wahrscheinlich, in der Phase der Durchentwicklung von Systemen jedoch sehr gering. Schon aus Geheimhaltungsgründen werde überdies die militärisch relevante Entwicklung eher zu einem „Technologieempfänger“ (Albrecht 1991; vgl. OTA 1989).

1.4.3 Sicherung der Verteidigungsfähigkeit durch Erhalt einer militärisch-industriellen Infrastruktur

In Verbindung mit fiskalischen Engpässen wird weltweit das Problem aufgeworfen, wie unter diesen Bedingungen Verteidigungsfähigkeit strukturell gesichert werden könne. Dabei spielt die Erhaltung einer technisch-industriellen Basis für nationale oder internationale Verteidigungskapazität eine Schlüsselrolle (vgl. OTA 1991b).

Auch in Deutschland wird mit dieser Begründung eine Auslastung und Beschäftigungssicherung für die Luft- und Raumfahrtindustrie angemahnt. Damit werde die

sicherheitspolitisch bedenkliche Abwanderung von Brain-Power verhindert (Kaiser u. a. 1992; vgl. Zweck 1990). Angesichts der engen industriellen Verknüpfung des Luft- und Raumfahrtbereiches mit der Verteidigungsindustrie vor dem Hintergrund schwindender Verteidigungsetats gelte es, leistungsfähige industrielle Strukturen und Wissenschaftlerkapazitäten zu erhalten. Im Bedarfsfall müsse auf überlegene technologische Entwicklungen zurückgegriffen werden können.

Weiter wird in diesem Zusammenhang gefordert, das BMFT möge die doppelte Funktion von Technologieentwicklungen für militärische und zivile Zwecke bei seinen Planungen künftig stärker berücksichtigen. Hier habe in der Vergangenheit ein konzeptionelles Defizit bestanden. Damit wird die Hoffnung verbunden, daß eine Verbreiterung der weltraumpolitischen Debatte in der Bundesrepublik Deutschland um die sicherheitspolitischen Nutzungsmöglichkeiten die öffentliche Vermittlung hoher staatlicher Aufwendungen für die Raumfahrt wesentlich erleichtern könnte. Sicherheits- und verteidigungspolitischer Nutzen wäre aus dieser Sicht also geeignet, die umstrittenen Kosten insbesondere für die bemannte Raumfahrt zu rechtfertigen (Kaiser u. a. 1992).

Für Kritiker ergibt sich die Schlußfolgerung, daß zivile Raumfahrtprojekte als „Warteschleife für die Rüstungsindustrie“ dienen sollen (Weyer 1992 b). Auch das Hyperschalltechnologie-Programm sei somit eine „Überbrückungshilfe“ für Rüstungsforschung und -industrie, die vom zivilen BMFT zur Verfügung gestellt werde.

Die sicherheitspolitische Ausrichtung von Forschungs- und Technologiepolitik in Verbindung mit einer organisatorischen Integration der FuE-Aktivitäten im Bereich vom BMFT und BMVg wird gleichfalls kritisiert. So seien die negativen Konsequenzen einer Unterordnung ziviler Technologiepolitik unter wehrtechnische Zielsetzungen am Beispiel von UdSSR, USA und Großbritannien zu studieren. Schließlich biete gerade das Ende des Ost-West-Konflikts die Chance, sich von kontraproduktiven Umklammerungen der Forschungs- und Technologiepolitik durch militärischen Bedarf lösen zu können (Weyer 1992 b).

1.4.4 Unmittelbarer militärischer Nutzen von Raumtransportsystemen

Neben den umfassenden sicherheitspolitischen Zielsetzungen werden unmittelbar verteidigungspolitische Ziele für Raumfahrt und insbesondere Raumtransportsysteme in die Diskussion gebracht. In der Bundesrepublik Deutschland sei zwar keine rein militärische Nutzung von Satelliten und Raumtransportsystemen vorgesehen (vgl. auch v. Kries 1992). Dennoch dürfe nicht übersehen werden, daß dies für ihre wichtigsten Partner (USA und Frankreich) nicht gelte. Durch den Ausschluß sicherheitspolitischer Nutzungen in den deutschen Planungen könne eine künftige Kooperation — etwa im Rahmen der Westeuropäischen Union (WEU) — möglicherweise belastet werden (Kaiser 1991; Kaiser u. a. 1992).

Für suborbitale und orbitale Hyperschallfahrzeuge werden vielfältige militärische Nutzungsmöglichkeiten diskutiert. Verwendungen als Träger für Luft-Boden-Waffen (vgl. Treinies 1992), als Anti-Satelliten-Waffe oder als Abfangjäger gegen andere Orbitalfahrzeuge und Raketen dürften vor allem aus Kosten- und Handhabbarkeitsgründen wenig attraktiv sein (Kaiser u. a. 1992).

Sinnvoll erscheinen dieser Position hingegen unter anderem folgende Optionen:

- Verwendung als Trägersystem für militärisch genutzte Satelliten;
- Verwendung zur erd- und raumorientierten Aufklärung (mit erheblichem Flexibilitätsgewinn gegenüber herkömmlichen Beobachtungssatelliten).

Darüber hinaus müsse für die künftige Bedeutung des Weltraums — auch in Deutschland — in voller Tragweite zur Kenntnis genommen werden, daß die USA 1991 eine klare Entscheidung für den Aufbau eines flächendeckenden, weltweit orientierten, nichtnuklearen Raketenabwehrsystems unter Verwendung raumgestützter Komponenten getroffen hätten (Kaiser u. a. 1992).

Zu einer *Verwendung als Fernaufklärer* wird von der Kritik angemerkt, daß dann zusätzlich zur zivilen Raumfahrtnutzung eine eigens entwickelte Flotte von Hyperschallfahrzeugen bereitzuhalten sei. Die Frage sei, wer solche nicht unerheblichen Zusatzinvestitionen tragen solle. Außerdem beinhalte die Verwendung von derartigen Fernaufklärern anstelle von bahngelinkten Beobachtungssatelliten eine sehr hohe Startfrequenz — etwa bei regionalen Konflikten — und könne so in Widerspruch zu umweltpolitischen Zielsetzungen geraten (Weyer 1992 b).

Zur *Verwendung als Trägersystem für militärisch genutzte Satelliten* wird unter anderem festgestellt, für diesen Zweck könnten ebensogut ballistische Raketen (wie ARIANE) als Träger eingesetzt werden. Für große Satellitenplattformen, wie sie von den USA bevorzugt würden, sei ein Raumtransportsystem wie SÄNGER zudem nicht geeignet (Weyer 1992 b).

Schließlich sei zu fragen, ob seitens potentieller Abnehmer ein Bedarf an Hyperschallfahrzeugen wie SÄNGER reklamiert werde. Nach einer Bedarfsprognose der WEU von 1991 würden weder Raumtransporter noch Hyperschallflugzeuge gefordert. Auch das deutsche Bundesministerium der Verteidigung habe trotz konsultativer Beteiligung am Hyperschallprogramm dem Vernehmen nach kein besonderes Interesse an dieser Entwicklung (Weyer 1992 b; vgl. Scientific Consulting 1992).

1.5 Der umweltpolitische Nutzen

Nicht nur in Verbindung mit einem erweiterten Sicherheitsbegriff, sondern auch in einem ausschließlich zivilen Sinn werden umweltpolitische Zielsetzungen mit der Weltraumnutzung verbunden. Satellitengestützte Beobachtungs- und Meßprogramme erscheinen allgemein zur Diagnose vielfältigster Um-

weltprobleme unerlässlich. Seit Anfang der 70er Jahre liefern amerikanische und europäische Satelliten in wachsendem Umfang Daten für Umweltanalysen und ökologische Kartierungen. Das Potential der Erdbobachtung ist nach Ansicht vieler Fachleute bei weitem noch nicht ausgeschöpft; ihre Ära habe nach der Differenzierung zwischen eher militärischer und eher ziviler Orientierung gerade erst begonnen (vgl. v. Kries 1992; Wengeler 1992).

In der Diskussion um *Raumfahrt als Mittel des Umweltschutzes* — wie generell auch in der Diskussion des wissenschaftlichen Nutzens — wird jedoch von den meisten Kritikern bezweifelt, daß hierzu bemannte Missionen erforderlich sind (vgl. DPG 1990; Linkohr 1991).

Andere Kritiker rücken die umweltpolitische Zweideutigkeit der Raumfahrt in den Vordergrund. Umweltpolitischer Nutzen werde zur Legitimation der Raumfahrtpolitik herangezogen, aber der hohe Stand ökologischer Diagnosen finde keine Entsprechung in umweltpolitischem Handeln. Insbesondere werde die andere Seite einer umweltpolitischen Weltraumnutzung — ihre negativen Umweltfolgen — nicht konsequent untersucht und einer breiten Öffentlichkeit zugänglich gemacht (Wengeler 1992).

Dennoch ist *Raumfahrt als Quelle der Umweltbelastung* zunehmend ins allgemeine Bewußtsein getreten. Die Spannweite der Aspekte, deren Untersuchung gefordert wird, reicht von den Auswirkungen der Antriebsemissionen über Risikobelastungen durch Unfälle und Verluste bis hin zu Lärmemissionen und Landschaftsverbrauch (Zweck 1990; Wengeler 1992; Weyer 1992 b).

Von dem Gesichtspunkt der Umweltbelastung durch Raumtransporte abgeleitet ist schließlich der umweltpolitische Aspekt einer *Reduktion solcher Umweltbelastungen mittels technologischer Innovationen*, wie sie etwa vom Wasserstoffantrieb und von der Wiederverwendbarkeit bei Systemen wie SÄNGER erwartet wird (BMFT 1988).

Hier geben Kritiker unter anderem zu bedenken, daß es nicht ausreicht, einzelne technische Systeme im Hinblick auf mögliche Umweltfolgen bzw. auf ihren Entlastungseffekt hin zu untersuchen. Vielmehr müßten die Auswirkungen raumfahrtpolitischer Programme im Zusammenhang betrachtet werden (Bulmahn 1991; Weyer 1992 b).

1.6 „Transutilitäre“ Begründungen der bemannten Raumfahrt

„Transutilitäre“ Begründungen für eine menschliche Aktivität wie die bemannte Raumfahrt sind solche, die nicht Bezug nehmen auf andere gesellschaftliche Zwecke (wie z. B. die Erhöhung des wirtschaftlichen Wohlstands) (vgl. Gethmann 1991). Begründungen dieser Art werden von Befürwortern der bemannten Raumfahrt immer häufiger mit herangezogen (White 1989; v. Puttkammer 1991, 1992; vgl. auch Lüst 1991).

Unter dieser Perspektive wird beispielsweise argumentiert, daß der Wunsch nach bemannter Raumfahrt allgemeinen menschlichen Gattungseigenschaften wie Neugier, Wissensdurst, Abenteuerlust oder Spieltrieb entspreche (Finke 1987; Gibson 1989; v. Puttkammer 1992; vgl. Ott 1991). Eine damit eng zusammenhängende „transutilitäre“ Begründung setzt auf einen dem Menschen eigenen Pioniergeist, der ihn zu neuen Grenzen oder neuen Welten treibe (Kröll 1991).

Soweit das zuletzt genannte Motiv als „transutilitäres“ ernst genommen wird (vgl. Bulmahn 1992; Gibson 1991), richtet sich die Kritik vor allem gegen die Übertragung von amerikanischen und europäischen Mythen. Weder der Treck nach Westen noch die von Europa ausgehenden Entdeckerfahrten seien in irgendeiner Weise mit den natürlichen, technischen oder ökonomischen Bedingungen der bemannten Raumfahrt vergleichbar (Ott 1991).

1.7 Verschiebungen in der Diskussion um den Nutzen der Raumfahrt

Die Analyse der gesellschaftlichen Diskussion um Ziele und Nutzen der bemannten Raumfahrt hat gezeigt, daß *in keiner relevanten Dimension Konsens zu finden ist*.

Darüber hinaus zeichnet sich in den letzten Jahren eine deutliche Verschiebung ab. Während früher wissenschaftliche, technologie- und industriepolitische Begründungen stärker im Vordergrund standen (zumindest in Deutschland), gewinnen heute außen- und sicherheitspolitische Gründe, aber auch „transutilitäre“ Begründungen, an Bedeutung (vgl. auch Krupp, Weyer 1988).

1.8 Anforderungen an Raumfahrtprogramme

Hinter den Kontroversen um die Raumfahrt unter den Bedingungen zunehmend knapperer staatlicher Finanzmittel lassen sich drei grundlegende Faktoren erkennen:

- *Raumfahrt als Zwecksetzung* konkurriert mit anderen gesellschaftlichen Zielen und Zwecken;
- (bemannte) *Raumfahrt als Mittel* für andere gesellschaftliche Zwecke (Wissenschaft, Umweltschutz, Außen- und Sicherheitspolitik) konkurriert mit alternativen Programmen und Strategien zur Erfüllung derselben Zwecke;
- Kritiker bezweifeln überdies, ob die strittigen raumfahrtpolitischen und technologischen Programme ihre *selbstgesetzten Ziele* erreichen werden.

Daraus ergeben sich für konsens- oder zumindest mehrheitsfähige Raumfahrtprogramme drei allgemeine Anforderungen (vgl. Ruppe 1991):

- der Zusammenhang raumfahrtpolitischer Programme mit mehrheitlich geteilten politischen Zie-

len und gesellschaftlichen Werten muß *nachvollziehbar begründet* werden;

- raumfahrtpolitische Programme dürfen vor diesem Hintergrund *nicht austauschbar* erscheinen: sie müssen also Leistungen erbringen, die anders entweder gar nicht oder nur suboptimal erreichbar wären;
- raumfahrtpolitische Programme müssen schließlich plausibel machen, daß sie unter gegebenen oder absehbaren Voraussetzungen *realistische Aussichten* auf technische Durchführbarkeit, Finanzierbarkeit und Zielerreichung haben, ohne zugleich mit anderen politisch relevanten Zielen in einen ernsthaften Konflikt zu geraten.

Erst im Hinblick auf solchermaßen „ausgewiesene“ Raumfahrtprogramme lassen sich Anforderungen an Raumfahrttechnologien schlüssig definieren. Zugleich wird durch diese Überlegungen deutlich, welche politischen und gesellschaftlichen Implikationen den tatsächlich befürworteten Raumfahrtprogrammen innewohnen. So erweist sich der prominente Streit zwischen unbemannter und bemannter Raumfahrt oder auch um ausgewogene Kombinationen beider nicht nur abhängig von übergreifenden Kosten-Nutzen-Abwägungen, sondern von grundsätzlichen gesellschaftlichen Wertdivergenzen.

2. Raumfahrtpolitische Positionen und ihre strategischen Implikationen

In der aktuellen deutschen Raumfahrtdebatte lassen sich grob typisiert vier Positionen erkennen, die für eine Beurteilung von wiederverwendbaren Raumtransportsystemen von Bedeutung sind. In ihnen werden die angesprochenen politischen Ziele und Zwecke der Raumfahrt jeweils unterschiedlich bewertet und gebündelt. Zugleich implizieren sie je eigene strategische Zielsetzungen zur Rolle Deutschlands bei der europäischen und globalen Weltraumnutzung.

2.1 Das „expansiv-explorative“ Konzept

Das „expansiv-explorative“ Raumfahrtkonzept schließt an die Vorstellungen der amerikanischen Space Exploration Initiative (SEI) an und richtet sich über aktuelle Weltraumnutzungen hinausgehend auf die Erkundung des Mondes und des Planeten Mars (NASA 1991; vgl. OTA 1991a). Es beinhaltet eine starke Ausweitung der bemannten Raumfahrt, obwohl zum Verhältnis zwischen bemannten und unbemannten automatisierten Missionen verschiedene Optionen diskutiert werden. Dieses Konzept wird hauptsächlich mit wissenschafts- und technologiepolitischen Zielsetzungen einerseits, mit industrie- und wirtschaftspolitischen Zielsetzungen andererseits begründet. Sicherheits- und verteidigungspolitische Gründe spielen eine eher nachgeordnete Rolle; das gleiche gilt für umweltpolitische Erwägungen. In

gewissem Umfang sind auch „transutilitäre“ Orientierungen einer Erschließung des Weltraums durch den Menschen von Bedeutung (vgl. auch DLR 1991; DLR 1992).

Aus amerikanischer Sicht wird die Space Exploration Initiative (SEI) verbunden mit dem Wunsch nach einer Bekräftigung des globalen Führungsanspruchs der USA. Internationale Kooperationsbeziehungen sind beabsichtigt, aber diesem Ziel nachgeordnet, so daß sogar ein amerikanischer Alleingang jedenfalls nicht gänzlich ausgeschlossen werden kann. Aus deutscher bzw. europäischer Sicht kann Europa (ggf. einschließlich der GUS) dagegen ein solches Konzept nur in Partnerschaft mit den USA verfolgen. Trotz vergleichbarer wirtschaftlicher und technologischer Leistungsfähigkeit werden Europa in diesem Konzept andere gesellschaftliche Prioritäten unterstellt als diejenigen der USA (DLR 1992). Allerdings werden eigenständige europäische Leistungen im Bereich der Technologieentwicklung als Voraussetzung für die Erreichung von „Partnerfähigkeit“ angesehen. Im Rahmen dessen sieht das „expansiv-explorative“ Konzept eine aktive deutsche Initiative zur „Mitwirkung an der Systemführung“ von Raumtransportsystemen wie SÄNGER vor (a. a. O.).

2.2 Das „sicherheitspolitische“ Konzept

Ein vornehmlich „sicherheitspolitisch“ begründetes Konzept deutscher und europäischer Raumfahrt will den Zugriff auf alle Formen von Raumtransportleistungen zur Wahrnehmung öffentlicher Aufgaben im Interesse Deutschlands und seiner Partner sichern. Auch dieses Konzept ist u. a. verbunden mit einer „Veralltäglichung“ von Personentransporten zwischen Erde und Orbit (Kaiser u. a. 1992).

In der Begründung werden industrie- und wirtschaftspolitische ebenso wie wissenschafts- und technologiepolitische Motive den außen- und sicherheitspolitischen Zielen eher nachgeordnet. Trotz oder gerade wegen der Beendigung des Kalten Krieges wird angesichts ungewisser geopolitischer Konfliktkonstellationen auf eine Weltraumnutzung zur Bewältigung globaler Herausforderungen gesetzt. Umweltpolitische Ziele werden weniger als eigenständige Ziele denn als integrale Bestandteile sicherheitspolitischer Bestrebungen angesehen („erweiterter Sicherheitsbegriff“) (a. a. O.).

In der Perspektive des „sicherheitspolitischen“ Raumfahrtkonzepts werden die euro-atlantischen Kooperationsverhältnisse anders akzentuiert. Anknüpfend an die Tradition der französischen Außen-, Sicherheits- und Weltraumpolitik (vgl. Scientific Consulting 1992) wird hier vom Primat einer europäischen Autonomie ausgegangen, die nötigenfalls auch Autarkie einzuschließen hätte. Als langfristige Zielvorstellung ist eine den USA und der GUS (früher der UdSSR) gleichgestellte europäische Weltraummacht erkennbar. Das intern durch Konkurrenz wie Kooperation geprägte Verhältnis zwischen Deutschland und Frankreich stellt dabei das Zentrum jeder europäischen Kooperation dar.

Erst unter der Voraussetzung deutscher bzw. europäischer Autonomie erscheint dem „sicherheitspolitischen“ Konzept eine euro-atlantische Kooperation aussichtsreich. Eine solche euro-atlantische Hochtechnologiegemeinschaft setzt jedoch voraus, daß es gelingt, amerikanische Bedenken gegen europäische Autonomiebestrebungen abzubauen. Weitergehende internationale Kooperationsmöglichkeiten (etwa mit der GUS, mit Japan oder Staaten der südlichen Hemisphäre) sind in diesem konzentrischen Modell eindeutig nachgeordnet oder gar völlig ohne Interesse (Kaiser u. a. 1992).

Das „sicherheitspolitische“ Konzept bzw. die Verfolgung europäischer Autonomiebestrebungen erfordert eine hohe europäische Investitionsbereitschaft in allen sicherheitspolitisch relevanten Bereichen der Raumfahrttechnik, wobei *sich für Deutschland aus der Sicht der Befürworter dieses Konzepts das Anstreben einer konzeptionellen und industriellen Systemführerschaft in wichtigen Bereichen der Raumfahrttechnik, z. B. bei Raumtransportsystemen*, ableitet.

2.3 Das „inkrementalistische“ Konzept

Als „inkrementalistisches“ Konzept läßt sich die raumfahrtpolitische Position bezeichnen, die eine Fortsetzung von Raumfahrtaktivitäten entsprechend erkennbarem kommerziellem Bedarf und bereits beschlossenen politischen Programmen im In- und Ausland anstrebt. Dies schließt eine Beteiligung an Errichtung und Betrieb der internationalen Raumstation FREEDOM ein. Von dieser Position wird mit einem allenfalls gleichbleibenden Anteil bemannter Raumfahrt gerechnet (DLR 1991, 1992; vgl. Scientific Consulting 1992).

In seiner Begründung orientiert sich das „inkrementalistische“ Konzept eher an den bekannten wissenschaftlichen, technologiepolitischen und kommerziellen Zielsetzungen deutscher Raumfahrtpolitik. Außen- und sicherheitspolitische Ziele laufen eher implizit, etwa als Bestandteile bestehender internationaler Kooperationen, mit. Der Raumfahrt wird insgesamt eine deutlich geringere Bedeutung zugemessen als im „expansiv-explorativen“ Konzept.

Die amerikanische Dominanz — insbesondere bei der bemannten Raumfahrt (vgl. OTA 1991 a) — wird nicht in Frage gestellt. Dies beinhaltet etwa, daß bemannte wie unbemannte Transportaufgaben hinsichtlich der Raumstation FREEDOM weitgehend durch vorhandene oder weiterentwickelte amerikanische Kapazitäten erfüllt werden können. Europa beansprucht nicht mehr als die Verteidigung der bereits durch ARIANE 4 besetzten internationalen Marktanteile. Nötigenfalls ist dazu eine schrittweise Modernisierung und evolutionäre Weiterentwicklung von Raumtransportsystemen erforderlich. Die Entwicklung von wiederverwendbaren Raumtransportsystemen ist allenfalls bei globaler Kooperation und Nutzung vorstellbar (DLR 1992; Scientific Consulting 1992).

Im „inkrementalistischen“ Konzept ist daher die strategische Zielsetzung für eine deutsche Rolle bei der

Weltraumnutzung nicht eindeutig bestimmt. Eine europäische oder weltweite deutsche Führungsrolle bei Raumtransportsystemen wird nicht angestrebt, sondern eher eine *gleichwertige* Partnerschaft mit anderen Raumfahrtnationen, *gepaart mit einer Führungsrolle auf dem Gebiet eines Subsystems oder einer spezifischen Technologie* (a. a. O.).

2.4 Das „alternative“ Konzept

Umwelt- und Sozialverträglichkeit, demokratische Legitimation und internationale Völkerverständigung sind die obersten Werte, die das „alternative“ Konzept einer deutschen Raumfahrtpolitik für sich reklamiert. Daraus leitet sich die ökologische Optimierung der Raumfahrttechnologie und die strikte Internationalisierung der Projekte (unter Einschluß der Länder der Dritten Welt) ab (FIB 1990; Weyer 1992 b).

Wissenschaftliche und umweltpolitische Zielsetzungen stehen im Vordergrund. Daraus ergibt sich für das „alternative“ Konzept ein (fast) vollständiger Ausstieg aus der bemannten Raumfahrt, da für diese Zwecke nach Ansicht der Befürworter eines solchen Konzeptes bemannte Raumfahrt kaum erforderlich ist. Hinsichtlich außen- und sicherheitspolitischer Aspekte wird von einer weltpolitischen Lage ausgegangen, die gänzlich andere Maßnahmen als eine deutsche oder europäische Forcierung sicherheitsrelevanter Technologien erfordert. Die industrie- und wirtschaftspolitische Bedeutung der Raumfahrt tritt hinter die angesprochenen öffentlichen Aufgaben zurück (vgl. auch Bulmahn 1991; Keppler 1991).

Aus der Sicht des „alternativen“ Konzepts stehen europäische Autonomie und eine deutsche Führungsrolle im internationalen Konzert der Weltraumnationen nicht zur Debatte. *Nationale Ansprüche auf technologische Führungsrollen werden als nicht verträglich mit diesem auf gleichberechtigte Kooperation zielenden Konzept angesehen.*

Die Entwicklung von Raumtransportsystemen soll nach den Vorstellungen der Vertreter dieses Konzepts im Rahmen global angelegter Raumfahrtprojekte erfolgen. Dabei wäre auf größtmögliche Ökologisierung sowie auf die Vermeidung militärischen „Mißbrauchs“ zu achten. Auf diese Weise könnte die wissenschafts- und umweltpolitisch begründete Raumfahrt beitragen zu globalen kooperativen Konfliktlösungen, statt Konfliktpotentiale womöglich durch großmachtpolitische Strategien zu verschärfen (FIB 1990; Weyer 1992 b).

Durch Verzicht auf konkurrierende Entwicklungsprojekte würden mit einem kooperativ angelegten Raumfahrtkonzept sowohl national wie international erhebliche Finanzmittel zur Bewältigung anderer Zukunftsaufgaben frei. In dieser Hinsicht entspricht das „alternative“ Konzept weitgehend den Forderungen verschiedener wissenschaftlicher Vereinigungen (in Deutschland ebenso wie in den USA) (vgl. DPG 1990).

3. Bedarfsprognosen und Nutzungsszenarien

3.1 Probleme bei der Erstellung von Bedarfsprognosen

Die Darstellung der raumfahrtpolitischen Konzepte hat gezeigt, daß deren Verfolgung jeweils mit unterschiedlichem Bedarf an Raumfahrttechnik (Orbitalstrukturen und Raumtransportsysteme) verbunden sein würde. Gleichzeitig wird deutlich, daß, wenn Entscheidungen über die Entwicklung von Raumfahrttechnologien am Bedarf orientiert werden sollen, grundlegende politische Entscheidungen über raumfahrtpolitische Nutzungskonzepte getroffen werden müssen. Technisch-ökonomische Kriterien zur Optimierung von Raumtransportsystemen sind in diesem Entscheidungsprozeß nachgeordnete Kriterien, die für die Entscheidung zwischen verschiedenen Alternativen von Raumtransportsystemen vor dem Hintergrund eines absehbaren Bedarfs heranzuziehen sind.

Die Erstellung belastbarer Bedarfsprognosen für Raumfahrttransportsysteme stößt gegenwärtig auf verschiedene Probleme bzw. Defizite (DLR 1992; Scientific Consulting 1992).

Die Nachfrage nach Raumfahrttechnologie wird — abgesehen vom Bereich der weltraumgestützten Telekommunikation — im wesentlichen durch nationale und internationale Raumfahrtprogramme bestimmt. Es fehlt aber gegenwärtig an hinreichend definierten nationalen und internationalen Raumfahrtprogrammen, auf die sich weit in die Zukunft reichende belastbare Bedarfsprognosen stützen könnten (a. a. O.). Die vorliegenden Programme sind im wesentlichen Forschungs- und Technologieprogramme; dahinterstehende raumfahrtpolitische Nutzungskonzepte bleiben nebulös bzw. werden wenig ausgeführt.

Ein weiteres Problem für Bedarfsprognosen im Weltraumbereich besteht darin, daß sie auch die strategischen Dimensionen der raumfahrtpolitischen Entscheidungen berücksichtigen müssen. Wer Prognosewissen auf Abläufe ohne handelnde Akteure reduziert, muß mit dessen praktischer Irrelevanz rechnen. Raumfahrtpolitik hat es mit handelnden Gruppen und Nationen zu tun. Dies setzt einer Berechenbarkeit zukünftiger Geschichte deutliche Grenzen (vgl. Schäfer 1992). Die Darstellung der raumfahrtpolitischen Konzepte und ihrer strategischen Implikationen hat gezeigt, daß sich vor dem Hintergrund der derzeitigen weltpolitischen Konstellationen die Handlungsspielräume für die raumfahrtpolitischen Akteure vergrößert haben (z. B. Kooperationsoptionen mit der GUS). Damit erhöht sich aber auch die Schwierigkeit, deren Handeln vorauszusagen.

Einen Ausweg aus diesem Prognose-Dilemma bietet zu einem gewissen Grad die Erstellung von Raumfahrtnutzungsszenarien, in denen versucht wird, aus verschiedenen Raumfahrtnutzungskonzepten und Annahmen über die strategischen Entscheidungen der wesentlichen Akteure den Bedarf an Raumfahrttechnologie bzw. Raumtransportsystemen zumindest in groben Umrissen abzuschätzen (DLR 1992).

3.2 Weltraumpolitische Nutzungsszenarien

Die Deutsche Forschungsanstalt für Luft- und Raumfahrt (DLR) hat im Auftrag des TAB zwei unterschiedliche raumfahrtpolitische Nutzungsszenarien entwickelt, in denen sich die zuvor dargestellten raumfahrtpolitischen Positionen bzw. Nutzungskonzepte abbilden lassen.

Der Versuch der DLR, orientierende Anhaltspunkte über Art und Umfang von möglichen Transportaufgaben eines Systems vom Typ SÄNGER in ferner Zukunft zu gewinnen, beinhaltet zwei Schritte. Zunächst wird aus der Analyse eines projizierten Bedarfs verschiedener Raumfahrtanwendungen ein Gesamtbild von erwarteten zukünftigen Transportanforderungen entworfen. In einem zweiten Schritt erfolgt dann die Identifizierung eines durch ein Transportsystem vom Typ SÄNGER bedienbaren Segments.

Die programmatische und technologische Vorbereitung sowie die Entwicklung und der Bau von Raumtransportsystemen grundlegend neuer Art und nicht erprobter Technologie erfordern sehr lange Zeiträume, typischerweise zehn bis 20 Jahre. Im Falle einer Inangriffnahme von Projekten vermittelt erst noch zu entwickelnder multinationaler Kooperationsformen — und wohl davon ist bei SÄNGER auszugehen — müssen aufgrund von Reibungsverlusten, die dabei unvermeidlicherweise auftreten werden, eher noch längere Zeitzyklen angenommen werden. Setzt man dann noch die Einsatzdauer des Transportsystems mit 20 bis 30 Jahren an, so ergibt sich der Zeitraum, der für eine Bedarfsanalyse zu betrachten wäre, wie folgt: Beginnend günstigstenfalls ab dem Jahr 2010, wahrscheinlich eher ab dem Jahr 2020, erstreckt er sich bis zur Mitte des nächsten Jahrhunderts.

Angesichts einer solchen Aufgabe ist eine eher bescheidene und vorsichtige Erwartungshaltung hinsichtlich der Ergebnisse angeraten (DLR 1992).

3.2.1 Das „konservative“ Szenario

Das „konservative“ Szenario geht von der Annahme aus, daß die globalen Raumfahrtaktivitäten sich weiterhin auf die derzeitigen Nutzungsgebiete (Telekommunikation/Navigation, Erdbeobachtung, wissenschaftliche Forschung) konzentrieren. Für diese Gebiete wurden von der DLR Extrapolationen für den zu betrachtenden Zeitraum vorgenommen und Unter- bzw. Obergrenzen des Bedarfs (pessimistische und optimistische Entwicklung) angegeben. Nach den Abschätzungen der DLR kompensieren sich erwartbare Bedarfsänderungen in diesen Bereichen wechselseitig. Ab Mitte der laufenden Dekade treten dann der Aufbau und Betrieb mindestens einer internationalen Raumstation unter amerikanischer Führung und mit Beteiligung Europas, Japans und Kanadas hinzu. Bemannte Raumfahrt ist in diesem Szenario im wesentlichen auf diese Raumstation(en) bezogen.

Das „konservative“ Szenario läßt langfristig keinen nennenswerten Zuwachs des Transportbedarfs gegenüber der heutigen Situation erwarten. Prinzipiell

kann das „konservative“ Szenario auch mit den heute verfügbaren oder bereits in Entwicklung befindlichen oder daraus evolutionär ableitbaren Raumtransportsystemen „bedient“ werden (DLR 1991, 1992).

3.2.2 Das „progressive“ Szenario

Anders stellt sich die Situation in einem „progressiven“ Szenario dar. Hier wird angenommen, daß zu den Aktivitäten des „konservativen“ Szenarios eine intensive, zunächst unbemannte, später bemannte Erkundung benachbarter Himmelskörper hinzu kommt. Hier ist, mit Bezug auf die amerikanische „Space Exploration Initiative“ (SEI), an die „Rückkehr zum Mond“ sowie an den Flug zum Mars und seinen Monden gedacht (vgl. NASA 1991; OTA 1991 a). Als wichtige Meilensteine einer solchen Entwicklung werden die Errichtung einer permanenten Mondbasis (um 2010) und eine bemannte Marsmission (um 2020) diskutiert. Das „progressive“ Szenario läßt sich darüber hinaus als wissenschaftlich-technische Wegbereitung für eine weiter in der Zukunft liegende umfassende Nutzung des Weltraums (Energiegewinnung durch Solarenergiesatelliten, Rohstoffgewinnung auf dem Mond) durch den Menschen verstehen. Ganz grob kann man im „progressiven“ Szenario von einer Verdopplung bis Verfünffachung der Startzahlen des „konservativen“ Szenarios ausgehen. Darunter wäre ein hoher Anteil bemannter Flüge (DLR 1992).

In beiden Szenarien bleiben militärische Raumfahrtaktivitäten (mit Ausnahme von Nachrichten-, Navigations- und Aufklärungssatelliten) außer Betracht.

3.2.3 Abbildung der vier raumfahrtpolitischen Positionen in den Szenarien

Die beiden hier skizzierten Szenarien können für den Zweck der Bedarfsabschätzung als hinreichende Repräsentation der vier raumfahrtpolitischen Positionen angesehen werden.

Im „progressiven“ Szenario ist hinsichtlich der quantitativen Größenordnungen neben dem „expansiv-explorativen“ auch das „sicherheitspolitische“ Konzept für eine deutsche und europäische Raumfahrt abgebildet. Denn auch hier wird ja der Übergang zu einer intensiven alltäglichen Nutzung des Weltraums für eine Vielzahl von Zwecken angenommen. Insbesondere betrifft dies den Anschluß an die amerikanische Space Exploration Initiative (Mond- und Marsmissionen) sowie die Möglichkeit einer eigenständigen europäischen Raumstation (Kaiser u. a. 1992).

Der aus sicherheits- und verteidigungspolitischen Gründen erwartete erhöhte Transportbedarf ist allerdings im „progressiven“ Szenario nur teilweise berücksichtigt. Zu den bereits in beiden Szenarien berücksichtigten Satellitentransporten träte hier ja die Option eines Aufbaus orbitaler Systeme mit militärischen Aufgaben bzw. der Beteiligung an einem weltweiten Raketenabwehrsystem. Schließlich wird die Nutzung von „manövrierfähigen Raumfahrzeugen“ zu Aufklärungszwecken für denkbar gehalten (a. a. O.).

Im „konservativen“ Szenario andererseits ist neben dem „inkrementalistischen“ Konzept, das von einer Fortsetzung der Raumfahrtaktivitäten entsprechend erkennbarem kommerziellen Bedarf und bereits beschlossener politischen Raumfahrtprogrammen im In- und Ausland ausgeht, auch die „alternative“ raumfahrtpolitische Position insoweit repräsentiert, als gleichermaßen von einem „eher sinkenden“ Transportbedarf der bemannten Raumfahrt ausgegangen wird (vgl. DLR 1991; FIB 1990). Dabei ist zu berücksichtigen, daß der Betrieb internationaler Raumstationen unter bestimmten Umständen durchaus mit dem „alternativen“ Konzept vereinbar sein könnte. Allerdings fordert dieses Konzept, daß der Nutzen solcher Missionen in einem ausgewogenen Verhältnis zu den zusätzlichen Umweltbelastungen steht (Weyer 1992 b).

3.3 Implikationen der Szenarien für den Bedarf nach einem wiederverwendbaren Raumtransportsystem wie SÄNGER

Ausgangspunkt dieser von der DLR durchgeführten Analyse ist eine Abschätzung des zukünftigen weltweiten jährlichen Startbedarfs für unbemannte und bemannte Raumtransporte unter den oben geschilderten Bedingungen des „konservativen“ Szenarios.

SÄNGER soll mit Hilfe seiner geflügelten Oberstufe eine Nutzlast bis zu 8,5 Mg in den LEO bringen können. Soll die Nutzlast einen höheren Orbit (z. B. SSO, GTO) erreichen, benötigt sie dazu eine weitere Antriebsstufe, deren Masse von den 8,5 Mg in Abzug zu bringen ist. Damit ergeben sich als verbleibende Nutzlast in den SSO ca. 5 Mg, in den GTO um 2 Mg. Als Personentransporter kann SÄNGER drei Mann plus 3 000 kg Nutzlast zur Raumstation transportieren.

Direkt zugänglich für ein europäisches Raumtransportsystem vom Typ SÄNGER wären zunächst nur der europäische Markt sowie der für freien Wettbewerb offene echte kommerzielle Markt.

Beim kommerziellen Weltmarkt — das ist heute im wesentlichen der Markt für den Start von Telekommunikationssatelliten — hält ARIANE derzeit einen Anteil von knapp über 50 %; man erwartet jedoch mittelfristig wegen des härter werdenden Wettbewerbs einen Rückgang auf möglicherweise nur noch 30 %. Nimmt man an, daß ein Raumtransportsystem SÄNGER, ähnlich wie ARIANE, zwischen 30 % und 50 % dieses Markts erreichen kann, so ergäben sich in diesem Bereich nach den Schätzungen der DLR drei bis acht SÄNGER-Starts pro Jahr.

Bei allen anderen Satellitenstarts wird von der DLR der europäische — und somit für ein System wie SÄNGER zugängliche — Marktanteil mit ca. 25 % angegeben. Daraus ergäbe sich für SÄNGER ein Potential von weiteren drei bis vier Starts pro Jahr.

Die Raumstationen FREEDOM und MIR sollen nach bisheriger Planung ausschließlich durch eigene Transportsysteme der USA bzw. GUS versorgt werden. Nach der geltenden Vereinbarung mit der NASA beträgt der europäische Anteil an den Nutzungs- und Betriebskosten von FREEDOM 12,8 %. Eine optimisti-

sche Annahme ginge dahin, daß zumindest längerfristig ein entsprechender Anteil des Transportaufkommens durch europäische Systeme gedeckt werden kann. Nimmt man gleiches auch für die Flüge zu MIR an und berücksichtigt ferner, daß wegen der im Vergleich zum SHUTTLE geringeren Nutzlast von SÄNGER etwa doppelt so viele Flüge für dieselbe Nutzlastmasse erforderlich sind, so könnte sich hieraus für SÄNGER ein weiteres Potential von ca. zwei bis drei Starts/Jahr ergeben.

Die Gesamtzahl möglicher Starts für ein europäisches Raumtransportsystem vom Typ SÄNGER beträgt im „konservativen“ Szenario somit ca. acht bis fünfzehn pro Jahr, davon möglicherweise zwei bis drei bemannte Starts. Diese Zahlen reichen mit Sicherheit nicht aus, um auch nur eine Minimalflotte von zwei wiederverwendbaren Transportern vom Typ SÄNGER wirtschaftlich zu betreiben (s. im einzelnen Kapitel IV, Abschnitt 1). Ein solches Szenario könnte unter wirtschaftlichen Gesichtspunkten allenfalls ein globales wiederverwendbares Raumtransportsystem tragen (DLR 1992).

Schon die vom Umfang her geringste zusätzliche Aktivität des „progressiven“ Szenarios, der Aufbau und Betrieb einer permanenten, aber nur gelegentlich bemannten Mondstation, z. B. in Verbindung mit einem Mondobservatorium, würde zu einer Verdopplung des mittleren Transportbedarfs des konservativen Szenarios führen. Der zusätzliche Transportbedarf würde dann für Marsmissionen mit Rückflugmöglichkeit um eine Größenordnung und für Solarenergiesatelliten um drei Größenordnungen ansteigen.

Das „progressive“ Szenario mit seinem großen Wachstumspotential erscheint jedoch unter anderem nur dann wirklich realisierbar, wenn die Transportkosten entscheidend gesenkt werden können. Hierzu liefert die Wiederverwendbarkeit von Raumtransportsystemen sicher einen Schlüssel. Neben Fahrzeugen der Nutzlastklasse von SÄNGER, die für den Transport von Personen und Nutzlasten eingesetzt werden, spielen in diesem Szenario natürlich Schwerlastträger mit Nutzlastkapazitäten um 100 Mg und mehr eine zunehmende Rolle.

Der Eintritt in das „progressive“ Szenario würde wahrscheinlich über ein Mond-/Mars-Programm erfolgen. Angesichts der erheblichen staatlichen Budgetprobleme in allen Industrieländern dürfte ein solches Programm voraussichtlich nur in breiter internationaler Kooperation durchgeführt werden. Es liegt daher nahe, davon auszugehen, daß unter diesen Randbedingungen ein fortschrittliches wiederverwendbares Raumtransportsystem für ein solches Missionsprogramm eine gemeinsame Entwicklung der an einem gemeinsamen „Space Exploration“-Programm beteiligten Nationen sein würde. Dabei dürften die USA aufgrund ihrer größeren Ressourcen und ihrer technologischen Spitzenstellung die Systemführerschaft beanspruchen, insbesondere auch aus Gründen der militärischen Nutzung eines solchen Systems. Die mit dem NASP-Programm verfolgten Ziele sprechen dafür (vgl. auch Kaiser u. a. 1992).

Bei fortschreitender Intensivierung der Mond-/Mars-Explorationsprogramme und bei einer — heute aller-

dings noch kaum vorstellbaren — Erschließung des Weltraums für Energie- und Rohstoffgewinnung würde sich dem „progressiven“ Szenario zufolge der Transportbedarf um Größenordnungen erhöhen und einen entsprechenden Markt für konkurrierende wiederverwendbare Raumtransportsysteme eröffnen.

Unabhängig davon könnte sich jedoch im Fall europäischer Autonomiebestrebungen unter sicherheitspolitischen Gesichtspunkten die Entwicklung eines europäischen Raumtransportsystems z. B. in Form eines „ESA-isierten“ Systems SÄNGER abzeichnen (DLR 1992).

4. Schlußfolgerungen zum grundsätzlichen politischen Entscheidungsbedarf

Hyperschalltechnologie-Programme und ihre Leitkonzepte für wiederverwendbare Raumtransportsysteme lassen sich nicht hinreichend mit „technologischen Herausforderungen“ oder mit allgemeinen Optimierungskriterien für Raumtransportsysteme begründen. Innovation, Wiederverwendbarkeit, Transportkostensenkung und andere Entwicklungsziele sprechen nicht für sich selbst. Sie müssen sich im Hinblick auf strittige gesellschaftliche Nutzenerwartungen und raumfahrtpolitische Programme rechtfertigen lassen.

Auf „objektive“ Bedarfsprognosen hinsichtlich erwartbarer Transportmarktentwicklungen oder in- und ausländischer Raumfahrtprogramme kann nicht zurückgegriffen werden. Dieser Tatbestand unterstreicht die Notwendigkeit, grundsätzliche Entscheidungen zur Raumfahrtpolitik zu treffen, wenn über Abbruch, Weiterführung und konkrete Ausrichtung eines deutschen Hyperschalltechnologie-Programms befunden wird.

Es muß also entschieden werden

- über die *strategische Zielsetzung für die besondere Rolle Deutschlands* bei der Weltraumnutzung im Hinblick auf die weltweiten Konkurrenz- und Kooperationsbeziehungen sowie
- über den *politischen Zuschnitt und das fiskalische Gewicht eines deutschen Raumfahrt-Programms.*

Mit einem „inkrementalistischen“ Konzept deutscher Weltraumpolitik wäre die Weiterführung des Hyperschalltechnologie-Programms kaum, mit einem „alternativen“ Konzept wohl gar nicht vereinbar, und zwar aus grundsätzlichen wie aus strategischen Erwägungen.

Demgegenüber würden sowohl das „expansiv-explorative“ als auch das „sicherheitspolitische“ Konzept die Weiterführung des Hyperschalltechnologie-Programms grundsätzlich nahelegen. Allerdings ergeben sich zwischen diesen beiden Positionen deutliche strategische Differenzen, zwischen denen auch im Hinblick auf die konkrete Ausrichtung dieses Technologieprogramms zu wählen wäre.

Die Übersetzung der raumfahrtpolitischen Positionen in Nutzungsszenarien und die hieraus entwickelten Bedarfsabschätzungen zeigen schließlich, daß darüber hinaus weitere Klärung hinsichtlich erwartbarer

Missionstypen und des Transportbedarfs in verschiedenen Nutzlastsegmenten erforderlich ist. Eine solche Klärung wird selber nur im Rahmen bilateraler und/oder internationaler Kooperationsverhandlungen zur Weltraumnutzung zu erzielen sein.

Jedenfalls wäre es angesichts der vielfach registrierten Legitimationskrise, in die besonders Programme der bemannten Raumfahrt geraten sind, empfehlenswert, die angesprochenen Entscheidungen ausdrücklich und begründet zu treffen.

IV. Analyse der mit dem Hyperschalltechnologie-Programm bzw. dem Raumtransportsystem SÄNGER verfolgten Ziele

In diesem Kapitel werden die in Kapitel II aufgeführten Ziele, die — programmatischen Äußerungen privater und öffentlicher Stellen zufolge — mit der Durchführung des Hyperschalltechnologie-Programms bzw. mit einem zukünftigen Raumtransportsystem vom Typ SÄNGER verbunden werden, analysiert. Wie in Kapitel III dargelegt, handelt es sich bei diesen Zielen ganz überwiegend um „Optimierungsziele“. Sie sprechen aus nutzenorientierter Perspektive nicht für sich selbst, sondern setzen den Bedarf nach Raumtransporten und Raumtransportsystemen voraus.

1. Reduzierung der Kosten des Raumtransports im Vergleich zu derzeitigen Transportsystemen

Vom Einsatz wiederverwendbarer Raumtransportsysteme wie SÄNGER anstelle von Verlustsystemen verspricht man sich eine deutliche Senkung der Startkosten vor allem für kleinere und mittlere Nutzlasten. Dieser Erwartung liegt die grundsätzliche Überlegung zugrunde, daß die im Vergleich zu Verlustsystemen erheblich höheren Entwicklungs- und Baukosten wiederverwendbarer Systeme über hinreichend hohe jährliche Startzahlen und eine lange Systemlebensdauer abgeschrieben werden können und so geringere spezifische Startkosten als bei Verlustsystemen erreicht werden können.

1.1 Problematik von Kostenschätzungen für wiederverwendbare Raumtransportsysteme

Dies durch vergleichende Kostenanalysen von Verlustsystemen und wiederverwendbaren Systemen belegen zu wollen, stößt aber gegenwärtig auf das Problem, daß sich die Entwicklungs-, Bau- und Betriebskosten von wiederverwendbaren Systemen nur mit hohen Unsicherheiten abschätzen lassen.

Bei wiederverwendbaren Raumtransportsystemen vom Typ „aerospace plane“ handelt es sich um eine neue Art von Systemen, die in Entwurf, Technologie und Betrieb kaum mit bisher entwickelten und betriebenen Raumtransportsystemen verglichen werden können. Die für eine Realisierung benötigten Technologien der Schlüsselbereiche Luftatmende Antriebe, Aero-Thermodynamik und Antriebsintegration, Werkstoffe und Bauweisen, Stufentrennung u. a. sind zumindest in Deutschland noch nicht verfügbar und

erfordern erhebliche technologische Fortschritte. Kosten sind hier nur mit hohen Unsicherheiten abschätzbar, da die Anwendung von Analogien bzw. von Erfahrungswerten aus bisherigen raumfahrttechnologischen Entwicklungen wegen der nicht übersehbaren Entwicklungsrisiken und der Andersartigkeit der Technologien sehr problematisch ist. So vertreten sowohl das American Institute of Aeronautics and Astronautics wie auch das Office of Technology Assessment (OTA) die Auffassung, daß weder die Entwicklungskosten noch die Bau- und Betriebskosten von wiederverwendbaren, horizontal startenden Raumtransportsystemen derzeit abgeschätzt werden können (OTA 1989 und 1990).

1.2 Grundsätzliche Kostenzusammenhänge bei Raumtransportsystemen

Vollwiederverwendbare Systeme sind normalerweise durch erheblich höhere Entwicklungs- und Baukosten als Verlustsysteme gekennzeichnet. Um konkurrenzfähig zu sein, müssen wiederverwendbare Systeme deshalb so konzipiert werden, daß sie wesentlich geringere spezifische Betriebskosten aufweisen. Hierzu müssen relativ hohe Startraten und eine hohe Lebensdauer erreicht werden, um die hohen Entwicklungs- und Baukosten zu amortisieren, und die Wartungs- und Wiederherstellkosten müssen niedrig gehalten werden. Bei Verlustsystemen sind die Entwicklungskosten in der Regel geringer; die Startkosten werden bei steigenden Startzahlen zunehmend durch die Produktionskosten der Verlustraketen bestimmt, für deren Senkung jedoch nur geringe Potentiale gesehen werden.

Diese grundsätzlichen Zusammenhänge zeigen, daß eine Haupteinflußgröße bei der vergleichenden Kostenanalyse von wiederverwendbaren Systemen und Verlustsystemen die Anzahl der Starts ist.

Zur Diskussion der Kostenfunktionen kann man sich auf die Kostenfaktoren

- Entwicklungskosten,
- Baukosten einer Flugeinheit,
- Wartungs- und Wiederherstellkosten (refurbishment costs) als einem wesentlichen Betriebskostenfaktor der wiederverwendbaren Flugeinheit beschränken.

Bei wiederverwendbaren Raumtransportsystemen sind zunächst bei geringen Startzahlen die kumulierten Startkosten, bedingt durch die hohen Entwicklungskosten und Baukosten einer Flugeinheit, deutlich größer als bei Verlustsystemen. Die Steigung der Kurve der kumulierten Startkosten von wiederverwendbaren Systemen wird im wesentlichen durch die Wartungs- und die Wiederherstellkosten, die sog. Refurbishment-Kosten, bestimmt, während die Steigung der Kostenkurve von Verlustsystemen durch die Produktionskosten der Verlustraketen determiniert ist.

Der Break-even-Punkt, d. h. die Mindestzahl von Missionen, ab der die kumulierten Transportkosten eines wiederverwendbaren Systems niedriger sind als bei einem Verlustsystem, hängt somit einerseits vom Ausgangsniveau, d. h. dem Unterschied zwischen den Entwicklungskosten beider Systeme, und andererseits vom Unterschied zwischen den Produktionskosten des Verlustsystems und den Refurbishment-Kosten ab. Daraus folgt: Je geringer die Entwicklungskosten von wiederverwendbaren Systemen über denen von Verlustsystemen und je deutlicher die Produktionskosten von Verlustsystemen über den Refurbishment-Kosten von wiederverwendbaren Systemen liegen, desto eher wird der Break-even-Punkt erreicht. Im umgekehrten Fall, d. h. bei deutlich höheren Entwicklungskosten der wiederverwendbaren Systeme und bei Produktionskosten der Verlustsysteme, die nur wenig über den Refurbishment-Kosten liegen, wird die Schnittstelle möglicherweise nie erreicht. Die Produktionskosten des wiederverwendbaren Raumtransportsystems spielen dagegen eine geringere Rolle, vorausgesetzt das wiederverwendbare System erreicht die erwartete Lebensdauer.

1.3 Berücksichtigung von Entwicklungskosten

Der Schwellenwert für die Vorteilhaftigkeit des einen oder anderen Systems verändert sich allerdings je nachdem, welche Kosten einem Start zugerechnet werden, also etwa die gesamten Entwicklungskosten oder nur die zukünftig noch anfallenden Entwicklungskosten oder nur die reinen Betriebskosten.

Die Frage der Berücksichtigung der Entwicklungskosten bei der Ermittlung der Transportkosten wird zum Teil kontrovers diskutiert. So wird argumentiert, daß solche Kosten als Teil der staatlichen Forschungspolitik eine Investition in die Zukunft von Gesellschaft und Volkswirtschaft darstellen und deswegen in die ökonomische Bewertung nicht einbezogen werden sollten. Diese Argumentation mag zwar für grundlegende Forschungs- und Technologiearbeiten wie das Hyperschalltechnologie-Programm gerechtfertigt sein, nicht aber für die Entwicklungskosten eines Raumtransportsystems. Grundsätzlich sollte die Frage der Berücksichtigung der Entwicklungskosten von der anstehenden Entscheidungssituation abhängig gemacht werden. Richtet sich z. B. das Interesse bei politischen Entscheidungsprozessen auf eine möglichst effiziente Verwendung eines heute oder zukünftig zur Verfügung stehenden Budgets, so muß ein Kostenvergleich alle in Zukunft anfallenden Kosten

einbeziehen. Das bedeutet für die Entwicklungskosten, daß im Prinzip solche, die noch anfallen, zu berücksichtigen sind, bereits angefallene aber nicht. In den folgenden Kostenvergleichen zwischen SÄNGER, EARL und ARIANE 5 wurden jedoch im Fall von ARIANE 5 auch die bereits angefallenen Entwicklungskosten berücksichtigt.

1.4 Ergebnisse von Kostenvergleichen

Trotz Vorbehalten, daß belastbare Schätzungen der Entwicklungs- und Baukosten für wiederverwendbare Raumtransportsysteme zum gegenwärtigen Zeitpunkt kaum möglich sind, sollen im folgenden beispielhaft einige Ergebnisse von Startkostenvergleichen für die Systeme SÄNGER, EARL und ARIANE 5 (mit und ohne Einbezug der Entwicklungskosten von HERMES) referiert werden. Diese Ergebnisse haben aber höchstens den Charakter tendenzieller Aussagen.

Wichtige Annahmen der Modellrechnungen

Die Modellrechnungen wurden unter Berücksichtigung der Entwicklungskosten durchgeführt. Da die Entwicklungskostenschätzungen für SÄNGER und EARL die Kosten der Entwicklung der bemannten Versionen einschließen, wurden aus Gründen der Vergleichbarkeit auch bei ARIANE 5 die Entwicklungskosten für den Ausbau des Systems für die bemannte Raumfahrt, d. h. die Entwicklungskosten für HERMES, einbezogen (obwohl die Modellrechnungen nur für unbemannte Frachttransporte durchgeführt wurden). Zusätzlich wurden aber auch die Kosten von ARIANE 5 als unbemanntes System dargestellt.

Die Berechnungen gehen von folgenden Entwicklungskostenschätzungen aus:

SÄNGER	45 Mrd. DM
EARL II	35 Mrd. DM
ARIANE 5	14 Mrd. DM
ARIANE 5/HERMES	31 Mrd. DM

Wegen der erheblichen Schätzunsicherheiten bei den verschiedenen Kostenelementen ist es nicht sinnvoll, zum gegenwärtigen Zeitpunkt eine Kapitalverzinsung zu berücksichtigen. Kostenelemente wie Amortisationsraten, Produktions- und Anlagekosten werden daher ohne Verzinsung linear über die Lebensdauer verrechnet.

Die Durchführung des Kostenvergleichs erfolgt anhand von vier verschiedenen Transportszenarien. Alle vier Szenarien laufen über einen Betrachtungszeitraum von 20 Jahren, die Entwicklung der Systeme soll vor Beginn des Betrachtungszeitraums abgeschlossen sein. In jedem der Szenarien wird von einem konstanten jährlichen Transportbedarf für unbemannte Nutzlasten ausgegangen. Er beträgt 50 Mg, 100 Mg, 150 Mg bzw. 200 Mg. Bemannte Flüge bleiben hierbei unberücksichtigt.

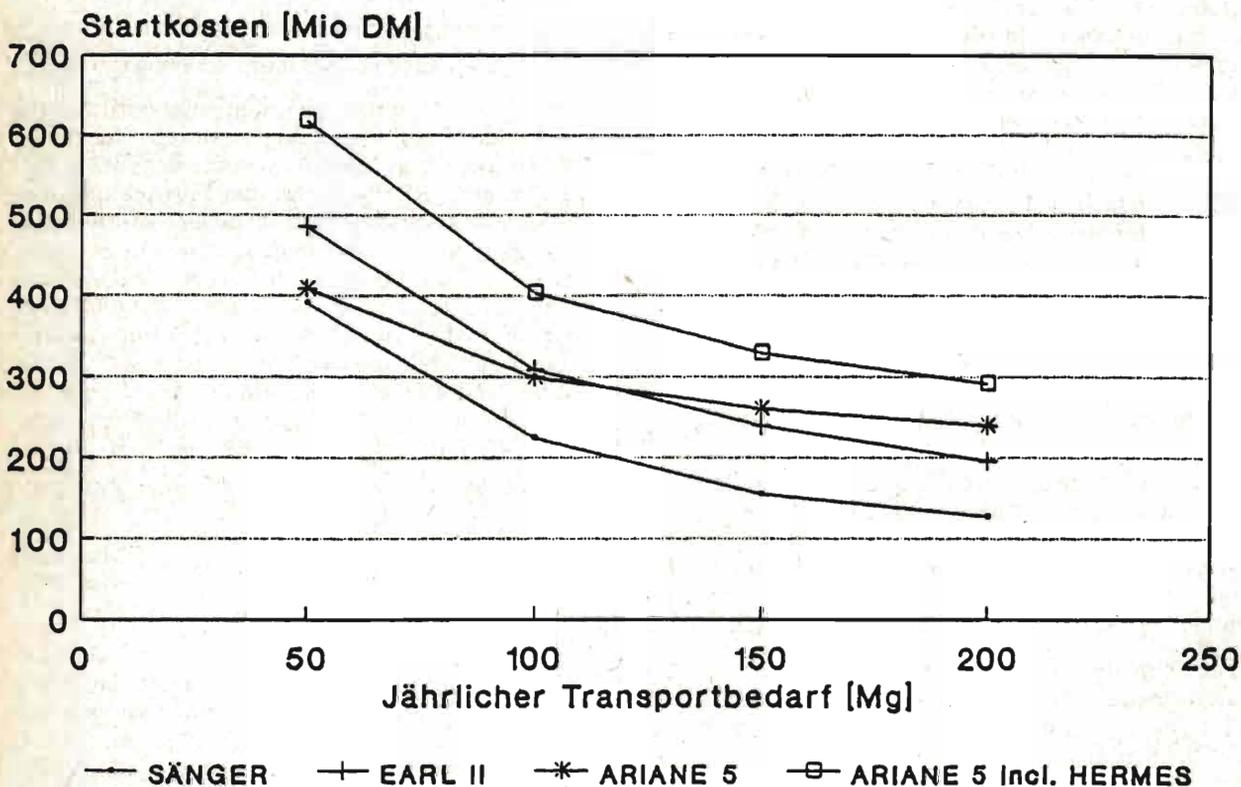
Für jedes Szenario und jedes der betrachteten Systeme wird jeweils eine Flotte so ausgelegt, daß der jeweilige Transportbedarf optimal bedient werden kann. Dabei wird bei den wiederverwendbaren Systemen auch die Lebensdauer der Subsysteme bzw. Komponenten berücksichtigt. Weiterhin wird davon ausgegangen, daß jeweils eine vollständige Flugeinheit als Reserve zur Verfügung steht; Systemausfälle werden aber nicht betrachtet. Um möglichst realistische Werte zu erhalten, wird mit Auslastungsfaktoren gerechnet, die bei ARIANE 5 und EARL II aufgrund der hohen Nutzlastkapazität auf 0,7, bei SÄNGER mit entsprechend niedrigerer Nutzlastkapazität auf 0,9 angesetzt werden.

Die Abbildungen IV.1 und 2 zeigen die starke Abhängigkeit der Startkosten und der spezifischen Transportkosten von der jährlichen Transportleistung. Die hohen Startkosten bei niedrigen Transportleistungen erklären sich im Falle der wiederverwendbaren Systeme SÄNGER und EARL dadurch, daß in diesem Fall die hohen Entwicklungskosten auf nur relativ wenige Starts umgelegt werden müssen.

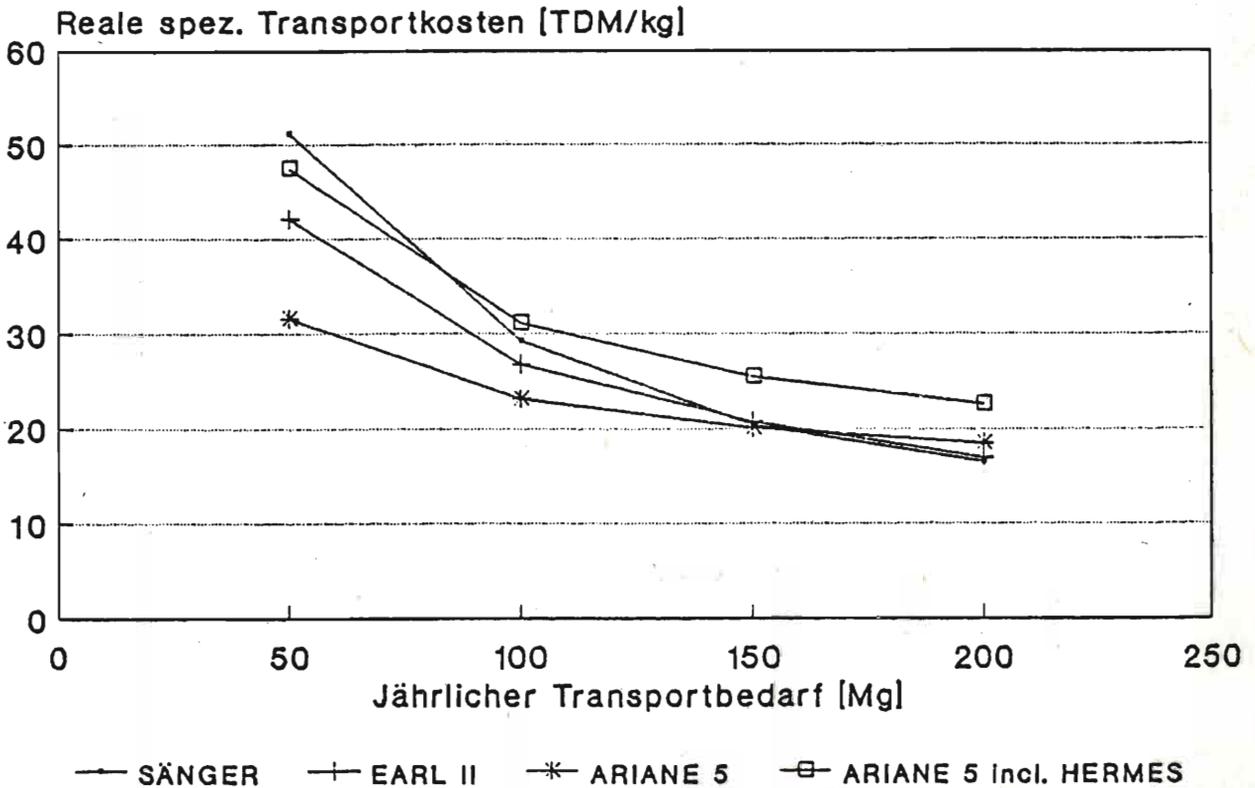
Der erhoffte Kostensenkungseffekt wiederverwendbarer Systeme gegenüber konventionellen Systemen wie ARIANE 5 wird wegen der hohen Entwicklungskosten deshalb nur bei verhältnismäßig großen Transportleistungen erreicht werden können. Der Kostenschnitt zwischen SÄNGER und ARIANE 5 (als unbemannte Version, ohne Berücksichtigung der HERMES-Entwicklungskosten) würde, wie die Abbildung IV.3 zeigt

Abbildung IV.1

Startkosten zukünftiger Trägersysteme als Funktion des jährlichen Transportbedarfs



Reale spezifische Transportkosten zukünftiger Trägersysteme als Funktion des jährlichen Transportbedarfs



bei einer Transportleistung von ca. 150 Mg pro Jahr liegen. Dies entspricht in etwa der oberen Grenze der für ARIANE 5 vorgesehenen Startzahl von acht bis neun Starts pro Jahr und würde ca. 20 SÄNGER-Starts pro Jahr erfordern. Die jährliche Mindeststartzahl von ca. 20 Starts ist eher als Untergrenze anzusehen, da die Ausstattung der diesen Berechnungen zugrundeliegenden SÄNGER-Flotten mit Fluggeräten vornehmlich unter Kostengesichtspunkten konzipiert wurde und weniger unter operationellen Aspekten. Die zugrunde gelegten Flotten weisen für die Unterstufe der wiederverwendbaren Systeme nämlich nur jeweils zwei komplette Flugeinheiten auf und setzen damit eine hohe Verfügbarkeit bzw. Zuverlässigkeit voraus. Längere Ausfälle eines Systems würden zu operationellen Einschränkungen führen.

Abbildung IV.3 zeigt jedoch auch, daß bei Einbeziehung der Entwicklungskosten von HERMES der Kostenschnittpunkt zwischen ARIANE 5 und den vollwiederverwendbaren Systemen SÄNGER und EARL II schon bei deutlich geringerem Transportaufkommen erreicht wird. Das heißt: Unter Berücksichtigung der Anforderungen, auch bemannte Raumtransporte durchführen zu können, stellt sich die Situation für die wiederverwendbaren Systeme SÄNGER und EARL II günstiger dar.

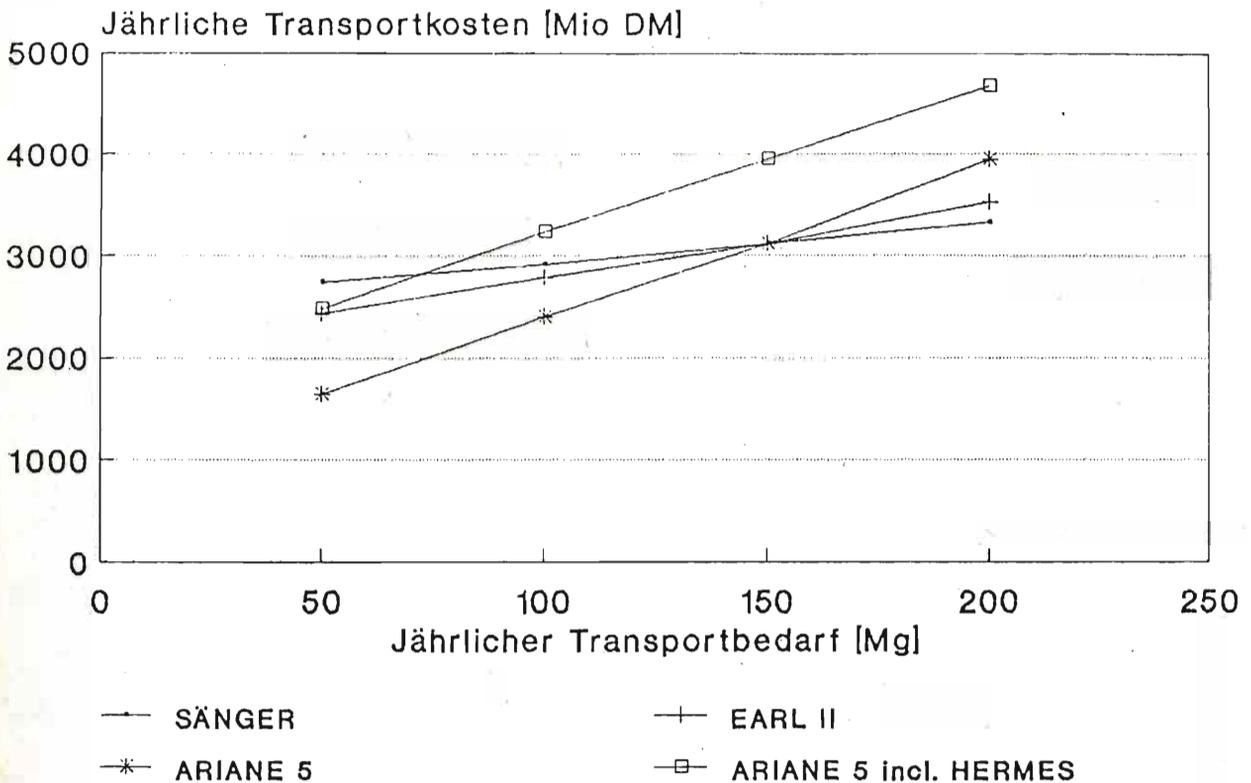
Die aus den Abbildungen hervorgehenden Unterschiede zwischen den wiederverwendbaren Systemen SÄNGER und EARL II sind aufgrund der höheren Nutzlast-Kapazität und der geringeren Entwicklungskosten von EARL II plausibel, sollten aber wegen der hohen Unsicherheiten bei der Schätzung der einzelnen Kostenfaktoren nicht überinterpretiert werden.

Prinzipiell ließen sich die in den folgenden Abschnitten diskutierten Aspekte der unterschiedlich hohen Umweltbelastungen oder der unterschiedlichen Unfallwahrscheinlichkeiten in die Kostenbetrachtungen einbeziehen, so z. B. durch Berücksichtigung externer Kosten oder von Versagenskosten (failure costs). Für Quantifizierungen dieser Art liegt aber keinerlei belastbares Datenmaterial vor.

Obwohl die Kostenschätzungen für SÄNGER, wie schon gesagt, wenig belastbar sind, läßt sich in der Tendenz sagen, daß sich die Kostensenkungspotentiale von SÄNGER gegenüber Verlustsystemen wie ARIANE, wenn überhaupt, nur im Falle eines Szenarios verstärkter Raumfahrtaktivitäten einstellen würden. In dem in Kapitel III, Abschnitt 3 beschriebenen „konservativen“ Szenario ergibt sich für ein europäisches Raumtransportsystem vom Typ SÄNGER nur eine Gesamtstartzahl von acht bis 15 Starts pro Jahr, darunter möglicherweise zwei bis drei bemannte Starts.

Abbildung IV.3

Jährliche Kosten zukünftiger Trägersysteme als Funktion der jährlichen Transportleistung



Diese Zahl reicht mit Sicherheit nicht aus, um auch nur eine Minimalflotte von zwei wiederverwendbaren Transportern vom Typ SÄNGER, die bei den Modellrechnungen unterstellt wurden, wirtschaftlich zu betreiben, d. h. ein solcher Transportbedarf wäre mit Verlustsystemen wie ARIANE 5 billiger zu befriedigen. Ein solches Szenario könnte höchstens ein globales wiederverwendbares Raumtransportsystem wirtschaftlich tragen. Allenfalls für die USA könnte sich ein solches System in Verbindung mit einem größeren militärischen Weltraumprogramm (z. B. SDI) im nationalen Rahmen auch wirtschaftlich lohnen.

1.5 Fazit

Vom Einsatz wiederverwendbarer Raumtransportsysteme wie SÄNGER anstelle von Verlustsystemen verspricht man sich eine deutliche Senkung der Startkosten vor allem für kleinere und mittlere Nutzlasten.

Dies durch vergleichende Wirtschaftlichkeitsanalysen belegen zu wollen, stößt aber gegenwärtig auf das Problem, daß sich die Entwicklungs- und Betriebskosten von wiederverwendbaren Systemen nur mit hohen Unsicherheiten abschätzen lassen.

Grundsätzlich ist davon auszugehen, daß die erhoffte Reduzierung der Raumtransport-Kosten nur erreicht werden kann, wenn es gelingt, die im Vergleich zu

Verlustsystemen höheren Entwicklungs- und Baukosten wiederverwendbarer Systeme über relativ hohe jährliche Startzahlen und eine hohe Lebensdauer abzuschreiben und so geringere spezifische Startkosten als bei Verlustsystemen zu erreichen.

Im Rahmen der TA-Studie durchgeführte Modellrechnungen der DLR, die allerdings wegen der hohen Unsicherheiten bei der Schätzung der einzelnen Kostenfaktoren bei wiederverwendbaren Raumtransportsystemen nicht überinterpretiert werden sollten, bestätigen dies. Der Break-even-Punkt bzw. Kostenschnitt mit konventionellen Systemen wie ARIANE 5 würde sich im Fall von SÄNGER für reine Frachttransporte erst bei relativ hohen Transportleistungen von 150 Mg pro Jahr ergeben, was ca. 20 Starts einer SÄNGER-Flotte pro Jahr entsprechen würde. In einem „konservativen“ Szenario ergäbe sich für ein europäisches Transportsystem vom Typ SÄNGER jedoch nur ein jährlicher Bedarf von acht bis 15 Flügen, einschließlich möglicherweise zwei bis drei bemannte Flüge.

2. Erhöhung der Sicherheit und Zuverlässigkeit des Raumtransports

Das Sicherheitsniveau konventioneller Raumtransportsysteme ist inhärent begrenzt. Hierin liegt eines der gravierendsten Defizite solcher Systeme. Die Erhöhung der Sicherheit und Zuverlässigkeit des

Raumtransports — auf ein Niveau, das dem in der Luftfahrt erreichten möglichst nahekommt — ist daher ein Hauptziel der Entwicklung neuartiger Raumtransportsysteme wie SÄNGER.

Bei bemannten Missionen zielt die Forderung nach möglichst hoher Sicherheit und Zuverlässigkeit in erster Linie auf die Sicherheit der Besatzung. Bei unbemannten Missionen ist ein hohes Sicherheits- und Zuverlässigkeitsniveau vor allem aus ökonomischen Gründen von großer Bedeutung. So können beispielsweise Startverschiebungen für kommerzielle Nutzer wegen des verspäteten Beginns der Amortisation des in die Nutzlast investierten Kapitals mit erheblichen Kosten verbunden sein. Aber auch für nichtkommerzielle Anwendungen sind Wartezeiten bis zu mehreren Jahren, wie sie in der Vergangenheit häufiger vorkamen, nicht tragbar. Bei wissenschaftlichen Missionen spielt außerdem das Startfenster häufig eine wichtige Rolle: Aufgrund planetarer Konstellationen ist ein Start — je nach Mission — nur in großen zeitlichen Abständen bei gleichzeitig begrenztem Startfenster möglich. Ist ein Trägersystem innerhalb des Startfensters nicht verfügbar, so muß die Mission unter Umständen um mehrere Jahre verschoben werden.

Natürlich ist jede Maßnahme zur Erhöhung des Sicherheits- und Zuverlässigkeitsniveaus mit zusätzlichem Aufwand verbunden. Daher sind solchen Maßnahmen — zumal soweit sie ökonomisch begründet sind — Grenzen gesetzt.

2.1 Sicherheitsniveau konventioneller Raumtransportsysteme

Die Sicherheit von Raumfahrtträgern läßt sich nach quantitativen und qualitativen Aspekten beurteilen. Der quantitative Aspekt bewertet die Wahrscheinlichkeit, daß während einer Mission unter definierten Missionsbedingungen ein Verlust des Transportsystems oder der Nutzlast verursacht wird. Der qualitative Aspekt bewertet die Konsequenzen, die nach einer Fehlfunktion während einer Mission eintreten. In der bemannten Raumfahrt müssen sowohl die quantitative als auch die qualitative Sicherheit ein akzeptables Niveau erreichen.

In Tabelle IV.1 sind die heute erreichten quantitativen Sicherheitsniveaus der US-amerikanischen, der sowjetischen und der europäischen Trägersysteme sowie von bemannten Raumfahrtmissionen und von Luftfahrzeugen dargestellt. Das heutige Sicherheitsniveau der Raumfahrtträgersysteme liegt weit unter dem bei der Erprobung von Flugzeugprototypen erreichten Standard und ist um mehrere Größenordnungen schlechter als das Sicherheitsniveau im zivilen Flugverkehr.

Die qualitative Sicherheit der Raumfahrtträger hängt wesentlich von der Flexibilität der Systeme beim Auftreten eines Fehlers ab. Im günstigsten Fall von redundant ausgelegten Systemen beeinflusst ein auftretender Fehler die Mission nicht. Allerdings ist Redundanz mit Massennachteilen verbunden; wegen der kritischen Massenbilanz von Raumfahrtträgern

Tabelle IV.1

Ausfallwahrscheinlichkeit von Raketenstarts im Vergleich zur Luftfahrt

ESA (nur ARIANE)	5 Totalverluste bei 50 Starts (Stand: April 1992)
USA	8 Totalverluste bei 100 Starts
UdSSR	5 Totalverluste bei 100 Starts
bemannte Raumfahrtmissionen (weltweit)	3 Totalverluste bei 100 Starts
Flugzeuge: Erprobungsträger/ Prototypen	1 Totalverlust pro 10 000 Starts
zivile Verkehrsflugzeuge	1 Totalverlust pro 1 000 000 Starts

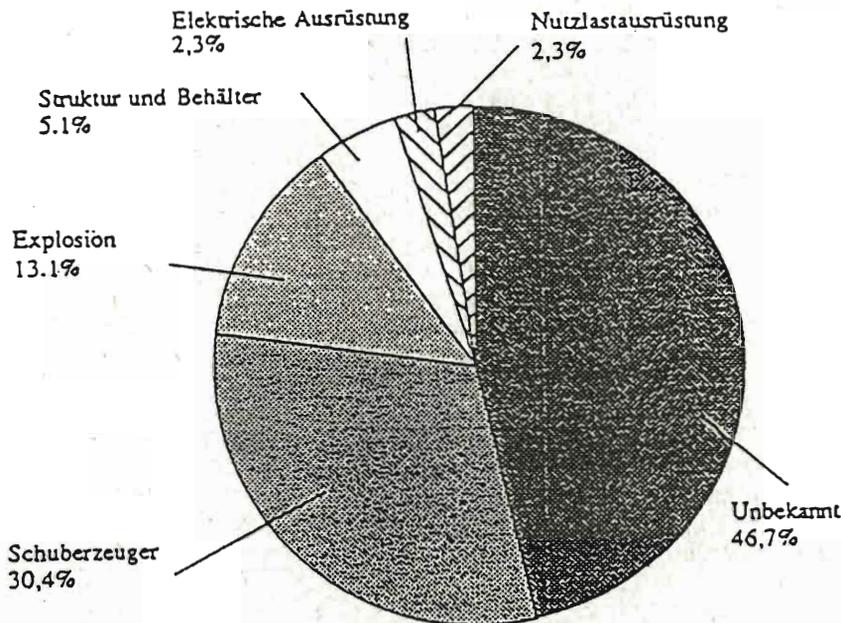
kann sie daher nur begrenzt realisiert werden. Besonders schwierig oder gar nicht zu realisieren sind deshalb Rettungssysteme für Besatzungen, die in allen Flugphasen eine Rettung ermöglichen. Die für das SPACE SHUTTLE und für den sowjetischen BURAN realisierten Rettungssysteme bieten nicht während der gesamten Mission Rettungsmöglichkeiten. Im Fall HERMES hat der nachträgliche Entwurf eines Rettungssystems zu einer erheblichen Modifizierung des ursprünglichen Entwurfs und zu hohen Leermassenanteilen geführt. Ein zuverlässiges Rettungssystem wäre jedoch letztlich erforderlich, um die geforderte Sicherheit für die Besatzung (Verlust einer Besatzung bei 1 000 Missionen) mit der projektierten Forderung von zwei Ausfällen pro 100 Flügen der ARIANE 5 zu erreichen.

Das niedrige Sicherheitsniveau der konventionellen Trägersysteme hat mehrere Ursachen. Grundlegend ist die Tatsache, daß konventionelle Trägersysteme — abhängig von der Zielbahn — Treibstoffanteile von 80 bis 90 % der Startmasse erfordern. Damit steht und fällt ein Nutzlasttransport mit dem Erreichen eines möglichst niedrigen Leermassenanteils. Diese Forderung zwingt dazu, gleichzeitig drei Entwurfs- bzw. Einsatzbedingungen zu erfüllen:

- Vermeidung von Redundanz auch bei komplexen und sicherheitskritischen Bauteilen,
- Anwendung des extremen Leichtbaus,
- schärfere Begrenzung der Startfreigabe durch Umgebungsbedingungen.

Von den bekannten Ursachen für Unfälle von Raumfahrtträgern stehen etwa zwei Drittel im Zusammenhang mit der Schuberzeugung (Abbildung IV.4). Bei den unbekanntem Ursachen ist eine ähnliche Verteilung zu erwarten.

Fehlerursachen bei Raumfahrtträgern



Eine weitere wichtige Ursache für das im Vergleich zu Flugzeugen wesentlich schlechtere Sicherheitsniveau konventioneller Raumfahrt-Trägersysteme liegt darin, daß die Aufdeckung von Systemfehlern und Entwurfsschwächen durch ein ausführliches Flugerprobungsprogramm bei solchen Systemen praktisch nicht möglich ist, da mit jedem Erprobungsflug das nicht-wiederverwendbare Gerät geopfert wird. Verkehrsflugzeuge absolvieren dagegen ca. 1 000 Versuchsflüge, bevor sie ihre Musterzulassung erhalten. Durch schrittweise Eröffnung des kritischen Flugbereichs wird das Risiko der Erprobung selbst in Grenzen gehalten, so daß selbst Prototypen Unfallraten haben, die um mehr als zwei Größenordnungen unter den Werten von Raumfahrt-Verlustträgersystemen liegen.

2.2 Sicherheitssteigernde Potentiale neuartiger Raumtransportsysteme

Eine wesentliche Erhöhung der Sicherheit und Zuverlässigkeit von Raumtransportsystemen ist unbedingt erforderlich, wenn auch weiterhin — und in zunehmendem Umfang — bemannte Weltraum-Missionen durchgeführt werden sollen.

Von den neuartigen Konzepten von Raumtransportsystemen werden beträchtliche Steigerungen des Sicherheits- und Zuverlässigkeitsniveaus erwartet. Dies gilt insbesondere für horizontal startende wiederverwendbare Systeme mit luftatmenden Antrieben — wie SÄNGER.

Raumtransportsysteme, die mit luftatmenden Antrieben ausgerüstet sind und horizontal starten und lan-

den können, haben einen niedrigeren Bedarf an mitzuführenden Kraftstoffen als raketentriebene Raumfahrzeuge. Dies ermöglicht bei zweistufigen Systemen höhere Leermassenanteile bei der Unterstufe und damit *solidere Entwurfsbedingungen*. Sicherheitsrelevante Systeme können redundant ausgelegt werden.

Prinzipiell ist bei allen wiederverwendbaren Systemen die Möglichkeit eines umfangreichen *Flugerprobungsprogramms* gegeben. Während aber bei horizontal startenden Systemen mit luftatmenden Antrieben der kritische Flugbereich bei hohen Geschwindigkeiten liegt und schrittweise erschlossen werden kann, ist beim Vertikalstart die Startphase der kritischste Flugbereich. Daher sind für vertikal startende Systeme die Erprobungsmöglichkeiten begrenzt.

Etwa zwei Drittel aller bekannten Ursachen für Fehlstarts von Trägerraketen liegen, wie erwähnt, im Bereich der *Schubzeugung*. Gerade hier bietet der Horizontalstart mit luftatmenden Triebwerken wesentliche Vorteile:

— In der Regel führt bei konventionellen Trägerraketen ein Triebwerksausfall zum Abbruch der Mission bzw. zum Verlust des Trägerfahrzeuges. Die Kompensationsmöglichkeiten eines Triebwerksausfalls sind äußerst gering und zudem abhängig vom Design der jeweiligen Trägerrakete (Startbeschleunigung, Anzahl der Triebwerke, Schubaufteilung zwischen verschiedenen Triebwerkstypen etc.). Beim DELTA CLIPPER ist das Konzept allerdings so ausgelegt, daß der Ausfall von einem bis zwei Triebwerken durch Schuberrhöhung der restlichen Triebwerke kompensiert werden kann.

Im Auslegungsfall werden die Raketentriebwerke nur mit 85 % des Nominalschubes betrieben.

- Ein Horizontalstarter mit luftatmenden Triebwerken benötigt hingegen beim Start nur etwa 50 % seines Maximalschubs (der volle Schub wird erst im transsonischen Geschwindigkeitsbereich benötigt), verfügt also über genügend große Reserven, um im Falle eines Triebwerksausfalls oder einer Triebwerksstörung beim Start die Mission ohne Verlust des Systems abbrechen zu können.
- Während eine vertikal startende Rakete praktisch nur vom Schubstrahl „getragen“ wird, nutzt ein horizontal startendes Gerät den Auftrieb in der Atmosphäre, der auch bei Schubausfall zunächst erhalten bleibt.

Die *Energiedichte* in einem luftatmenden Triebwerk ist deutlich geringer als in einem Raketentriebwerk. Daraus resultiert tendenziell eine höhere Zuverlässigkeit, die allerdings durch den komplexeren Aufbau eines luftatmenden Triebwerks zumindest teilweise wieder kompensiert wird.

Die weniger kritische Massensituation in der Unterstufe zweistufiger horizontal startender Trägersysteme ermöglicht während der Erprobung und auch im späteren Betrieb die *Installation von Triebwerksüberwachungssystemen*, wie sie heute in der zivilen Luftfahrt üblich sind. Diese Systeme registrieren während des Betriebs zahlreiche Triebwerksparameter und können so wichtige Aufschlüsse über den Zustand jedes Triebwerks liefern. Ein Triebwerksausfall kann so rechtzeitig erkannt werden, und es können während des Fluges entsprechende Maßnahmen getroffen werden.

In diesem Zusammenhang sind zwei Hinweise erforderlich:

- In der Oberstufe von SÄNGER werden *Raketenantriebe* verwendet.
- Die Stufentrennung bei einem zweistufigen Raumtransportsystem wie SÄNGER ist ein schwieriges technisches Problem, dessen Lösung die Zuverlässigkeit wesentlich beeinflusst.

2.3 Fazit

Eine wesentliche Erhöhung der Sicherheit und Zuverlässigkeit des Raumtransports ist insbesondere im Hinblick auf bemannte Missionen, die im Falle der Realisierung eines „progressiven“ Szenarios (s. Kapitel III, Abschnitt 3) noch beträchtlich zunehmen würden, von großer Bedeutung. Das Sicherheitsniveau konventioneller Verlustsysteme ist inhärent begrenzt. Von den neuartigen wiederverwendbaren Konzepten, insbesondere von den horizontal startenden Systemen mit luftatmenden Antrieben, werden deutliche Verbesserungen des Sicherheits- und Zuverlässigkeitsstandards erwartet. Dabei haben Zweistufiger — wie SÄNGER — wegen des unkritischeren Leermassenanteils der Unterstufe Vorteile gegenüber einstufigen Systemen.

Ob allerdings mit Systemen wie SÄNGER ein Sicherheitsniveau erreicht werden kann, das dem im Bereich der Luftfahrt erreichten nahekommt, muß erheblich bezweifelt werden. Sicherheit und Zuverlässigkeit im Flugverkehr sind das Ergebnis nicht nur langer Testperioden mit einer Vielzahl von Flugzeugen, sondern auch eines jahrzehntelangen, außerordentlich umfangreichen Luftverkehrs. Diese breite Erfahrungsgrundlage kann für die neuartigen Raumtransportsysteme auch nicht annähernd aufgebaut werden.

3. Verbesserung der Umweltverträglichkeit des Raumtransports

Im Mittelpunkt der Diskussion um die Umweltverträglichkeit des Raumtransports stehen drei Problembereiche:

- die Auswirkungen der Abgase von Raumtransportsystemen auf die Atmosphäre, einschließlich eventueller Folgeeffekte auf den Strahlungshaushalt und das Klima,
- der Verbleib von nicht mehr benötigten Teilen in Umlaufbahnen (space debris, „Weltraumschrott“),
- die Lärmerzeugung in der Umgebung von Start- und Landeplätzen und ggf. während des Reiseflugs.

Von einem Raumtransportsystem vom Typ SÄNGER werden eine im Vergleich zu herkömmlichen Trägersystemen geringere Belastung der Erdatmosphäre und — natürlich — eine Vermeidung zusätzlichen „Weltraumschrotts“ erwartet.

3.1 Auswirkungen der Abgase des Raumtransportsystems SÄNGER auf die Atmosphäre

3.1.1 Aktuelle Forschungsaktivitäten

Die Untersuchung der Auswirkungen von Abgasen des Raumtransportsystems SÄNGER ist in engem Zusammenhang mit aktuellen Forschungsaktivitäten auf dem Gebiet der Umweltauswirkungen von Luft- und Raumfahrt zu sehen. In den USA ist hier insbesondere das Upper Air Research Program (UARP) zu nennen, in dessen Rahmen unter anderem Untersuchungen zu den Umweltauswirkungen des SPACE SHUTTLE und von TITAN IV-Raketen durchgeführt wurden (Watson et al. 1990). Der mögliche Einfluß eines kommerziellen Überschallflugverkehrs auf die Stratosphäre wird innerhalb des High Speed Research Program (HSRP) untersucht. Weiterhin gibt es im Rahmen von NASP (s. Kapitel I, Abschnitt 5.2.2.1) Untersuchungen zu den Auswirkungen eines mit Hyperschallgeschwindigkeit fliegenden, mit Wasserstoff als Brennstoff betriebenen Fluggerätes.

In der Bundesrepublik Deutschland wurde von der DFG ein Schwerpunktprogramm „Grundlagen der Auswirkungen der Luft- und Raumfahrt auf die Atmosphäre“ ins Leben gerufen. Im Mittelpunkt dieses

Programms stehen die möglichen Auswirkungen des hochfliegenden Unterschall-Luftverkehrs in der oberen Troposphäre und unteren Stratosphäre, von Über- und Hyperschallflugzeugen in der Stratosphäre und von Raumfahrtssystemen in verschiedenen Höhenbereichen. Bei der DLR wurde ein interdisziplinäres Verbundprogramm „Schadstoffe in der Luftfahrt“ mit dem Teilprogramm „Atmosphärenforschung“ initiiert, in dem Emissionen, Ausbreitung und Wirkung der relevanten Schadstoffe erforscht werden sollen.

Speziell zu den Umweltauswirkungen von SÄNGER (genauer: der SÄNGER-Unterstufe) liegt eine im Auftrag des BMFT vom Max-Planck-Institut für Meteorologie in Hamburg in Kooperation mit anderen Instituten erstellte Studie vor (Brühl u. a. 1991), deren wesentliche Ergebnisse im folgenden Abschnitt dargestellt werden.

3.1.2 Ergebnisse von Modellrechnungen

Die Hauptemissionen des Raumtransportsystems SÄNGER werden im Höhenbereich der unteren bis mittleren Stratosphäre erwartet. In der unteren Stratosphäre hat die stratosphärische Ozonschicht ihre größte Dichte. Ihre Schutzwirkung für die Biosphäre wird schon jetzt durch anthropogene Schadstoffeinträge erheblich beeinträchtigt. Luftbeimengungen breiten sich in diesem Höhenbereich mit geringer Effizienz aus und können sich zu großen Konzentrationen akkumulieren.

Zur Beurteilung der Umweltauswirkungen von Schadstoffanreicherungen in der Stratosphäre (z. B. durch FCKW-Einträge oder Emissionen des Hyperschallflugverkehrs) wurden Modelle der stratosphärischen Ozonchemie entwickelt, die auch zu Abschätzungen der möglichen Belastungen durch die Raumfahrt herangezogen werden können. Es handelt sich in der Regel um ein- und zweidimensionale Modelle ohne Berücksichtigung heterogener Chemie. Der Einfluß der Emissionen der mit Wasserstoff/Luft-Antrieben versehenen SÄNGER-Unterstufe (im wesentlichen H_2O und NO_x) auf den Ozongehalt der Atmosphäre wurde in der für das BMFT durchgeführten „Umweltverträglichkeitsstudie für das Raumtransportsystem SÄNGER“ mit Hilfe des Mainzer Atmosphärenchemie-Modells abgeschätzt.

Bei diesen Rechnungen wurde von 24 SÄNGER-Flügen im Jahr ausgegangen *) und die Veränderung der Zusammensetzung der Stratosphäre (beispielsweise durch eine Zunahme der NO_x -Emissionen und die weitere Entwicklung der FCKW-Emissionen entsprechend dem Montrealer Protokoll) bis zur angenommenen Einführung von SÄNGER im Jahr 2025 berücksichtigt. Mögliche klimatische Auswirkungen von SÄNGER wurden anhand von Berechnungen zum Einfluß von Wasserdampf und Ozon auf den Strahlungshaushalt des Systems Erdoberfläche/Atmo-

sphäre abgeschätzt. Auf die Emissionen während der Startphase im Höhenbereich zwischen 0 bis 10 km und auf die Emissionen der Oberstufe wurde nicht eingegangen. Zum Thema der Umweltauswirkungen der Oberstufe von SÄNGER ist jedoch eine weitere Studie derselben Autoren in Arbeit.

Bei den betrachteten niedrigen Startraten bleibt der SÄNGER-Beitrag sowohl zum anthropogenen Treibhauseffekt als auch zur Ozonabnahme gering bis vernachlässigbar, selbst wenn man mögliche Veränderungen der Wahrscheinlichkeit der Bildung stratosphärischer Wolken, die bei der Ausbildung des Ozonlochs eine entscheidende Rolle spielen, berücksichtigt (Peter et al. 1991). Die O_3 -Konzentrationen nehmen als Folge der 24 SÄNGER-Starts im Höhenbereich zwischen 20 und 30 km nach diesen Abschätzungen um nur etwa 0,002 bis 0,003 % ab. Erst bei ca. 5 000 Starts im Jahr würden die durch SÄNGER verursachten lokalen Ozonreduktionen eine Größenordnung von 1 % erreichen.

Zum Vergleich: Von einer Flotte von ca. 500 Hyperschallflugzeugen werden den Modellrechnungen zufolge lokale Ozonreduktionen in der Größenordnung von 20 % über den nördlichen Breiten in einem Höhenbereich zwischen 25 und 35 km erwartet; die Abnahme des Säulenozongehalts liegt bei 1 % über dem Äquator und bei Werten zwischen 8 und 14 % über den nördlichen Polarregionen. Auch im Vergleich zum SPACE SHUTTLE oder der in Entwicklung befindlichen ARIANE 5, die den heutigen Stand der Trägertechnologie repräsentieren, ist die Gefährdung der Ozonschicht durch SÄNGER-Flüge weit geringer, da keine Chlor- und Aluminiumverbindungen emittiert werden. Für die Emissionen dieser direkt in die Ozonchemie eingreifenden Verbindungen sind die bei den genannten Systemen verwendeten Feststoffbooster verantwortlich (Prather et al. 1990).

3.1.3 Diskussion der Ergebnisse

Modellrechnungen zur Stratosphärenchemie liefern im Vergleich mit Meßergebnissen im allgemeinen annehmbare Resultate. Große Abweichungen gibt es allerdings bei der Beschreibung des Ozonabbaus in der winterlichen Stratosphäre insbesondere über der Antarktis (Ozonloch). Auch ist es nicht möglich, mit den bislang eingesetzten Modellen die nun auch in niedrigeren Breiten beobachteten Trends der Ozonvernichtung vollständig zu erklären (Stolarski et al. 1991). Zum Teil liegt dies sicher daran, daß diese Modellrechnungen ohne die Berücksichtigung heterogener chemischer Prozesse durchgeführt wurden. Chemische Reaktionen in polaren stratosphärischen Wolken oder auf Schwefelsäurepartikeln, die in letzter Zeit zur Erklärung der beobachteten Ozonabbauraten herangezogen wurden, bleiben damit unberücksichtigt. Deren Berücksichtigung kann zu wesentlichen Änderungen in den berechneten Ozonabnahmen führen (Weissenstein et al. 1991).

Zu weiteren Unsicherheiten trägt die teilweise mangelhafte Berücksichtigung des Transports von Spurenstoffen in der Stratosphäre und der Austauschvor-

*) Zum Vergleich: Die Gesamtzahl möglicher Starts pro Jahr für ein europäisches Raumtransportsystem vom Typ SÄNGER wird im „konservativen“ Szenario auf acht bis 15 geschätzt; im „progressiven“ Szenario würde diese Zahl deutlich höher liegen (s. Kapitel III, Abschnitt 3).

gänge zwischen Troposphäre und Stratosphäre bei (Jackmann et al. 1991).

Große Schwierigkeiten macht häufig die Bereitstellung korrekter Emissionsdaten als Input für die verschiedenen Modellrechnungen (Johnston et al. 1991). Bei der Untersuchung der Umweltauswirkungen von SÄNGER wurden bislang die Emissionen von SÄNGER im Höhenbereich unterhalb von 10 km nicht detailliert berücksichtigt. In der Troposphäre und unteren Stratosphäre würden die Emissionen von SÄNGER allerdings nur einen zu vernachlässigenden Bruchteil der durch den zivilen Unterschallflugverkehr verursachten Einträge ausmachen. Außerdem fehlen noch die Emissionen, die durch die Oberstufe von SÄNGER verursacht würden. Es ist aber nicht zu erwarten, daß sich nach deren Berücksichtigung etwas an der Grundaussage zu den Auswirkungen der Abgase des Raumtransportsystems SÄNGER ändern würde.

Auf den genannten Gebieten besteht noch erheblicher Forschungsbedarf.

Trotz der geschilderten Unsicherheitsfaktoren läßt sich folgendes feststellen: Im Hinblick auf die Auswirkungen von Abgasen auf die Atmosphäre schneidet das Raumtransportsystem SÄNGER günstiger ab als die heutigen Trägersysteme. Vor allem Systeme mit Feststoffantrieben sind als wesentlich umweltschädlicher einzustufen. Aber auch die mittlereenergetischen Treibstoffe (wie UDMH und Hydrazin) beeinflussen die Atmosphäre wesentlich stärker als Wasserstoffantriebe (wie bei SÄNGER).

Andererseits ist aber auch festzuhalten, daß bei luftatmenden Raumtransportsystemen wie SÄNGER, die den zur Verbrennung notwendigen Sauerstoff aus der umgebenden Atmosphäre entnehmen, mit deutlich höherer Stickoxidbildung zu rechnen ist als bei neuartigen raketentriebenen Raumfahrzeugen mit Wasserstoffantrieb, die den Sauerstoff mit sich führen (wie z. B. DELTA CLIPPER). Außerdem führt der lange Reiseflug von SÄNGER naturgemäß zu einem höheren Ausstoß an Abgasen.

3.2 Vermeidung von „Weltraumschrott“

Vor allem durch die Explosion von im Orbit verbleibenden Verlustträger-Oberstufen bzw. ausgebrannten Transferstufen entsteht orbitierender Räumerschrott, sogenannter Space Debris. Aufgrund der hohen Umlaufgeschwindigkeiten dieser Teile wirken sie beim Aufprall auf Satelliten oder Raumstationen wie Hochgeschwindigkeitsgeschosse.

Space Debris stellt inzwischen ein erhebliches Gefährdungspotential insbesondere für bemannte Raumstationen dar, gefährdet aber z. B. auch in zunehmendem Maße erdgebundene astronomische Forschungen (Johnson, McKnight 1987).

Mit dem Konzeptvorschlag SÄNGER ist eine gezielte Rückkehr auch der Oberstufe des Systems aus dem Weltraum auf die Erde beabsichtigt. Darüber hinaus bestünde die Möglichkeit, in der Ladebucht der zurückkehrenden Oberstufe weitere im Weltraum

befindliche Massen, z. B. Abfälle einer Raumstation, aufzunehmen und ebenfalls zur Erde zurückzubringen.

Problematisch bleiben allerdings die zum Erreichen höherer Orbits benötigten Transferstufen, die in der Regel auch bei wiederverwendbaren Raumtransportsystemen wie SÄNGER Verlustgeräte sein werden.

3.3 Lärmerzeugung

Nach ersten Abschätzungen würde die Lärmentwicklung bei Starts und Landungen des Raumtransportsystems SÄNGER so hoch sein, daß die heute geltenden Vorschriften verletzt würden. Für den Aufbau einer Startbasis für SÄNGER kommen also in jedem Fall nur dünnbesiedelte Gebiete in Betracht (vgl. Kapitel IV, Abschnitt 4.2).

Beim während der Reiseflughphase entstehenden Überschallknall scheinen die Verhältnisse unter anderem wegen der großen Flughöhe von SÄNGER günstiger zu liegen als bei der Concorde, dem zur Zeit einzigen Überschallverkehrsflugzeug. Entstehung und Ausbreitung der Stoßwelle des Systems SÄNGER müssen jedoch noch genauer untersucht werden.

3.4 Fazit

Quantitative Analysen mit Hilfe von Modellrechnungen, die im Auftrag des BMFT durchgeführt worden sind, zeigen, daß bei den Startraten, die aus heutiger Sicht allenfalls als erreichbar erscheinen, die Auswirkungen der Abgasemissionen eines zukünftigen Raumtransportsystems SÄNGER auf die Ozonschicht und den atmosphärischen Strahlungshaushalt sehr gering sein würden.

Bezüglich der Emissionen verschiedener Typen von Raumtransportsystemen läßt sich folgendes sagen:

Die Auswirkungen der Abgase von Raumtransportsystemen auf die Atmosphäre hängen in hohem Maße vom Antriebstyp ab. Bei qualitativer Betrachtung schneidet ein System wie SÄNGER mit Wasserstoffantrieb günstiger ab als die *heutigen* Trägerraketen. Andererseits ist bei luftatmenden Systemen — wie der SÄNGER-Unterstufe — mit deutlich höherer Stickoxidbildung zu rechnen als bei *fortschrittlichen* raketentriebenen Systemen, die den zur Verbrennung erforderlichen Sauerstoff mit sich führen (wie z. B. DELTA CLIPPER). Außerdem führt der lange Reiseflug von SÄNGER zu einem vergleichsweise höheren Ausstoß an Abgasen.

Wie alle wiederverwendbaren Raumtransportsysteme würde auch SÄNGER einen Beitrag zur Vermeidung von zusätzlichem „Weltraumschrott“ leisten. Das sehr kritische Problem der zum Erreichen höherer Orbits benötigten Transferstufen bliebe allerdings ungelöst, solange diese als Verlustsysteme konzipiert werden.

Die mit Start und Landung des Systems SÄNGER verbundene sehr hohe Lärmentwicklung ist ein Problem, das in erster Linie bei der Standortwahl für einen SÄNGER-Startplatz zu berücksichtigen wäre.

4. Durchführung von Raumtransporten von europäischen Flugplätzen

Das zukünftige Raumtransportsystem SÄNGER soll nach dem jetzigen Stand der Planung so ausgelegt sein, daß es von Europa aus in orbitale Bahnen auch geringer Inklination starten und nach Europa zurückkehren kann (Unter- und Oberstufe). Damit soll Europa von außerhalb seines Territoriums liegenden Startplätzen unabhängiger werden, die Flexibilität und Sicherheit europäischer Raumfahrtmissionen sollen erhöht werden.

Der Mehraufwand für dieses Plus an Missionsflexibilität, Sicherheit und politischer Unabhängigkeit soll relativ gering sein.

4.1 Europäische Abhängigkeit von Weltraumstarts in Kourou

Größere Richtungsänderungen der ballistischen Flugbahnen von Raketen sind mit hohem Treibstoffaufwand verbunden; dadurch werden Inklinationsänderungen erschwert.

Die ballistischen Flugbahnen von Raketen verlaufen im Schwerefeld der Erde in einer durch Erdmittelpunkt, Startort und Startrichtung gegebenen Ebene. Umlaufbahnen niedriger Inklination, z. B. der wichtige geostationäre Orbit in der Äquatorebene, erfordern daher möglichst äquatornahe Startplätze.

Starts in den LEO und den geostationären Transferorbit erfolgen aus energetischen Gründen im allgemeinen in Richtung Osten, da so die Umfangsgeschwindigkeit der Erde ausgenutzt werden kann. Außerdem muß die Startrichtung so gewählt werden, daß die auf die Erde zurückfallenden Stufen und bei einem vorzeitigen Systemversagen auch der gesamte Rest des Trägersystems keinesfalls über bewohnten Gebieten abstürzen.

Der Start von herkömmlichen Trägerraketen von Europa aus kommt also faktisch nicht in Betracht.

Für unbemannte Missionen hat Europa mit der ARIANE-Trägerraketenfamilie bereits einen eigenen Zugang zum Weltraum über die Startbasis in Kourou in Französisch-Guyana. Die Startbasis in Kourou ist wegen ihrer geographischen Nähe zum Äquator besonders vorteilhaft für den Start geostationärer Satelliten.

Selbst wenn in Europa eine Startmöglichkeit für ein Raumtransportsystem wie SÄNGER geschaffen würde, müßte für die weiter in Betrieb bleibenden ARIANE-Raketen und die ARIANE-Nachfolge-Systeme (Schwerlastraketen) die Startbasis Kourou langfristig aufrechterhalten oder ein gleichwertiger Startplatz an anderer Stelle (außerhalb Europas) geschaffen werden. Schon aus diesem Grund ist eine völlige Unabhängigkeit Europas von außereuropäischen Startplätzen für Weltraummissionen nicht erreichbar. Die mit solchen Startplätzen verbundenen Nachteile der großen Entfernung von den Raumfahrtentwicklungs- und -produktionszentren Europas und der potentiellen Gefährdung durch politische Unru-

hen könnten durch Entwicklung und Einsatz eines Systems wie SÄNGER also nur abgemildert, nicht aber völlig beseitigt werden.

4.2 Probleme von SÄNGER-Starts in Europa

Aerodynamisch fliegende luftatmende Geräte können — im Gegensatz zu Raketen — mit relativ geringem zusätzlichem Treibstoffaufwand ihre Flugrichtung verändern. Zudem können sie durch Zwischenschaltung einer Reiseflugphase in der Atmosphäre prinzipiell von jedem Startort aus jede beliebige Inklination erreichen. Erst wenn sie die Atmosphäre verlassen, gelten auch für sie die Gesetze des ballistischen Flugs.

Da natürlich auch die Überwindung aerodynamischer Kräfte Energie und damit Treibstoff kostet, der die Massenbilanz eines Raumtransportsystems verschlechtert, gibt es auch in diesem Fall Grenzen. Aufgrund der hohen Empfindlichkeit gegenüber Massenänderungen sind diese bei *einstufigen* Horizontalstartern — wie z. B. HOTOL — sehr eng; ein Reiseflug erscheint nahezu undurchführbar. Bei einem *Zweistufiger* wie SÄNGER ist die Flexibilität größer, da die Empfindlichkeit der Unterstufe gegenüber Massenänderungen relativ gering ist.

Zweistufige Konzepte wie SÄNGER sind daher die einzigen, die erwarten lassen, daß ein Start auch in den geostationären Transferorbit mit einer sinnvollen Nutzlastkapazität von (Süd-)Europa aus erfolgen könnte, wozu aber, wie bei allen wiederverwendbaren Systemen, eine zusätzliche Transferstufe erforderlich ist. Allerdings würden Starts des Raumtransportsystems SÄNGER von Europa aus auch eine Reihe von Problemen aufwerfen:

- Zum Erreichen einer Umlaufbahn mit einem solchen System wäre der Überflug außereuropäischer Länder in suborbitalen Höhen notwendig. Inwieweit hieraus Probleme für den Start in Europa entstehen könnten, wurde bisher nicht näher betrachtet.
- Aus Gründen der Lärmbelastung sowie der Erreichbarkeit einer Umlaufbahn geringer Inklination käme wahrscheinlich nur ein Startplatz in dünnbesiedelten Gebieten in Südeuropa in Frage. Dabei müßte unbedingt sichergestellt sein, daß das für einen solchen Startplatz ausgewählte Land einen angemessenen Ausgleich für die mit der Einrichtung und dem Betrieb der Startbasis verbundenen Risiken und Belastungen erhält, um seine Kooperationsbereitschaft für viele Jahrzehnte zu sichern. In gewisser Weise würde die außereuropäische Abhängigkeit in eine inner-europäische umgewandelt.
- SÄNGER-Starts von herkömmlichen Verkehrsflugplätzen aus dürften nicht in Frage kommen. Die gegenseitigen Behinderungen durch SÄNGER und den normalen zivilen Luftverkehr, der erforderliche aufwendige Check-out, die Reservierung der Start- und Landebahn für die SÄNGER-Starts und die Landung der zurückkehrenden Oberstufen sowie die mit dem Treibstoff Wasserstoff

zusammenhängenden Sicherheitsaspekte werden den Aufbau einer eigenen Startbasis für SÄNGER mit einer ausschließlich auf SÄNGER ausgerichteten Bodeninfrastruktur erfordern.

4.3 Bedeutung der Forderung nach europäischen Start- und Landeplätzen für das Konzept SÄNGER

Das Konzept SÄNGER wird durch die Forderung nach Start und Landung in Europa vor allem wegen der aus der großen Seitenreichweite resultierenden hohen technologischen Anforderungen an die Entwicklung der Oberstufe erheblich belastet.

Insbesondere in dem Fall, daß ein zukünftiges wiederverwendbares Raumtransportsystem nur in *globaler* Kooperation verwirklicht werden kann, ist nicht auszuschließen, daß seitens der zu beteiligenden nicht-europäischen Partner Druck ausgeübt wird, den europäischen Wunsch nach Start- und Landemöglichkeit in Europa fallen zu lassen, wenn dadurch eine nennenswerte Verringerung der Entwicklungskosten erreicht werden kann.

Befürworter des Konzepts SÄNGER betonen in diesem Zusammenhang, daß das Konzept grundsätzlich auch ohne die Forderung nach Start und Landung in Europa sinnvoll sei. Im übrigen sei eine Modifikation dergestalt möglich, daß vor dem Start in den Weltraum zunächst ein reiner Streckenflug von Europa aus mit einer Zwischenlandung z. B. in Kourou erfolgen würde, wo dann das Gesamtsystem für den Start in den Orbit abschließend vorbereitet würde. Anschließend würde der Aufstieg in den Orbit auf kürzestmöglichem Wege erfolgen. Da die Oberstufe dann nur zu dem Zwischenlandeplatz zurückkehren müßte, könnten technologisch deutlich geringere Ansprüche an deren Entwicklung gestellt werden.

4.4 Fazit

Mit einem Raumtransportsystem wie SÄNGER könnten im Prinzip Starts von Europa aus in orbitale Bahnen auch geringer Inklination mit einer sinnvollen Nutzlastkapazität möglich werden. Diese Starts müßten allerdings auf eigens für diesen Zweck errichteten Flugplätzen, wahrscheinlich in Südeuropa, erfolgen. Ein angemessener Ausgleich für entstehende Nachteile wäre sicherzustellen.

Völlige Unabhängigkeit von außereuropäischen Startplätzen wie Kourou in Französisch-Guyana kann durch ein System wie SÄNGER allerdings nicht erreicht werden, da ein möglichst äquatornaher Standort für die weiterhin genutzten ARIANE-Raketen und die ARIANE-Nachfolge-Systeme (Schwerlastraketen) langfristig aufrechterhalten werden muß.

Die aus der Forderung nach Start und Landung in Europa resultierenden technologischen Anforderungen, vor allem an die Entwicklung der Oberstufe, belasten das Konzept SÄNGER beträchtlich.

Bedeutung und Konsequenzen dieser Forderung bedürfen noch einer sorgfältigen Analyse und Bewertung.

5. Verbesserung der technologischen Basis für zukünftige Projekte der Luft- und Raumfahrt sowie für andere Gebiete der Hochtechnologie („Spin-off“)

Im Gegensatz zur Technologieförderung in anderen Bereichen spielt das Argument der technologischen Ausstrahlungseffekte (Spin-offs) in der Diskussion um die Förderung der Weltraumforschung und -technikentwicklung eine relativ gewichtige Rolle. Dies könnte auf Begründungsdefizite für die staatliche FuE-Förderung in diesem Bereich hinweisen. Raumfahrtbefürworter reklamieren überdurchschnittliche Spin-offs der Weltraumforschung und -technikentwicklung, während Kritiker eher bescheidene Spin-offs unterstellen (vgl. Kapitel III, Abschnitt 1.2.2).

In diesem Abschnitt soll zunächst der Spin-off der Raumfahrttechnik vor dem Hintergrund vorliegender wissenschaftlicher Analysen diskutiert werden. Anschließend wird auf die spezifischen Spin-off-Potentiale eines möglichen SÄNGER-Projekts bzw. des Hyperschalltechnologie-Programms eingegangen.

5.1 Spin-off der Weltraumtechnik generell

Wie bei jeder Spitzentechnologie gehen von der Weltraumtechnik technologische Ausstrahlungseffekte in andere industrielle Bereiche aus. Die Frage, die zu stellen ist, ist jedoch, ob Weltraumforschung und -technikentwicklung überdurchschnittliche Spin-offs aufweisen, die eine bevorzugte Förderung dieses Bereiches rechtfertigen könnten.

Von führenden Innovationsforschern wird die technologische Führungsrolle, die die USA in den 50er und 60er Jahren einnahmen, auf Spin-offs der militärischen Forschung und Entwicklung und auch auf Ausstrahlungseffekte der Förderaktivitäten der NASA zurückgeführt. Andererseits wird für den Verlust dieser Führungsrolle in den 70er und 80er Jahren ein Rückgang der Spin-off-Effekte verantwortlich gemacht (Nelson 1990; Mowery 1992). Als Gründe für den Rückgang werden u. a. ein Auseinanderdriften der Anforderungen an militärische und extraterrestrische Technologien auf der einen Seite und zivile Technologien auf der anderen Seite genannt sowie auch die Erfolge ziviler Technologieförderprogramme in Japan und Westeuropa, die direkt auf die sich in zivilen Bereichen stellenden Anforderungen gerichtet waren und nicht auf Umweffekte setzten. Außerdem wird argumentiert, daß die konventionelle Raumfahrttechnik inzwischen einen mittleren Lebenszyklus erreicht habe, der durch inkrementelle Innovationsfortschritte mit nur geringen Ausstrahlungseffekten in andere Technologiebereiche gekennzeichnet sei (Schmoch 1992; Gerybadze 1988, zit. nach Schmoch 1992).

Empirische Analysen von Spin-offs sind mit erheblichen Schwierigkeiten verbunden; die verschiedenen methodischen Ansätze weisen jeweils spezifische Probleme der Meßbarkeit, Objektivität und Zurechenbarkeit auf und sind deshalb mit Vorsicht zu interpretieren.

Statistische Analysen der Zusammenhänge zwischen Aufwendungen für militärische und Weltraumforschung und -entwicklung einerseits und volkswirtschaftlichen Erfolgsindikatoren (wie Wirtschaftswachstum, gesamtwirtschaftliche Produktivität und Wettbewerbserfolge in Hochtechnologiebereichen) andererseits kommen eher zu negativen Korrelationen; die hohe internationale Wettbewerbsfähigkeit Japans und Deutschlands mit in der Vergangenheit vergleichsweise bescheidenen FuE-Programmen im militärischen und Raumfahrtbereich belegen dies (Meyer-Krahmer 1991; Schrader 1992).

Neuere Spin-off-Studien, die sich auf Einschätzungen befragter Raumfahrtunternehmen stützen, kommen zu widersprüchlichen Ergebnissen (vgl. Schmoch 1992). Drei Studien, und zwar Studien der Unternehmensberatung Booz, Allen und Hamilton, der IABG und des BETA-Instituts der Universität Straßburg, kommen zu insgesamt positiven Einschätzungen des Spin-offs, drei andere Studien von Scientific Consulting (1989), von Hornschild, Nachmann (1988) und von Kienbaum (1989) dagegen zu eher kritischen Einschätzungen. Die Subjektivität dieses methodischen Ansatzes, der sich auf Befragungen der einschlägigen Industrie stützt, zeigt sich sehr deutlich an den Ergebnissen der BETA-Studie. Überraschenderweise, aber auch verständlicherweise, ermittelt die Studie für Schweden, Dänemark und Deutschland, also für Länder, in denen die Raumfahrtförderung auf Akzeptanzprobleme stößt, hohe Spin-off-Werte, dagegen für Frankreich und England, in denen die Raumfahrtforschung wenig umstritten ist, vergleichsweise niedrigere Werte. Es läßt sich daraus schließen, daß das Spin-off-Argument zur Akzeptanzbeschaffung funktionalisiert wird.

Patentstatistische Analysen des FhG-Instituts für Systemtechnik und Innovationsforschung, die zweifellos auf einer „objektiveren“ empirischen Basis beruhen, kommen zu dem Ergebnis, daß die Raumfahrtforschung und -entwicklung in bezug auf die Spin-off-Effekte allenfalls durchschnittliche, eher unterproportionale Werte aufweisen. So ermittelte das Institut bei einem Vergleich mit der Robotertechnik für diese Spin-off-Quoten, die dreimal so hoch waren wie die der Raumfahrt. Die Studie belegt auch, daß die Raumfahrt eher ein Technologieempfänger als ein Technologiegeber für andere Bereiche ist (Schmoch 1992).

Als Ergebnis läßt sich feststellen, daß die empirischen Spin-off-Analysen trotz nicht völlig widerspruchsfreier Ergebnisse in der Tendenz eher dahin weisen, daß sich die Förderung von Raumfahrtforschung und -technik generell kaum mit überdurchschnittlichen Spin-off-Effekten rechtfertigen läßt.

5.2 Spin-off-Potential des Raumtransportsystems SÄNGER bzw. des Hyperschalltechnologie-Programms

Die eher durchschnittlichen Spin-offs der Raumfahrt werden, wie bereits erwähnt, u. a. auf den bereits langen Lebenszyklus der gegenwärtigen Raumfahrttechnologie zurückgeführt. So werden auch die technologischen Ausstrahlungseffekte des derzeitigen ESA-Programms als eher gering eingeschätzt, da es auf die Anwendung ganz neuer und risikoreicher Technologien weitgehend verzichtet und auf die evolutionäre Weiterentwicklung erprobter Technologien setzt (Schmoch 1992).

Bei wiederverwendbaren horizontal startenden Raumtransportsystemen vom Typ SÄNGER stellt sich die Sachlage in dieser Hinsicht anders dar, da deren technische Realisierung erhebliche technologische Fortschritte in verschiedenen Bereichen erforderlich machen wird. Andererseits ist zu fragen, ob die extremen Anforderungen, die für wiederverwendbare Raumtransportsysteme charakteristisch sind, zivile Entsprechungen haben, die ein hohes Spin-off-Potential erwarten lassen.

Ursprünglich lag dem Hyperschalltechnologie-Programm ein Dual-use-Konzept zugrunde, insofern als eine Nutzung der Unterstufe von SÄNGER auch als Überschalltransportflugzeug im Mach 5-Bereich anvisiert wurde. Im Verlauf der weiteren Diskussion stellte sich allerdings dann heraus, daß weder bei der Zivilluftfahrt noch im militärischen Bereich ein ernsthafter Bedarf für ein Hyperschallfluggerät vorliegt. Wirtschaftlichkeitsgesichtspunkte, die Lärmbelastigung und eine nicht auszuschließende nachhaltige Schädigung der oberen Atmosphäre sprechen gegen einen Einsatz von Hyperschallflugzeugen, d. h. gegen eine Dual-use-Nutzung von SÄNGER. Allerdings ist SÄNGER mit seinen technischen Charakteristika wie aerodynamischer Auftrieb, luftatmender Antrieb, Horizontalstart und -landung als flugzeugähnliches Gerät anzusehen, so daß das Know-how und die Technologien der Luftfahrt eine wesentliche Ausgangsbasis für die Entwicklung von „luftatmenden“ Raumfahrzeugen darstellen. Zum anderen ist aber auch ein Technologieschub für die Luftfahrt absehbar, der von Hochleistungswerkstoffen über Leichtbauweise bis hin zu Berechnungs- und Entwurfsmethoden sowie Flugführungsverfahren insbesondere für den Flug im hohen Überschallbereich reicht.

Inwieweit neben Synergieeffekten innerhalb der Luft- und Raumfahrtindustrie, die in Deutschland nur zu etwa 1% zum Bruttoinlandsprodukt beiträgt, Ausstrahlungseffekte in andere Bereiche in größerem Umfang auftreten können, ist aus heutiger Sicht schwierig zu beurteilen. In erster Linie könnte man hier an Spin-off-Potentiale im Werkstoffbereich denken. Letztlich läßt sich aber das Argument nicht von der Hand weisen, daß sich solche Effekte mit Technologieförderprogrammen, die unmittelbar auf Anforderungen in der terrestrischen Technik gerichtet sind, billiger erzielen lassen.

Schließlich ist noch anzumerken, daß sich unter technologiepolitischen Gesichtspunkten ein Entwick-

lungsprojekt SÄNGER als Fehlkalkulation herausstellen könnte, wenn die Finanzierung der hohen Entwicklungskosten zu Lasten der Technologieförderung in anderen Bereichen gehen würde, deren Spin-off-Perspektiven günstiger sind.

5.3 Fazit

Empirische Untersuchungen zu technologischen Ausstrahlungseffekten der Raumfahrttechnik kommen in überwiegender Zahl zu dem Ergebnis, daß sich deren Förderung nicht mit überdurchschnittlichen Spin-off-Effekten rechtfertigen läßt. Die Spin-offs sind eher unterdurchschnittlich. Vom Hyperschalltechnologie-Programm und der möglicherweise folgenden Entwicklung eines Raumfahrtsystems vom Typ SÄNGER sind Synergieeffekte innerhalb der Luft- und Raumfahrtindustrie zu erwarten, die allerdings nur zu 1 % zum Bruttoinlandsprodukt beiträgt. Ob darüber hinaus wesentliche Ausstrahlungseffekte in andere industrielle Bereiche zu erwarten sind, ist heute schwer zu beurteilen.

Wirtschaftliche Gesichtspunkte und zu erwartende Umweltbelastungen sprechen gegen die Nutzung der SÄNGER-Unterstufe als Hyperschall-Verkehrsflugzeug (dual use).

6. SÄNGER als Raumtransportsystem der „nächsten Generation“ (nach ARIANE 5/HERMES)

Europa verfügt mit der ARIANE 4 über das derzeit erfolgreichste Trägersystem für kommerzielle Satelliten. Gegen Ende dieses Jahrhunderts soll die neue, stärkere Trägerrakete ARIANE 5 zum Einsatz kommen. Sie soll nach bisheriger Planung zusammen mit dem ebenfalls neu zu entwickelnden Raumgleiter HERMES nach dem Jahr 2000 auch für bemannte Raumfahrtmissionen eingesetzt werden.

Mit dem am Leitkonzept SÄNGER orientierten deutschen Hyperschalltechnologie-Programm soll ein Raumtransportsystem der „nächsten Generation“ technologisch vorbereitet werden, das auch die Nachfolge des Systems ARIANE 5/HERMES antreten könnte, falls dieses erfolgreich zu Ende entwickelt und eingesetzt wird*). Der deutschen Raumfahrtindustrie soll damit auf internationaler Ebene eine angemessenere Beteiligung an der Entwicklung von Raumfahrtsystemen gesichert werden, als dies gegenwärtig der Fall ist. Bei der Entwicklung der ARIANE-Trägerraketenfamilie unter französischer Federführung spielen deutsche Unternehmen nur eine untergeordnete Rolle.

Ein wiederverwendbarer Weltraumtransporter SÄNGER könnte wahrscheinlich erst um 2020 einsatzbereit sein.

*) Das HERMES-Programm ist allerdings äußerst umstritten; seine planmäßige Durchführung erscheint derzeit nicht gesichert.

6.1 Mit SÄNGER im Wettbewerb stehende Konzepte

Wie in Kapitel I dargestellt, wurden und werden weltweit eine große Anzahl von Konzepten für neuartige, technologisch fortschrittliche Raumtransportsysteme untersucht. Dabei handelt es sich zum einen um vertikal startende Fahrzeuge mit reinem Raketenantrieb, wie beispielsweise die vollwiederverwendbaren Systeme EARL II und DELTA CLIPPER, zum anderen um horizontal startende, luftatmende Systeme, die einstufig — wie NASP und HOTOL — oder zweistufig — wie SÄNGER — und vollwiederverwendbar ausgelegt sind.

Die für solche neuartigen Konzepte erforderlichen Technologien werden bisher noch nirgends hinreichend beherrscht. Die Entwicklung ist allerdings in den einzelnen Ländern unterschiedlich weit fortgeschritten, wobei — insgesamt gesehen — Deutschland derzeit weit hinter den USA und der GUS und auch hinter Frankreich zurück liegt.

Das Konzept SÄNGER stellt also *nur eine von vielen denkbaren Möglichkeiten einer grundsätzlichen Systemauslegung für ein Raumtransportsystem der Zeit nach 2010/2020 dar.*

6.2 Mögliche zukünftige „Marktsegmente“ für ein Raumtransportsystem SÄNGER

Aus den in Kapitel III, Abschnitt 3, dargestellten Analysen zum potentiellen zukünftigen Bedarf an Raumtransporten und Raumtransportsystemen ergibt sich, daß *im Falle eines „konservativen“ Raumfahrt-Szenarios* die Gesamtzahl möglicher jährlicher Starts für ein *europäisches* Raumtransportsystem vom Typ SÄNGER sehr niedrig sein würde. Ein solches Szenario könnte unter *wirtschaftlichen* Gesichtspunkten allenfalls ein *globales* wiederverwendbares Raumtransportsystem tragen (s. im einzelnen Kapitel IV, Abschnitt 1).

Ob *unter den Bedingungen des „konservativen“ Szenarios* aus wirtschaftlichen Gründen weltweit eine Einigung über Entwicklung, Bau und Nutzung *eines* fortschrittlichen wiederverwendbaren Raumtransportsystems erzielt werden kann, ob sich in einem solchen Fall SÄNGER im „Ideenwettbewerb der Konzepte“ für das Raumtransportsystem der „nächsten Generation“ durchsetzen könnte und ob für Deutschland bzw. die deutsche Raumfahrtindustrie eine Rolle gleichberechtigter Partnerschaft bei der technologischen Vorbereitung und Entwicklung des neuen Systems erreichbar wäre — bei allen diesen Fragen ist große Skepsis angebracht.

Denkbar ist natürlich, daß trotz fehlender Wirtschaftlichkeit auch unter den Bedarfsbedingungen eines „konservativen“ Szenarios aus *politischen* Gründen eine Entscheidung für ein „*nichtglobales*“ wiederverwendbares System getroffen würde. Eine größere Wahrscheinlichkeit, daß dies geschieht, dürfte aber nur für die USA gegeben sein, die den größten nationalen Anteil aller Nutzlasten des „konservativen“ Szenarios stellen, Haupteigner und -betreiber

der Raumstation sein werden und für die militärische Gesichtspunkte bei weltraumpolitischen Entscheidungen eine wichtige Rolle spielen.

In einem „progressiven“ Szenario mit verstärkten Raumfahrtaktivitäten ergäben sich — je nach Ausprägung des Szenarios — wesentlich größere potentielle Marktsegmente für SÄNGER oder ein anderes neuartiges System. Der Eintritt in ein solches Szenario würde wahrscheinlich über ein Mond-/Mars-Programm auf der Basis einer breiten internationalen Kooperation erfolgen. Das für ein solches Missionsprogramm benötigte wiederverwendbare Raumtransportsystem dürfte dann ebenfalls eine gemeinsame Entwicklung der am Mond-/Mars-Programm beteiligten Nationen sein, wobei die USA die Systemführerschaft beanspruchen dürften.

Die Chancen für konkurrierende wiederverwendbare Systeme würden in dem Maße steigen, wie ein internationales Mond-/Mars-Programm intensiviert würde und weitere langfristige Optionen der Weltraumnutzung (z. B. Solarenergiesatelliten) hinzukämen.

Unabhängig davon könnte die Verfolgung europäischer Autonomiebestrebungen unter sicherheitspolitischen Gesichtspunkten Chancen für die Entwicklung eines neuartigen europäischen Raumtransportsystems eröffnen.

Aus diesen Überlegungen folgt, daß das Konzept SÄNGER auf jeden Fall in scharfer Konkurrenz mit anderen Konzepten für das Raumtransportsystem der „nächsten Generation“ stehen wird. Chancen für SÄNGER bestehen eigentlich nur im Rahmen eines „progressiven“ Szenarios.

6.3 Gegenwärtige Möglichkeiten fundierter Konzeptvergleiche

Es gibt eine Reihe von vergleichenden Untersuchungen zu neuartigen Konzepten von Raumtransportsystemen. Der bisher wohl umfassendste Versuch eines solchen Systemvergleichs ist von der Deutschen Forschungsanstalt für Luft- und Raumfahrt (DLR) in der im Auftrag des TAB erstellten Studie „Technik und Wirtschaftlichkeit eines Raumtransportsystems SÄNGER“ unternommen worden. Der Vergleich wird anhand der Kriterien Transportleistung, Kosten und Wirtschaftlichkeit, operationelle Aspekte, Zugang zum Weltraum, Umweltverträglichkeit, Technologieaspekte durchgeführt. Einige Ergebnisse dieses Vergleichs sind in den vorangehenden Abschnitten dieses Kapitels wiedergegeben worden.

Das Fazit, das aus solchen Untersuchungen zu ziehen ist, lautet, daß ein wirklich fundierter Vergleich neuartiger Raumtransportsysteme unter technischen, wirtschaftlichen und Umweltverträglichkeitsgesichtspunkten derzeit noch nicht möglich ist. Dies liegt vor allem an der unzureichenden und zudem sehr unterschiedlich fortgeschrittenen Detaillierung der zu vergleichenden Konzepte, an den zahlreichen ungelösten technologischen Problemen und am Fehlen belastbarer detaillierter Angaben über den zukünftigen Bedarf an Raumtransporten nach Art und Umfang.

6.4 Grundsätzliche Positionen in der Diskussion um die zukünftige Gestaltung des deutschen Hyperschalltechnologie-Programms

Aus der in den vorangehenden Abschnitten geschilderten Situation werden in der Diskussion um die zukünftige Gestaltung des deutschen Hyperschalltechnologie-Programms unterschiedliche Folgerungen gezogen. Zwei grundlegende Positionen sind erkennbar:

- a) Die Befürworter des Hyperschalltechnologie-Programms und seines Leitkonzepts SÄNGER gehen davon aus, daß — schon wegen der enormen Kosten — die Entwicklung eines technologisch so anspruchsvollen Systems wie SÄNGER nicht in einem nationalen Alleingang Deutschlands, sondern nur in internationaler Kooperation durchgeführt werden kann, und zwar zumindest auf europäischer Ebene, wahrscheinlich aber auf einer noch breiteren Basis. Dabei müsse es Ziel deutscher Politik sein, in einer solchen Kooperation eine gleichberechtigte Partnerschaft (insbesondere auch gegenüber Frankreich) zu realisieren und die bestehenden Ungleichgewichte zu beseitigen, vor allem auch, um die Position der deutschen Raumfahrtindustrie bei der Entwicklung von Raumtransportsystemen zu stärken.

Wie die Erfahrung gezeigt habe, sei in internationalen Weltraumprogrammen echte Partnerschaft aber nicht ohne „äquivalenten Technologiestand“ zu erreichen. Infolgedessen seien nationale Vorleistungen in Form vorbereitender Technologiearbeiten unerlässlich.

Das Konzept SÄNGER sei ein sehr aussichtsreiches Leitkonzept. Dies hätten vergleichende Analysen bereits hinreichend belegen können. Es sei daher zweckmäßig, alle Anstrengungen auf dieses Konzept zu konzentrieren, um das Ziel eines „äquivalenten Technologiestandes“ auf nationaler Ebene möglichst rasch zu erreichen. Eine Verzettelung der Bemühungen sei kontraproduktiv.

Die folgende Phase des Hyperschalltechnologie-Programms solle dann bereits in breiter internationaler Zusammenarbeit, vorzugsweise im Rahmen der ESA, durchgeführt werden, wobei eine gewichtige Rolle Deutschlands sicherzustellen sei.

Natürlich gebe es erhebliche Konkurrenz zwischen verschiedenen Konzepten für die „nächste Generation“ von Raumtransportsystemen, und es sei offen, ob sich SÄNGER durchsetzen könne. Das Leitkonzept SÄNGER sei aber so flexibel, daß die im Rahmen des Hyperschalltechnologie-Programms erarbeiteten Erkenntnisse und Komponenten auch in anderen Konzepten für horizontal startende und landende wiederverwendbare Raumtransportsysteme genutzt werden könnten.

- b) Die Kritiker des Hyperschalltechnologie-Programms und seines Leitkonzepts SÄNGER teilen die Auffassung der Befürworter über die Notwendigkeit möglichst breiter internationaler Kooperationen und nationaler Vorleistungen als Vorausset-

zung für gleichberechtigte Partnerschaft in solchen Kooperationen.

Sie halten jedoch die *Festlegung auf das Leitkonzept SÄNGER für verfrüht und spekulativ*. Eine objektive, nachvollziehbare Auswahl zwischen den verschiedenen, heute diskutierten Konzepten für Raumtransportsysteme der „nächsten Generation“ habe nicht stattgefunden. Eine belastbare umfassende Basis für eine solche Auswahl gebe es auch heute noch nicht.

Im übrigen seien in den erforderlichen umfassenden Konzeptvergleich nicht nur die verschiedenen Varianten horizontal startender und landender Systeme, sondern vor allem auch *neuartige, vertikal startende wiederverwendbare Systeme* einzu beziehen.

Die zu frühe und einseitige Festlegung auf das Leitkonzept SÄNGER sei für die deutsche Forschung und Industrie riskant. Es bestehe die Gefahr, daß dies in eine „technische Sackgasse“ führe. Die heute als unbefriedigend angesehene Situation der deutschen Raumfahrtindustrie könne sich dadurch möglicherweise sogar noch weiter verschlechtern.

Es sei daher ratsam, das deutsche Technologieprogramm zur technologischen Vorbereitung eines Raumtransportsystems der „nächsten Generation“ zunächst auf eine breitere Basis zu stellen, um die Zahl der Optionen für eine spätere gewichtige deutsche Beteiligung an internationalen Programmen zur Entwicklung von Raumtransportsystemen zu vergrößern. Die auf das Leitkonzept SÄNGER bezogenen Arbeiten sollten zunächst zurückgeführt werden.

6.5 Fazit

Das Konzept SÄNGER stellt nur eine von vielen denkbaren Möglichkeiten einer grundsätzlichen Systemauslegung für ein Raumtransportsystem der „nächsten Generation“ dar. Wirklich fundierte Vergleiche der derzeit international diskutierten, sehr verschiedenartigen Konzepte für solche neuartigen Systeme sind noch nicht möglich, vor allem wegen der

unzureichenden und sehr unterschiedlich fortgeschrittenen Detaillierung der Konzepte, der zahlreichen ungelösten technischen Probleme und des Fehlens belastbarer Angaben über Art und Umfang des zukünftigen Bedarfs an Raumtransportsystemen. Die Frage, welches dieser Konzepte *unter technischen, wirtschaftlichen und ökologischen* Gesichtspunkten die größten Aussichten hat, sich im „Ideenwettbewerb der Konzepte“ durchzusetzen, läßt sich zur Zeit nicht beantworten.

Die Analyse der möglichen zukünftigen „Marktsegmente“, die sich im „konservativen“ und im „progressiven“ Raumfahrt-Szenario für SÄNGER oder ein anderes fortschrittliches Raumtransportsystem ergeben könnten, zeigt, daß das Konzept SÄNGER auf jeden Fall in scharfer Konkurrenz mit anderen Konzepten für das Raumtransportsystem der „nächsten Generation“ stehen wird und daß Chancen für SÄNGER eigentlich nur im Rahmen eines „progressiven“ Szenarios bestehen würden.

Aus der geschilderten Situation werden in der Diskussion um das deutsche Hyperschalltechnologie-Programm und sein Leitkonzept SÄNGER unterschiedliche Folgerungen gezogen. Die Befürworter des Programms vertreten die Auffassung, in vergleichenden Analysen sei auf jeden Fall hinreichend deutlich gemacht worden, daß SÄNGER ein sehr aussichtsreiches Konzept sei. Es gelte nun, alle Anstrengungen auf dieses Konzept zu konzentrieren, um so schnell wie möglich einen hohen Technologiestand auf nationaler Ebene zu erreichen, der Voraussetzung sei für echte Partnerschaft in internationalen Weltraumprogrammen.

Kritiker des Hyperschalltechnologie-Programms halten dagegen die Festlegung auf das Leitkonzept SÄNGER für verfrüht, spekulativ und ohne objektive Begründung. Dies sei für die deutsche Forschung und Industrie riskant. Sie plädieren deshalb dafür, das deutsche Technologieprogramm zunächst breiter anzulegen — bei Reduzierung der SÄNGER-bezogenen Arbeiten —, um die Zahl der Optionen für eine spätere gewichtige deutsche Beteiligung an internationalen Entwicklungsprogrammen für Raumtransportsysteme zu vergrößern.

V. Entscheidungsbedarf und Handlungsoptionen

1. Ausgangssituation und entscheidungsrelevante Ergebnisse der TA-Studie

1. Das Konzept SÄNGER ist eine von vielen denkbaren Möglichkeiten einer grundsätzlichen Systemauslegung für ein neuartiges, technologisch fortschrittliches Raumtransportsystem der Zeit nach 2010/2020. Die Palette der Konzepte für ein Raumtransportsystem der „nächsten Generation“, die derzeit in vielen Ländern diskutiert werden, umfaßt sowohl vertikal startende raketentriebene wie-

derwendbare Fahrzeuge in unterschiedlichen Konfigurationen als auch verschiedene Typen von horizontal startenden wiederverwendbaren Systemen mit luftatmenden Antrieben.

Die für solche neuartigen Konzepte benötigten Technologien werden bisher in keinem Land hinreichend beherrscht. Der Entwicklungsstand ist unterschiedlich weit fortgeschritten; Deutschland liegt derzeit — insgesamt gesehen — deutlich hinter den USA und der GUS und auch hinter Frankreich zurück.

2. SÄNGER ist das Leitkonzept für das Förderprogramm „Hyperschalltechnologie“ des BMFT, das seit 1988 läuft und durch das ein deutscher Beitrag zur technologischen Vorbereitung der „nächsten Generation“ von Raumtransportsystemen geleistet werden soll. Der Übergang des Programms in die Phase der experimentellen Verifikation kritischer Technologien (Phase II) ist nicht, wie geplant, Anfang 1993 möglich, weil der dafür erforderliche Technologiestand bis dahin offenbar nicht erreicht werden kann.

Das BMFT beabsichtigt daher eine Verlängerung der Phase I um etwa drei Jahre. Hieraus folgt, daß — bei positiver Entscheidung über die Verlängerung von Phase I — über den Eintritt in Programm-Phase II nicht vor 1995/96 zu entscheiden sein wird. Eine Entscheidung über die *Entwicklung eines operationellen Gerätes* dürfte — positive politische Beschlüsse zu allen vorangehenden Phasen des Programms vorausgesetzt — nach derzeitigem Kenntnisstand nicht vor 2005 anstehen. Mit der *Einsatzbereitschaft* eines wiederverwendbaren Raumtransportsystems SÄNGER wäre erst um 2020 zu rechnen.

3. Das Hyperschalltechnologie-Programm soll nach den Vorstellungen des BMFT ab Phase II, d. h. nach ursprünglicher Planung ab 1993, *in breiter internationaler Kooperation durchgeführt werden, wobei eine gewichtige Rolle Deutschlands angestrebt wird.* Ein Alleingang Deutschlands wird — schon wegen der hohen Kosten — ausgeschlossen. Bevorzugt wird eine Kooperation innerhalb der ESA. Das geplante ESA-Programm FESTIP (Future European Space Transportation Investigations Programme) wäre hierfür ein denkbarer Rahmen.

Bisher konnten Kooperations- oder Beteiligungsabkommen zum Hyperschalltechnologie-Programm nur mit wenigen, auf dem Gebiet der Weltraumtechnik nicht sehr bedeutsamen Ländern abgeschlossen werden.

4. Die mit dem deutschen Hyperschalltechnologie-Programm bzw. einem zukünftigen Raumtransportsystem SÄNGER verfolgten Zielsetzungen haben den Charakter von „Optimierungszielen“: Raumtransporte sollen in Zukunft billiger, sicherer, umweltfreundlicher usw. werden. *Der Bedarf nach Raumtransporten und Raumtransportsystemen wird dabei vorausgesetzt.*

Die Nachfrage nach Raumfahrttechnologie (Orbitalstationen und Raumtransportsysteme) wird ganz entscheidend durch staatliche Raumfahrtprogramme bestimmt, insbesondere wenn es um bemannte Raumfahrt geht. Es fehlt aber gegenwärtig noch an hinreichend definierten, politisch beschlossenen Raumfahrtprogrammen auf nationaler und internationaler Ebene, aus denen sich *detaillierte Nutzlast- und Missionsanforderungen* ableiten ließen und auf die sich *weit in die Zukunft reichende belastbare Bedarfsprognosen* für Raumtransporte und Raumtransportsysteme stützen könnten.

Einen Ausweg aus diesem Prognosedilemma bietet zu einem gewissen Grade die Erstellung von alter-

nativen *Raumfahrtnutzungsszenarien*, in denen versucht wird, *auf der Grundlage unterschiedlicher raumfahrtpolitischer Positionen und unterschiedlicher Annahmen über die strategischen Entscheidungen der wesentlichen Akteure* den Bedarf an Raumtransporten und Raumtransportsystemen abzuschätzen.

Aus den von der DLR im Auftrag des TAB erstellten Raumfahrtszenarien ist der Schluß zu ziehen, daß nur im Rahmen breiter internationaler Kooperationen — zumindest auf europäischer Ebene — und mit großer Wahrscheinlichkeit *nur in einem „progressiven“ Szenario Chancen für ein Raumtransportsystem wie SÄNGER bestehen würden.* Ein solches Szenario basiert auf der Erwartung einer beträchtlichen zukünftigen Ausweitung bemannter und unbemannter Raumfahrtaktivitäten (Mond- und Mars-Missionen, Energiegewinnung durch Solarenergiesatelliten etc.).

Szenarien wie das „progressive“ Weltraumnutzungsszenario der DLR können nur über politische Entscheidungen Realität werden. Damit wird deutlich, daß Entscheidungen über Weiterführung oder Abbruch des deutschen Hyperschalltechnologie-Programms nicht losgelöst von grundsätzlichen Entscheidungen zur deutschen Raumfahrtpolitik gesehen werden können.

5. Wirklich fundierte Vergleiche zwischen dem Konzept SÄNGER und konkurrierenden Systemen auf der Basis einer breiten Palette von Kriterien — von der technischen Realisierbarkeit über die Wirtschaftlichkeit bis hin zur Umweltverträglichkeit — sind noch nicht möglich. Dies liegt vor allem an der unzureichenden und zudem sehr unterschiedlich fortgeschrittenen Detaillierung der zu vergleichenden Konzepte, an den vielen ungelösten technologischen Fragen und am Fehlen belastbarer detaillierter Angaben über den zukünftigen Bedarf an Raumtransportsystemen nach Art und Umfang. Insgesamt ist die Informationsbasis für solche Vergleiche derzeit noch so unzulänglich, daß *alle Aussagen mit großen Unsicherheiten behaftet sind.*

2. Entscheidungsprobleme und Handlungsoptionen

Demnach besteht im Kontext des Hyperschalltechnologie-Programms kurz- bis mittelfristig Bedarf an politischen Entscheidungen vor allem in folgenden Fragen:

- Langfristige Zielsetzungen für die Rolle Deutschlands bei der Weltraumnutzung (raumfahrtpolitische Grundsatzentscheidung)
- Verlängerung von Phase I des Hyperschalltechnologie-Programms
- Notwendige Schritte und Analysen zur Erweiterung der Informationsbasis

Die Entscheidungen in diesen Bereichen sind *inhaltlich und zeitlich eng miteinander verknüpft und voneinander abhängig*.

2.1 Politische Grundsatzentscheidung zur Rolle Deutschlands bei der Weltraumnutzung

1. Wie in Kapitel III ausführlich begründet, würden mit großer Wahrscheinlichkeit nur in einem „*progressiven*“ Szenario der Weltraumnutzung Chancen für ein neuartiges wiederverwendbares Raumtransportsystem wie z. B. SÄNGER bestehen (als globales oder europäisches System). Es wurde in Kapitel III aber auch gezeigt, daß es über die Vorstellung stark expandierender bemannter und unbemannter Raumfahrtaktivitäten, wie sie dem „*progressiven*“ Szenario zugrunde liegen, *keinen Konsens in der deutschen Raumfahrtdiskussion gibt*.

Die Weiterführung des Hyperschalltechnologie-Programms, auf jeden Fall aber der mit einem Kostensprung verbundene *Eintritt in die zweite Phase des Programms*, und eine spätere positive Entscheidung über die *Entwicklung eines operationellen Gerätes* würden *implizite politische Entscheidungen für eine in Deutschland äußerst umstrittene erhebliche Verstärkung der Weltraumnutzung bedeuten*.

Dazu ist anzumerken, daß in einem „*progressiven*“ Szenario zwar durch wiederverwendbare Systeme wie SÄNGER möglicherweise die spezifischen Transportkosten gesenkt werden können, daß aber in einem solchen Szenario wegen der viel größeren Zahl von Weltraumstarts die absoluten Raumtransportkosten natürlich stark ansteigen und dazu erhebliche Kosten z. B. für Aufbau und Betrieb von Raum-, Mond- und Marsstationen entstehen würden. Diese enormen Kosten würden zwar auf eine ganze Reihe von Ländern verteilt, da die Aktivitäten des „*progressiven*“ Szenarios in internationaler Kooperation durchgeführt werden sollen. Dennoch wird für Deutschland der Einstieg in die „*progressive*“ Weltraumnutzung *mit erheblich höheren Aufwendungen für die Raumfahrt verbunden sein als bisher*.

Dabei ist zu bedenken, daß bereits die eher „*konservativen*“ Raumfahrtaktivitäten im Rahmen des ESA-Langfristplans zu großen Finanzierungsproblemen in den Mitgliedsländern und vor allem in Deutschland zu scharfen Kontroversen über Ziele und Begründung der (bemannten) Raumfahrt geführt haben.

2. Aus den geschilderten Zusammenhängen ergibt sich die Forderung, die Entscheidung über einen Einstieg in die „*progressive*“ Weltraumnutzung (im Rahmen internationaler Kooperation), die die Bedingung für eine wirtschaftlich sinnvolle Entwicklung eines wiederverwendbaren Raumtransportsystems wie SÄNGER ist, *explizit als raumfahrtpolitische Grundsatzentscheidung zu treffen*. Mit einer Entscheidung *gegen* eine aktive deutsche Beteiligung an der Realisierung eines „*pro-*

gressiven“ Nutzungsszenarios wäre die Weiterführung des Hyperschalltechnologie-Programms grundsätzlich nicht vereinbar. Unter dieser Voraussetzung läge es näher, die heute bereits verfügbaren oder in Entwicklung befindlichen Raumtransportsysteme zu nutzen.

Wegen ihrer fiskalischen Tragweite und ihrer Bedeutung für die Luft- und Raumfahrtindustrie und angesichts der noch ungeklärten und politisch umstrittenen Nutzungspotentiale der Raumfahrt bedarf eine solche Grundsatzentscheidung einer sorgfältigen Vorbereitung. Die Zeit hierfür dürfte vorhanden sein, da der finanzielle Aufwand für die geplante dreijährige Verlängerung der ersten Phase des Hyperschalltechnologie-Programms noch keine kritische Höhe erreichen dürfte.

Die raumfahrtpolitische Grundsatzentscheidung sollte allerdings *spätestens vor dem Eintritt in die sehr viel kostspieligere zweite Phase des Hyperschalltechnologie-Programms*, nach der jetzigen Zeitplanung also bis 1995, getroffen werden.

3. Ein mögliches Verfahren zur Vorbereitung einer solchen raumfahrtpolitischen Grundsatzentscheidung wäre beispielsweise die baldige *Einsetzung einer parlamentarischen Enquete-Kommission „Zukünftige Raumfahrtpolitik“*. Der Abschlußbericht dieser Kommission müßte vor der Entscheidung über den Eintritt in die zweite Phase des Hyperschalltechnologie-Programms vorliegen.

Führt eine anschließende parlamentarische Beratung *nicht* zu einem Votum für eine aktive deutsche Beteiligung an der Realisierung einer „*progressiven*“ zukünftigen Weltraumnutzung im Rahmen internationaler Kooperationen, so würde dies eine *Entscheidung für einen Ausstieg aus dem Hyperschalltechnologie-Programm nach Beendigung der Phase I* bedeuten.

Aufgaben einer parlamentarischen Enquete-Kommission „Zukünftige Raumfahrtpolitik“

- Wissenschaftliche Analysen der gesellschaftlichen Nutzenpotentiale der Raumfahrt in den Bereichen
 - wissenschaftlicher Nutzen
 - technisch-wirtschaftlicher Nutzen
 - europa- und außenpolitischer Nutzen
 - sicherheitspolitischer Nutzen
- Definition und Konkretisierung von Nutzungsszenarien
- Analyse der Kooperationsmöglichkeiten und -bereitschaft auf internationaler Ebene
- Diskussion der raumfahrtpolitischen Perspektiven für Deutschland im Falle einer Grundsatzentscheidung für oder gegen eine „*progressive*“ zukünftige Weltraumnutzung

2.2 Optionen für die Entscheidung über die Verlängerung der Phase I des Hyperschalltechnologie-Programms

Für die anstehende Entscheidung über die Fortführung der Phase I des Hyperschalltechnologie-Programms bis 1995 bieten sich drei Optionen an, die in diesem Abschnitt beschrieben werden.

Option I

Wie in Abschnitt 2.1 erläutert, bedarf die Grundsatzentscheidung über eine aktive deutsche Beteiligung an der Realisierung eines „progressiven“ Weltraumnutzungsszenarios einer sorgfältigen Vorbereitung; sie sollte allerdings spätestens vor dem Eintritt in die Phase II des Hyperschalltechnologie-Programms, also 1995, getroffen werden.

Eine *erste Option* für die Zeit nach dem Ablauf der derzeitigen Phase I des Programms, d. h. ab 1993, wäre ein „*Moratorium*“ für die *Projektförderung des BMFT im Bereich der Hyperschalltechnologie*. Das heißt, die Arbeiten auf diesem Gebiet würden sich auf die Förderungsmaßnahmen der Deutschen Forschungsgemeinschaft und auf Untersuchungen der Deutschen Forschungsanstalt für Luft- und Raumfahrt im Rahmen ihrer Grundfinanzierung reduzieren.

Die Option eines „*Moratoriums*“ hätte zur Folge, daß die Kontinuität der Technologiearbeiten unterbrochen würde. Andererseits würden Mittel eingespart, falls es später zu einer raumfahrtpolitischen Grundsatzentscheidung gegen einen Einstieg in eine „*progressive*“ Weltraumnutzung kommt.

Option II

Die *zweite Option* würde darauf hinauslaufen, die Phase I des *Hyperschalltechnologie-Programms auf der Basis des Leitkonzepts SÄNGER nach den derzeitigen Planungen des BMFT bis 1995* fortzusetzen, unter Berücksichtigung von Ergänzungen und Modifikationen, die sich aus den augenblicklichen Diskussionen ergeben.

Zu den derzeit diskutierten Ergänzungen und Modifikationen gehören unter anderem

- die Durchführung gründlicherer Analysen zur Sicherheit, Zuverlässigkeit und operationellen Flexibilität und
- die verstärkte Einbeziehung von Arbeiten zu kritischen Technologien der Oberstufe.

Ziel dieser Option ist die *Klärung noch offener technologischer Fragen*, die einem Übergang in die Phase II des am Leitkonzept SÄNGER orientierten Programms derzeit im Wege stehen.

Zusätzliche *Voraussetzungen für den Eintritt in die Phase II* wären

- eine positive raumfahrtpolitische Grundsatzentscheidung über den Einstieg in eine „*progressive*“ Weltraumnutzung,
- der Übergang des deutschen Programms in eine internationale Kooperation (z. B. im Rahmen der ESA),
- eine verbindliche Absprache mit den Partnerländern über das Arbeitsprogramm der Phase II, über dessen Finanzierung und über die Arbeitsteilung zwischen den Kooperationspartnern (wobei eine angemessene Rolle für die deutsche Raumfahrtindustrie zu sichern wäre).

Diese Option wird von ihren Befürwortern wie folgt begründet: Die von Deutschland angestrebte gleichberechtigte Partnerschaft in internationalen Weltraumprogrammen ist nicht ohne „*äquivalenten Technologiestand*“ zu erreichen. Dafür sind nationale Vorleistungen in Form vorbereitender Technologiearbeiten erforderlich. Da SÄNGER ein sehr aussichtsreiches Leitkonzept ist, ist es zweckmäßig, alle Anstrengungen auf dieses Konzept zu konzentrieren. Die Flexibilität des Konzepts SÄNGER ermöglicht es, die im Rahmen des Hyperschalltechnologie-Programms erarbeiteten Erkenntnisse und Komponenten auch in anderen Konzepten für horizontal startende und landende wiederverwendbare Systeme zu nutzen (vgl. Kapitel IV, Abschnitt 6).

Das Risiko dieser Option liegt nach Ansicht von Kritikern des Hyperschalltechnologie-Programms darin, daß sich die heute als unbefriedigend angesehene Situation der deutschen Raumfahrtindustrie sogar noch weiter verschlechtern könnte, wenn diese Option in eine „*technische Sackgasse*“ führt oder ein ganz andersartiges Konzept sich auf internationaler Ebene durchsetzt.

Option III

Die *dritte Option* knüpft an die Argumentation von Kritikern des Hyperschalltechnologie-Programms an, die die Festlegung auf das Leitkonzept SÄNGER für verfrüht halten, weil eine objektive und nachvollziehbare Auswahl zwischen den verschiedenen, heute diskutierten Konzepten für fortschrittliche Raumtransportsysteme nicht stattgefunden habe. Die Ausführungen in Kapitel IV dieser Studie zeigen auch, daß es eine wirklich belastbare Basis für einen umfassenden Konzeptvergleich noch nicht gibt.

Zentrales Element der Option III ist deshalb ein *breiter angelegtes Technologieprogramm, das während der Verlängerung der ersten Phase des Hyperschalltechnologie-Programms* grundsätzliche Untersuchungen zu kritischen Technologien und Schlüsseltechnologien neuer Raumtransportsysteme — nicht nur des Raumtransportsystems SÄNGER, sondern auch konkurrierender vertikal und horizontal startender Systeme — umfassen soll. Um den finanziellen Aufwand zu begrenzen, bedeutet dies, daß die am Leitkonzept SÄNGER orientierten Arbeiten eingeschränkt werden. Trotzdem könnte sich insgesamt eine Verteuerung der Phase I (im Vergleich zu Option II) ergeben.

Ziel der Option III ist es, durch ein solches breiter angelegtes Technologieuntersuchungsprogramm bis 1995 einen *umfassenden Konzeptvergleich* zu ermöglichen, so daß nach Abschluß der Phase I möglichst ein belastbares Konzept für ein wiederverwendbares Raumtransportsystem zur Realisierung in einer europäischen oder noch breiteren internationalen Kooperation ausgewählt und vorgeschlagen werden kann. Dieser Konzeptvorschlag kann, muß jedoch nicht SÄNGER sein. Die Arbeiten sollten aber so breit angelegt werden, daß die deutsche Raumfahrtindustrie auch im Falle der Wahl eines anderen Konzepts eine gewichtige technologische Rolle übernehmen könnte.

Für diese Option wäre es förderlich, wenn schon während der Verlängerung der ersten Phase des Programms im Hinblick auf einen international konsensfähigen Konzeptvorschlag intensive Bemühungen um eine internationale Kooperation stattfinden würden.

Im Falle einer Grundsatzentscheidung für ein Szenario verstärkter Raumfahrtaktivitäten wäre vor dem Eintritt in die zweite Phase eines dann europäischen bzw. internationalen Programms

- die notwendige europäische bzw. internationale Abstimmung auf einen gemeinsamen Konzeptvorschlag herbeizuführen und
- die Arbeitsteilung und Finanzierung zwischen den Kooperationspartnern auszuhandeln.

Die Option III läßt sich somit zusammenfassend wie folgt charakterisieren:

- Das Leitkonzept SÄNGER tritt in seiner derzeitigen Form stärker in den Hintergrund, jedoch werden kritische Technologien der Oberstufe *relativ* stärker berücksichtigt als bisher.
- Arbeiten mit industriellem Entwurfscharakter werden zunächst aufgegeben.
- Ein breiter angelegtes Technologieuntersuchungsprogramm mit grundsätzlichen Untersuchungen zu kritischen Technologien und Schlüsseltechnologien für Raumtransportsysteme unterschiedlicher Konzeption tritt in den Vordergrund.
- Bereits in der Verlängerung einer so neu definierten Phase I des Hyperschalltechnologie-Programms wird im Hinblick auf die europäische oder internationale Konsensfähigkeit eines Konzeptvorschlags (als Ergebnis der Phase I) eine breitere internationale Kooperation gesucht.

2.3 Notwendige Schritte und Analysen zur Erweiterung der Informationsbasis

Die Ausführungen in Kapitel IV haben deutlich gemacht, daß die Informationsbasis für Entscheidungen über spätere Phasen des Technologieprogramms und die Entwicklung eines operationellen Geräts noch längst nicht ausreichend ist. Zusätzlich zu den techno-

logischen Arbeiten sind vor allem breit angelegte Untersuchungsprogramme zu den Kosten und den Umweltauswirkungen von Raumtransportsystemen sowie zur Konkretisierung von Nutzungsszenarien erforderlich.

2.3.1 Informationsdefizite in bezug auf Kostenaspekte

Vergleichende Kostenanalysen von Verlustsystemen und wiederverwendbaren Raumtransportsystemen stoßen gegenwärtig auf das Problem, daß sich die Entwicklungs-, Bau- und Betriebskosten von wiederverwendbaren Systemen nur mit hohen Unsicherheiten abschätzen lassen. Diese Situation wird sich nur allmählich mit dem Fortgang der Forschungs- und Technologiearbeiten verändern.

Vor dem Hintergrund einer ggf. zu treffenden Entscheidung über die Entwicklung von SÄNGER ist es aber unerlässlich, *in die Kostenvergleiche die ernsthaft konkurrierenden wiederverwendbaren Systeme wie DELTA CLIPPER und NASP* (genauer: ein auf NASP-Technologie basierendes Raumflugzeug) *einzu beziehen*. Als ersten Anhaltspunkt kann man erwarten, daß die Betriebskosten bei einstufigen Fahrzeugen günstiger sein werden als bei zweistufigen. Bei den Produktions- und Entwicklungskosten sind Einstufer bei gegebener Nutzlast schwerer und damit tendenziell teurer als Zweistufer. Die Gültigkeit solcher Plausibilitätsüberlegungen hängt aber sehr stark vom konkreten Konzept ab. Für das ballistische System DELTA CLIPPER kann man z. B. wegen der gegenüber den geflügelten Raumfahrzeugen einfacheren Struktur und der — zumindest gegenüber dem geflügelten Einstufer — einfacheren Triebwerkstechnologie einen Kostenvorteil erwarten. Vergleichende Kostenanalysen, wie sie von der DLR für SÄNGER, EARL und ARIANE 5 im Rahmen dieser Studie durchgeführt wurden, sind für Systeme wie NASP oder DELTA CLIPPER derzeit noch nicht möglich, weil bisher keine ausreichenden Daten in veröffentlichter Form vorliegen.

Schließlich ist es erforderlich, bei den Kostenanalysen *komplexere Missionsszenarien* zugrunde zu legen, z. B. bezüglich des Anteils bemannter und unbemannter Raumtransporte und bezüglich des Transportbedarfs in verschiedenen Nutzlastsegmenten. Das setzt allerdings voraus, daß entsprechend konkretisierte Nutzungsszenarien bzw. Raumfahrtprogramme vorliegen.

2.3.2 Informationsdefizite im Bereich Umweltbelastungen durch Raumtransportsysteme

Ähnliches gilt für Analysen der Umweltbelastungen durch Abgasemissionen von Raumtransportsystemen.

Erstens ist es auch hier notwendig, die *ernsthaft konkurrierenden Konzepte wie DELTA CLIPPER und NASP in die Umweltbelastungsanalysen einzubeziehen*. Hierzu sind systematische Forschungen zu den Emissionen der verschiedenen Antriebstypen und zu deren Auswirkungen in verschiedenen Höhenschichten erforderlich.

Zweitens müssen die *Umweltbelastungsanalysen auf Nutzungs- bzw. Missionsszenarien bezogen werden*, d. h. es sind die gesamten Emissionen einzubeziehen, die aus der Realisierung eines Nutzungsszenarios resultieren würden. So sind z. B. die für SÄNGER ermittelten Ergebnisse über die Umweltauswirkungen von Abgasen auf Ozonchemie und Strahlungshaushalt nicht isoliert, sondern im Zusammenhang mit denkbaren zukünftigen Raumfahrtszenarien, wie den in Kapitel III dargestellten, zu sehen. Zur Befriedigung des Transportbedarfs solcher Szenarien müßten — neben wiederverwendbaren Systemen wie z. B. SÄNGER — auch andere Raumtransportsysteme, z. B. Schwerlastraketen, eingesetzt werden. Es geht letztlich um die Beurteilung der Umweltverträglichkeit

nicht einzelner Systeme, sondern von „Gesamt-Szenarien“.

2.3.3 Notwendigkeit der Konkretisierung von Nutzungsszenarien

Die vorangehenden Ausführungen sollten deutlich gemacht haben, daß Aussagen zur Wirtschaftlichkeit von Raumtransportsystemen und zu den durch solche Systeme verursachten Umweltbelastungen sinnvoll nur im Rahmen konkretisierter langfristiger Nutzungsszenarien möglich sind. Deshalb sind die *Konkretisierung von Nutzungsszenarien in Form von Missionsanforderungen und daraus abgeleitetem nutzlastspezifischem Transportbedarf* und die *politische Verständigung und internationale Abstimmung über solche Nutzungsszenarien eine unerläßliche Voraussetzung*, bevor weitreichende und kostspielige Entscheidungen über die Technologieentwicklung, -verifikation und -demonstration und erst recht über die Entwicklung eines fortschrittlichen Raumtransportsystems wie SÄNGER getroffen werden.

Abkürzungsverzeichnis

CARGUS	Cargo Upper Stage/Älteres Oberstufenkonzept für SÄNGER	NASDA	National Space Development Agency/ Japanische Weltraumorganisation
CEM	Crew Escape Module	NASP	National Aerospace Plane/Leitkonzept für Technologieprogramm der USA
CFD	Computational Fluid Dynamics	NDV	NASP Derived Vehicle/auf NASP- Technologie basierendes operationel- les Fluggerät (einstufiges Raumflug- zeug oder ziviles/militärisches Luft- fahrzeug)
DOD	Department of Defense/Verteidi- gungsministerium der USA	NLS	New Launch System/neues konventio- nelles Trägerfamilienkonzept der USA (Verlustraketen in verschiedenen Kon- figurationen und Größenklassen)
EARL	European Advanced Rocket Launcher/ Deutsche Konzeptstudie	OTA	Office of Technology Assessment
ELV	Expendable Launch Vehicle/Verlust- trägersystem	PB	Preisbasis
ESA	European Space Agency/Europäische Weltraumorganisation	PREPHA	Programme de Recherche et de Tech- nologie sur la Propulsion Hypersonique Avancée/laufendes französisches Hy- perschall-Technologieprogramm
GEO	Geosynchronous Earth Orbit/Geosta- tionäre Erdumlaufbahn	SCRAM JET	Staustrahl-Triebwerk mit Überschall- verbrennung
GTO	Geosynchronous Transfer Orbit/Über- gangsbahn für GEO	SDI	Strategic Defense Initiative/militä- risches Weltraum-Technologiepro- gramm
HEO	Hochexzentrischer Erdorbit	SDIO	SDI-Office
HOTOL	Horizontal Take-Off and Landing/Bri- tische Konzeptstudie	SSME	Space Shuttle Main Engine/Haupt- triebwerk des SPACE SHUTTLE
HST	Hyperschalltechnologieprogramm des BMFT	SSO	Sun Synchronous Orbit/Sonnensyn- chroner Orbit
ISAS	Institute of Space and Astronautical Science (Japan)	STAR-H	Französisches Leitkonzept für PREPHA-Programm
K	Kelvin (Temperatur $T[K] = T[°C] +$ $273,2$)	STME	Space Transportation Main Engine/ Konzept eines neuen amerikanischen Hochleistungsraketentriebwerks
LEO	Low Earth Orbit/Niedrige Erdumlauf- bahn	STS	Space Transportation System
LH ₂	Liquid Hydrogen/Flüssiger Wasser- stoff	STS 2000	Französisches Leitkonzept für PREPHA-Programm
LOX	Liquid Oxygen/Flüssiger Sauerstoff	TW	Triebwerk
Ma	Machzahl (Strömungsgeschwindigkeit in Einheiten der Schallgeschwindig- keit)	UDMH	Unsymmetrisches Dimethylhydrazin
Mg	Megagramm = 10^6 g = 1 Tonne	X-30	Erprobungsträger im Rahmen des NASP-Programms
MIR	Sowjetische Raumstation „Frieden“		
NAL	National Aerospace Laboratory (Ja- pan)		
NASA	National Aeronautic and Space Admi- nistration/Zivile Weltraumbehörde der USA		

Literaturverzeichnis

Literatur zu Kapitel I

Deutsche Forschungsanstalt für Luft- und Raumfahrt, Hauptabteilung Systemanalyse Raumfahrt (Bearbeitung: H. Sax, K. Lötzerich):

Technik und Wirtschaftlichkeit eines Raumtransportsystems SÄNGER, Band 1 und Band 2 (Anlagenband), Gutachten erstellt im Auftrag des TAB, Mai 1992

Der Anlagenband enthält u. a. die Berichte der DLR-Unterauftragnehmer:

— R. Staufenbiel, R. Janovsky, D. Coors (RWTH Aachen):

Gutachten zu Charakteristiken und technologischen Voraussetzungen von wiederverwendbaren, horizontal startenden Raumtransportsystemen

— R. Kochendörfer, W. Krenkel, H. Weihs (DLR Stuttgart):

Werkstoffe und Bauweisen für SÄNGER

Scientific Consulting Dr. Schulte-Hillen BDU (Bearbeitung: J. Schulte-Hillen, H. L. Jordan, A. Drtil):

Raumtransportsystem SÄNGER — Bewertung von Status und Zielsetzung, Gutachten erstellt im Auftrag des TAB, Köln, Januar 1992

Literatur zu Kapitel II

Bundesministerium für Forschung und Technologie (Hrsg.):

Förderkonzept Hyperschalltechnologie, Bonn 1988

Bundesministerium für Forschung und Technologie: Bericht über das BMFT-Förderkonzept Hyperschalltechnologie für den Haushaltsausschuß des Deutschen Bundestages, Bonn, 2. Januar 1992

Deutsche Forschungsanstalt für Luft- und Raumfahrt, Hauptabteilung Systemanalyse Raumfahrt (Bearbeitung: H. Sax, K. Lötzerich):

Technik und Wirtschaftlichkeit eines Raumtransportsystems SÄNGER, Band 1 und Band 2 (Anlagenband), Gutachten erstellt im Auftrag des TAB, Mai 1992

Scientific Consulting Dr. Schulte-Hillen BDU (Bearbeitung: J. Schulte-Hillen, H. L. Jordan, A. Drtil):

Raumtransportsystem SÄNGER — Bewertung von Status und Zielsetzung, Gutachten erstellt im Auftrag des TAB, Köln, Januar 1992

Literatur zu Kapitel III

Adam, K.:

Der Pate. Sänger und die Raumfahrt, in: FAZ, 22. April 1991

Albrecht, U.:

Zivile und militärische Nutzung der Raumfahrt, in: Catenhusen/Fricke, 1991, S. 119—122

Bulmahn, E.:

Veränderte Perspektiven und Schwerpunkte der deutschen Raumfahrtspolitik, in: Catenhusen/Fricke, 1991, S. 112—117

Bulmahn, E.:

Mit Abenteuer „ethik“ im All — nein danke! Kommentar zu J. v. Puttkammers Hauptartikel für EuS, MS., 1992

Bundesministerium für Forschung und Technologie (BMFT) (Hrsg.):

Förderkonzept, Hyperschalltechnologie, Bonn 1988

Buro, A.:

Westeuropäisches Großmachtstreben blockiert europäische Abrüstung, in: forum loccum, H. 1, 1989, S. 1—5

Catenhusen, W. M.; Fricke, W. (Hrsg.):

Raumfahrt Kontrovers — Perspektiven der deutschen und europäischen Weltraumpolitik, Forum Humane Technikgestaltung, Heft 3, Friedrich-Ebert-Stiftung, Bonn-Bad Godesberg 1991

Catenhusen, W. M.; Riedl, E.:

Disput: Weltraumpolitik — wie weiter?, in: Catenhusen/Fricke, 1991, S. 131—143

Daase, Ch.:

Der erweiterte Sicherheitsbegriff und die Diversifizierung amerikanischer Sicherheitsinteressen — Anmerkungen zu aktuellen Tendenzen in der sicherheitspolitischen Forschung, in: Politische Vierteljahresschrift (PVS), H. 3/September 1991, S. 425—451

Deutsche Forschungsanstalt für Luft- und Raumfahrt (DLR), Hauptabteilung Systemanalyse Raumfahrt:

Das Raumtransportsystem SÄNGER: Billiger in den Orbit?, Vorstudie für eine Technikfolgenabschätzung; TAB-Arbeitsbericht 1/91, April 1991

Deutsche Forschungsanstalt für Luft- und Raumfahrt (DLR), Hauptabteilung Systemanalyse Raumfahrt (Bearbeitung: H. Sax, K. Lötzerich):

Technik und Wirtschaftlichkeit eines Raumtransportsystems SÄNGER, Band 1 und Band 2 (Anlagenband), Gutachten erstellt im Auftrag des TAB, Mai 1992

Deutsche Physikalische Gesellschaft (DPG):

Entschießung der DPG zur bemannten Raumfahrt (1990), in: Catenhusen/Fricke, 1991, S. 145—150

Deutscher Gewerkschaftsbund (DGB):

Aspekte deutscher Weltraumpolitik — Stellungnahme zur Anhörung des Bundestagsausschusses für Forschung, Technologie und Technikfolgenabschätzung, Düsseldorf, 15. Mai 1991

- Finke, W.:
Weltraumpolitik der Bundesrepublik Deutschland, in: Kaiser, K., v. Welck, S. (Hrsg.), Weltraum und internationale Politik, München 1987, S. 279—298
- Forschungs- und Informationsstelle beim BdWi (FIB) (Hrsg.):
Das Projekt Schwarzes Loch — Stand, Kosten und Alternativen der Raumfahrt in der Bundesrepublik Deutschland, Forum Wissenschaft-Studienheft 13, Marburg, 1990
- Frenzel, D. J.:
Europäische Autonomie — keine europäische Autarkie in der Raumfahrtspolitik, in: Catenhusen/Fricke, 1991, S. 83—84
- Gethmann, C. F.:
Ethische Prämissen und anthropologische Präsuppositionen in der Diskussion um die bemannte Raumfahrt, in: Projektgruppe SAPHIR, 1991
- Gibson, R.:
Eugen-Sänger-Vorlesung, in: Jahrbuch der DGLR, 1989, S. 641—652
- Gibson, R.:
TA-Projekt zur bemannten Raumfahrt, in: Projektgruppe SAPHIR, 1991
- Heinzmann, W.:
„Zumindest zeitweise brauchen wir den Menschen im Weltraum“, Interview in WELT am SONNTAG, 10. Mai 1992, S. 44
- Hess, W.:
Raumfahrt — Der Ladenhüter. Bild der Wissenschaft-Umfrage bei den 100 größten deutschen Industrie-Unternehmen, Bild der Wissenschaft, 6/1991, S. 75—bis 77
- Hoegenauer, E.:
Raumfahrt beflügelt Flugzeugbau — SÄNGER ist ein Katalysator für neue Technologien. Gespräch mit VDI-Nachrichten vom 6. Oktober 1989
- Hollstein, M.:
Die Raumfahrtindustrie zwischen Staat und Wirtschaft, in: Catenhusen/Fricke, 1991, S. 70—79
- Hornschild, K.:
Raumfahrtspolitik als Industriepolitik, in: Catenhusen/Fricke, 1991, S. 63—69
- Kaiser, K.:
Wie lassen sich zivile und militärische Nutzungen der Weltraumfahrt voneinander trennen?, in: Catenhusen/Fricke, 1991, S. 123—125
- Kaiser, K.; Becher, K.; Hasenkamp, A.:
Außen- und sicherheitspolitische Aspekte des Raumtransportsystems SÄNGER, Gutachten erstellt im Auftrag des TAB, Januar 1992
- Kaiser, K.; v. Welck, S. (Hrsg.):
Deutsche Weltraumpolitik an der Jahrhundert-schwelle — Analyse und Vorschläge für die Zukunft. Bericht einer Expertengruppe im Auftrag der Deutschen Gesellschaft für Auswärtige Politik e. V., Bonn 1986
- Keppler, E.:
Die deutsche Raumfahrtspolitik — Investition in die Zukunft?, in: Catenhusen/Fricke, 1991, S. 24—38
- v. Kries, W.:
Satellitenbeobachtung — zivile und militärische Optionen, in: Weyer 1992a, Bd. 1, S. 83—100
- Kröll, W.:
Forschungsförderung der Raumfahrt — Sieben Anmerkungen zu Perspektiven und Schwerpunkten der deutschen Raumfahrtspolitik aus wissenschaftlich-technischer Sicht, in: Catenhusen/Fricke, 1991, S. 103—106
- Kröll, W.:
Ohne Astronauten klappt es nicht im All, in: DIE WELT, 3. April 1992
- Krupp, H.; Weyer, J.:
Die gesellschaftliche Konstruktion einer neuen Technik. Legitimationsstrategien zur Durchsetzung der bemannten Raumfahrt als Beispiel, in: Blätter für deutsche und internationale Politik, 33. Jg., 1988, S. 1086—1098 und 1249—1262
- Kubbig, B. W. (Hrsg.):
Die militärische Eroberung des Weltraums, 2 Bände, Frankfurt 1990
- Linkohr, R.:
Ziele der europäischen Raumfahrtspolitik, in: Catenhusen/Fricke, 1991, S. 87—91
- Lüst, R.:
Bilanz und Perspektiven der deutschen Raumfahrt-politik, in: Catenhusen/Fricke, 1991, S. 12—24
- Markl, H.:
„Wir haben Wichtigeres zu tun“ — Interview, in: Bild der Wissenschaft, 6/91, 1991, S. 64—66
- MBB:
Kritische Fragen zum Konzept SÄNGER als modernes wiederverwendbares Raumtransportsystem, KL1/Januar 1991, München
- Meyer-Krahmer, F.:
Das Gewicht der Raumfahrtforschung in der Forschungs- und Technologiepolitik, in: Catenhusen/Fricke, 1991, S. 93—96
- NASA:
America at the Threshold — America's Space Exploration Initiative, Washington 1991
- Office of Technology Assessment (OTA):
Holding the Edge: Maintaining the Defense Technology Base, OTA-ISC-420, Washington, D.C.: U.S. Government Printing Office, April, 1989
- Office of Technology Assessment (OTA):
Exploring the Moon and the Mars — Choices for the Nation, OTA-ISC-502, Washington, D.C.: U.S. Government Printing Office, July, 1991 (1991a)
- Office of Technology Assessment (OTA):
Redesigning Defense: Planning the Transition of the Future U.S. Defense Industrial Base, Washington, D.C.: Government Printing Office, 1991 (1991b)

Ott, K.:

Das Projekt „SÄNGER“ — Ein Fall für Technikbewertung. Studie im Rahmen der Forschungsgruppe „Technik und Ethik“ der Universität Frankfurt, 1991

Projektgruppe SAPHIR:

Technikfolgenbeurteilung am Beispiel der bemannten Raumfahrt. Systemanalytische, wissenschaftstheoretische und ethische Beiträge. Dokumentation des Workshops am 3. Juli 1991, Köln-Porz

v. Puttkammer, J.:

Landung auf dem Mars schon 2019 und mit deutschen Astronauten? in: Handelsblatt-Signatur der Zeit, 30. April 1991, S. 1

v. Puttkammer, J.:

Raumfahrt: Verpflichtung gegenüber der Zukunft? Hauptartikel für die Zeitschrift Ethik und Sozialwissenschaften (EuS), Kommentardruck, 1992, S. 1—10

Riesenhuber, H.:

„Den Geist der Zuversicht ermutigen“. Forschungsminister Riesenhuber antwortet auf Unternehmerkritik, in: DER SPIEGEL 40/1987, S. 34—39

Rüttgers, J.:

Von der Technikorientierung zur Nutzungsorientierung — Zur deutschen und europäischen Weltraumpolitik, in: Catenhusen/Fricke, 1991, S. 107—111

Ruppe, H. O.:

Aufstieg und Fall der Raumfahrt, in: Catenhusen/Fricke, 1991, S. 39—41

Schäfer, G.:

Die Sozialwissenschaften und das Ende des sowjetischen Wegs, in: Leviathan, H. 1/1992, S. 83—101

Scheffran, J.:

Raumfahrt und Raketenproliferation, in: Weyer 1992 a, Bd. 1, S. 101—132

Schmähling, E.:

Die Militärs setzen sich über den Primat der Politik hinweg, in: FR-Dokumentation, 6. März 1992, S. 16

Schmoch, U.:

Analyse von Spin-offs der Raumfahrtforschung mit Hilfe von Patentindikatoren, in: Weyer 1992 a, Bd. 1, S. 151—178

Schrader, K.:

Zu den ökonomischen Effekten von Raumfahrtausgaben, in: Weyer 1992 a, S. 183—201

Scientific Consulting Dr. Schulte-Hillen BDU (Bearbeitung: J. Schulte-Hillen, H. L. Jordan, A. Drtil): Raumtransportsystem SÄNGER — Bewertung von Status und Zielsetzung, Gutachten erstellt im Auftrag des TAB, Köln, Januar 1992

Staufenbiel, R.; Janowsky, R.; Coors, D.:

Gutachten zu Charakteristiken und technologischen Voraussetzungen von wiederverwendbaren, horizontal startenden Raumtransportsystemen, in: DLR 1992, Band 2

Treinius, N.:

Von Eugen Sängers Raketenfern Bomber zum Space-Shuttle. Beitrag zur Geschichte geflügelter Raumtransporter, in: Weyer 1992 a, Bd. 1, S. 23—50

Wengeler, H.:

Raumfahrt und Ökologie. Ambivalenzen eines neuen technologiepolitischen Handlungsfeldes, in: Weyer 1992 a, Bd. 2, S. 63—90

Weyer, J.:

Reden über Technik als Strategie sozialer Innovationen — Zur Genese und Dynamik von Technik am Beispiel der Raumfahrt in der Bundesrepublik Deutschland, in: M. Glasgow/H. Willke/H. Wiesenthal (Hrsg.): Gesellschaftliche Steuerungs rationalität und partikuläre Handlungsstrategien, Pfaffenweiler 1989, S. 81—114

Weyer, J.:

Soziale Innovation und Technikkontroverse am Beispiel der Raumfahrt in der Bundesrepublik Deutschland (1945—1965), Habil.-Ms., Bielefeld 1990

Weyer, J. (Hrsg.):

Geschichte und Perspektiven der deutschen Raumfahrt, Forschungsbericht Bd. 1/2, Bielefeld 1992 (1992 a)

Weyer, J.:

Der Raumtransporter SÄNGER als Instrument deutscher Großmacht politik? Kommentargutachten zu K. Kaiser et al.: Außen- und sicherheitspolitische Aspekte des Raumtransportsystems SÄNGER, erstellt im Auftrag des TAB, Februar 1992 (1992 b)

White, F.:

Der Overview-Effekt. Die erste interdisziplinäre Auswertung von 20 Jahren Weltraumfahrt, Bern-München, Wien, 1989

Wilzewski, J.:

Anti-Satellitenwaffen: Militärische Bedeutung und Rüstungskontrolloptionen, in: Kubbig, Bd. 1, 1990, S. 382—417

Zweck, A.:

Vorstudie für eine Technikfolgenabschätzung zur Hyperschalltechnologie, Hrsg. vom VDI-Technologiezentrum im Auftrag des BMFT, Düsseldorf 1990

Literatur zu Kapitel IV

Brühl, C.; Crutzen, P.; Danielsen, E. F.; Graßl, H.; Hollweg, H. D.; Kley, D.: Umweltverträglichkeitsstudie für das Raumtransportsystem SÄNGER, Hamburg 1991

Deutsche Forschungsanstalt für Luft- und Raumfahrt, Hauptabteilung Systemanalyse Raumfahrt: Das Raumtransportsystem SÄNGER: Billiger in den Orbit?, Vorstudie für eine Technikfolgenabschätzung, TAB-Arbeitsbericht 1/91, April 1991

Deutsche Forschungsanstalt für Luft- und Raumfahrt, Hauptabteilung Systemanalyse Raumfahrt (Bearbeitung: H. Sax, K. Lötzerich):

Technik und Wirtschaftlichkeit eines Raumtransportsystems SÄNGER, Band 1 und Band 2 (Anlagenband), Gutachten erstellt im Auftrag des TAB, Mai 1992

Jackman, C. H.; Douglass, A. R.; Brueske, K. F.; Klein, S. A.:

The Influence of Dynamics on Two-Dimensional Model Results: Simulation of ^{14}C and Stratospheric Aircraft NO_x Injections. *J. Geophys. Res.*, 96, D 12, 22559—22572, 1991

Johnson, N. L.; McKnight, D. S.:

Artificial Space Debris. Orbit Book Company, Malabar 1987

Johnston, H. S.; Prather, M. J.; Watson, R. T.:

The Atmospheric Effects of Stratospheric Aircraft: A Topical Review, NASA Reference Publication 1250, 1991

Meyer-Krahmer, F.:

Thesen zu „Finanzmoloch oder Zukunftsinvestition? Welchen Stellenwert soll die Raumfahrtspolitik für die deutsche Forschungs- und Technologiepolitik haben?“, Vortrag auf der Fachtagung der Friedrich-Ebert-Stiftung: Raumfahrt Kontrovers — Perspektiven der deutschen und europäischen Weltraumpolitik, Bonn, 5. März 1991

Mowery, D., C.:

The U. S. national innovation system. Origins and prospects for change, in: *Research Policy*, Vol. 21 (2), 1992, S. 125ff.

Nelson, R.:

„U. S. technological leadership: Where did it come from and where did it go?, in: *Research Policy*, Vol. 19 (2), 1990, S. 117ff.

Peter, Th.; Brühl, C.; Crutzen, P. J.:

Increase in the PSC-Formation Probability Caused by High-Flying Aircraft. *Geophys. Res. Lett.* 18, 8, 1465—1468, 1991

Prather, M. J.; Garcia, M. M.; Douglass, A. R.; Jackman, C. H.; Ko, M. K. W.; Sze, N. D.:

The Space Shuttle's Impact on the Stratosphere. *J. Geophys. Res.*, 95, D 11, 18583—18590, 1990

Scientific Consulting Dr. Schulte-Hillen BDU (Bearbeitung: J. Schulte-Hillen, H. L. Jordan, A. Drtil):

Raumtransportsystem SÄNGER — Bewertung von Status und Zielsetzung, Gutachten erstellt im Auftrag des TAB, Köln, Januar 1992

Schmoch, U.:

Analyse von Spin-offs der Raumfahrtforschung mit Hilfe von Patentindikatoren, in: Weyer, Johannes (Hrsg.), Dokumentation der Fachtagung „Geschichte und Perspektiven der deutschen Raumfahrt“, 6. bis 8. November 1991, Bielefeld 1992

Schrader, K.:

Zu den ökonomischen Effekten von Raumfahrtausgaben, in: Weyer, Johannes (Hrsg.), Dokumentation der Fachtagung „Geschichte und Perspektiven der deutschen Raumfahrt“, 6. bis 8. November 1991, Bielefeld 1992

Stolarski, R. S.; Bloomfield, P.; McPeters, R. D.; Herman, J. R.:

Total Ozone Trends Deduced from NIMBUS 7 TOMS Data. *Geophys. Res. Lett.* 18, 6, 1015—1018, 1991

U. S. Congress, Office of Technology Assessment (OTA):

Round Trip to Orbit: Human Spaceflight Alternatives. Special Report, OTA-ISC-419, Washington, D.C.: U. S. Government Printing Office, August 1989

U. S. Congress, Office of Technology Assessment (OTA):

Access to Space: The Future of U. S. Space Transportation Systems, OTA-ISC-415, Washington, D.C.: U. S. Government Printing Office, April 1990

Watson, R. T.; Kurylo, M. J.; Prather, M. J.; Ormond, F. M.:

Present State of Knowledge of the Upper Atmosphere 1990: An Assessment Report. NASA Reference Publication 1242, 1990

Weisenstein, D. K.; Ko, M. K. W.; Rodriguez, J. M.; Sze, N.-D.:

Impact of Heterogeneous Chemistry on Model-Calculated Ozone Change due to High Speed Civil Transport Aircraft. *Geophys. Res. Lett.* 18, 11, 1991—1994, 1991

Druck: Bonner Universitäts-Buchdruckerei, 5300 Bonn

Alleinvertrieb: Verlag Dr. Hans Heger, Postfach 20 13 63, Herderstraße 56, 5300 Bonn 2, Telefon 02 28/36 35 51, Telefax 02 28/36 12 75
ISSN 0722-8333