

TAB

BÜRO FÜR **T**ECHNIKFOLGEN-**A**BSCHÄTZUNG
DES DEUTSCHEN **B**UNDESTAGES

Rheinweg 121 · W-5300 Bonn 1 · Telefon: (02 28) 23 35 83 · Telefax: (02 28) 23 37 55 · Teletex: 2627-2283682 = TAB

Das Raumtransportsystem SÄNGER

Billiger in den Orbit?

Vorstudie für eine Technikfolgenabschätzung

Durchgeführt durch die

Hauptabteilung Systemanalyse Raumfahrt

der Deutschen Forschungsanstalt für Luft- und Raumfahrt

im Auftrag des

Büros für Technikfolgen-Abschätzung des Deutschen Bundestages

April 1991

TAB - Arbeitsbericht 1/91

Das Raumtransportsystem SÄNGER

Billiger in den Orbit ?



Das Raumtransportsystem SÄNGER

Billiger in den Orbit ?

Vorstudie für eine Technikfolgenabschätzung

Im Auftrag des Büros für Technikfolgen-Abschätzung des Deutschen Bundestags

DLR Hauptabteilung Systemanalyse Raumfahrt (HA-SR)
Leitung: H. Sax

DLR-IB 30106-91/4

Studienteam:

N. Treinies (Leiter)	HA-SR
P. Bauer	HA-SR
M. Baumgart	"
R. Schmid	"
D. Wolf	"
S. Beyhoff	FF-VL
H. Ehmer	"
F. Kremer	SM-AT
M. Lecht	"
W. Krenkel	WB-BK

Köln-Porz, d. 21.12.1990

Stand des TA-Prozesses zum Raumtransport SÄNGER

Im Mai 1990 beschloß der Ausschuß für Forschung, Technologie und Technikfolgenabschätzung, eine TA-Untersuchung zum Raumtransportsystem SÄNGER durchführen zu lassen.

Die mit dem Aufbau des TAB beauftragte Abteilung für Angewandte Systemanalyse des Kernforschungszentrums Karlsruhe und Mitarbeiter der Hauptabteilung Systemanalyse Raumfahrt der Deutschen Forschungsanstalt für Luft- und Raumfahrt (DLR) entwickelten daraufhin gemeinsam ein Untersuchungskonzept für eine "TA SÄNGER". Dieses Konzept wurde im September 1990 dem Ausschuß vorgelegt.

Auf Vorschlag des TAB beschloß der Ausschuß, zunächst eine Vorstudie zu diesem Thema in Auftrag zu geben. Ziel der Vorstudie sollte es sein, zu den im Untersuchungskonzept als analysebedürftig bezeichneten Problemfeldern erste und zum Teil nur qualitative Analysen durchzuführen, um dem Ausschuß eine besser fundierte Entscheidung über die Schwerpunkte einer zu vergebenden Hauptstudie zu ermöglichen.

Mit der Durchführung einer solchen Vorstudie beauftragte das TAB im Herbst 1990 die Hauptabteilung Systemanalyse Raumfahrt der DLR.

Der Ergebnisbericht zu dieser Vorstudie wird hiermit vorgelegt. Das TAB wird diesen Bericht, insbesondere die dort ausgesprochenen Empfehlungen für weiterführende Untersuchungen, mit anderen Fachleuten und vor allem mit interessierten Bundestagsabgeordneten diskutieren und bis Ende Mai eine Vorlage für die vom Ausschuß zu treffende Entscheidung über die Fortführung des TA-Prozesses zu SÄNGER erarbeiten.

H. Paschen

TAB

12.04.1991

Gliederung

1.	Übersicht	1
1.1	Ziele für ein Transport- system SÄNGER	1
1.2	Zusammenfassung der Studienergebnisse	1
1.3.	Empfehlung für weiterführende Untersuchungen	6
2.	Das Konzept des Raumtransportsystems SÄNGER	7
2.1	Entstehung und Zielsetzung	7
2.2	Auslegungskriterien und Daten des Systems SÄNGER	10
2.2.1	Missionsspezifikationen	10
2.2.2	Anforderungen an die Systemauslegung	13
2.3	Begleitende Forschungsprogramme	13
3.	Bedarfsanalyse	16
4.	Technische Analyse, Vergleich mit alternativen Konzepten	19
4.1	Vergleich des SÄNGER-Entwurfs mit alternativen Systemen	19
4.2	Technologische Problembereiche	27
4.2.1	Aerothermodynamische Auslegung	27
4.2.2	Kombinationsantriebe	28
4.2.3	Werkstoffprobleme	30
4.3	Technik und Logistik des Betriebs	33
5.	Umweltbelastung	34
5.1	Belastung durch Lärm	34
5.2	Umweltbeeinflussung der Atmosphäre, insbesondere der Ozonschicht	35
5.2.1	Bisherige Forschungsaktivitäten	35
5.2.2	Schlußfolgerungen	39
6.	Wirtschaftlichkeitsanalyse und politische Aspekte	41
6.1	Wirtschaftlichkeitsanalyse	41
6.1.1	Entwicklungskosten	42
6.1.2	Startkosten SÄNGER	42
6.1.3	Systemkosten	44
6.1.4	Logistik	44
6.1.5	Finanzierung	44
6.2	Politische Aspekte	45
7.	Entscheidungsalternativen	47
8.	Literaturangaben	49

9.	Anhänge	52
9.1	Exkurs Raumtransport Technik	52
9.2	Die chemischen Vorgänge in der oberen Troposphäre und in der Stratosphäre	53
9.3	Berechnungsgrundlagen des Kostenvergleichs	56
9.4	Zusammenhang zwischen den BMFT-Studien über künftige Raumfahrt-nutzungs-szenarien	58
10.	Stichwortverzeichnis	60

1. Übersicht

1.1 Ziele für ein Transportsystem SÄNGER

Richtung und Umfang der Entwicklung künftiger Raumtransportsysteme hängen davon ab, ob die Raumfahrtaktivitäten der Industriestaaten sich in der überschaubaren Zukunft auf die etablierten Anwendungsbereiche im bestehenden oder mäßig erweiterten Umfang konzentrieren werden oder ob, in konsequenter Durch- und Weiterführung der Pläne zur Errichtung großer Raumfahrtinfrastrukturen, eine starke Ausweitung insbesondere der bemannten Raumfahrt angestrebt wird.

Je nach dem, wie diese Entwicklungen beurteilt werden,

- kann es ausreichen, die derzeit angewandten Transport-Technologien nur im üblichen Umfang kontinuierlich zu verbessern,
- wird es notwendig sein, neue, kostengünstigere Transportsysteme auf der Basis voll wiederverwendbarer Fahrzeuge in den gebräuchlichen Leistungsklassen zu entwickeln,
- kann es notwendig werden, neben der Weiterentwicklung der leichten bis mittleren Transportsysteme auch sehr schubstarke Fahrzeuge (z.B. ENERGIJA oder andere, bisher nur im Konzept existierende, "Heavy Lift Launcher") mit wesentlich größerer Transportleistung bereitzustellen.

Das Projekt SÄNGER, ein voll wiederverwendbares, zweistufiges Raumtransportsystem mit einer horizontal startenden, luftatmenden Unterstufe ist unter dem zweiten Aspekt zu sehen. Es zielt auf eine deutliche Kostensenkung im Bereich mittlerer Transportleistungen, die aus der Wiederverwendung beider Stufen und deren flugzeugähnlicher Wartung und Abfertigung am Boden resultiert. Die aerodynamische Flugfähigkeit ermöglicht es zudem, auch von Europa aus Flugbahnen mit kleinem Winkel zur Äquatorebene zu erreichen. Dies erfordert allerdings einen deutlich erhöhten Treibstoffbedarf, der bei gleicher Nutzlast zu einem größeren Fahrzeug führt, im Vergleich zu einem für den Start in Äquaturnähe optimierten Träger.

Zur Erarbeitung von Unterlagen zur Beurteilung der Entwicklungs- und Nutzungsmöglichkeiten eines solchen Transportsystems wird zur Zeit vom BMFT im nationalen Rahmen das an der Leitkonfiguration SÄN-

GER ausgerichtete Förderprogramm Hyperschalltechnologie [1] durchgeführt.

Von der heutigen Situation aus gesehen, wird ein System SÄNGER mindestens rund 20 Jahre Entwicklung bis zur operationellen Einführung erfordern. Dies setzt voraus, daß die derzeit mit dem deutschen Hyperschallforschungsprogramm und den Konzeptstudien zu einem Technologiedemonstrator für die SÄNGER-Unterstufe eingeleiteten ersten Schritte mit hoher Priorität konsequent weiterverfolgt und die erforderliche Mittelallokation schon in naher Zukunft langfristig eingeplant werden.

Der Umfang der dafür erforderlichen Mittel, die Langfristigkeit der einzugehenden Bindungen und die mit einer solchen Entscheidung langfristig festgelegte Entwicklungsrichtung erfordern eine frühzeitige und sorgfältige Analyse möglicher Auswirkungen und Alternativen. In diesem Sinn soll die folgende Problemanalyse als Vorstudie zu einer ausführlichen Technikfolgenabschätzung einen Beitrag liefern.

Eine Zusammenfassung der in der Problemanalyse behandelten als besonders wichtig betrachteten Argumente und Fakten wird anschließend gegeben.

1.2 Zusammenfassung der Studienergebnisse

Die anschließend gegebene Zusammenfassung referiert die Ergebnisse einer ersten Problemanalyse des Projekts SÄNGER, die im wesentlichen auf einer Auswertung des derzeit veröffentlichten Materials basiert. Eine Anzahl wichtiger Fragen, die dabei herausgearbeitet wurden, bedarf einer weiteren Vertiefung, die im Rahmen der hier durchgeführten Vorstudie nicht möglich war, da sie die Ausarbeitung von Detailstudien unter Einbeziehung entsprechender Fachleute umfaßt.

Zur historischen Einordnung und Bewertung des Projekts SÄNGER wird im Kapitel 2 ein kurzer Rückblick auf die Entwicklung des ersten teilweise wiederverwendbaren Raumtransporters, des amerikanischen Space Shuttle, sowie der damit parallel angesetzten frühen technologischen Vorarbeiten in Deutschland gegeben.

■ Das Problem der Transportkostensenkung

Die an anderen Stellen durchgeführten Analysen der Gründe für die Verfehlung des bei der Entwicklung des Space Shuttle ursprünglich in den Vordergrund gestell-

ten Ziels, nämlich der Senkung der Transportkosten, lehrt, daß ein Raumtransportfahrzeug, wie jedes andere Transportsystem auch, auf einen konkreten und nicht zu weit gefaßten Anwendungsbereich hin optimiert werden muß. Aus heutiger Sicht besteht z.B. ein weitgehender Konsens, daß der Transport von Standardsatelliten oder Versorgungsgütern durch unbemannte Flüge erfolgen soll und daß generell Personen- und Lastentransport mit unterschiedlichen Fahrzeugen erfolgen sollte, wie es auch für die SÄNGER-Oberstufe vorgeesehen ist.

Wiederverwendbare Systeme rechnen sich um so günstiger, je häufiger sie fliegen und je niedriger damit die Amortisationsrate und der Anteil der indirekten Betriebskosten angesetzt werden kann. Schließt man insbesondere (im Gegensatz zu der in der Raumfahrt üblichen Praxis) die Entwicklungskosten in die zu amortisierenden Kosten ein, so kommt man für eine deutliche Senkung der Transportkosten im vorliegenden Fall des Projektvorschlags SÄNGER zu extrem langen Amortisationszeiten, die, wenn man nur den Transport der heute allgemein eingeführten und in ihrem zukünftigen Bedarf verhältnismäßig gut abschätzbaren Anwendungssatelliten in Betracht zieht, an der Grenze der praktisch sinnvollen Systemlebensdauer liegen oder diese überschreiten.

In der Raumfahrt zeigt sich außerdem bei einem Vergleich von Systemkosten mit den entsprechenden Transportkosten, daß die Transportkostensenkung wegen eines manchmal nur marginalen Anteils an den Gesamtkosten nicht immer von großer Bedeutung ist. Dies gilt nicht mehr, sobald regelmäßige Versorgungsflüge, z.B. beim Betrieb einer Raumstation, notwendig werden.

Die Entscheidung zur Entwicklung neuer Raumfahrtsträgersysteme hängt damit auch vom Auftreten neuer Bedarfssegmente und von der Bewertung politischer Positionen (Europäische Autonomie) ab. Ein erhöhter Bedarf kann sich aus den großen Infrastrukturprojekten (Raumstation) und den daraus möglichen weiteren Entwicklungen wie z.B. der Errichtung großer Plattformen mit wartbaren Hochleistungssystemen etwa in der Kommunikations- und Energietechnik und für Mond- oder Planetenmissionen ergeben. Dies ist ein rückgekoppelter Prozeß, da die Erschließung neuer Raumfahrtanwendungen ihrerseits von der Verfügbarkeit leistungsfähiger und effizienter Transportsysteme abhängt.

■ Europäische Autonomie bei den Trägersystemen

Als ein wichtiger Grund zur Entwicklung eines Systems SÄNGER wird in den Konzeptvorschlägen die

europäische Autonomie betont. Dies kommt vor allem in der Forderung nach Start und Landung in Europa zum Ausdruck. Die Analyse zeigt, daß der Fahrzeugentwurf durch diese Spezifikation wegen der daraus resultierenden großen Seitenreichweite und dem für den Reiseflug zu bemessenden Tankvolumen erheblich belastet wird. Die Bedeutung der Forderung muß daher noch sorgfältig bewertet werden. Grundsätzlich ist das SÄNGER-Konzept aber auch ohne die Forderung eines Starts von Europa sinnvoll. Außerdem ist eine Modifikation möglich, daß vor dem Start in den Weltraum ein reiner Streckenflug mit einer Zwischenlandung z.B. in Kourou erfolgt.

■ Synergieeffekte zum Hyperschallverkehrsflugzeug

Der im Zusammenhang mit SÄNGER anfangs propagierte Zusammenhang mit der Entwicklung von Hyperschalltransportern (HST) dürfte kein kostensenkender Faktor bei der Entwicklung eines Raumtransporters sein, da die Aussichten für ein derartiges Projekt aus betriebstechnischen Gründen und wegen der zu erwartenden Umweltbelastung als äußerst gering anzusehen sind und die technischen Anforderungen, von Gemeinsamkeiten bei den technologischen Grundlagen abgesehen, sehr unterschiedlich sind [13].

■ Das Förderkonzept des BMFT

Der bei SÄNGER eingeschlagene Weg, zunächst eine gründliche Problemanalyse im Rahmen eines auf eine Leitkonfiguration ausgerichteten, von 1988 bis 1992 laufenden "Förderkonzepts Hyperschalltechnologie" durchzuführen, ist nach den entsprechenden Erfahrungen (z.B. aus der Entwicklung des Shuttle) richtig. Vor Beginn eines Projekts muß die Technologie verfügbar und das Ziel eindeutig definierbar sein. Das Förderkonzept beschreibt eine konzertierte Aktion von BMFT, Hochschulforschung und Industrie unter Einbeziehung von Eigenmitteln der Industrie und Mitteln der DLR Grundfinanzierung. Das Programm deckt nur einen ersten exploratorischen Schritt ab. Bei ernsthafter Verfolgung des Projekts muß spätestens gegen Ende der jetzigen Programmphase im Jahr 1992 über die (internationale?) Entwicklung eines Demonstrators entschieden werden.

■ Am Flugzeug orientiertes Betriebskonzept

Die in dem Programm genannten Forderungen an ein Transportsystem SÄNGER orientieren sich an den aus der Luftfahrt bekannten Grundsätzen zur Senkung der Betriebskosten und gehen auch deswegen von einem horizontal startenden und landenden System aus, das prinzipiell ohne aufwendige Starteinrichtungen von

konventionellen Flughäfen aus betrieben wird und dem im Flugzeugbau üblichen Sicherheits- und Zuverlässigkeitsstandard entspricht.

Die Verbesserung der bei vielen bisherigen Systemen (und insbesondere beim Space Shuttle) hinter den Erwartungen zurückgebliebenen Zuverlässigkeit ist ein entscheidender Faktor für die Beurteilung künftiger Raumfahrtprojekte. Nicht nur die angestrebte Wirtschaftlichkeitsverbesserung hängt davon ab, sondern auch das Schicksal des Transportsystems [2] und sogar die weiteren Entwicklungsmöglichkeiten der Raumfahrt überhaupt. Der Entscheidungsprozeß zum Bau des amerikanischen STS [3] zeigt, daß ein gegen die ursprüngliche Konzeption mit vielen Kompromissen entwickeltes Fahrzeug am Ende auch nur unbefriedigende Ergebnisse liefert.

Dabei kann sich insofern ein Konflikt ergeben, als für einen mit hohen Zuverlässigkeitsforderungen abzuwickelnden Routinebetrieb eine nicht zu kleine Flottengröße vorhanden sein muß, deren einzelne Fahrzeuge aus Betriebskostengründen alle gut ausgenutzt sein sollten. Daraus kann dann eine Schere zwischen der aus Gründen des effizienten Betriebs anzubietenden Kapazität und dem tatsächlichen Bedarf resultieren. Die bisher veröffentlichten Ergebnisse reichen aber noch nicht aus, um die diesbezügliche Effizienz des Entwurfs quantitativ beurteilen zu können. Dafür muß insbesondere auch der Bodenbetrieb einschließlich der Logistik und der benötigten Infrastruktur detailliert untersucht werden.

▪ **Bemannung**

Das System SÄNGER erfüllt mit seinen funktional unterschiedlichen Oberstufen HORUS-M und HORUS-C die Forderung nach einer Trennung von Personen- und Lastentransport. Obwohl von der Nachfrage her eine Ausweitung der bemannten Raumfahrt einen wichtigen Impuls zur Entwicklung von SÄNGER geben würde, könnte SÄNGER auch bei nur minimalem Umfang der bemannten Raumfahrt sinnvoll sein, wenn eine entsprechende Nachfrage im Bereich der unbemannten Nutzlasten existiert. Von der Frage des Personentransports in den Orbit zu trennen ist die Frage nach der Notwendigkeit des Menschen als Pilot. Da HORUS-C unbemannt fliegt, ist zu erwarten, daß auch HORUS-M prinzipiell ohne einen Piloten betrieben werden könnte. Die Unterstufe EHTV ist derzeit für pilotierten Betrieb vorgesehen. Ob ein automatischer Betrieb Vorteile verspricht, muß noch untersucht werden.

▪ **Bedarfsabschätzung**

Eine erste Abschätzung des mit SÄNGER abdeckbaren

Bedarfs wird im Kapitel 3 der Studie gegeben. Dabei wird daraufhingewiesen, daß die im Bereich der ESA Aktivitäten konservativ ableitbaren Bedarfszahlen von etwa 12 bis 14 SÄNGER-Starts pro Jahr vermutlich zu klein sind, um die mit SÄNGER prinzipiell möglichen Vorteile realisieren zu können. Es müßte daher frühzeitig auf eine breitere, über die ESA hinausgehende, internationale Basis geachtet werden. Bei der Abschätzung der für einen Ersatz von HERMES durch das System SÄNGER erforderlichen Startzahlen fällt auf, daß die bemannte Version SÄNGER/HORUS-M die oft als unzureichend kritisierten HERMES Spezifikationen nicht erreicht, so daß als erste, noch genauer zu verifizierende Annahme 1,5 SÄNGER-Flüge für einen HERMES-Flug angesetzt wurden.

Eine für SÄNGER relevante, zuverlässige Bedarfsschätzung ist zur Zeit sehr schwierig, da der ESA Langzeitplan (LTP) nur bis zum Jahr 2000 reicht und außerdem wegen sich abzeichnender konzeptioneller und finanzieller Probleme unsicher ist. In der augenblicklichen Finanzsituation ist mit der Inbetriebnahme des freifliegenden COLUMBUS-Labors CFL kaum vor 2005 zu rechnen. Die Weiterentwicklung des Labors zu einer europäischen Raumstation ist bisher nicht Gegenstand der Planung.

Für die Studie wurde als eine Basis einer bis 2022 reichenden Schätzung die vom BMFT durchgeführte AZURA-Studie [4] verwendet, die im wesentlichen aus den bisherigen Erfahrungen extrapoliert. Eine zur Zeit laufende Studie (DORIS), die am Bedarf ansetzt und dabei auch mögliche neue Aktivitäten einbezieht, steht noch nicht zur Verfügung.

Zur Abschätzung der Startzahlen in dem für SÄNGER interessanten Zeitraum wurden zwei Szenarien erarbeitet:

- Fortschreibung der derzeitigen Startraten (ESA und Arianespace) mit leichten Steigerungen im bemannten Bereich ab 2010 und Erfüllung des entsprechenden Bedarfs allein mit ARIANE 5 und HERMES.
- Gleiche Grundannahmen, aber ab 2010 Ersatz aller HERMES-Flüge durch je 1,5 SÄNGER-Flüge und Ersatz von 50% der sonstigen Flüge der ARIANE 5 durch je zwei SÄNGER-Flüge.

Für SÄNGER resultieren dann Startraten von 12 bis 14 Starts pro Jahr.

▪ Auslegungsdaten von SÄNGER

Die in Kapitel 4 vorgenommene, vergleichende Einordnung weist die unbemannte Version SÄNGER/HORUS-C mit einer Transportkapazität von 7,7 Mg in einen niedrigen Erdorbit als ein mit der ARIANE 4 vergleichbares System aus. Die Transportkapazität für den geostationären Orbit wird mit 1,3 Mg angegeben, was nach den derzeitigen Trendabschätzungen als etwas knapp angesehen werden muß.

Die bemannte Version SÄNGER/HORUS-M kann, wie HERMES, 3 Personen in den Erdorbit transportieren, bleibt aber in anderen Spezifikationen wie Nutzlastkapazität, Aufenthaltsdauer und Servicemöglichkeit hinter HERMES zurück. Die Rückführmöglichkeit ist sowohl von der Masse wie von der operationellen Flexibilität her besser als bei HERMES. Auch als Personentransporter liegen die Auslegungsdaten von SÄNGER eher am unteren Rand der derzeit gültigen, z.B. von COLUMBUS ableitbaren, Anforderungen.

▪ Technologische Hauptprobleme

Die zur Zeit laufenden Technologiestudien konzentrieren sich auf die Aerothermodynamik, Werkstofftechnik und die Triebwerksauslegung.

SÄNGER ist aerodynamisch weitaus anspruchsvoller als die bisher existierenden Raumfahrtträger und auch als HERMES. Für beide Stufen wird auch im Hyperschallbereich eine hohe Gleitzahl, das heißt ein hoher Auftrieb bei möglichst geringem Widerstand, gefordert, um die hohe Seitenreichweite des Orbiters und den Reiseflug^{*)} der Unterstufe realisieren zu können. Der horizontale Startvorgang erfordert auch eine hohe Gleitzahl im Unterschall. Die aus diesen Forderungen resultierenden, relativ spitzen Formen erfordern die Beherrschung hoher Temperaturen an dünnen, belasteten Teilen. Die für die sichere Auslegung notwendigen Rechenverfahren auf der Basis der sogenannten Computational Fluid Dynamics (CFD) insbesondere auch für die Berechnung der Hyperschallgrenzschichten werden zur Zeit intensiv bearbeitet, haben aber noch keinen für einen Eintritt in die Entwicklung ausreichenden Stand.

Der für SÄNGER vorgesehene Kombinationsantrieb aus einem bis etwa zur Machzahl 3 arbeitenden Strahltriebwerk und einem dann zuschaltbaren Staustahltriebwerk, das etwa bis zur Machzahl 7 reicht, ist bisher noch nie realisiert worden und erfordert lange und

aufwendige Entwicklungsarbeiten. Das Konzept ist allerdings immer noch relativ konventionell verglichen mit dem in USA im NASP-Programm verfolgten Konzept eines bis über Mach = 20 betriebenen Triebwerks, das im Gegensatz zu SÄNGER eine Wasserstoffverbrennung in einer Überschallströmung erfordert, was als extrem schwierig einzustufen ist, aber in USA offenbar bereits bis zu Machzahlen über 10 erfolgreich demonstriert werden konnte.

Insgesamt sind die technologischen Schwierigkeiten bei SÄNGER insbesondere in Anbetracht der vom NASP-Programm berichteten Ergebnisse als nicht unüberwindlich hoch einzuschätzen, die Vielzahl der erforderlichen neuen Technologien, die in einem komplexen System zusammen realisiert werden müssen, läßt aber den Bau eines Demonstrators als ersten Schritt notwendig erscheinen.

▪ Umweltaspekte

Die mit SÄNGER zusammenhängenden Umweltbelastungen werden im Kapitel 5 angesprochen. Relevante Probleme sind die Lärmentwicklung und die von den Abgasen bewirkten Veränderungen in der Chemie der Hochatmosphäre.

Ohne Details zu behandeln, kann man feststellen, daß die Triebwerke auf Grund ihrer Bauart mehr Lärm machen werden als die der CONCORDE. Damit dürfte der Einsatz von SÄNGER nur von Flughäfen aus möglich sein, die in praktisch unbesiedelten Gebieten liegen. Da SÄNGER meist schon aus Missionsgründen von möglichst südlichen Basen in mehr oder weniger südliche Richtung starten muß, dürften mögliche Einsatzorte z.B. an der iberischen Atlantikküste zu finden sein.

Der auf der Schnittlinie der im Überschallflug entstehenden Stoßwelle mit der Erdoberfläche auftretende Knall dürfte bei SÄNGER wegen der großen Flughöhe und wegen des infolge der hohen Machzahl kleinen Auftreffwinkels ein nicht so großes Problem sein.

Der von den SÄNGER-Triebwerken verursachte Eintrag in die Atmosphäre besteht vornehmlich aus Wasserdampf und Stickoxiden. Während Wasserdampf ein normaler Bestandteil der Troposphäre und dort daher unbedenklich ist, trägt Wasser in der Ozonschicht zu deren Abbau bei. Die mit einem SÄNGER-Betrieb zusammenhängenden quantitativen Effekte werden z.Z. an anderer Stelle in einer speziellen Studie untersucht. In der hier vorgelegten TA-Studie werden nur die

^{*)} Unter Reiseflug ist eine mit konstanter Höhe und Geschwindigkeit zurückgelegte Flugstrecke zu verstehen. Bei SÄNGER mit Start von Europa ist der Reiseflug zur Erreichung der äquatornahen Bahnen erforderlich.

wirksamen Effekte erläutert und Ergebnisse aus den Untersuchungen referiert, die den Einfluß einer Flotte von Überschallflugzeugen behandeln. Während die Einflüsse in diesem Fall schwerwiegend sein können, kann man die relativ geringen Einträge aus den verhältnismäßig wenigen SÄNGER-Flügen vielleicht tolerieren. Bei diesem Problem ist aber immer zu beachten, daß die Effekte langlebig sind und sich daher akkumulieren können.

■ Wirtschaftlichkeitsanalyse

Die in Kapitel 6 behandelte Wirtschaftlichkeitsanalyse hängt von der Methodik der Kostenrechnung ab. Soll die Wirtschaftlichkeit zweier, alternativer Systeme verglichen werden, so gelten die gesamten Lebensdauerkosten unter Einschluß der Entwicklungskosten als der Bewertungsmaßstab mit der höchsten Aussagekraft. Dies auch dann, wenn eines der Systeme bereits im Einsatz ist und die Entwicklungskosten daher bereits angefallen sind.

Richtet sich das Interesse bei politischen Entscheidungsprozessen eher auf eine möglichst effiziente Verwendung eines heute oder zukünftig zur Verfügung stehenden Budgets, kann man den Vergleich auf die in der Zukunft anfallenden Kosten beschränken. Sofern dabei noch Entwicklungskosten anfallen, sollten diese aber einbezogen werden. Obwohl diese Methode natürlich die vorhandenen Systeme bevorteilt, wurde sie in der vorliegenden Studie für erste Kostenbewertungen des SÄNGER-Systems im Vergleich zu den zur Zeit im ESA Langzeitplan entwickelten Systemen angewandt, da sie der politischen Entscheidungspraxis am ehesten entspricht.

Um einen ersten Eindruck von den Kostenverhältnissen zu bekommen, wurden die im Kapitel 3 benutzten Bedarfsrechnungen zur Berechnung der Kostenentwicklung ab dem Jahr 1992 herangezogen. Verglichen werden die jährlichen Kosten für ARIANE 4, ARIANE 5 und HERMES allein und, alternativ, bei zusätzlicher Entwicklung von SÄNGER und Teilablösung des Systems ARIANE 5/HERMES ab 2010.

Da in der verfügbaren Zeit keine eigenen Recherchen unternommen werden konnten, wurden die zugänglichen Zahlen ohne Überprüfung verwendet. Für die ESA-Projekte sind das die aktualisierten LTP-Zahlen nach [5]. Für SÄNGER die Angaben in verschiedenen neueren Veröffentlichungen (Siehe Kap. 6). Dabei

wird kein Mittelansatz für eine Weiterentwicklung von ARIANE 5/HERMES nach Fertigstellung dieser Projekte angenommen. Entsprechende Mittel müßten gegebenenfalls noch hinzugefügt bzw. gegen die SÄNGER Kosten aufgerechnet werden.

Aktuell werden die Entwicklungskosten für SÄNGER auf ca. 23 BAU[90]^{*)} geschätzt und liegen damit gut doppelt so hoch wie die zur Zeit mit 10,5 BAU[90] angegebenen Kosten für ARIANE 5 und HERMES.

Die Kosten für einen Start von SÄNGER werden bei 12 Starts pro Jahr mit 23 MAU[90] angegeben verglichen mit 277 MAU[90] für einen von zwei HERMES Starts pro Jahr. Beide Angaben gelten jedoch ohne Amortisation der Entwicklungskosten. Für die SÄNGER Unterstufe EHTV ist eine Lebensdauer von 500 Starts angenommen, für die Oberstufe HORUS eine solche von 120 Starts. Die spezifischen Transportkosten für die unbemannte Version SÄNGER/HORUS-C würden sich auf 3000 bis 4000 \$/kg belaufen verglichen mit ca. 11000 \$/kg bei Verwendung der ARIANE 44L.

Vergleicht man die Kostenentwicklung des extrapolierten ESA-LTP mit der Kostenentwicklung bei Einführung von SÄNGER ab 2010, so ist festzustellen, daß bei alleinigem Betrieb von ARIANE 5/HERMES in der Betriebsphase keine Kostenentlastung gegenüber der Entwicklungsphase eintritt, und somit keine Budgetanteile für neue Entwicklungen frei werden. Bei Einführung von SÄNGER tritt in der operationellen Phase eine deutliche Kostenentlastung ein, die aber vorher mit hohen Entwicklungskosten erkaufte werden muß. Dies führt dazu, daß für den Vergleich des extrapolierten ESA-LTP bei zusätzlicher Entwicklung von SÄNGER in dem betrachteten Zeitraum bis 2022 die Gesamtkosten mit SÄNGER immer noch höher liegen als ohne.

Eine spürbare Kostenentlastung könnte durch Erweiterung der Nutzerbasis und breitere Verteilung der Entwicklungskosten eintreten. Dies würde gleichzeitig ein Schritt auf stärkere internationale Kooperation sein, was aber unter Umständen im Widerspruch zur Forderung nach europäischer Autonomie steht. Wenn Deutschland bei der Entwicklung von SÄNGER die Systemführung anstrebt, ist davon auszugehen, daß es mindestens 40% der Entwicklungskosten tragen müßte, um sowohl die Projektführung wie auch eine starke technologische Beteiligung zu erreichen.

^{*)} Die Accounting Unit AU ist die von der ESA benutzte, dem europäischen ECU vergleichbare, Verrechnungseinheit.

Derzeit gilt für die AU von 1990: 1 AU[90] = 2,059 DM. Die tausend-, millionen-, bzw. milliardenfache Einheit heißt entsprechend: kAU, MAU, BAU.

Zusammenfassend läßt sich sagen, daß das SÄNGER-Projekt noch nicht den Reifegrad hat, um als eine sofort entscheidbare Alternative zu den aktuellen Planungen angesehen werden zu können. Mit SÄNGER liegt aber ein brauchbares Leitkonzept als Basis der Forschung für ein fortschrittliches Raumfahrtträgersystem der Zukunft vor. In welchem Umfang und welchem Zeitrahmen die weitere Entwicklung der Raumfahrt verläuft, ist derzeit schwer abzuschätzen. Daß eine positive Weiterentwicklung stattfinden wird, ist wahrscheinlich. Es ist eine politische Entscheidung, welchen Anteil Deutschland daran übernehmen will. Vorbehaltlich noch weiter zu untersuchender Probleme vor allem bei der Umweltbelastung, der Systemoptimierung und der Kostenansätze könnte ein Transportsystem SÄNGER für die Zukunft eine attraktive Option sein. Je nachdem, welches Gewicht das Parlament dieser Option zumißt, lassen sich verschiedene Szenarien für Zielvorgaben und Mittelallokation an die Forschung entwickeln. Diese Szenarien sind in Kapitel 7 der TA-Studie skizziert.

1.3. Empfehlung für weiterführende Untersuchungen

In einer weiterführenden Studie sollten die unter 1.2 genannten Probleme aufgegriffen und bewertet werden.

Dabei sind insbesondere auch die international diskutierten alternativen Projekte zum Vergleich heranzuziehen.

Kernpunkte sollten dabei die folgenden Themenbereiche sein:

- Ausführliche, vergleichende Betrachtung alternativer Projektvorstellungen.
- Betriebsprobleme in systemtechnischer und betriebswirtschaftlicher Hinsicht. Vertieft untersucht werden müssen: Bedarfsszenarien, Transportkosten, Zuverlässigkeit, optimale Flottengröße.
- Umweltbelastungen in Abhängigkeit möglicher Betriebsszenarien
- Die Rolle des Menschen als Pilot und als Passagier.
- Sozio-ökonomische Auswirkungen
- Politische Auswirkungen
- Befragungen und Diskussion mit den am Projekt Beteiligten.

2. Das Konzept des Raumtransportsystems SÄNGER

2.1 Entstehung und Zielsetzung

Am Beginn der Raumfahrt, etwa gekennzeichnet durch den Start des sowjetischen Sputnik im Jahr 1957, stand das Transportproblem allein im Vordergrund, wobei es primär ohne Rücksicht auf die Kosten darum ging, zu zeigen, daß orbitale Geschwindigkeiten technisch machbar waren^{*)}. Im Laufe des sich entwickelnden internationalen Wettlaufs wurde die Leistungsfähigkeit und Verlässlichkeit der von ballistischen Raketen abgeleiteten Systeme ständig gesteigert, wobei weiterhin die Kosten von untergeordneter Bedeutung waren. Neben den Starts von zivilen und militärischen Satelliten und wissenschaftlichen Missionen spielte das Ziel der Durchführung bemannter Missionen eine wesentliche Rolle. Diese Phase erreichte ihren Höhepunkt mit der erfolgreichen Durchführung des Apollo-Programms. Als einziges Transportmittel stand nur eine Palette von leistungsfähigen, mehrstufigen Raketen zur Verfügung, die alle vom Typ ELV (Expendable Launch Vehicle) waren, das heißt, bei jedem Flug wird ein komplettes Fahrzeug geopfert.

Nach dieser Demonstrationsphase wollte NASA konsequent die begonnene Erschließung des Weltraums für den Menschen durch die Errichtung einer Raumstation fortsetzen und dafür zur Senkung der Transportkosten zusammen mit der Station ein voll wiederverwendbares, zweistufiges Raumtransportsystem STS, den Space Shuttle entwickeln.

Nachdem klar wurde, daß ein solches Programm nicht finanzierbar war, entschied man sich, zunächst nur den Shuttle als das Projekt mit dem größten allgemeinen Nutzen zu bauen. Logsdon [3]: *"A few people inside and outside of NASA had already recognized that a manned, reusable space launch vehicle promised many valuable capabilities in addition to lowering transportation costs."* und weiter: *"In justifying the Shuttle, NASA and its contractors prepared an elaborate economic analysis; this was the first time, a space programme had been subject to such an analysis."*

Damit war die ökonomische Nutzendiskussion in die Raumfahrt eingeführt, von der Logsdon den damaligen NASA Deputy Administrator George Low zitiert, daß sie *"influential and unfortunate"* war. Sie führte zu der schließlich durchgeführten nur teilweise wiederver-

wendbaren Shuttle-Konzeption unter Verwendung von (prinzipiell wiederverwendbaren) Feststoffboostern und einem großen Haupttank als Verlustkomponente. Die Entwicklungskosten wurden zu Lasten der dabei extrem ansteigenden Betriebskosten heruntergeschraubt. Logsdon: *"These costs have been much higher than anyone anticipated in 1971"*.

Diese beim Shuttle verfolgte Strategie der Einsparung von Entwicklungskosten bei Hinnahme erhöhter Betriebskosten war eine absolute Kontradiktion zur eigentlichen Zielsetzung, die ja gerade auf niedrigere Betriebskosten durch Vermeidung der Hardwareverluste hinauslief. Der häufig zu findende Hinweis auf die hohen Kosten beim Shuttle ist daher, wegen der dabei gemachten konzeptionellen Fehler, kein allein schlüssiges Argument gegen wiederverwendbare Systeme. Andererseits gilt jedoch auch, daß der Nachweis einer Kostensenkung durch Wiederverwendbarkeit nicht leicht zu führen und in jedem Fall an hohe Startfrequenzen gebunden ist.

Für die Amerikaner schien das Transportproblem mit der Entscheidung für den Shuttle als alleinigem zukünftigem System zunächst erledigt, in anderen Ländern wurde es zunehmend unter dem Aspekt nationaler Unabhängigkeit von Amerika betrachtet.

Aus der Sicht der Entwickler von Orbitalsystemen stellte sich das Transportproblem als mehr oder weniger gelöstes Dienstleistungsproblem dar, dessen Kosten gegenüber den übrigen Systemkosten von sekundärem Interesse sind. Das gilt insbesondere für die schweren Spezialentwicklungen im erdnahen und sonnensynchronen Orbit. Beim Hubble Space Telescope betragen die Hardware-Kosten ≈ 2 Mrd. \$, während die Startkosten mit 200 Mill. \$ angegeben werden. Das amerikanische Office of Technology Assessment (OTA) gibt die Gesamtkosten typischer NASA oder DOD Satelliten (Bus-Struktur plus Nutzlast einschließlich Entwicklung) mit 320.000 \$/kg bis 1.300.000 \$/kg an [6], S.13. Arianespace berechnet für den Start einer Schwerlastmission in den LEO mit der Ariane 44L Kosten von ca. 90 Mill. \$ entsprechend ≈ 11.000 \$/kg [7].

Selbst eine Senkung der Transportkosten um z.B. 50% hätte also nur marginale Auswirkungen auf die Kosten von entsprechenden Projekten. Auf den ersten Blick ist es daher verständlich, daß von Seiten der Entwickler wenig Druck ausgeht, neue, wirtschaftlichere Trans-

^{*)} Siehe Anhang 1: Exkurs Raumtransport-Technik

portsysteme bereitzustellen. Durch die großen Diskrepanzen gewinnen aber Untersuchungen größeres Gewicht, bei denen für die Kostenoptimierung die Interdependenzen zwischen der Konstruktion der Orbitalsysteme und der Auslegung der Trägersysteme berücksichtigt werden [8].

Bei den heute besonders interessierenden geostationä-

ren Satelliten haben sich die Entwurfsdaten den Transportmöglichkeiten schon stark angepaßt, so daß dort Hardware-Kosten und Transportkosten in der gleichen Größenordnung liegen. (z.B. Intelsat VII: Herstellung 60 Mio. \$, Transport: 60 Mio. \$, DFS Kopernikus: Herstellung: 150 Mio. DM, Transport: 90 Mio. DM (Siehe Tabelle 1).

project	payload cost	launch cost	launch to payload cost ratio
Destination LEO			
Rosat	460 Mio DM	70 Mio DM (Delta II)	0.15
Hubble Telescope	2 Billion US\$	200 Mio US\$ (Shuttle 1)	0.1
Destination SSO			
ERS-1	550 MAU	57 MAU (Ariane 4)	0.1
ERS-2	330 MAU	57 MAU (Ariane 4)	0.17
Destination GTO			
INTELSAT VI	150 Mio US\$	110 Mio US\$ (Titan III)	0.73
INTELSAT VII	60 Mio US\$	60 Mio US\$ (Atlas or Ariane)	1.0
DFS Kopernikus	150 Mio DM	90 Mio DM (Ariane shared launch)	0.6
ASIASAT I	43 Mio US\$	30 Mio US\$ (Long March)	0.7
1)	estimated maximum price		

Tabelle 1 Vergleich von Nutzlast- und Startkosten für unterschiedliche Missionen [9]

Für permanent bemannte Systeme ist wegen des dort im Gegensatz zu Anwendungssatelliten wesentlich größeren Transportbedarfs, z.B. in der Betriebsphase von Raumstationen, weiterhin die Forderung nach kostengünstigeren Trägern von zentraler Bedeutung. Die entsprechende Diskussion gewinnt z.Z. durch die inzwischen eingetretene Ernüchterung über Transportpreise und Leistung des US-Shuttles starken Auftrieb.

Wie zu Beginn der Shuttle-Diskussion stehen auf der Trägerseite voll wiederverwendbare, geflügelte Systeme im Vordergrund des Interesses, zu denen von deutscher Seite das Projekt SÄNGER beiträgt.

Das Projekt wurde nach dem deutschen Raketenpionier Eugen Sänger benannt, der bereits in den Jahren 1937 bis 1941 die Grundprobleme des Hyperschallflugs beschrieben und dem damaligen Zeitgeist entsprechend, am Beispiel eines raketentriebenen Fernbombers untersucht hat [10]. Die Idee wurde von Sänger bei der MBB Traditionsfirma Junkers in den 60-iger Jahren zu

einem zweistufigen Raumtransporter-Konzept mit Raketenantrieb weiterentwickelt.

Darauf aufbauend wurde von deutscher Seite eine mögliche Beteiligung am amerikanischen Post-Apollo-Programm angestrebt. Neben industriellen Aktivitäten in Kooperation mit den einschlägigen U.S.-Firmen wurde dazu in Deutschland vom Forschungsministerium ein Grundlagenforschungsprogramm finanziert. Die entsprechenden, in Industrie, DFVLR und Hochschulen im damaligen ART-Programm*) unter der Leitung der damaligen Gesellschaft für Weltraumfahrt (GfW) durchgeführten Grundlagenarbeiten erreichten zu dieser Zeit in Deutschland bereits einen hohen Stand.

Mit dem 1975 beschlossenen Ausstieg der Bundesrepublik aus der Hyperschalltechnologie wurden diese Vorarbeiten aufgegeben, was in Europa zu der heutigen Vorherrschaft Frankreichs auf diesem Gebiet führte.

*) ART bedeutete "Arbeitsgemeinschaft Rückkehrtechnologie".

Ab 1984 wurden bei MBB Überlegungen zur Reaktivierung der 1975 abgebrochenen Entwicklungsarbeiten an Hyperschallfahrzeugen begonnen. Dabei sollten Projektvorstellungen entwickelt werden, die mit zukünftigen US-Raumtransportsystemen wettbewerbsfähig sein können und bezüglich der Transportkosten weniger als 20% des Ariane 5/Hermes Systems erfordern sollten.

Nach firmeneigenen Studien im Jahr 1986 führte MBB im Auftrag des BMFT eine Konzeptstudie durch. Im April 1987 wurden die Ergebnisse dieser Studie zu einem fortgeschrittenen europäischen Raumtransportsystem vorgestellt [11]. Aufgabe war die Definition eines neuen Raumtransportsystems mit:

- wesentlich geringeren Startkosten
- Eignung für eine autonome, europäische, bemannte Raumfahrt
- Ausreichender Transportleistung von 4 Mg bemannt zu einer Raumstation oder 15 Mg unbemannt in einen 200 km Orbit
- maximalem technologischen, volkswirtschaftlichen und politischen Nutzen
- überschaubarem technischen und finanziellen Risiko

Zur Erreichung dieser Ziele schlug MBB die Entwicklung eines horizontal startenden, zweistufigen und voll wiederverwendbaren Fahrzeugs mit einer als EHTV (European Hypersonic Transport Vehicle) bezeichneten, luftatmenden Unterstufe und einer Oberstufe mit Raketenantrieb vor. Die Oberstufe sollte in zwei verschiedenen Versionen entwickelt werden, eine bemannte Form (Projektname HORUS (Hypersonic Orbital Reusable Upper Stage)) und eine unbemannte, zunächst als Verlustgerät geplante, Form (Projektname CARGUS, aus der inzwischen eine als HORUS-C bezeichnete unbemannte Parallelentwicklung zu der nun als HORUS-M bezeichneten bemannten Version wurde). Wesentliches Ziel war und ist, die Aufgabe des Personentransports von der Aufgabe des Lastentransports zu trennen.

Es soll an dieser Stelle ausdrücklich betont werden, daß das Ziel, ein Raumtransportsystem mit Hilfe von Flügeln rückführ- und wiederverwendbar zu machen, prinzipiell nicht mit der Frage nach der bemannten oder unbemannten Durchführung von Raumfahrtmissionen gekoppelt ist. Beim heutigen Stand der Technik ist eine SÄNGER-Mission auch komplett unbemannt vorstellbar! Darüber hinaus ist die Rolle des Menschen

als Pilot (etwa des EHTV) von der Rolle eines Astronauten zu unterscheiden.

Der luftatmende Antrieb der Unterstufe soll durch einen als Turbo-Ramjet bezeichneten Kombinationsantrieb erfolgen, der aus einer bis zur Machzahl 3 arbeitenden Strahltriebwerke und einem zwischen Ma-Zahl 3 und Ma-Zahl 7 arbeitenden Ramjet (Staustrahlantrieb) besteht. Das Fahrzeug soll von Europa aus starten und nach dort zurückkehren. Start und Landung erfolgen horizontal.

Der Beginn einer operationellen Einsatzfähigkeit wird ab 2010 gesehen.

Bei der nun angestrebten Wiederaufnahme der Beteiligung Deutschlands an der Entwicklung von Hyperschallfahrzeugen stellte MBB zunächst, ähnlich wie seinerzeit Eugen Sänger, die Idee eines Hyperschalltransportflugzeugs in den Vordergrund, von dem ausgehend, durch Aufsetzen einer zweiten Stufe, ein Raumtransporter entwickelt werden sollte. Die Entwicklungskosten sollten damit durch Zuordnung zu mehreren Projekten minimiert werden.

Auch in den USA wurde die Minderung der Entwicklungskosten durch Synergieeffekte bei paralleler Entwicklung eines Hyperschalltransporters (Projekt Orientexpress) diskutiert. Für das dort laufende NASP (National Aero-Space Plane)-Programm zum Studium eines einstufigen Raumtransporters wurde aber erkannt, daß die technologischen Probleme eines für Aufstieg und Rückkehr aus dem Orbit zu optimierenden Fahrzeugs mit Spitzengeschwindigkeit entsprechend Machzahl 25 grundlegend von einem längere Zeit im Machzahlbereich zwischen 5 und 7 in der Hochatmosphäre fliegenden Hyperschall-Transporter (HST) zu unterscheiden sind. Der Hinweis auf Synergieeffekte wurde daher als "confusing" abgelehnt. [12] Zitat S.67: "At present, the vehicles being studied by the NASP GPO do not include a commercial hypersonic transport or "Orient Express". Moreover, the least costly path to the development of such a vehicle would not be via the development of a Mach 25 aerospace plane".

Im Falle der SÄNGER Unterstufe ist die Situation nicht ganz so eindeutig. Einerseits wird für das EHTV nur eine Höchstgeschwindigkeit gemäß $Ma=6,8$ verlangt, andererseits ist ähnlich einem HST ein Reiseflug mit einer Geschwindigkeit entsprechend $Ma=4,4$ gefordert. Es besteht daher eine nähere Verwandtschaft zu einem Hyperschalltransporter als beim NASP, so daß es bei der Lösung grundsätzlicher technologischer Probleme z.B. bei Werkstoffen oder in der Triebwerksaerodynamik verwandte Aufgabenstellungen gibt.

Dennoch dürfte auch hier die den unterschiedlichen Missionen entsprechende Auslegung eines konkreten Fahrzeugs so verschieden sein, daß es keine nennenswerten kostensparenden Gemeinsamkeiten in der Entwicklungsphase gibt. Darüber hinaus muß sich ein Hyperschalltransportflugzeug einer anders gearteten Nutzen- und Umweltdiskussion stellen, die seine Realisierung derzeit sehr unwahrscheinlich macht [13]. Die Verknüpfung der beiden Projektvorstellungen dürfte daher auch für SÄNGER ein eher schädliches "overselling" sein.

Die Firma MBB trägt dem Rechnung, indem die neueren Studien die Kommunalität zu einem Hyperschallverkehrsflugzeug an die letzte Stelle der Argumentationskette setzen und sich konsequent auf die Aspekte des Raumtransports konzentrieren. In der im Januar 1989 vorgelegten Entwurfsüberprüfung [14] wurde dementsprechend die ursprüngliche Logik umgekehrt, indem als programmatische Zielsetzung als letzter Punkt die Verifikation von Technologie und Konzepten eines "...späteren potentiellen Hyperschall-Verkehrsflugzeugs" genannt wurde, zu dem Synergieeffekte erwartet werden. Unabhängig von den möglichen Synergieeffekten ist aber die für das EHTV verlangte, mit der Forderung nach europäischer Autonomie begründete, Reiseflugfähigkeit eines der kritischen Entwurfsmerkmale, deren Konsequenzen sehr detailliert untersucht werden müssen.

In der hier vorgelegten Studie werden bei der Beurteilung der Zielsetzung und Technologie des Systems SÄNGER nur die reinen Raumfahrtaspekte betrachtet. Als für die Entwicklungslogik maßgeblich gelten weiterhin die bei der Zwischenbilanz des BMFT-Förderkonzepts Hyperschalltechnologie vom Februar 1988 [15] genannten Forderungen:

- Europäische Autonomie
- Start von Europa aus (und Rückflug dorthin)
- Große Flugreichweite (Reiseflugfähigkeit) von 3500 km^{*)}
- Geflügeltes Gerät mit Horizontalstart

Als weitere Ziele werden neben der Senkung der Transportkosten genannt:

- Vermeidung von Rückständen im Weltraum

- Start und Landung von bzw. auf konventionellen Flugplätzen
- Erhöhung der Sicherheit und Zuverlässigkeit, auf einen Stand, wie er im Flugzeugbau üblich ist

2.2 Auslegungskriterien und Daten des Systems SÄNGER

Das derzeitige nationale deutsche Förderkonzept Hyperschalltechnologie läuft von 1988 bis 1992. In diesem Programm wurde der erste Teil der SÄNGER Definitionsstudie 1990 vollendet. Der erreichte Stand wurde von Koelle und Kuczera im Okt. 1990 an Hand der nachfolgend genannten Daten referiert [16]. Das SÄNGER System besteht aus der Unterstufe EHTV und den Oberstufen HORUS-M oder HORUS-C, die die unterschiedlichen Missionen der bemannten Raumfahrt bzw. des unbemannten Lastentransports übernehmen. Für die Oberstufenvarianten wird eine weitgehende "Commonality" angestrebt, die die Entwicklungskosten gering halten soll.

2.2.1 Missionspezifikationen

An das System werden heute [16] die folgenden Forderungen (top-level mission and operation requirements) gestellt:

- Fähigkeit zur Versorgung einer bemannten Raumstation: 3000 kg "usefull mass" einschließlich 3 Personen + 1 Pilot.
- Unbemannte Nutzlast-Kapazität von 7,7 Mg in einen 200 km (LEO) Orbit oder 6,0 Mg in den 28,5°/460 km Orbit der Raumstation.
- Nutzlastkapazität von 1300 kg in den geostationären-Orbit (GEO), entsprechend einer Nutzlast von 2300 kg in den 200/36000 km geostationären Transfer-Orbit (GTO).
- Missionsdauer der Oberstufe max. 50 h. Eine Luftschleuse wird nicht gefordert.
- Wiedereintritt mit bis zu 2700 km Seitenreichweite (Cross Range) zur direkten Landung in Europa.
- Flugreichweite der Unterstufe bis zur Stufentrennung 2700 km.
- 40 Starts pro Jahr mit zwei Fahrzeugsätzen

^{*)} Diese Forderung wurde inzwischen auf 2700 km reduziert (siehe weiter unten).

Das entsprechende Flugprofil ist aus Bild 1 zu entnehmen. Einen Überblick über die geografischen Zusammenhänge zeigt Bild 2.

Eine den Fahrzeugentwurf besonders stark prägende Spezifikation ist dabei die geforderte große Reichweite von 2700 km. Diese Entfernung entspricht dem Start von Europa bis zu einem Injektionsbreitengrad von 17°, was in Bezug auf die Erreichung des geostationären Orbits immer noch einen verhältnismäßig großen nachträglichen Inklinationsabbau erfordert *) und diesbezüglich als Kompromiß zwischen den Startorten Kourou (mit einem erforderlichen Inklinationsabbau von 7°) und Cape Canaveral (Inklination 28°) angesehen werden kann.

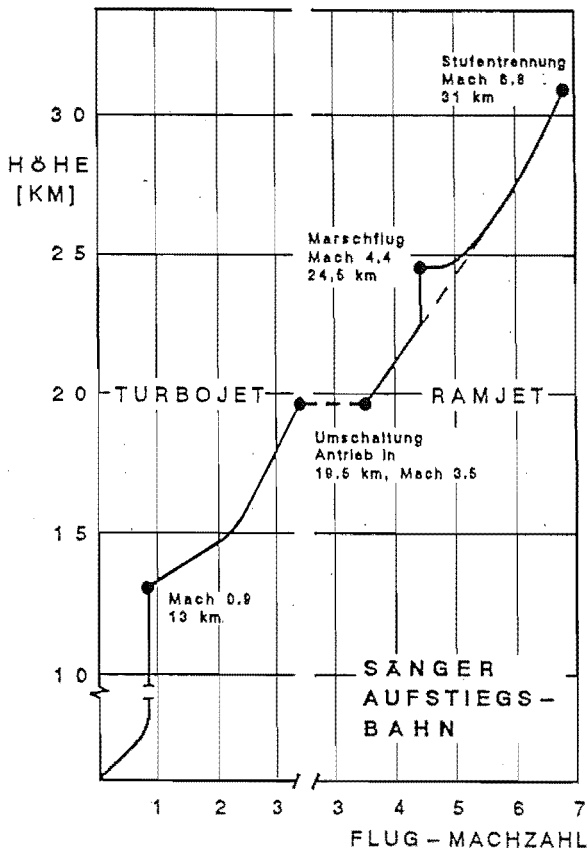


Bild 1: SÄNGER Missionsprofil bis zur Stufentrennung (nach [1])

Die große Reichweite erzwingt für beide Stufen eine aerodynamische Auslegung mit einer hohen Gleitzahl, das heißt mit einem hohen Verhältnis von Auftrieb zu Widerstand. Dies führt zu bisher nicht praktizierten schlanken Formen mit extremer thermischer Oberflächenbelastung und bisher theoretisch nicht beherrschten Problemen hinsichtlich der Erfassung des Grenzschichtverhaltens.

Bezüglich einer horizontal startenden, geflügelten Unterstufe besteht die Forderung nach einer guten Gleitzahl allerdings auch unabhängig von der zu erzielenden Reichweite. Für die Unterstufe ist die Reichweitenforderung ein entscheidender Parameter bei der Optimierung des Triebwerks.

Die eigentliche Aufgabe eines Raumtransportsystems besteht nicht in der Überwindung von Entfernungen, sondern in der Beschleunigung der Nutzlast auf orbitale Geschwindigkeiten **). Aus hier nicht im Detail zu erläuternden Gründen ist es für den Treibstoffverbrauch am günstigsten, die angestrebte Endgeschwindigkeit möglichst schnell, das heißt mit großer Beschleunigung zu erreichen. Die Tabelle 2 zeigt beim DLR Institut für Antriebstechnik durchgeführte Rechnungen für die Beschleunigung eines SÄNGER ähnlichen Fahrzeugs mit einem Staustrahlantrieb von $Ma=3$ auf $Ma=7$.

Man erkennt, daß mit steigender Beschleunigung der Verbrauch (und damit das erforderliche Tankvolumen) deutlich abnimmt. Gleichzeitig nimmt natürlich die Wegstrecke ab, die bis zum Erreichen der angestrebten Geschwindigkeit zurückgelegt wird.

Beschleunigung m/s ²	Verbrauch Mg	Flugstrecke km
0,75	36,13	2430
1,00	29,74	1820
1,50	26,06	1220
1,75	22,27	1040

Tabelle 2: Abhängigkeit von Brennstoffverbrauch *** und Flugstrecke von der Beschleunigung zwischen $Ma=3$ und $Ma=7$

*) Siehe auch Kapitel 4

***) Siehe Anhang 1

Als Brennstoff ist hier und bei allen weiteren Angaben sofern nichts anderes gesagt ist immer flüssiger Wasserstoff (LH₂) zu verstehen.

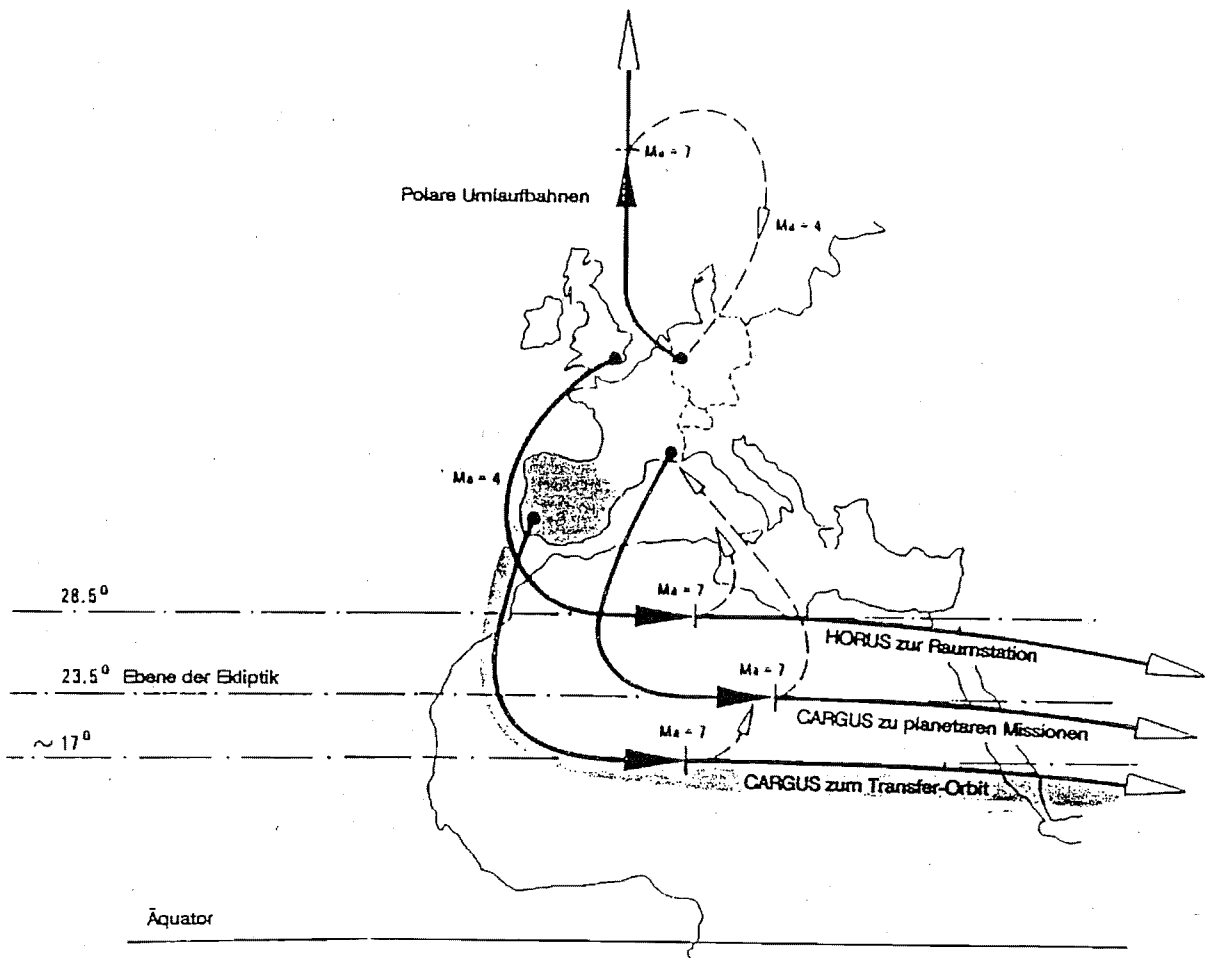


Bild 2: Typische SÄNGER-Flugwege (nach [15])

Fordert man eine Mindestflugstrecke, so enthält das Missionsprofil eine Beschleunigungsphase bis zur Reisefluggeschwindigkeit ($Ma=4,4$), eine unbeschleunigte Phase und eine Phase, in der die Beschleunigung bis zur Endgeschwindigkeit (entsprechend $Ma=6,8$) durchgeführt wird. In diesem Fall kann die Reiseflugstrecke zum maßgebenden Faktor für die Tankgröße werden. Der Einfluß der Beschleunigung kehrt sich scheinbar um, da zu einer hohen Beschleunigung ein umso längerer Reiseflug gehört, der den Beschleunigungsgewinn mehr als aufzehrt.

Die Übersichtsrechnungen demonstrieren die durch die Reichweitenforderung bedingte starke Zunahme des Treibstoffbedarfs, die vor allem wegen des damit verbundenen zusätzlichen Tankvolumens von Bedeutung ist.

Beschleunigung m/s ²	Verbrauch Mg	Reisestrecke km
0,75	42,48	340
1,00	42,98	1000
1,50	43,43	1395

Tabelle 3: Abhängigkeit von Brennstoffverbrauch und Reiseflugdistanz von der Beschleunigung zwischen $Ma=3$ und $Ma=7$ bei einer vorgegebenen Flugstrecke von 3000 km.

Bei der Bewertung der Beschleunigung darf allerdings nicht übersehen werden, daß hohe Beschleunigungen starke Triebwerke verlangen, die natürlich die Größe des Fahrzeugs beeinflussen. Die Diskussion an dieser

Stelle soll nur auf die große Bedeutung des mit den geschilderten Einflüssen zusammenhängenden Optimierungsproblems hinweisen.

Der vielleicht aus politischen Gründen geforderte Start von Europa ist auf jeden Fall ein wichtiges Auslegungskriterium. Wieweit mit der Forderung auch ein ökonomischer Vorteil verbunden sein kann, wird ansatzweise unter 6.1.3 (Logistik) behandelt.

2.2.2 Anforderungen an die Systemauslegung (nach MBB [16])

- "Robuster" Entwurf mit Reserven in aerodynamischen Leistungen, Treibstoffmassen, Trockenmasse und thermischer Belastbarkeit
- Höchste Zuverlässigkeit und Fehlererkennung durch Diagnostiksystem
- Hohe Wiederverwendungsanzahl von mindestens 500 Flügen der Unterstufe und 120 der Zweitstufe
- Horizontalstart ohne besondere Hilfen von konventionellen Flughäfen
- Minimaler Wartungsaufwand zwischen zwei Starts mit minimalen Bodeneinrichtungen
- Wesentliche Verminderung der Luftverschmutzung verglichen mit gegenwärtigen Transportfahrzeugen.

	EHTV	HORUS-M	HORUS-C
Länge [m]	84,5	32,8	32,8
Spannweite [m]	41,5	17,0	17,0
Leermasse [Mg]	156,0	28,1	24,9
Treibstoff [Mg]	98,0	80,9	79,4
Nutzlast [Mg]		3,0	7,7
Gesamtmasse [Mg]	254,0	112,0	112,0
Schub [kN]	5*360	1*1200	

Tabelle 4: Kenndaten von SÄNGER nach [1], Massenangaben nach [16].

2.3 Begleitende Forschungsprogramme

In der Beschreibung des BMFT Förderkonzepts Hyperschalltechnologie [1] wird festgestellt, daß weltweit un-

ter Führung der USA Anstrengungen unternommen werden, horizontal startende, wiederverwendbare Raumfahrzeuge zu entwickeln. In der Einleitung heißt es dann: "Damit eröffnet sich der Bundesrepublik Deutschland die Chance, durch zielgerichtete und koordinierte technologische Vorlaufarbeiten auf diesem strategisch wichtigen Sektor der Raumfahrt in eine führende Position aufzurücken".

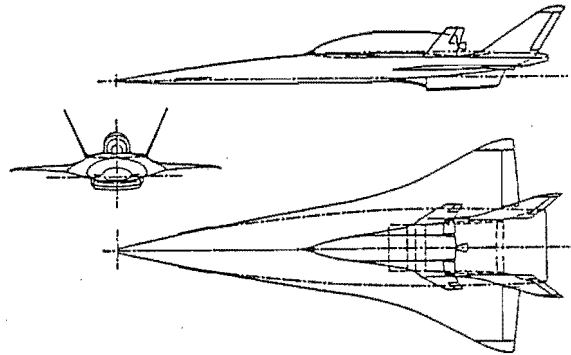


Bild 3: Ansichten von SÄNGER nach [1]

Das Förderkonzept beschreibt eine konzertierte Aktion von BMFT, Industrie und Hochschulforschung, die vom BMFT, mit Selbstbeteiligung der Industrie und aus der Grundfinanzierung der Forschungsanstalten (im wesentlichen der DLR) gemeinsam finanziert wird.

Drei Phasen des Programms sind vorgesehen (Siehe Bild 4):

Phase I (1988-92) beinhaltet ein nationales Technologieprogramm, für das neben Eigenmitteln von Industrie und Hochschulen aus dem BMFT 220 Mill. DM und aus der Basisfinanzierung der DLR 86 Mill. DM zur Verfügung stehen. Die Organisationsstruktur ist in Bild 5 dargestellt.

Phase II dient der Demonstration der Komponenten.

Phase III enthält die Demonstration eines Experimentalgeräts.

Zwischen den einzelnen Phasen des Förderprogramms sind jeweils Entscheidungen zur Weiterführung vorgesehen.

Die erste Phase ist auf die vertiefte Systemstudie des sogenannten "Leitkonzepts SÄNGER" ausgerichtet und

dient dem Erkennen aller Problemzonen als Voraussetzung für den Vergleich mit konkurrierenden Systemen. Diese, bis 1992 laufende Phase ist daher die wesentliche Entscheidungsgrundlage und hat demgemäß "strategische Bedeutung". In die erste Phase fällt ebenfalls die Wiederherstellung oder Neuerrichtung von Hyperschallversuchsanlagen und die Erarbeitung der methodischen Grundlagen (Vor allem im Bereich der CFD (Computational Fluid Dynamics)).

Aus der Darstellung der Organisationsstruktur ist auch die große fachliche Breite des Forschungsprogramms ersichtlich mit den deutlichen Schwerpunkten bei der Antriebstechnik und der Aerothermodynamik sowie bei der Werkstofftechnik. Es steht außer Zweifel, daß das Hyperschalltechnologieprogramm auf ein großes Interesse bei der Forschung stößt, was auch in der Einrich-

tung von vier Sonderforschungsbereichen der DFG zum Ausdruck kommt, die sowohl untereinander abgestimmt als auch mit dem Programm koordiniert sind.

Die Auswertung der entsprechenden Forschungsergebnisse soll im Rahmen einer von der IABG durchzuführenden Studie vorgenommen werden, bei der unter Beteiligung namhafter Hochschullehrer insbesondere ein Vergleich mit dem im Rahmen des gegenwärtigen ESA Langzeitplans LTP entwickelten ARIANE 5-HERMES Systems, sowie mit den einstufigen Alternativkonzepten NASP und HOTOL durchgeführt werden soll.

Über die Einzelheiten der technologischen Arbeiten sei hier auf die Angaben in [1] und [15] verwiesen.

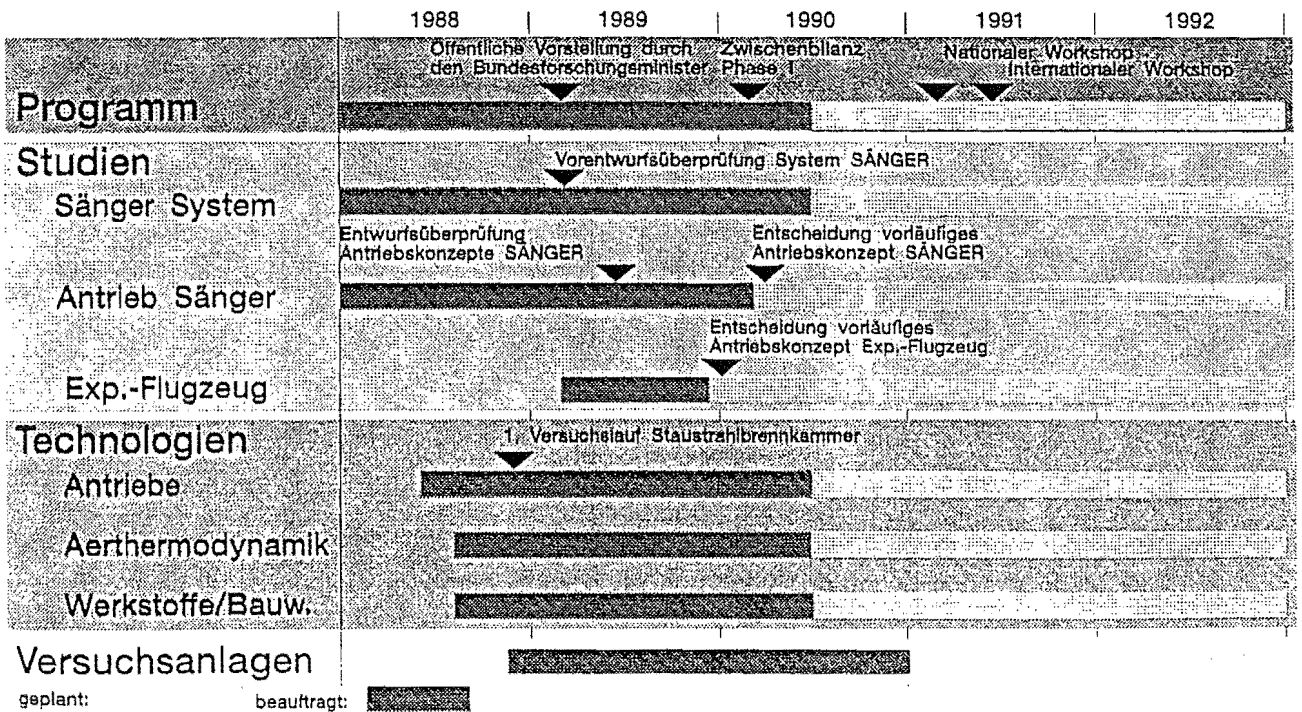


Bild 4: Phasenablauf des Förderkonzepts Hyperschalltechnologie (nach [1])

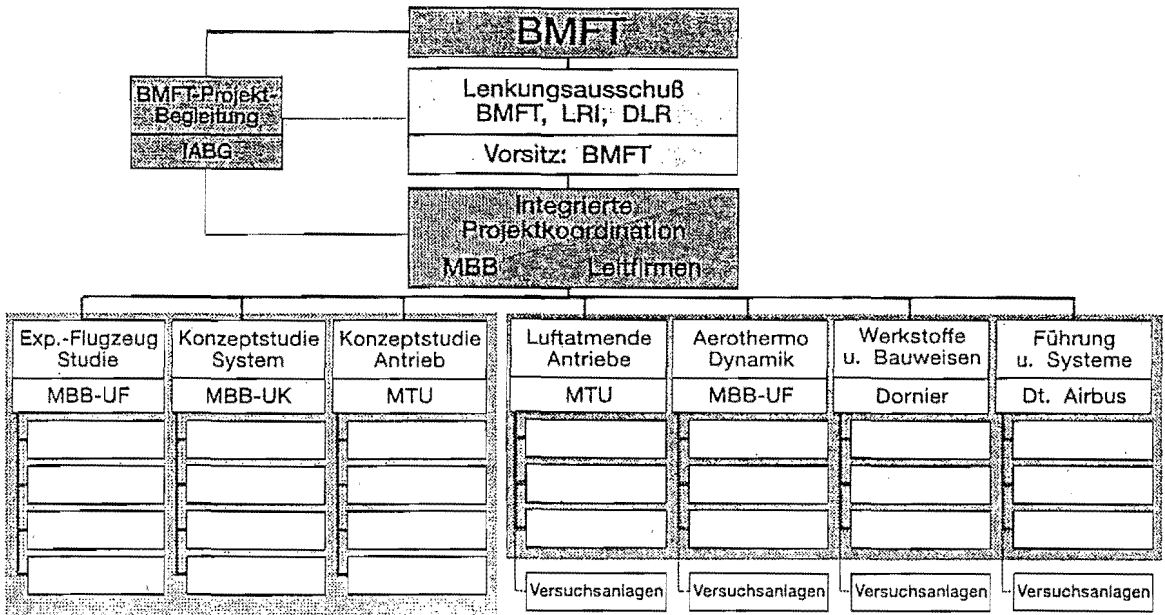


Bild 5: Organisationsstruktur des Förderprogramms Hyperschalltechnologie

3. Bedarfsanalyse

Zur Auslegung eines wirtschaftlichen Transportfahrzeuges ist die detaillierte Kenntnis des mit diesem Fahrzeug abzudeckenden Transportbedarfs eine unabdingbare Voraussetzung.

Für den Zeitraum bis zum Jahr 2000 enthält der 1987 in Den Haag verabschiedete ESA Long Term Plan (LTP) nur den Transportbedarf von ARIANE 5 für bemannte Aktivitäten sowie den Start der zwei COLUMBUS-Elemente - Polare Plattform (PPF) u. Freifliegendes Labor (CFL)- in den sonnensynchronen (SSO) bzw. niedrigen Erdorbit (GEO). Die Starts mit ARIANE 4 für kommerzielle Satelliten in den geostationären Transferorbit (GTO) und für wissenschaftliche und Anwendungssatelliten in niedrige Erdorbits sind ebenso wenig enthalten wie die Starts von ARIANE 5 für die gleichen Anwendungsfelder. Für den mit ARIANE 4 abdeckbaren Bereich existieren relativ zuverlässige Vorhersagen über die erforderlichen Startraten in entsprechenden Veröffentlichungen der dafür zuständigen Firma Arianespace.

Bei den für ARIANE 5 von Arianespace veröffentlichten Startraten bis zum Jahr 2000 sind erhebliche Vorbehalte anzumelden, da bei dem schrittweisen Übergang von ARIANE 4 auf ARIANE 5 ab etwa 1996 vor allem im Bereich der kommerziellen Satelliten von Vielfachstarts in den GTO zur vollen Auslastung der festen Transportkapazität von ARIANE 5 ausgegangen wird. Die Forderung nach Vielfachstarts (Zwei bzw. drei Satelliten bei einem Start) resultiert aus der ungewöhnlich hohen Schubstärke der ARIANE 5. Gelingt es nicht, genügend Kunden zu finden, die mit den zeitlichen und bahngeometrischen Zusatzbedingungen des Vielfachstarts einverstanden sind, ist ein wirtschaftlicher Einsatz der ARIANE 5 als Satellitenträger problematisch. Da jedoch der frühest mögliche Einsatz von SÄNGER nach dem Jahr 2010 liegen wird, sind aus dieser Problematik stammende Änderungen im Flugplan der ARIANE hinsichtlich ihrer Auswirkungen auf SÄNGER derzeit nicht kalkulierbar.

Der Transportbedarf für einen Zeitraum nach 2000 ist nur mit erheblichen Unsicherheiten zu ermitteln. Je weiter man sich vom Zeitpunkt 2000 entfernt, umso größer wird die Unsicherheit. Über diesen Transportbedarf gibt es in den folgenden, vom BMFT in Auftrag gegebenen Studien einigermaßen belastbare Aussagen:

- AZURA (Zeitraum 2000 - 2015) [4]
- DORIS (laufender Auftrag an ERNO, Zeitraum bis nach 2030)

Der Zusammenhang dieser beiden Studien im Rahmen eines Gesamtkonzepts aufeinander abgestimmter Studien des BMFT (Stand 1989) ist unter 9.4 erläutert.

Der OTA-Bericht, "Launch Option for the Future: A Buyers Guide" [17] bezeichnet ausdrücklich auch nicht-ökonomische Kriterien als wichtig für die Auswahl eines Raumfahrttransportsystems. Genannt werden die Kriterien "Space Leadership" und "International Competitiveness", die auch bei der Auswahl mit einer entsprechenden Gewichtung berücksichtigt werden müssen.

Die AZURA-Studie extrapoliert jedoch nur von den bereits geplanten europäischen Großprojekten und berücksichtigt einen absehbaren Bedarf an Satellitenstarts, während die DORIS-Studie auch auf mögliche längerfristige Entwicklungen der Raumfahrt in neuen Aktivitätsfeldern wie Nutzung extraterrestrischer Ressourcen eingehen soll. Bisher liegen aus der DORIS-Studie jedoch noch keine verwertbaren Daten über den Transportbedarf vor.

Daneben existieren folgende weitere Unterlagen über den Transportbedarf für den Zeitraum nach 2010:

- Alternative Raumfahrtszenarien 1990-2030, BMFT-Studie, MBB, Juni 1987 [18]
- Potential Mission Scenarios (Post 2000) for Future European Launchers, IAF-Paper, W. Kleinau, J.P. Bombled, 41st IAF Congress, October 1990 [19]
- Proceedings of the European Symposium on Future Supersonic Hypersonic Transportation Systems, Strasbourg, 6-8 novembre 1989 [20]
- Mission Scenario - Selection of Transport Systems, H. Sax and M. Baumgart, Lecture 19 of Space Course Aachen Feb. 1991 (Veröffentlichung in Vorbereitung)

Die Referenz [18] ist eine vom BMFT direkt vergebene Studie. Der sehr optimistisch abgeschätzte Transportbedarf ist unter der heutigen Finanzsituation wesentlich überhöht. Das Spektrum des Bedarfs ist auf eine optimale Nutzung von SÄNGER ausgerichtet. Schon bei der Endpräsentation 1987 wurde die dem prognostizierten Transportbedarf entsprechende Weltinfrastruktur als nicht finanzierbar angesehen.

Kleinau, Blombed [19] postulieren die Weiterentwicklung des freifliegenden Labors von COLUMBUS zu ei-

ner Europäischen Raumstation ab dem Jahr 2002 mit einer vollen Betriebsfähigkeit ab 2010. In der derzeitigen Finanzsituation ist mit einer Inbetriebnahme des Freifliegenden Labors CFL erst um das Jahr 2005 zu rechnen, so daß sich eine Weiterentwicklung zu einer europäischen Raumstation erst wesentlich später ergeben kann.

Gegenüber den Annahmen des ESA LTP haben sich die jährlichen Betriebskosten für das COLUMBUS Programm gemäß aktualisierten ESA Zahlen von etwa 600 MAU auf etwa 1000 MAU erhöht [5]. Berücksichtigt man neben den gestiegenen Betriebskosten noch die europaweiten Finanzierungsschwierigkeiten für die Raumfahrt, ist mit dem Aufbau einer Europäischen Raumstation vorerst nicht zu rechnen.

Bei der Nachfrage ist zu unterscheiden zwischen dem Start von Satelliten und Flügen zum Aufbau und Betrieb einer orbitalen Infrastruktur wie z.B. einer Raumstation. Wie Trendanalysen belegen, wird die Zahl ziviler Satelliten auch langfristig keine wesentlichen Zuwachsraten aufweisen, wobei sie mindestens zu 50 % den GEO als Zielorbit haben. Die jährliche Gesamtzahl dürfte sich weltweit (ohne UdSSR und China) auf etwa 30 Satelliten einpendeln. Auszunehmen sind möglicherweise Kleinsatelliten (< 100 kg), die jedoch entweder Kleinträger benützen oder nur als Zusatznutzlast auf großen Trägern mitfliegen.

Flüge zum Aufbau und Betrieb orbitaler Infrastrukturen werden zumindest bis ins zweite Jahrzehnt des nächsten Jahrhunderts durch die COLUMBUS-Planung bestimmt. 2 ARIANE 5-Einsätze sind vorgesehen, um die COLUMBUS-Elemente in den Orbit zu bringen. Zum Betrieb des CFL sind darüber hinaus ab Mitte des Jahres 2000 pro Jahr 2 Flüge von HERMES vorgesehen. Insgesamt ergibt sich zusammen mit den für einen europäischen Träger gewinnbaren Satellitenstarts eine jährliche Startfrequenz in der Größenordnung von höchstens 10 - 15. Diese Zahl reicht vermutlich nicht aus, um eine Flotte wiederverwendbarer Raumtransporter wirtschaftlich einzusetzen.

Eine wesentliche Erhöhung dieser Flugfrequenz ist vorstellbar, wenn völlig neue, transport-intensive Programme wie z.B. die Einrichtung einer ständigen Mondbasis, bemannte Marsflüge oder der Bau von Sonnenenergiesatelliten hinzukommen. Wenn man dann nicht direkt in den Mondorbit fliegt, würden in

diesem Fall für den Pendelverkehr zwischen der Erde und einer als Logistikzentrum dienenden Raumstation einerseits Schwerlastraketen (z.B. ENERGIJA oder größer) notwendig werden und andererseits Mannschaftstransporter z.B. vom Typ SÄNGER. Beide Systeme müssen auf möglichst geringe Lebenszykluskosten hin optimiert sein. Solche Aktivitäten werden jedoch mit Sicherheit nicht als rein europäische Unternehmungen realisiert, sondern ggf. in breiterem internationalen Rahmen mit der Möglichkeit einer europäischen Beteiligung angegangen. Auch die Entwicklung der zugehörigen Transportsysteme kann deshalb nur unter dem Aspekt einer europäischen Beteiligung - nicht aber der Autonomie - gesehen werden. Es ist allerdings davon auszugehen, daß derartige, notwendigerweise kostengünstige Transporter auch die konventionellen Satellitenträger vom Markt verdrängen.

Die Transportbedarfsmodelle aus AZURA [4] ermitteln im Bereich der augenblicklich möglichen Genauigkeit einen mit obigen eigenen Abschätzungen vergleichbaren Bedarf.

Unter der Voraussetzung der in Kap. 2.2. angegebenen Leistungen zeigt eine Untersuchung des von SÄNGER erfüllbaren Transportbedarfs:

- SÄNGER erreicht nicht die für HERMES geforderte Transportkapazität von 3 Mg plus Besatzung von drei Mann, da bei SÄNGER drei Mann (plus Ausrüstung?) in der Kapazität von 3 Mg enthalten sind. Aufgrund der Unterlagen kann keine Aussage gemacht werden, wie weit die Forderungen für das Transportvolumen erreicht werden. Wenn die SÄNGER Spezifikationen nicht entsprechend angepaßt werden, müßten für SÄNGER größere Flugfrequenzen angesetzt werden, wenn er HERMES ersetzen soll (z.B. in einer gemischten Betriebsweise von HORUS-M und HORUS-C). Die Downloadkapazität^{*)} ist bei SÄNGER aber sowohl der Masse, wie natürlich der Reichweite nach größer.
- HORUS-M erfüllt auch nicht die für HERMES geforderte Möglichkeit zu Serviceleistungen am freifliegenden Labor, da er für eine Aufenthaltsdauer von nur 50 Stunden statt 11 Tagen ausgelegt ist, keine eigene Experimentierkapazität und auch keine Luftschleuse hat.

*)

Unter Download versteht man die Nutzlast, die ein Transportsystem aus dem Orbit zurück zum Boden bringen kann. Sie ist im wesentlichen durch die (schlechte) Unterschalltragkraft der Hyperschallflügel gegeben in Verbindung mit der auf maximal etwa 330 km/h begrenzten Landegeschwindigkeit. Die Downloadkapazität gewinnt steigende Bedeutung, da zunehmend gefordert wird, daß nicht mehr benötigte Gegenstände aus Sicherheitsgründen nicht im Orbit verbleiben dürfen.

HORUS-C kann kleine Experimente in LEO bringen und wieder zurückführen, falls er auch die Experimentanforderungen bezüglich elektrischer Leistung und Datenübertragungskapazität erfüllen kann. Ebenfalls kann HORUS-C einen Teil des Transportbedarfs von Satelliten und Plattformen in LEO für Weltraumforschung und Erdbeobachtung und von Nutzlasten bis 2,3 Mg in GTO abdecken. In den Spacestation Orbit kann SÄNGER etwa 6 Mg liefern. Nutzlasten mit größerer Masse sowie Raumstations- und Plattformelemente und Großbauteile und Geräte für interplanetare Missionen können mit HORUS-C nicht transportiert werden.

Die mit HORUS-C startbaren Nutzlasten machen etwa die Hälfte der jeweiligen Nutzlasten in einen bestimmten Orbit für Erdbeobachtung, Kommunikation und Weltraumforschung aus.

orientiert. Bei den bemannten Flügen wurde ab 2010 eine leichte Steigerung angenommen.

Szenario 2 (Bild 7)

Hier wurde das unter 1 beschriebene Startscenario benutzt, aber ab 2010 jeder ARIANE 5/HERMES Flug durch 1,5 SÄNGER Flüge ersetzt und außerdem 50% der unbemannten ARIANE 5 Flüge durch je zwei Flüge von SÄNGER. Dabei wurde in Übereinstimmung mit [19] davon ausgegangen, daß die Entwicklung der Satellitenmassen für den GEO gegen einen leicht über dem heutigen Mittelwert liegenden Wert von ca. 1,4 Mg konvergiert. SÄNGER bleibt mit 1,3 Mg in GEO knapp unter diesem Wert und kann daher günstigsten Falls etwa die Hälfte dieser Missionen übernehmen, wenn man annimmt, daß die Satellitenmassen etwa symmetrisch um den Mittelwert verteilt sind.

Jährliche Startzahlen
ESA LTP & Extrapolation

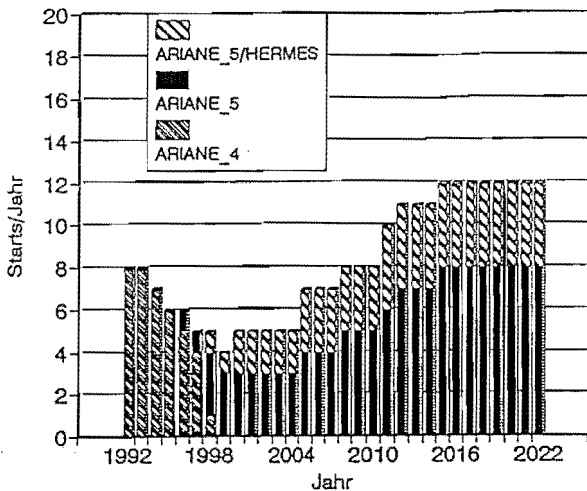


Bild 6: Jährliche Startzahlen für europäischen Bedarf mit ARIANE/HERMES als einzige Trägersysteme

Unter den o.a. Voraussetzungen wurde für zwei Basis-Szenarien eine erste Abschätzung der Entwicklung der Startzahlen unter den folgenden Voraussetzungen vorgenommen:

Szenario 1 (Bild 6)

Durchführung des ESA Langzeitplans auf der Basis ARIANE 5/HERMES allein. Im Zeitraum ab 2005 wurde der Bedarf an der unteren Grenze der in der AZURA Studie [4] gemachten Schätzung

Jährliche Startzahlen
LTP aktuell+Sänger (Quelle siehe Text)

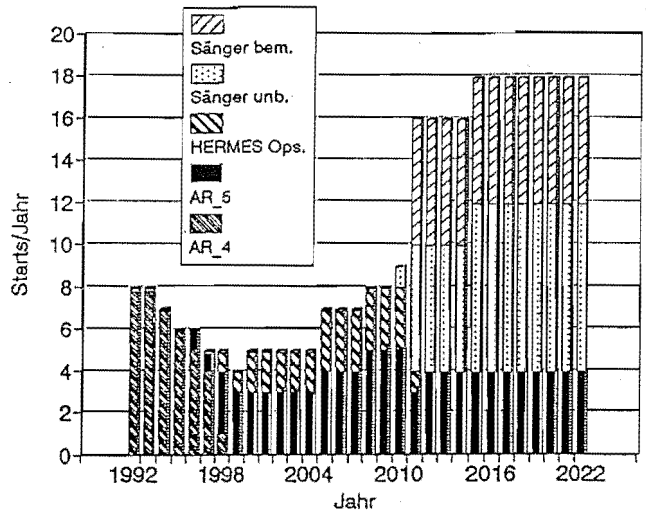


Bild 7: Jährliche Startzahlen für europäischen Bedarf unter der Annahme, daß ab 2010 HERMES durch SÄNGER ersetzt wird.

Im hier diskutierten Zusammenhang soll die Frage offen bleiben, wie realistisch die Annahmen über den zeitlichen Ablauf der gegenübergestellten Modelle sind. Die im Rahmen des ESA Langzeitplans zu errichtende orbitale Infrastruktur steht derzeit in einem schwierigen Entscheidungsprozeß, in deren Verlauf zumindest zeitliche Verschiebungen zu erwarten sind. Dies würde natürlich auch Entscheidungen für weitere Schritte auf dem Weg zu einem System SÄNGER beeinflussen.

Im Rahmen der DORIS-Studie werden voraussichtlich im Frühjahr 91 detailliertere Daten über den Transportbedarf verschiedener Infrastrukturszenarien vorliegen. Es ist zu erwarten, daß mit diesen Daten zuverlässigere Aussagen über den Grad der Erfüllung des Transportbedarfs durch SÄNGER möglich werden und die dafür erforderlichen Startfrequenzen mit den aus wirtschaftlichen und betriebstechnischen Gründen zu fordernden verglichen werden können.

Ein wichtiges Ergebnis dieser Überlegungen ist jedoch, daß das aus der gegenwärtigen Planung extrapolierbare "konventionelle Szenario" der Raumfahrtentwicklung für SÄNGER nur zu einer Nachfrage bis zu etwa 14 Starts/Jahr führt und damit äußerst kritisch für den wirtschaftlichen Betrieb einer auch nur kleinen Flotte wiederverwendbarer Raumtransportsysteme ist.

Anders könnte die Beurteilung ausfallen, wenn man in einem "fortschrittlichen Szenario" annimmt, daß ganz neuartige Raumfahrtaktivitäten an Bedeutung gewinnen wie z.B. Aufbau und Betrieb einer permanenten Infrastruktur auf dem Mond, beginnender Aufbau einer Marsinfrastruktur, Aufbau und Betrieb von Produktions- oder Energiewandlungsanlagen im Weltraum. All diese Perspektiven setzen voraus, daß der Mensch lernt, im Weltraum zu arbeiten und wenigstens zeitweise zu leben, und das längerfristig nicht nur für einzelne, sondern im Extremfall für Hunderte oder Tausende, die sich gleichzeitig im Weltraum befinden. Hierzu durchgeführte Studien weisen aus, daß damit längerfristig ein Anwachsen des Transportbedarfs um bis zu 2 oder 3 Größenordnungen verbunden sein könnte, der flexibel zum überwiegenden Teil durch Schwerlaststrahlen (ca. 50 Mg und mehr in LEO) abzudecken wäre. Ein System mit einer Nutzlastkapazität ähnlich SÄNGER käme in einem derartigen Szenario als Personentransporter im Pendelverkehr zu einer Raumstation in Frage. Die Nutzlastkapazität des gegenwärtigen SÄNGER-Konzepts erscheint hierfür zwar marginal, doch dürften einer begrenzten Vergrößerung der Transportkapazität keine grundsätzlichen Probleme entgegen stehen.

Ein weiterer Aspekt gewinnt in diesem Zusammenhang an Bedeutung: Die vorstehend andiskutierten Entwicklungsmöglichkeiten der Raumfahrt implizieren aufgrund des erforderlichen Aufwands wie auch ihrer ökonomischen, ökologischen und sozialen Auswirkungen eine nationale und auch europäische Grenzen überschreitende internationale Zusammenarbeit. Auf SÄNGER hin orientierte Aktivitäten müssen deshalb strategisch so angelegt sein, daß sie diese internationale Perspektive von Anfang an im Auge behalten.

4. Technische Analyse, Vergleich mit alternativen Konzepten

4.1 Vergleich des SÄNGER-Entwurfs mit alternativen Systemen

In der hier vorgelegten Problemanalyse werden die in der Konzeptionsphase von SÄNGER erarbeiteten Daten zum Teil mit den Daten existierender oder bereits in der Entwicklung befindlicher Systeme verglichen. Ein solcher Vergleich darf nicht als direkte Bewertung angesehen werden, sondern dient zunächst nur der Problemfindung und als Ansatz für eine vertiefte Diskussion bzw. der Identifikation von Fragen, die für eine Entscheidungsfindung beantwortet werden müßten.

Der Vergleich mit anderen Konzepten luftatmender Trägersysteme fehlt dabei noch bzw. ist nur durch Angabe einiger Daten berücksichtigt (HOTOL). Diese sehr wichtige Diskussion soll in einer späteren, vertieften Untersuchung des SÄNGER Konzepts mit dem dabei erforderlichen Umfang durchgeführt werden.

Bereits ohne einen Vergleich mit anderen Systemen fällt auf, daß die Anforderungen an SÄNGER von der ersten Konzeptvorstellung [11] bis zu dem inzwischen erreichten, relativ konsistenten Status [15], [16] zum Teil beträchtlich reduziert worden sind, wobei allerdings die unbemannte Komponente HORUS-C von einem Verlustsystem zu einem ebenfalls voll wiederverwendbaren System geändert wurde.

HORUS-M:

Nutzlast: von 4 Mg auf 3 Mg einschließlich 4 Personen
Passagiere: von "bis zu" 36 auf 4

HORUS-C (CARGUS):

Nutzlast: von 15 Mg auf 7,7 Mg

Gesamtsystem

Erreichbare Inklination: von 0° (Äquator) auf $\approx 17^\circ$

Obwohl auch heute noch ein Vergleich mit HERMES gezogen wird und ebenso wie bei diesem die Versorgung der Space-Station als Mission angegeben wird, sind die diesbezüglichen Leistungen selbst hinter den

oft als ungenügend angesehenen Leistungen von HERMES zurückgenommen worden:

- Aufenthaltsdauer nur 50 h gegen 11 Tagen bei HERMES
- Keine Luftschleuse
- Kleinere Nutzlast (HERMES 3 Mg plus Besatzung)

Die Seitenreichweite von 2700 km erlaubt im Gegensatz zu HERMES die Rückkehr nach Europa aus dem 28,5° Orbit der Space Station.

Gegenwärtig sind weltweit überwiegend mehrstufige, ballistische, unbemannte Verlustraketen im Einsatz, z.B. die europäische Trägerraketenfamilie ARIANE 4 (Bild 8) oder die amerikanischen Systeme ATLAS, DELTA und TITAN. Die USA und die UdSSR haben mit dem Space Shuttle bzw. der Kombination ENERGIA und BURAN den Schritt zum teilweise wiederverwendbaren Trägerfahrzeug vollzogen. Europa und Japan werden mit ARIANE 5 und HERMES (Bild 9) bzw. H-II und HOPE diesem Trend folgen. Für die fernere Zukunft zeichnet sich der Trend zum Einsatz voll wiederverwendbarer, geflügelter Systeme für den kleineren bis mittleren Nutzlastbereich sowie für den Personentransport ab. Der Transport schwerer bzw. voluminöser Nutzlasten wird voraussichtlich ballistischen Fahrzeugen vorbehalten bleiben, deren Vorteil das inhärent größere Nutzlastvolumen und der höhere Nutzlastmassenanteil ist [21].

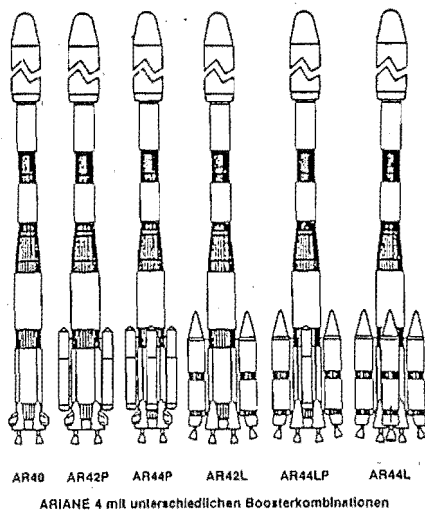


Bild 8: Boosterkombinationen der ARIANE 4-Familie (aus [4])

Unter der Voraussetzung gleicher Nutzlastkapazität und gleicher Strukturtechnologie sind vertikal startende Einstufer mit Raketenantrieb günstiger in Bezug auf Start- und Trockenmasse als entsprechende horizontal startende Raketenfahrzeuge [22]. Dies resultiert aus der in der Aufstiegsphase beim Horizontalstarter höheren Tragwerksbelastung (und damit höheren Tragwerksmasse).

Bei zweistufigen Raketenfahrzeugen gilt tendenziell das gleiche, jedoch sind die Unterschiede zwischen der Start- und Trockenmasse geringer als bei Einstufern.

Luftatmende Triebwerke erfordern, da der Oxidator aus der Luft entnommen wird, erheblich weniger Treibstoff. Die daraus resultierende Masseneinsparung wird aber wegen der im Vergleich zum Raketenantrieb gleicher Schubklasse viel schwereren Triebwerke vermindert, was durch die großen Einlaufdiffusoren und die rotierenden Komponenten der Strahltriebwerke begründet ist. Für Antrieb durch luftatmende Triebwerke kommen daher nur Horizontalstarter in Frage, da diese wegen der Tragflügel mit einem kleineren Schub auskommen. Der kleinere Schub erfordert aber auch eine längere Beschleunigungsstrecke, die beim Vertikalstart nicht zur Verfügung steht. Luftatmende Einstufer weisen per Saldo derzeit eine erheblich höhere Trocken- und Startmasse auf, als vergleichbare Raketenfahrzeuge [23], [24].

Bei zweistufigen Fahrzeugen sind die Unterschiede zwischen Start- und Trockenmasse geringer als bei Einstufern. Horizontal startende Zweistufer mit luftatmenden Antrieben weisen geringere Start- und Trockenmassen auf, als horizontal startende Raketenfahrzeuge.

Die folgenden Gegenüberstellungen der Systemcharakteristika von SÄNGER mit denen anderer Fahrzeuge unterscheidet zwischen dem Transport in den niedrigen Erdorbit LEO (z.B. der Bahn der geplanten Weltraumstation mit einer Höhe von 450 km und einer Inklination von 28,5°), dem geostationären Orbit GEO (einer äquatorialen Kreisbahn in 36000 km Höhe bei der die Bahngeschwindigkeit so ist, daß ein Satellit über der sich drehenden Erde still steht) und dem geostationären Transferorbit GTO als einer hochelliptischen Übergangsbahn zwischen z.B. 200 und 36000 km. In den Vergleich werden Verlustsysteme und wiederverwendbare Systeme, Vertikalstarter und Horizontalstarter sowie Konzepte mit luftatmendem Antrieb einbezogen.

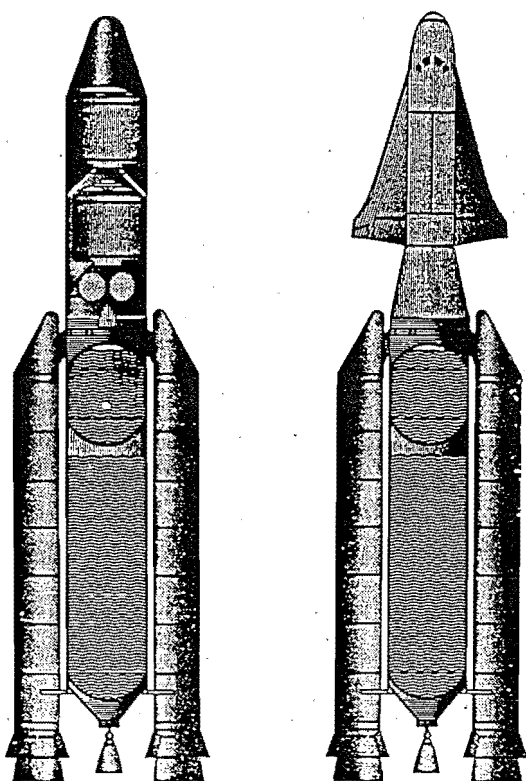


Bild 9: ARIANE 5 und ARIANE 5/HERMES (nach [25])

LEO-Transport

Generell ist der Nutzlasttransport von der Erde in den niederen Erdborbit mit einer reinen Beschleunigungsmission (ohne Cruise-Phase) energetisch am günstigsten. D.h. Trägerfahrzeuge ohne Reiseflugfähigkeit haben unter sonst gleichen Voraussetzungen einen geringeren Treibstoffbedarf als Fahrzeuge mit Reiseflugfähigkeit. Dieses wiederum bedeutet niedrigere Fahrzeugmassen und damit verbundene geringere Entwicklungs- und Produktionskosten.

Aus operationellen Gründen strebt man für künftige Raumtransporter eine kleine Stufenzahl an. Für den Transport in LEO stehen daher ein- und zweistufige Trägerfahrzeuge im Vordergrund der Überlegungen. Darüberhinaus wird allgemein davon ausgegangen, daß Horizontalstarter den operationellen Aufwand für Wartung, Zusammenbau, Startvorbereitung etc. im Ver-

gleich zu Vertikalstartern verringern. Im Grunde genommen sind damit aber nicht die horizontal startenden Fahrzeuge ansich gemeint, sondern Wartung, Überholung und Zusammenbau in horizontaler Lage. Beispielsweise könnten auch horizontal landende Vertikalstarter, die parallel gestuft sind, in horizontaler Lage gewartet und zusammengebaut werden, wie z. B. beim Shuttle II vorgeschlagen (Siehe Bild 10).

Ein wesentlicher operationeller Unterschied zu den Horizontalstartern wäre dann das Aufrichten am Startturm und vor allem die Notwendigkeit des Startturms selbst. Das Aufrichten allein dürfte nicht wesentlich aufwendiger sein als die Positionierung einstufiger Horizontalstarter auf einem Starthilfsgerät (z.B. einem nicht angetriebenen Schlitten bei HOTOL), den diese Fahrzeuge in der Regel zur Einsparung des wegen der hohen Startmasse notwendigen schweren Startfahrwerkes verwenden.

Generell sind zweistufige Trägerfahrzeuge bei gleichen Randbedingungen, d.h. Zielorbit, Nutzlastkapazität, Antriebskonzept etc. leichter als Einstufer. Mit zunehmendem Fortschritt in der Strukturtechnologie nähern sich beide Fahrzeugtypen an. In Bild 11 ist dieser Sachverhalt beispielhaft dargestellt.

Im Vergleich zu Raumtransportern mit reinem Raketenantrieb haben Trägerfahrzeuge mit luftatmendem Antrieb den Vorteil eines ungleich höheren brennstoffspezifischen Impulses, speziell im unteren Machzahlbereich *).

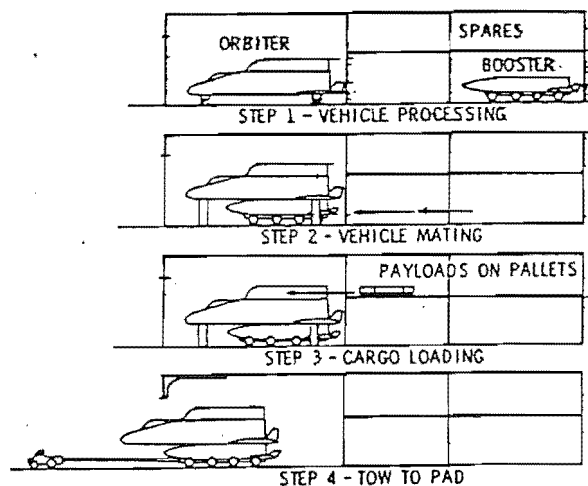


Bild 10: Startvorbereitung eines Vertikalstarters in horizontaler Position [26]

Siehe Anhang 9.1, Raumtransporttechnik

Nachteilig wirken sich der in Bezug auf Höhe und Geschwindigkeit begrenzte Einsatzbereich der luftatmenden Triebwerke sowie die verglichen mit reinen Raketenantrieben sehr hohen Triebwerksmassen aus, die durch die Luftertrittskanäle (Diffusoren) bedingt sind, die für den Flug in großen Höhen wegen der niedrigen Luftdichte einen großen Querschnitt haben müssen. Bei einstufigen Raumtransportern, deren Triebwerke auch in sehr großen Höhen und bei Machzahlen bis über $Ma=20$ noch für die Beschleunigung bis zur Orbitalgeschwindigkeit ausreichenden Schub liefern sollen, führt dies bei der derzeitigen Technologie dazu, daß die Massenerhöhungen die Vorteile des höheren brennstoffspezifischen Impulses zunichte machen. D.h., Fahrzeuge mit reinem Raketenantrieb schneiden besser ab als die luftatmenden Einstufer. Dies zeigen u.a. Resultate in [27], [28] und [29]. In den beiden letztgenannten Referenzen wird angemerkt, daß sich die Vorteile des luftatmenden Antriebsprinzips nur bei gestuften Fahrzeugen, bei denen der luftatmende Antrieb in der unteren Stufe zurückbleibt, herauszukristallisieren beginnen.

Nutzlastverhältnis drastisch, wenn bei ballistischen Verlustfahrzeugen anstelle der eigentlichen Nutzlast eine wiederverwendbare Oberstufe verwendet wird. Deutlich wird dies beim Vergleich des angegebenen Nutzlastverhältnisses für den Träger H-II mit dem der Kombination H-II/Hope sowie für ARIANE 5 mit ARIANE 5/HERMES (Tabelle 5).

Bei Projekten unterschiedlicher Konzeption und unterschiedlichen Reifegrads ist allerdings ein bewertender Vergleich charakteristischer Parameter wegen unterschiedlicher Technologien und unterschiedlicher Basisannahmen oft schwierig. Dies gilt besonders für das bei Raumfahrzeugen oft (und auch in den hier angegebenen Tabellen) herangezogene Verhältnis von Nutzmasse zu Startmasse. Die Angaben sollen ein Gefühl für die Größenverhältnisse und die daraus ableitbaren betrieblichen Bedingungen geben. Zur direkten vergleichenden Bewertung eignen sie sich nicht.

Das angegebene Nutzlastverhältnis für SÄNGER in die 200 km Kreisbahn liegt z.B. etwa im selben Bereich, wie es gegenwärtig für die horizontal startenden Einstufer HOTOL bzw. ASTROS angegeben wird. Zumindest für HOTOL gehören dazu aber wesentlich anspruchsvollere Technologieannahmen für die Struktur als bei SÄNGER. HOTOL ist ein Trägerkonzept mit luftatmendem Antrieb, ASTROS ein reines Raketenfahrzeug.

Nur innerhalb einer Typklasse (ELV, VTOHL, HTOHL...) von Trägern steht ein höheres Nutzlastverhältnis für ein leistungsfähigeres System. Bei Verlustraketen bedeutet ein höheres Nutzlastverhältnis z.B. einen geringeren Material- und Treibstoffaufwand für das (verloren gehende) Fahrzeug, der allerdings mit einer entsprechend aufwendigen Technologie zu erkaufen ist.

Bei wiederverwendbaren Fahrzeugen muß aus operationellen Gründen (Lebensdauer, Wiedereintrittsfähigkeit, Bergungssysteme gegebenenfalls Fahrwerke und Flügel) ein höherer Aufwand getrieben werden, der sich in gegenüber Verlustraketen kleineren Nutzlastverhältnissen niederschlägt.

Die Gegenüberstellung der Nutzlastkapazitäten in den niederen Erdorbit für bemannte Missionen in Tabelle 5 zeigt, daß die voll wiederverwendbaren, vertikal startenden Raketenfahrzeuge ein höheres Nutzlastverhältnis haben als das SÄNGER/HORUS-M-Konzept. Darüberhinaus ist hier zu erwähnen, daß in der Nutzlastangabe für SÄNGER/HORUS-M im Gegensatz zu ARIANE 5/HERMES die Masse für die Crew enthalten ist.

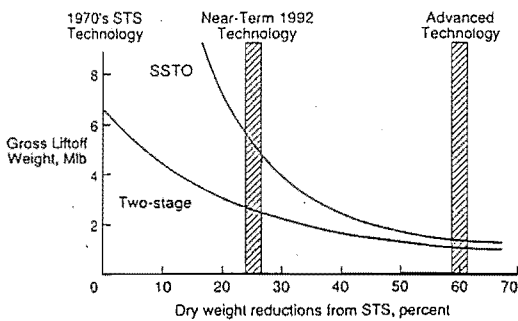


Bild 11: Strukturmassen von Ein- und Zweistufem (nach [29])

Die LEO-Transportkapazitäten verschiedener Trägerfahrzeuge bzw. Trägerfahrzeugkonzepte sind in Tabelle 4 für den unbemannten Nutzlasttransport vergleichend gegenübergestellt. Es bestätigt sich, daß Verlustfahrzeuge (ARIANE 5 und H-II) die höchsten Nutzlastverhältnisse aufweisen. Das angeführte EARL-Konzept verwendet für den unbemannten LEO-Transport eine wiederverwendbare, geflügelte Unterstufe und eine Verlustoberstufe (H155 der ARIANE 5). Das Nutzlastverhältnis dieses teilweise wiederverwendbaren Trägerfahrzeuges ist nicht wesentlich schlechter als das der angeführten Verlustträger. Dagegen sinkt natürlich das

GEO-Transport

Der Transport von Nutzlasten in den geostationären Orbit erfolgt entweder über einen (mit einem geflügelten Fahrzeug nicht sinnvollen) Direkteinschuß in den GTO (z.B. 200 km x 36000 km) aus dem dann mit Hilfe eines Apogäumsantriebs (einer im erdfernten Bahnpunkt gezündeten Raketenstufe) die Zirkularisierung, das heißt die Aufweitung der hochelliptischen GTO-Bahn in die eigentlich gewünschte, kreisförmige geostationäre Bahn erfolgt, oder über eine LEO-Parkbahn mit anschließendem Einschuß einer Transferstufe in die Transferellipse und Zirkularisierung im Apogäum. Letztgenanntes Verfahren erfordert einen höheren Energieaufwand.

Zusätzlich ist die vorhandene Inklination des Systems, das heißt die Neigung der Bahn zur Äquatorebene abzubauen. Der Energie- bzw. Treibstoffaufwand (und damit auch die Fahrzeuggröße) für den Abbau der Inklination ist für kleine Winkel proportional $1/\cos(i)$ mit i =Inklination des GTO.

Laut [16] erfolgt der Einschuß in den GTO mit Hilfe von HORUS-C und weiteren Oberstufe(n) mit ca. 17° Inklination. Diese Inklination muß beim Einschuß in den GEO auf 0° abgebaut werden. Dies erfordert etwa 10 % mehr Treibstoff für 17° Inklination im Vergleich zu 7° Inklination (z.B. für einen konventionellen Start von Kourou aus). D.h. ein Start von Kourou erlaubt im

Vergleich zu SÄNGER bei gleicher GTO-Masse der Nutzlast eine höhere Masse im GEO zu Missionsbeginn. Dies kann entweder in zusätzliche Übertragungsleistung oder mehr Treibstoff für eine längere Dauer der Lage- und Bahnregelung umgesetzt werden.

Der Direkteinschuß von Nutzlasten in den GTO erfolgt bislang ausschließlich mit Verlustsystemen (z.B. ARIANE 4). Ein Konzept für ein teilweise wiederverwendbares System für den GTO-Direkteinschuß ist EARL (European Advanced Rocket Launcher), das eine wiederverwendbare, geflügelte Unterstufe und eine Verlustoberstufe (H155 der ARIANE 5) verwendet. SÄNGER als voll wiederverwendbares System transportiert die GEO-Nutzlasten dagegen zunächst in eine LEO-Parkbahn (200 km, 17° (?)). Der Weitertransport erfolgt mit einem Verlustantriebsmodul. Damit begründet sich auch das für diese Anwendung deutlich geringere Nutzlastverhältnis von SÄNGER gegenüber ARIANE oder EARL, siehe Tabelle 6.

Ein Vergleich einiger Hauptdaten derzeit verwendeter bzw. projektierter Träger ist für die drei Anwendungsgebiete LEO-Transport, bemannt und unbemannt, sowie Transport in den GEO in den folgenden Tabellen angegeben. [30], [31], [32], [33], [34], [35], [36] [37], [38].

Fahrzeug	m_n [Mg]	m_n/m_0 (%)	Orbit, Inklination	Bemerkungen	Lit.
Sänger/Horus-C	6,0 7,7	1,64 2,10	460km, 28,5° 200km, 17°	HTO, Zweistufer, voll wiederverwendbar, luftatmender Antrieb, Reiseflugfähigkeit, Nutzlast hoch = Nutzlast zurück	[16]
Ariane 44L	8,5	1,81	370km,	VTO, Verlustträger	[35]
Atlas Centaur II	6,1		185km, 28,5°	VTO, Verlustgerät	[36,17]
Delta II (3920)	3,4		185km, 28,5°	VTO, Verlustgerät	[36,17]
Titan IV	17,4	2,05	185km, 28,5°	VTO, Verlustgerät	[36,17]
Ariane 5	18,0	2,43	550km, 28,5°	VTO, Verlustgerät	[25]
H-II	10,6	4,08	250km, 28,5°	VTO, Verlustgerät	[30]
H-II/Hope	1,7	0,65	250km, 28,5°	VTO, wiederverwendbare geflügelte Oberstufe, Rückkehrnutzlast = 1,2Mg	[30]
EARL	16,5	3,31		VTO, wiederverwendbare geflügelte Unterstufe, Verlustoberstufe	[31]
ASTROS	14,0	2,55		HTO, Einstufer, Raketenfahrzeug, Starthilfsgerät erforderlich, Rückkehrnutzlast = 14 Mg	[32]
Hotol	7,0	2,50		HTO, Einstufer, luftatmender Antrieb, Starthilfsgerät erforderlich	[33]

Tabelle 4: LEO-Transportkapazität verschiedener Trägerfahrzeuge, unbemannte Missionen

Fahrzeug	m_n [Mg]	m_n/m_0 (%)	Orbit, Inklination	Bemerkungen	Lit.
Sänger/Horus-M	3,0	0,82	460km, 28,5°	HTO, Zweistufer, luftatmender Antrieb, Reiseflugfähigkeit, Nutzlastangabe enthält Masse der Crew (1 Pilot + 3 Astronauten)	[16]
Space Shuttle	21,8	1,10	280km, 28,5°	VTO, teilweise wiederverwendbar, geflügelter Orbiter, max. 7 Astronauten, Rückkehrnutzlast = 14,5Mg	[17]
Energija/Buran	30,0	1,23	180km	VTO, teilweise wiederverwendbar, geflügelter Orbiter, Rückkehrnutzlast = 20,0Mg	[37]
Ariane 5/Hermes	3,0	0,64	550km, 28,5°	Rückkehrnutzlast = 1,5Mg, Nutzlastangabe enthält Masse der Crew nicht	[25]
EARL	5,0 21,0	1,00 2,84	550km, 28,5°	VTO, voll wiederverwendbar, Rückkehrnutzlast = 5,0Mg	[31]
Shuttle II	11,4	1,12	500km, 28,5°	VTO, voll wiederverwendbar, Rückkehrnutzlast = 11,4Mg	[34]

Tabelle 5: LEO-Transportkapazität verschiedener Trägerfahrzeuge, bemannte Missionen

Fahrzeug	m_n [Mg]	m_n/m_0 (%)	Orbit, Inklination	Bemerkungen	Lit.
Sänger/Horus-C	2,3	0,63	200 x 36 000km, 17° (?)	HTO, Zweistufiger, voll wiederverwendbar, luftatmender Antrieb, Nutzlasttransport in den GEO mit Verlustantriebsmodul	[16]
Ariane 44L	4,2	0,89	200 x 36 000km, 7°	VTO, Verlustträger, Nutzlastmassenangabe bzgl. Einfachstart	[25] [35]
Atlas Centaur II	2,6		GTO	VTO, Verlustträger	[36,17]
Delta	0,7		GEO	VTO, Verlustträger	[36]
Titan IV IUS	2,4		GEO	VTO, Verlustträger, IUS ... zweistufiger Feststoff-Transferantrieb	[36]
Titan IV Centaur	4,5		GEO	VTO, Verlustträger	[36]
Shuttle IUS	2,3		GEO		[38]
Ariane 5	6,8	0,92	200 x 36 000km 10°	VTO, Verlustträger, Nutzlastmassenangabe bzgl. Einfachstart	[25] [35]
EARL	5,5	1,11		VTO, teilweise wiederverwendbar	[34]

Tabelle 6: GTO- bzw. GEO-Transportkapazität verschiedener Trägerfahrzeuge

4.2 Technologische Problembereiche

Ein Projekt SÄNGER stellt in einem sehr weiten Technologiebereich außerordentlich hohe Ansprüche, von denen viele beim heutigen Stand noch nicht erfüllt werden können. Das Projekt kann von daher nur als Langfristvorhaben verstanden werden, dem vor einer Realisierung eine ausreichende Vorlaufphase gegeben werden muß, wenn kein unakzeptables technisches Risiko eingegangen werden soll. In dieser Studie werden in diesem Zusammenhang nur die beiden meist diskutierten Problembereiche angesprochen, die Aerothermodynamik und die Antriebstechnik.

Während bei der aerothermodynamischen Auslegung wenigstens teilweise auf praktische Erfahrungen zurückgegriffen werden kann, ist die Technologie der luftatmenden Hyperschallantriebe völliges Neuland. Die diesbezügliche Diskussion unter 4.2.2 wurde daher etwas ausführlicher gehalten.

4.2.1 Aerothermodynamische Auslegung

Wenn Nutzlasten mit vertikal startenden Verlustträgern in den Weltraum transportiert werden, erfolgt der Flug normalerweise im sogenannten Gravity Turn, das heißt, ohne einen Anstellwinkel zur Flugbahn. Die einzige aerodynamische Größe, die von Interesse ist, ist der Widerstand. Beim Erreichen hypersonischer Geschwindigkeiten ist die Luftdichte bereits so gering, daß praktisch keine für diesen Bereich der Aerodynamik typischen Probleme auftreten.

Dies ist grundsätzlich anders bei wiederverwendbaren Fahrzeugen, die auf dem Rückweg einen Hyperschallflug durch die zunehmend dichtere Atmosphäre machen und dabei ihre kinetische Energie abbauen müssen. Einen nochmals wesentlich größeren technologischen Schwierigkeitsgrad bieten horizontalstartende, 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 Prozesse oft als Aerothermodynamik bezeichnet. Hauptprobleme sind der Schutz gegen die hohen Temperaturen von mehreren tausend Grad und die Vermeidung zu großer Wärmeflüsse in das Fahrzeug.

Die für die 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 wechselwirkt.

Die konstruktive Behandlung des Problems wird durch die hier nicht im Detail zu erörternden physikalischen Probleme erschwert, die eine zufriedenstellende Simulation der Vorgänge am Boden sehr aufwendig wenn nicht unmöglich machen. Auch die theoretische Behandlung ist, von einfachen Spezialfällen abgesehen, äußerst aufwendig. Erst in neuester Zeit beginnen sich Möglichkeiten zu einer problemnahen Behandlung mit großem Rechenaufwand auf Höchstleistungscomputern abzuzeichnen.

Die erwähnte stumpfe Konfiguration führt zu einem kleinen Verhältnis von Auftrieb zu Widerstand, das heißt, einer schlechten Gleitzahl. Bei SÄNGER muß nun für beide Stufen eine relativ hohe Gleitzahl erreicht werden.

Für die Unterstufe EHTV ergibt sich das daraus, daß der geforderte Reiseflug wegen der erforderlichen Triebwerksgröße und dem klein zu haltenden Treibstoffverbrauch nur möglich ist, wenn der aerodynamische Widerstand möglichst gering ist und gleichzeitig ein möglichst großer Teil der Fahrzeugmasse von den Flügeln getragen wird.

Für die Oberstufe ergibt sich die Forderung nach einer hohen Hyperschallgleitzahl aus der Forderung einer Rückkehr nach Europa, das heißt, einer großen Seitenreichweite.

Hohe Gleitzahlen im Hyperschallbereich sind aber mit dem Konzept des stumpfen Körpers nicht zu erreichen. Aus diesem Grund haben die SÄNGER Stufen und alle ähnlichen Konzepte verhältnismäßig spitze Konfigurationen. Die Folge ist eine starke Verschärfung der oben genannten 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 bis zu einer eventuellen Realisierung von SÄNGER erhebliche Entwicklungsarbeit zumindest auf der Seite der Werkstoffe und der Rechenverfahren (CFD). Die vorgeschlagene Entwicklung eines Demonstrators als erstem Schritt zu einem System SÄNGER muß als absolut notwendig angesehen werden.

4.2.2 Kombinationsantriebe

Die für die SÄNGER-Unterstufe in Betracht zu ziehenden Antriebskonzepte unterliegen in erster Linie einer Optimierung zwischen den Schubanforderungen aus der gewünschten Mission, der Art und Masse des Brennstoffes, außenaerodynamisch günstiger Integrierbarkeit und technischer Realisierbarkeit.

Die wichtigsten Missionsrandbedingungen sind in diesem Fall horizontaler Start in Europa, Reiseflug bei $Ma = 4,4$ in 26 km Höhe bis in Äquatornähe, Beschleunigungsmöglichkeit auf $Ma = 6,8$ zum Absetzen eines Raumtransporters als Trägerlast in 31 km Höhe und Rückflug, wobei insgesamt etwa eine Flugstrecke von 6 000 km vorgesehen ist.

Eine solche Mission ist nur von einem luftatmenden Antrieb, bestehend aus einer Kombination von Turbinen-Luftstrahltrieb (TL) für den unteren Machzahlbereich bis $Ma = 3,5$ und einem Staustrahltrieb (Ramjet) für den Bereich darüber, treibstoffgünstig zu erfüllen.

Die generelle Wirkungsweise des thermodynamischen Arbeitsprozesses von Turbo- und Staustrahltrieb, bestehend aus Verdichtung der vom Einlauf zugeführten Luft, Aufheizung durch Verbrennung und Expansion der Abgase in einer Düse, ist gleich. Beim Start bzw. bei niedrigen Fluggeschwindigkeiten besteht keine bzw. nur zu niedrige Stauverdichtung zum Erhalt eines effizienten Arbeitsprozesses, so daß hier ein durch eine Turbine angetriebener Verdichter notwendig ist (Turbobetrieb). Mit zunehmender Flugmachzahl steigt die Stauverdichtung an und unterstützt zunächst den Turbobetrieb bis in den Überschallbereich hinein, wirkt dann jedoch aufgrund des progressiv steigenden Stautemperaturniveaus dadurch begrenzend auf den reinen Turbobetrieb, daß bei aus Materialgründen begrenzter Turbineneintrittstemperatur aber steigender Verdichtungstemperatur die Aufheizspanne in der Brennkammer des Turbotriebwerks und damit die mögliche Energiezufuhr abnimmt. Eine dem Turboteil nach- oder parallelgeschaltete Verbrennung muß die weitere Energiezufuhr übernehmen und führt in einer Übergangsphase ($Ma = 3$ bis 4) zu einem Abschalten des Turbobetriebs hin zu reinem Staustrahltrieb.

Für die vorgegebene Flugmission einer Unterstufe SÄNGER haben sich aus einer Reihe möglicher Antriebskombinationen drei Varianten als günstigste Lösung ergeben [39].

1. Turbojet/Ramjet
Turbojet und Staustrahl in coaxialer Anordnung

2. Turbojet/Ramjet
in paralleler Anordnung
3. Turbofan/Ramjet
in coaxialer Anordnung mit im Staubetrieb durchströmtem Fan-Bypass.

Die Hauptbestandteile eines jeden dieser Antriebe sind der Einlaufdiffusor, die Luftkanäle für den Turbo- und den Staustrahlteil, das Turbotriebwerk, die Staubrennkammer und die Düse. Zusammen bilden sie ein Antriebssystem, das aufgrund des weiten Flugmachzahlbereichs in allen Teilen flexibel zusammenarbeiten muß. Da die Innenabmessungen der Kanalquerschnitte für den Turboteil und den Staubrennkammerteil auf einen jeweiligen Auslegungsbetriebspunkt (Design) festgelegt werden müssen, ist eine Anpassung an die unterschiedlichen Außenbedingungen jeder Flugphase durch Verstellbarkeit des Einlaufs und der Düse erforderlich, analog jener in heutigen Überschallflugzeugen angewandten Technik, jedoch unter erheblich schwierigeren Randbedingungen bezüglich erhöhter Druck- und Temperaturbelastung.

Der Einbau von bis zu fünf Antriebsaggregaten in kompakter Anordnung unter der Flugzeugzelle läßt sowohl rechteckige Einlauffangquerschnitte als auch rechteckige Düsenhalsquerschnitte als bevorzugte Installation erkennen mit einer Kanalgeometriefolge: rechteckig - rund - rechteckig.

Der Einlauf ist als Rampenkeileinlauf ausgebildet, dessen Mehrfachklappensystem die Lage der äußeren Verdichtungsstöße der Flugmachzahl optimal anpassen muß. Die Düse stellt eine asymmetrisch abgeschnittene Rechteck-Lavalldüse dar, deren unterer verkürzter Teil zur Verstellung des Halsquerschnittes und der Divergenz dient und deren verlängerter oberer Teil als fester Bestandteil der Zellenunterseite eine Expansionsrampe bildet und damit den sehr weit gespannten Expansionsbereich (Düsendruckverhältnisse von 3 bis über 600) abdecken muß.

Bezüglich der Einlauf- und Düsenkonstruktion erweisen sich die Konzepte mit coaxialer Anordnung des Turboantriebsteils als neutral, während die parallele, räumlich übereinander gestaffelte Anordnung von Stau- und Turboteil insbesondere im mit ca. 2 800 K heißesten Triebwerkskanal eine komplexere Doppeldüse mit einer Mittelklappe und doppelseitigen Querschnittsverstellung erfordert. Die Kanalumschaltung im Einlaufteil erfordert zudem hierbei große Klappenstellbereiche.

Damit liegen Präferenzen bei einer coaxialen Anordnung von Turbo- und Stautriebwerkskanal. Auch hier

muß im Staustrahlbetrieb das Turbotriebwerk vor der heißen Eintrittsströmung (ca. 2 000 K bei $Ma = 6,8$) abgeschottet werden. Während der Turbojet als Ganzes verschlossen wird, soll im Turbofan-Konzept nur das innere Basistriebwerk für die heiße Strömung bei Staubetrieb gesperrt werden, d. h. die Fan-Schaufeln verbleiben in der Strömung des Staukanals. Der Fan besteht dabei aus zwei gegenläufigen Rotoren, deren Blattverstellung eine flexible Betriebsanpassung sowie widerstandsarme Segelstellung ermöglichen muß. Im Staubetrieb müssen die Fan-Schaufeln aktiv gekühlt werden. Die Komplexität eines solchen Turbotriebwerks mit Ausführung als Drei-Wellen-Triebwerk mit gegenläufiger Turbine sowie die Kühlung des Verstellfans enthalten gegenüber dem reinen Turbojet-Konzept ein erhöhtes Entwicklungsrisiko.

Es kann daher davon ausgegangen werden, daß bezüglich der Entwicklung des Turboantriebs die am wenigsten riskante Variante eines Einkreis-Turbostrahltriebs (Turbojet) favorisiert werden wird. Dabei ist die Technologie moderner militärischer Strahltriebe die Ausgangsbasis. Jedoch stellt auch ein solcher Turboantrieb eine Neuentwicklung dar. Die Verdichterendstufen sind hierbei mit ca. 1 000 K einer etwa 400 K höheren Temperatur ausgesetzt als bisher üblich. Da Wasserstoff als massenspezifisch hochenergetischer Brennstoff einzusetzen ist, müssen auch Brennkammertechnologie und Brennstoffregelung diesbezüglich entwickelt werden. Die Turbine muß, solange kein keramischer Werkstoff einsetzbar ist, mit einem Teil der Verdichterdrukkluft gekühlt werden. Hierbei wird vorheriges Abkühlen (Rückkühlung) dieser Luft mittels Wasserstoff erforderlich, da beim Hyperschallflug keine kalte Umgebungsluft zur Verfügung steht.

Wasserstoff muß ebenfalls im Staustrahlbetrieb den Thermalhaushalt des gesamten Antriebs balancieren, d.h. Kühlung aller heißen Oberflächen im Staukanal wie Einlaufklappen, Staukanalinnenfläche, Triebwerksgehäuse, Staubrennkammer- und Düsenwände. Hierbei ist von indirekter Kühlung mit gesondert über LH_2 /Luft Wärmetauscher rückgekühlter Kühlluft für Heißeile bis zur Staubrennkammer und Düse und von direkter Kühlung durch Wasserstoff selbst für letztere auszugehen. Sinnvollerweise ist hierfür die Kühlkapazität des momentan zur Energiezufuhr benötigten Wasserstoffs zu nutzen.

Abschätzungen zeigen auf, daß unter der Voraussetzung mittelfristig weiterentwickelbarer Hochtemperaturlegierungen die Kühlkapazität ausreicht. Für die maximal zulässigen Temperaturen heutiger Werkstoffe muß hier jedoch mit einem Engpaß gerechnet werden.

Daher ist der Thermalhaushalt des Antriebs als vordringliches Problem zu sehen und steht in Wechselbeziehung zur Minimierung der zu kühlenden Strukturen und der Wahl verfügbarer hochwarmfester Werkstoffe auf Metall-, Silizium- und Kohlenstoffbasis.

Die Beherrschung thermischer Dehnungen sowie der Heißluft- bzw. Heißgasleckmengen an allen verstellbaren Klappensystemen ist nicht gering einzuschätzen.

Das größte Bauvolumen des Antriebes wird vom Einlauf mit seinen Strömungskanälen zum Turboteil und der Staubrennkammer hin eingenommen. Die Festlegung seiner Geometrie bei erforderlichen Mindestlängen für verlustarme, ablösungsfreie Strömungsführung sowie die Ableitung rumpfnaher Grenzschicht für einen störungsfreien Turbobetrieb stellen hier ein zentrales Auslegungsproblem dar, das im Zusammenwirken mit dem Experiment zu lösen sein wird.

Ebenso muß die Betriebscharakteristik der gewählten Düsenkonfiguration für alle Betriebspunkte experimentell validiert werden, da insbesondere bei einer schräg abgeschnittenen Düse Richtungsschwankungen des Schubvektors auftreten werden, die entweder über aerodynamische Steuerflächen oder aber über eine düseninhärente Schubvektorsteuerung balanciert werden müssen.

Die angesprochenen Problemkreise zeigen, daß für die technische Realisierung eines SÄNGER Unterstufenantriebs erhebliche Entwicklungsschritte vollzogen werden müssen.

Die gewählte Zweistufigkeit des SÄNGER-Konzeptes und damit antriebsseitige Trennung in luftatmend angetriebene Unterstufe und raketengetriebene Oberstufe grenzt dieses Projekt gegenüber einstufigen Konzepten wie NASP (National Space Plane, USA) und HOTOL (Großbritannien) scharf ab. Letztere benötigen eine auf einem Fahrzeug installierte Antriebskombination, die den gesamten Flugkörper von Flugmachzahl 0 bis 25 führt.

Für Flugbereiche oberhalb $Ma = 7$ wird der Einsatz von Staustrahltriebwerken mit Überschallverbrennung vorgesehen. Auch sind Antriebe auf der Basis von LA-CE (Liquified Air Cycle Engine) mit Luftverflüssigung und -zerlegung denkbar.

Dies zeigt wie insbesondere Missionskonzept und Antriebsentwicklung in Wechselwirkung stehen. So wird auch der Antrieb einer SÄNGER-Unterstufe auf deren Mission hin ausgelegt und abgestimmt, wobei die Streckenlänge eines unbeschleunigten Reisefluges wesentlich in den Brennstoffverbrauch eingehen wird.

Abschätzungen des Treibstoffverbrauchs an Hand rechnerischer Flugsimulation im Bereich des Staustrahlbetriebs von $Ma = 3$ bis $Ma = 7$ zeigen, daß ein gleichmäßig beschleunigter Flug Treibstoff einspart [40]. Die Einsparungen werden umso größer, je mehr auf Ausnutzung des maximal möglichen Beschleunigungspotentials des Staustrahltriebwerks und je weniger auf eine zurückgelegte Strecke Wert gelegt wird.

Diese Tendenz läuft langen Reiseflugstrecken entgegen.

4.2.3 Werkstoffprobleme

Der Technologiebereich Werkstoffe und Bauweisen hat neben der Antriebstechnik eine Schlüsselfunktion und stellt besonders unter dem Aspekt des Thermalschutzes eines der größten Risiken überhaupt für die Entwicklung von künftigen Raumtransportsystemen dar. Das Konzept des SÄNGER ist nur zu verwirklichen, wenn es gelingt, hochtemperaturbelastbare Strukturen mit extrem geringen Flächengewichten aus Werkstoffen mit hohen massenspezifischen Kennwerten zu entwickeln.

Werkstoffe

Der abzudeckende Temperaturbereich beginnt bei ca. -250°C für Strukturen des Flüssigwasserstoff-Tanks und reicht bis ca. 1800°C im Bereich der Staupunkte von Flügel- und Rumpfnase beim Wiedereintritt der Oberstufe. Für Temperaturen bis zu 1200°C werden weiterzuentwickelnde Metall-Legierungen einsetzbar sein und ihren Platz als Primärwerkstoff auch weiterhin einnehmen. Es besteht jedoch ein erheblicher Bedarf bei der Entwicklung eines dauerhaften Oxidationsschutzes und der Technologie der Faserverstärkung. Speziell im Vergleich mit den USA kann für die sogenannten MMC (Metall Matrix Composites) eine Technologielücke festgestellt werden.

Einen weiteren Schlüsselwerkstoff stellen die Faserkeramiken CMC (Ceramic Matrix Composites) dar. Hohe Temperaturbeständigkeit und hohe spezifische Kennwerte machen sie neben den C/C-Verbunden, also in Kohlenstoff eingebetteten Kohlefasern, zu den aussichtsreichsten Kandidaten für Thermalschutzsysteme und für hochbelastete Bauteile im Antriebsbereich. Hier steht die Entwicklung jedoch noch ganz am Anfang. Hoher Entwicklungsbedarf ist vor allem bei Oberflächenschutzsystemen für die carbonfaserverstärkten C/C- bzw. siliciumcarbidfaserverstärkten C/SiC-Werkstoffen zu sehen. Ein Durchbruch bei den SiC/SiC-Faserkeramiken, also in Siliziumcarbid eingelagerten Siliziumcarbidfasern, ist erst mit der Ent-

wicklung neuer, temperaturbeständigerer Fasern, deren Festigkeit auch oberhalb 1200°C erhalten bleibt, zu erwarten.

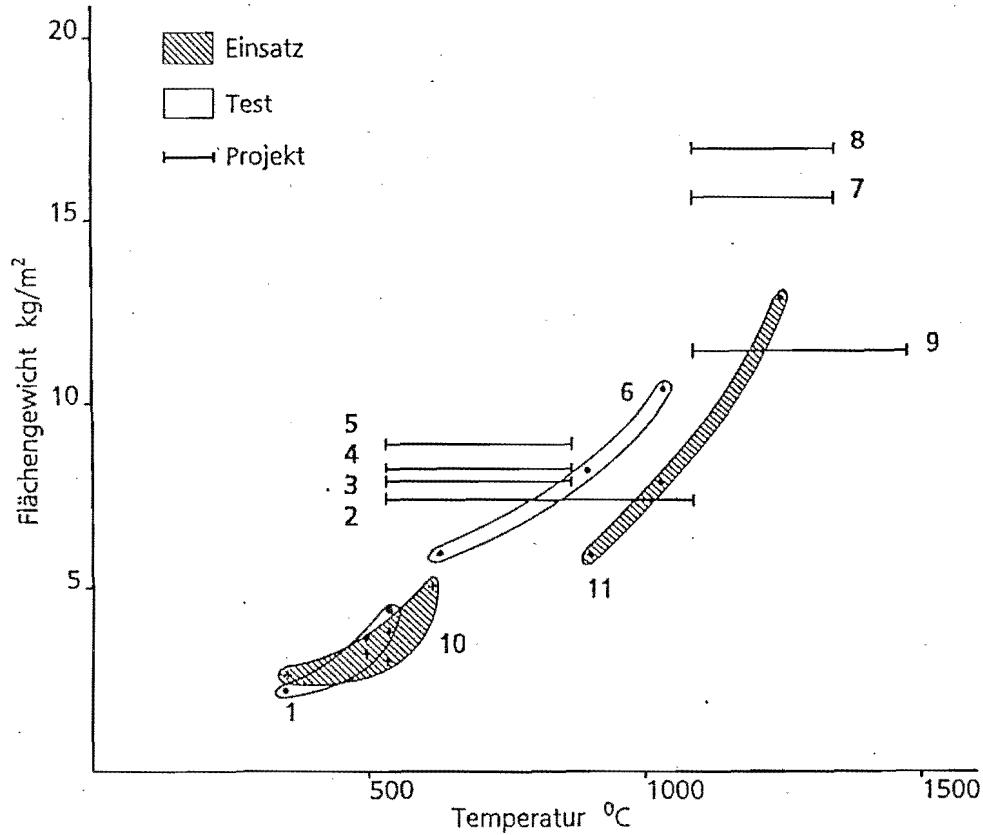
Für SÄNGER sind lasttragende Strukturen und Triebwerksstrukturen aus beiden Schlüsselwerkstoffen vorgesehen, um die Forderung nach geringstmöglicher Masse erfüllen zu können. Lassen sich für die meisten MMC-Anwendungen auch unverstärkte Metallbauweisen - wenn auch mit höheren Flächengewichten - realisieren, gibt es für ungekühlte, heiße CMC-Strukturen keine Alternativlösungen. Da die Eigenschaften dieser Werkstoffe sehr stark von der jeweiligen Technologie bei der Herstellung abhängen, ist es unbedingt erforderlich, in Deutschland das entsprechende Know How aufzubauen bzw. zu erweitern.

Der insgesamt sehr hohe Entwicklungsbedarf, der aus nationaler Sicht vor allem gegenüber den führenden Herstellern in den USA (MMC), Japan (Faserherstellung) und Frankreich (CMC) besteht, erscheint trotz europäischer und weltweit zunehmender Kooperationsbereitschaft nach wie vor notwendig, da alle wichtigen Technologieentwicklungen auch unter gesamtwirtschaftlichen und militärischen Gesichtspunkten betrachtet werden müssen. Die Verfügbarkeit der eventuell unter Geheimhaltung erzielten Technologien, die für SÄNGER besonders risikobehaftet sind, darf nicht von der politischen Großwetterlage abhängig sein.

Bauweisen

Bei den Bauweisen werden die Thermalschutzsysteme (TPS) einschließlich der heißen, tragenden Strukturen sowie die Tank- und Triebwerksstrukturen als Schlüsseltechnologien angesehen. Aufgrund der höheren maximalen Temperaturbelastungen und enger Toleranzen ist für den Hitzeschutz die reine Kachelbauweise des Shuttle Orbiters für SÄNGER nicht ausreichend. Zu den wichtigsten Anforderungen zählt neben der absoluten Ausfallsicherheit eine niedrige flächenspezifische Masse (das sog. Flächengewicht), da eingesparte TPS-Masse direkt der Nutzlast zugeschlagen werden kann. Neben den flugerprobten Keramik-Kacheln bilden Multiwalls aus diffusionsgeschweißten Metallfolien eine mögliche Alternative für ein passives Thermalschutzsystem. Das Material der Deckschicht begrenzt den Anwendungsbereich auf 540°C (Titan) bzw. ca. 900°C (Superlegierungen). Die Befestigung der Multiwalls kann mechanisch durch Bolzen- oder Bajonett-Verbindungen erfolgen, wobei Fragen der Betriebssicherheit und Inspizierbarkeit noch gelöst werden müssen.

Bild 12: Flächengewichte verschiedener Thermalschutzsysteme



Flächengewichte verschiedener Thermalschutzsysteme

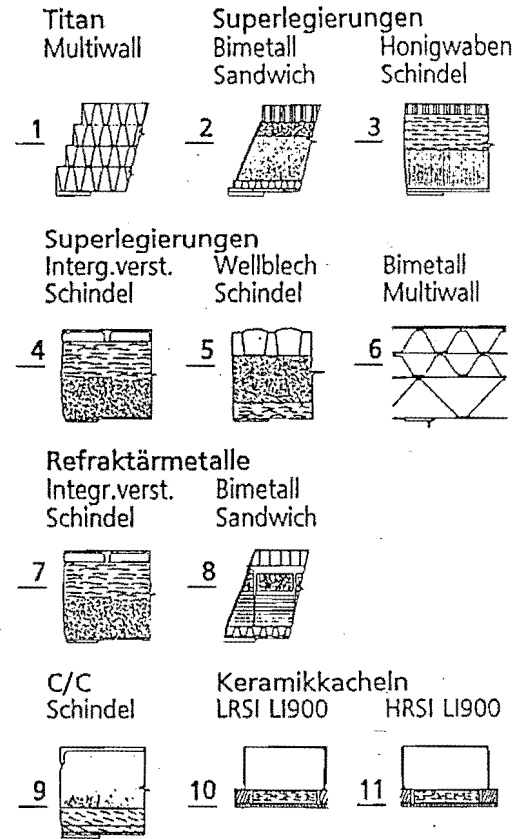
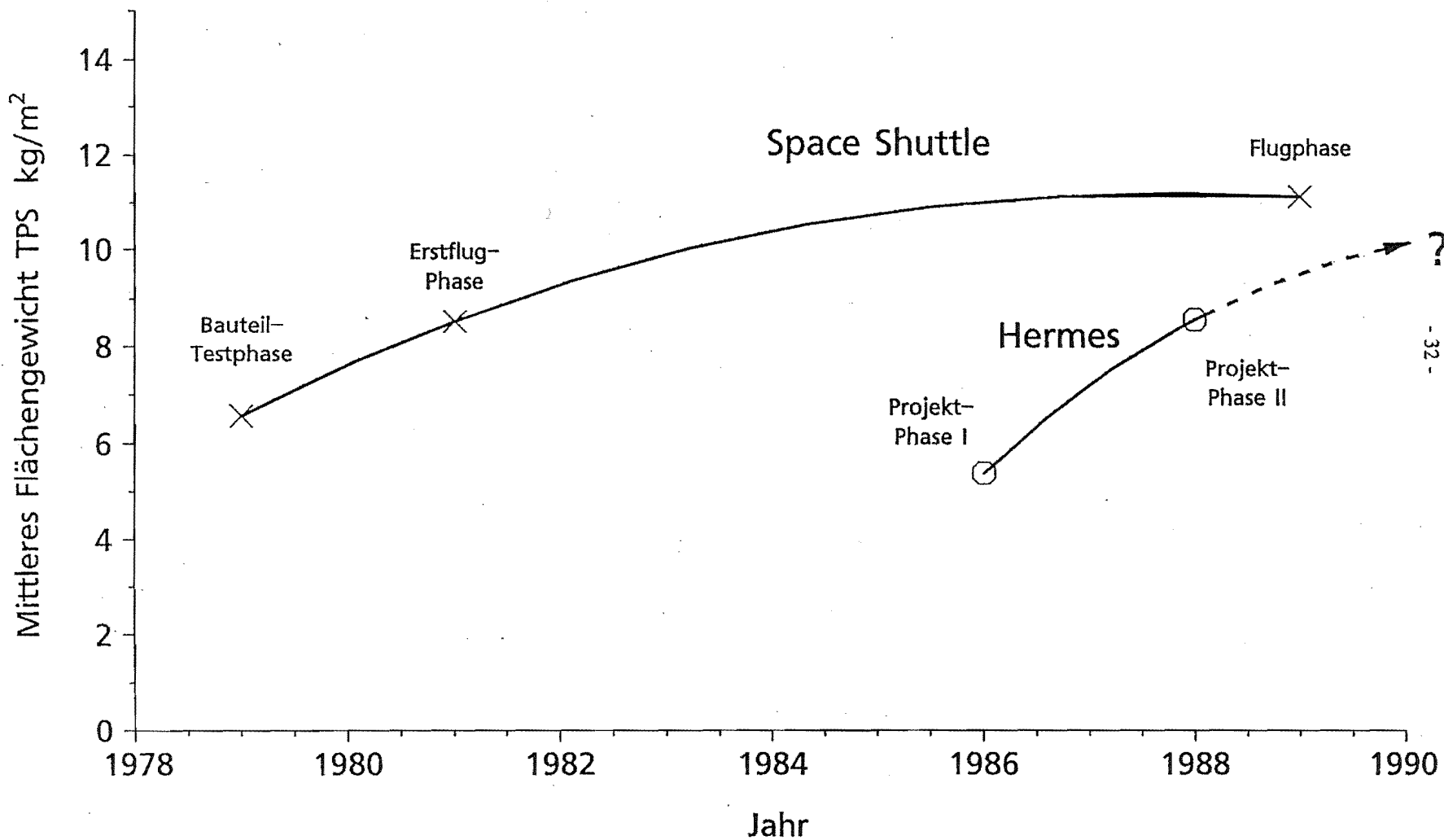


Bild 13: Zeitliche Entwicklung von Thermalschutzflächengewichten



Zeitliche Entwicklung von TPS-Flächengewichten



Ist aufgrund der aerodynamischen Aufheizung beim langen Hyperschallflug eine aktive Kühlung notwendig, liegen die erforderlichen Flächengewichte jedoch sehr hoch, außerdem ist die Fertigungstechnologie und Fügetechnik in Europa für ein integriertes Röhrensystem derzeit nicht verfügbar.

Aus heutiger Sicht ist ein mittleres TPS-Flächengewicht für das Gesamtsystem von ca. 10kg/m^2 realisierbar (Bild 12). Die von MBB anvisierten Werte für SÄNGER liegen deutlich darunter. Erfahrungen aus der Shuttle-Entwicklung und der verschiedenen Stufen der HERMES-Projektphasen zeigen jedoch, daß die mittleren Flächengewichte gegenüber der ursprünglich projektierten Version eher zu- als abnehmen (Bild 13).

Der relative Anteil der tragenden heißen Strukturen liegt im Vergleich zum Space Shuttle beim HORUS deutlich höher. Geringstmögliche Massen müssen durch die Herstellung großflächiger, dünnwandiger, integralversteifter Bauteile aus Faserkeramik angestrebt werden, wenn die projektierten Flächengewichte eingehalten werden sollen.

Im Vergleich zur flugerprobten Technologie des Space Shuttle liegen die Strukturmassen (bezogen auf die Masse bei Stufentrennung) für HORUS deutlich niedriger und im Bereich moderner, ungeflügelter Raketenstufen. Sie können derzeit ohne detaillierte Firmenangaben nicht nachvollzogen werden. Im Bereich der Zellenstrukturen kann in Europa nur auf geringe Erfahrungen mit Hochtemperatur-Strukturwerkstoffen zurückgegriffen werden. Schlüsseltechnologien sind hier die Herstellung großflächiger Integralbauteile aus CFK und Titanlegierungen sowie wärmedehnverträgliche Bauweisen.

Für den Kryo-Tank in Membran-Bauweise besteht noch ein hoher Entwicklungsbedarf, speziell für die Entwicklung eines geeigneten dreidimensionalen Schweißverfahrens. Die verwendeten Werkstoffe müssen gegen Wasserstoffversprödung resistent sein und ein unkritisches Mikrorißverhalten bei tiefen Temperaturen aufweisen.

Für die Triebwerke kommt der Entwicklung von Faserkeramik-Bauteilen (Einlauf, Düse) höchste Priorität zu. Weitere Schwerpunkte bilden Verbesserungen auf werkstofftechnologischem Gebiet (MMC, Hochtemperatur-Oxidationsschutz) und die konstruktive Gestaltung der Ramjet-Strömungskanäle einschließlich Einlauf und Expansionsdüse.

4.3 Technik und Logistik des Betriebs

Einer der wesentlichen Gründe für die weit über den ursprünglichen Vorstellungen liegenden Kosten des amerikanischen Space Transportation Systems Space Shuttle waren die anfänglich nicht ausreichend analysierten Betriebsvorgänge. Darauf weisen insbesondere die ausführlichen Untersuchungen des Shuttle-Systems in den OTA-Studien hin [12].

Bemerkenswerter Weise drohte im Zusammenhang mit der im ESA Langzeitplan LTP vorgesehenen Errichtung einer In Orbit Infrastruktur (IOI) der gleiche Fehler. Die seit einiger Zeit anlaufenden Untersuchungen zum Betrieb der IOI zeigen eine Tendenz zu steigenden Kosten und eine anfangs starke Unterschätzung des Aufwands [5].

Neben den Fragen des Piloten- und Astronautentrainings gehören hierher die Detailuntersuchungen der betrieblichen Abläufe, bei denen in Bezug auf eine Bewertung des SÄNGER vor allem der Einfluß der Fahrzeuglage auf den Aufwand bei Wartung und Startvorbereitung untersucht werden muß. Es leuchtet ein, daß die für den Vertikalstart notwendigen Anlagen viel aufwendiger und vom betrieblichen Ablauf her unflexibler sind als eine flugzeugähnliche Startvorbereitung, bei der das Fahrzeug einfach an einen gerade verfügbaren freien Platz gerollt und von geeigneten Hilfsfahrzeugen her versorgt wird. Welches Ausmaß dieser Unterschied quantitativ hat, muß jedoch noch eingehender studiert und mit durch dieses Verfahren bedingten Nachteilen, wie z.B. der Notwendigkeit eines für das volle Startgewicht auszulegenden Fahrwerks und Flügels verglichen werden.

Von der betrieblichen Analyse her erweist sich die Abschätzung der Zuverlässigkeit des Systems als von fundamentaler Bedeutung. Dies wird derzeit durch die beim US-Shuttle aufgetretenen Probleme erneut beleuchtet und beeinflusst die in den USA laufenden Entscheidungsprozesse erheblich.

Dabei ergibt sich ein Zielkonflikt zwischen der kostenmäßigen Optimierung des Transportsystems selbst und der Optimierung des Betriebsablaufs.

Ein voll wiederverwendbares Transportsystem ist in jedem Fall ein teures Hochleistungssystem, mit dem ein wirtschaftlicher Betrieb nur möglich ist, wenn ein mit wenig Personal auskommender Routinebetrieb mit hohen Flugfrequenzen realisiert werden kann. (In der Luftfahrt heißt es: "Ein Flugzeug gehört in die Luft!"). Bei begrenztem Bedarf bedeutet das aber, daß, um die betriebswirtschaftlich notwendige Auslastung zu sichern, nur wenige Exemplare der Transportfahrzeuge

benötigt werden, an die außerordentlich hohe Zuverlässigkeitsanforderungen zu stellen sind.

Unabhängig von den an anderer Stelle zu diskutierenden Sicherheitsfragen bedeuten wenige Fahrzeuge eines Hochleistungssystems ein hohes Risiko für die Durchführung eines Großprojekts, das von der pünktlichen Abwicklung mehrerer Flüge abhängt. Wenn ein in Serie produzierter Verlustträger sein Ziel nicht erreicht, ist genau eine Mission fehlgeschlagen. Wenn aus einer Flotte von zwei Trägerfahrzeugen (wie z.B. für HERMES geplant) eins ausfällt, so verliert man langfristig 50% der Transportkapazität. Dies Risiko dürfte für Projekte, die auf routinemäßige Versorgung angewiesen sind (bemannte Raumstation, kommerzielle Starts) zu hoch sein. Wie auch OTA hervorhebt [6], ergibt sich bei einer (bisher nicht erreichten und nicht nachgewiesenen) Zuverlässigkeit des U.S.-Shuttles von 98% ein 50/50 Risiko, einen weiteren Shuttle innerhalb der nächsten 34 Flüge zu verlieren, das heißt noch vor oder bei Beginn der Aufbauphase der Space Station.

5. Umweltbelastung

Die allgemeinen Bemühungen zur Erforschung des menschlichen Einflusses auf die Umwelt im Zusammenhang mit der zu erwartenden Zunahme des Luftverkehrs und der Planung supersonischer und hypersonischer Transportsysteme haben die Frage aufgeworfen, inwieweit die geplanten und in der Entwicklung stehenden Transportsysteme Auswirkungen auf die Umwelt, d.h. insbesondere auf die Atmosphäre haben.

Dies betrifft sowohl die direkten Emissionen von Gasen, Staub und Wasserdampf durch die Triebwerke, die in der Umgebung des Flugkörpers durch hohe Austrittstemperaturen und Verwirbelungen gestörte Chemie und Dynamik der Luft als auch die Lärmbelastigung und die Errichtung der erforderlichen Infrastruktur am Boden.

Auf eine quantitative Abschätzung der Umweltbeeinflussung durch das Transportsystem SÄNGER wird an dieser Stelle verzichtet, da zu diesem Thema eine Studie im Auftrag des BMFT unter Mitwirkung des MPI für Meteorologie Hamburg, des MPI für Chemie Mainz, MBB, IABG, MTU und anderen erstellt wird. Mit einem Endbericht hierzu ist zum Februar 1991 zu rechnen.

5.1 Belastung durch Lärm

Von einem Transportsystem SÄNGER sind zwei Formen der Lärmbelastung der Umgebung des Flugkorridors zu erwarten.

- Lärmentwicklung der Triebwerke beim Start
- Der "Überschallknall" unter der überflogenen Flugstrecke

Zur Lärmentwicklung der Triebwerke liegen erste Abschätzungen vor, die noch nicht zur Veröffentlichung freigegeben sind [39]. Ohne aber auf Einzelheiten einzugehen, läßt sich feststellen, daß auf Grund der Triebwerksbauart die Lärmentwicklung noch über den bei einem Start der Concorde entstehenden Lärmpegel hinausgeht.

Damit ist klar, daß SÄNGER in dieser Beziehung sämtliche heute gültigen Vorschriften verletzt und auf keinen Fall etwa von einem regulären Flughafen im Landesinneren her betrieben werden kann.

Dieser Sachverhalt kann aber möglicherweise toleriert werden, da schon aus einsatztechnischen Gründen normalerweise ein Start von einem möglichst südlichen Flughafen her in südliche Richtung angestrebt wird, das heißt in Richtung auf die offene See. (Vergleiche Bild 2).

In Bezug auf den seinerzeit im Zusammenhang mit dem Überschallflugverkehr sehr intensiv diskutierten "Überschallknall", der entsteht, wenn der als "Bugwelle" vor dem Fahrzeug stehende Stoßkegel den Erdboden erreicht, liegen die Verhältnisse günstiger als bei Überschall-Verkehrsflugzeugen.

Zwar ist die Intensität auf Grund der Fahrzeuggröße und der hohen Geschwindigkeit besonders hoch, andererseits ist der Winkel der Stoßwelle zur Flugbahn wegen der höheren Machzahl aber flacher als etwa bei der Concorde und wird daher auf dem Weg bis zum Erdboden stärker gedämpft. Dieser Effekt wird natürlich durch die große Flughöhe, in der SÄNGER fliegen muß, noch weiter verstärkt.

5.2 Umweltbeeinflussung der Atmosphäre, insbesondere der Ozonschicht

5.2.1 Bisherige Forschungsaktivitäten

Die Diskussion um die Beeinflussung der Atmosphärenchemie durch den Flugverkehr begann mit den Projekten zur Einführung von Überschallverkehrsflugzeugen. Solche SST (Supersonic Transport) müssen aus technischen Gründen in sehr großen Höhen fliegen,

in denen andere, bisher weniger untersuchte Gesetzmäßigkeiten gelten als in der Troposphäre, in der sich das Wettergeschehen und alle bisher diskutierten anthropogenen Einflüsse abspielen. SÄNGER wird ebenfalls in diesen Höhen fliegen, ist aber sonst nicht unmittelbar mit einem SST-Betrieb zu vergleichen, da er andere Triebwerke und andere Betriebsweisen hat. Im folgenden sollen aber dennoch die Ergebnisse der ersten Diskussionen um die Beeinflussung der Hochatmosphäre referiert werden, um eine erste Diskussionsgrundlage zu geben.

Cl _x , ppbv	NO Injection Rate	Injection Altitude, km							
		12	17	20	23	27	30	34	37.5
1.1	0	+0.0	+0.0	+0.0	+0.0	+0.0	+0.0	+0.0	+0.0
1.1	500	+0.1	+0.1	-3.0			-5.1		
1.1	1000	+0.2	-2.2	-6.3			-9.4		
1.1	2000	+0.2	-4.9	-13.1			-16.6		
1.1	4000	+0.1	-10.8	-24.7			-26.5		
3.1	0	-1.4	-1.4	-1.4	-1.4	-1.4	-1.4	-1.4	-1.4
3.1	500	-1.3	-2.1	-3.8	-5.4	-5.9	-5.6	-5.0	-3.6
3.1	1000	-1.2	-3.1	-6.8	-9.8	-10.9	-9.7	-8.4	-7.3
3.1	1500	-1.1	-4.3	-10.0	-14.1	-14.6	-13.2	-11.2	-9.6
3.1	2000	-1.1	-5.5	-13.2	-18.3	-18.3	-16.6	-14.0	-11.8
3.1	4000	-1.1	-11.0	-23.5	-30.3	-29.6	-25.7	-21.2	-18.5
7.9	0	-5.1	-5.1	-5.1	-5.1	-5.1	-5.1	-5.1	-5.1
7.9	500	-4.9	-5.3	-6.3	-7.4	-7.7	-7.5	-7.1	-6.8
7.9	1000	-4.8	-5.8	-8.5	-10.8	-11.4	-10.8	-9.8	-9.0
7.9	1500	-4.7	-6.7	-11.2	-15.0	-15.0	-13.9	-12.4	-11.1
7.9	2000	-4.6	-7.5	-13.9	-18.5	-18.5	-17.0	-15.0	-13.1
7.9	4000	-4.4	-12.1	-24.7	-30.6	-29.5	-26.7	-23.0	-19.6
14.7	0	-12.2	-12.2	-12.2	-12.2	-12.2	-12.2	-12.2	-12.2
14.7	500	-11.9	-11.3	-11.1			-11.2		
14.7	1000	-11.7	-10.9	-11.7			-13.0		
14.7	2000	-11.3	-11.3	-15.5			-18.4		
14.7	4000	-10.7	-14.3	-25.2			-27.7		
21.6	0	-23.6	-23.6	-23.6	-23.6	-23.6	-23.6	-23.6	-23.6
21.6	500	-23.1	-20.5	-17.8			-16.2		
21.6	1000	-22.7	-18.5	-16.2			-15.7		
21.6	2000	-21.8	-16.7	-17.5			-19.6		
21.6	4000	-20.4	-17.2	-25.7			-28.5		
<i>Percent Ozone Change Above Chlorine Background</i>									
3.1	1500	+0.3	-2.9	-8.6	-12.7	-13.2	-11.8	-9.8	-8.2
7.9	1500	+0.4	-1.6	-6.1	-9.9	-9.9	-8.8	-7.3	-6.0

Bild 14: Prozentuale Veränderung der vertikalen Ozonsäule durch verschiedene Emissionsraten von Stickoxiden durch stratosphärische Transportsysteme in verschiedenen Höhen für unterschiedliche Hintergrundkonzentrationen von Cl_x bei 50 km Höhe [41]. (Injection rate hat Dimension Molekeln/(cm³ s)).

Die Diskussion um die möglichen Auswirkungen einer Flotte von SST auf die Ozonkonzentration der Stratosphäre begann in den 60er Jahren mit der Arbeit von McDonald an der Universität von Arizona auf Nachfrage der National Academy of Sciences (NAS). Die wesentliche Fragestellung betraf das schon erwähnte Problem der Erzeugung von Kondensstreifen und der Folgen für den Strahlungshaushalt. Der Effekt wurde zu jener Zeit als vernachlässigbar betrachtet.

Durch die Entwicklung der Concorde und der Tupolev 144 wurde die Problematik Ende der 60er Jahre aktuell. Dort entstanden zum ersten Mal auch Fragen nach der Bedrohung der sog. Ozonschicht. Der Schwerpunkt lag auf der Betrachtung des HO_x -Zyklus als Verursacher des Abbaus.

1970 bestanden in den USA (Boeing) Planungen zur Entwicklung einer Flotte von 800 Flugzeugen, insbesondere für die Nordatlantikrouten, die bis zum Zeitraum 1985-90 in Betrieb genommen werden sollten. Mit diesem Szenario ergaben erste Modellrechnungen eine globale Ozonreduktion von ca. 4 Prozent.

Ein wesentliches Potential der Ozonerstörung identifizierte die Arbeit von Johnston, der mit der Annahme einer Flotte von 500 SSTs (Supersonic Transports; 7 Stunden / Tag in 20 km Höhe) einen Eintrag von 2 Millionen Tonnen Stickoxid pro Jahr und damit eine Ozonreduktion um 50 Prozent errechnete [42]. Die Berechnungen berücksichtigten nur den katalytischen Abbau von Ozon innerhalb des NO_x -Zyklus. Da die Kopplung mit anderen Zyklen, die sich auch kompensieren können, nicht einbezogen wurde, muß diese Zahl als zu hoch angesehen werden [43]. Verbesserungen im Rahmen des CIAP-Programmes ergaben 1975 Werte um 12 Prozent [44].

Einen Überblick über Modellergebnisse im Zeitraum von 1974-82 zeigt [45]. Fast immer wurde ein globaler Ozonabbau errechnet, 1975 von bis zu 12%. Diese Spitzenwerte sind auf die schon erwähnte Berücksichtigung nur eines katalytischen Abbauzyklus zurückzuführen. Bei den in den Jahren 1978 und 1981 angewandten Modellen wurde aber sogar eine Ozonproduktion berechnet. Die aktuellsten Ergebnisse (hier 1982) zeigen allerdings eine Reduktion der Ozonschichtdicke von bis zu 8%. Die Differenzen in den Modellergebnissen zeigen die Schwierigkeit der Modellierung eines Systems, in dem gekoppelte dynamische und photochemische Prozesse wirken.

Neueren Modellergebnissen von [41] und [46] liegen

Rechnungen mit den ein- und zweidimensionalen Chemie-Strahlungs-Transport Modellen des Lawrence Livermore National Laboratory (LLNL) zugrunde. Als variable Eingangsgrößen dienen dort der jährliche Treibstoffverbrauch, der Emissionsindex von NO_x (Gramm NO_x pro Kilogramm verbrauchtem Treibstoff), die Flughöhe und die geographische Breite der Emissionen. Alle Daten beziehen sich hier auf die in den Quellen angegebenen Flugzeug- und Triebwerkstypen.

Bild 14 zeigt eine Tabelle der prozentualen Veränderung der globalen vertikalen Ozonsäule als Funktion der Emissionshöhe und Emissionsrate^{*)}. Die Hintergrundkonzentration der Chloratome und -moleküle Cl_x in 50 km Höhe wurde auf 3.1 ppbv (parts per billion per volume) auf den ungefähren globalen Wert von 1988 festgelegt (1960: 1.1 ppbv; Tendenz je nach CFC-Emissionsszenario auf 7.9, 14.7 oder 21.7 ppbv steigend). Bei Betrachtung der Ergebnisse für die aktuellen Konzentrationen von Cl_x fällt auf, daß für mittlere Emissionsraten (500-1500 Moleküle pro cm^3 und pro Sekunde; Emissionsindex = Emissionsrate / 100) die Höhenbereiche um 27 km am empfindlichsten für den NO_x -Eintrag sind. Dort treten Reduktionen für Ozon von 5.9-14.6 % auf. Die beiden letzten Tabellenzeilen zeigen Beispiele für den Eigenanteil des katalytischen Zyklus der Stickoxide am Gesamtbetrag der Reduktion. Dieser beträgt für eine Emissionsrate von 1500 Molekülen $cm^{-3}s^{-1}$ ca. 80-90%.

Bei der zu erwartenden Anreicherung der Hintergrundkonzentration von Cl_x durch die fortschreitende Freisetzung von CFC am Boden, deren Aufstieg in die Stratosphäre und der dortigen Photodissoziation verstärkt sich der Ozonabbau auf bis zu 31 % in ca. 23 km Höhe. Bei diesen Größenordnungen sind die ursprünglichen Gleichgewichtsbeziehungen bereits stark gestört. Die Genauigkeit der Modellergebnisse kann hier in Zweifel gezogen werden, allerdings zeigt die Größenordnung bereits, daß auch niedrige zusätzliche Emissionen durch Transportsysteme dramatische Veränderungen zur Folge haben können. Wesentlich ist, daß in allen Betrachtungen gekoppelte Effekte berücksichtigt werden müssen, um eine realistische Abschätzung der gesamten Auswirkungen zu erhalten.

Bild 15 zeigt eine Tabelle, die den Effekt von zusätzlich eingebrachtem Wasserdampf auf die Ozonverminderung durch Stickoxidemissionen hat. Der Beitrag von Wasserdampf an der Ozonreduktion ist um zwei bis drei Größenordnungen kleiner als der der Stickoxide. Bei gleichzeitigem Eintrag von Wasserdampf und

*) Im englischen als Injection Rate bezeichnet.

Stickoxiden wird der Gesamtabbau gegenüber der alleinigen Wirkung der Stickoxide durch zusätzlichen Wasserdampf reduziert, d.h. H_2O wirkt in der Kopplung beider Abbaureaktionen dem Abbau durch die Stickoxide entgegen. Diese Verminderung beträgt zwischen 3 und 14% der alleinigen Reduktion durch NO_x . Auch dieses Beispiel zeigt, daß die Einzeleffekte nicht unbedingt additiv zu behandeln sind. [41] fassen die wesentlichen Interaktionen wie folgt zusammen:

- H_2O und HO_x verlangsamen den NO_x -Zyklus, verstärken aber den ClO_x -Zyklus.
- N_2O und NO_x verlangsamen die ClO_x - und HO_x -Katalyse.
- NO_x verstärkt die Ozonreduktion oberhalb von 20 km, verhindert aber den Ozonabbau bzw. erzeugt Ozon unterhalb von 20 km Höhe.

Injection Rate		Ozone Column	Ozone Column Change		
NO	H ₂ O		By H ₂ O	By NO	By Both
<i>17 km Altitude</i>					
0	0	8.7287	0	0	0
0	206,000	8.7209	-0.09		
500	0	8.6429		-0.98	
500	206,000	8.6436			-0.92
1500	0	8.4262		-3.47	
1500	206,000	8.4407			-3.30
4000	0	7.7777		-10.90	
4000	206,000	7.8053			-10.58
<i>20 km Altitude</i>					
0	206,000	8.7204	-0.09		
500	0	8.4603		-3.01	
500	206,000	8.4964			-2.66
1500	0	7.8613		-9.94	
1500	206,000	7.9381			-9.06
4000	0	6.5448		-25.02	
4000	206,000	6.6631			-24.03
<i>23 km Altitude</i>					
0	206,000	8.7196	-0.11		
500	0	8.3084		-4.81	
500	206,000	8.3694			-4.12
1500	0	7.4799		-14.31	
1500	206,000	7.5995			-12.94
4000	0	6.0352		-30.86	
4000	206,000	6.1395			-29.66
<i>30 km Altitude</i>					
0	206,000	8.7157	-0.15		
500	0	8.2894		-5.03	
500	206,000	8.3519			-4.32
1500	0	7.5629		-13.36	
1500	206,000	7.6808			-12.01
4000	0	6.4067		-26.60	
4000	206,000	6.5217			-25.28

Bild 15: Effekt der Emission von Wasserdampf im eindimensionalen LLNL-Modell. [41].

Beispiele für die Ergebnisse des zweidimensionalen LLNL-Modells*) von [41] zeigen die Bilder 16a und b. Im unteren Teil der Abbildungen ist die Änderung der lokalen Ozonkonzentration (Januar) mit der Höhe und der geographischen Breite nach einer Injektion von 1,8 Mt***) NO_2 pro Jahr zwischen 21-24 km (Bild 16a) und 24-27 km (Bild 16b) dargestellt. Der obere Teil der Abbildungen zeigt die Konzentrationsänderungen in Abhängigkeit von der Breite und der Jahreszeit. Der Eintrag erfolgte im Breitenbereich von 37° - 49° nördlicher Breite. Dies ist die Zone, in der die größte Verkehrsichte zu erwarten ist.

In Bild 16a wird deutlich, daß die maximale, lokale Reduktion ca. 30% und die maximale Reduktion der Säule ca. 22% beträgt. Der schmale Korridor des Eintrags in der nördlichen Hemisphäre erzeugt eine Ozonreduktion von 4-5% in den mittleren Breiten der südlichen Hemisphäre. Der mittlere globale Ozonabbau be-

trägt 8,6%. Für Injektionshöhen zwischen 24 und 27 km steigen die Beträge für den Abbau sogar auf 45% in der Flughöhe und im Breitenbereich des Eintrags. Der Transport der Schadstoffe in die südliche Hemisphäre bewirken dort Reduktionen analog denen des anderen Szenarios.

Aus dem Vergleich der Modellergebnisse wird klar, daß durch den Schadstoffeintrag in Höhen oberhalb des Maximums der vertikalen Ozonkonzentration der Ozonabbau in der Höhe des Maximums genauso stark ist, als würde der Eintrag direkt dort stattfinden. Darüber ist die Ozonreduktion sogar wesentlich höher (bis 45%). Hinzu kommt, daß oberhalb des Maximums eingebrachte Stoffe (insbesondere schwere Partikel wie Wassertröpfchen und Eiskristalle) in die unteren Schichten sedimentieren und dort ebenso wirksam werden können.

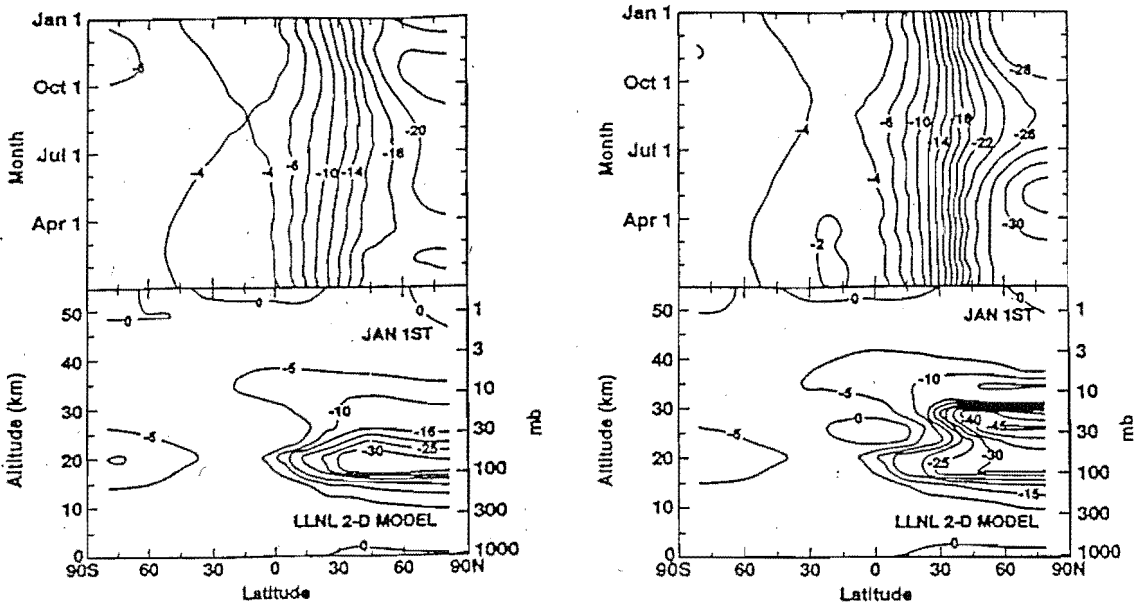


Bild 16: Prozentuale Veränderung der lokalen Ozonkonzentration (Januar) für eine NO_2 -Emissionsrate von 1,8 Mt pro Jahr in 21-24 km Höhe (a) und 24-27 km Höhe (b) im Breitenbereich von 37°-49° nördlicher Breite [41]

*) Das LLNL-Modell arbeitet mit Emissionsraten statt mit Flugzeugflotten. Die Menge von 1,8 Mt/Jahr dürfte etwa den üblichen Annahmen für Flotten von einigen 100 Überschallflugzeugen entsprechen.

**) Die Menge von 1,8 Megatonnen/Jahr entspricht einer Emissionsrate (Injection rate) von 1500 [Molekeln/(cm³ s)].

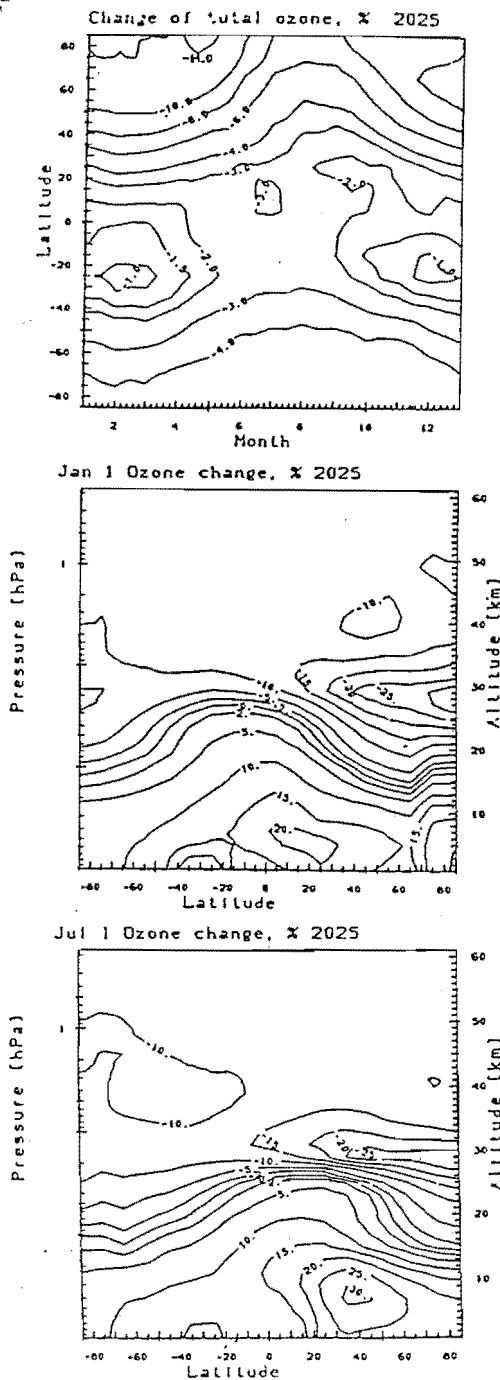


Bild 17: Modellergebnisse der Änderungen der zonal gemittelten, vertikalen Ozonsäule im Jahresverlauf (a), der lokalen Konzentrationen im Januar (b) und im Juli (c) für den Rechenzeitraum 1990-2025 und Verkehrsszenario III [47].*)

Die Variation des Ozonabbaus über die Jahreszeiten zeigt in den Breiten der ursprünglichen Emissionen eine geringe Abhängigkeit, je größer die Entfernung vom Quellgebiet, desto stärker beeinflussen die Transportprozesse den lokalen Abbau.

Crutzen und Brühl [47] verwendeten drei Szenarien als Basis für Modellrechnungen mit einem zweidimensionalen Chemie-Dynamik Modell. Hier soll nur das dritte Szenario erwähnt werden, da sich die beiden ersten auf keine Emissionen durch Flugzeuge bzw. nur Emissionen von subsonischen Transportsystemen beziehen.

Dem dritten Szenario liegen Emissionen von supersonischen Flugzeugen in der oberen Troposphäre und unteren Stratosphäre nach einer Extrapolation von Verkehrsszenarien nach [48] zugrunde. Hinzu kommen die schon erwähnten Einträge nach [41] mit einer Höhe des maximalen Eintrags bei 27 km. Es wurde angenommen, daß die Entwicklung der Hintergrundkonzentrationen der anderen Spurengase den aktuellen Trends folgt (z.B. CH_4 und N_2O und die CFCs). Der Berechnungszeitraum ist 1990-2025, die Emissionen durch hypersonische Flugzeuge erfolgen ab dem Jahr 2010.

Die errechnete Abnahme des lokalen atmosphärischen Ozongehalts beträgt maximal 35% im Winter in 28 km Höhe (Bild 17b). Die globale Reduktion liegt dadurch in nördlichen Breiten im Frühjahr bei ca. 15% (Bild 17c). In der Zone der Einträge steigt die Konzentration von $Nx = NO_x + HNO_3$ und H_2O um mehr als 150% bzw. 100%, wobei die Erhöhung des stratosphärischen Wasserdampfes oberhalb von 30 km Höhe durch die hypersonischen Flugzeuge mehr als 50% beträgt. In diesem Höhenbereich kann daher die Anreicherung von Wasserdampf und damit die Bildung von Polaren Stratosphärischen Wolken durch Flugzeugemissionen stark unterstützt werden.

5.2.2 *Schlußfolgerungen*

Die vorangehende Übersicht über die wesentlichen photochemischen und dynamischen Prozesse in der Atmosphäre, insbesondere in der Stratosphäre und die qualitativen Effekte eines anthropogenen Eintrags sowie deren quantitative Abschätzungen aufgrund von Modellrechnungen mit den zur Zeit am weitesten entwickelten Modellen zeigen, daß der Analyse möglicher Störungen der natürlichen Prozesse große Aufmerksamkeit gewidmet werden muß. Die Zonen, in denen ein Verkehrsbetrieb von hypersonischen und supersonischen Transportsystemen geplant ist, sind aufgrund

*) Das "Mainzer Modell" rechnet mit stetiger Zunahme des Unterschall-Luftverkehrs bis 2010 und Einführung von 500 Über-/Hyperschallflugzeugen ab 2010, die im Bereich zwischen 30° und 50° Nord operieren.

niedriger Hintergrundkonzentrationen der atmosphärischen Gase und der dynamischen Struktur der Stratosphäre sehr empfindlich gegenüber Veränderungen. Hier muß beachtet werden, daß die Prozesse relativ langlebig sind und eine Anreicherung von Zusatzstoffen zwar kurzfristig vernachlässigbare Folgen, langfristig aber irreversible Störungen des Systems zur Folge haben kann (Beispiel: 'Ozonloch').

Schwerpunkte bei der Erforschung der Umweltbeeinflussung durch hypersonische Raumtransportsysteme wie SÄNGER sind daher:

- o Entwicklung von detaillierten Flugszenarien.
- o Bestimmung der individuellen Emissionen für definierte atmosphärische Höhenbereiche.
- o Bestimmung der indirekten Veränderungen der atmosphärischen Chemie und Dynamik in der Fahrzeugumgebung als 'Zusatzeffekt'.
- o Modellierung und Messung einer gestörten atmosphärischen Chemie und Dynamik unter Anwendung der entsprechenden Betriebsszenarien.
- o Berücksichtigung der Aspekte des Umweltschutzes bei den Einsatzplänen.

6. Wirtschaftlichkeitsanalyse und politische Aspekte

6.1 Wirtschaftlichkeitsanalyse

Als ein Argument für den Einsatz von wiederverwendbaren Raumfahrttransportsystemen werden deren Kostenvorteile gegenüber Verlustraketen angeführt.

Ziel einer Wirtschaftlichkeitsuntersuchung für das Raumtransportsystem SÄNGER ist damit primär, eine Kostenvergleichsrechnung zwischen verschiedenen alternativen Transportsystemen zu ermöglichen.

Der Umfang und die Methodik der Kostenrechnung hängt dabei davon ab, vor welchem Hintergrund der Kostenvergleich erfolgt: Soll die Wirtschaftlichkeit zweier alternativer Transportsysteme verglichen werden, dann sind im Grunde die gesamten Kosten und damit auch die Forschungs- und Entwicklungskosten beider Systeme in die Rechnung einzubeziehen, auch wenn eines der beiden Systeme bereits vollständig entwickelt ist und dessen F&E-Kosten bereits angefallen sind.

Einer solchen sachlich richtigen Rechnung könnten aber bestimmte Hindernisse entgegenstehen. Richtet sich das Interesse bei politischen Entscheidungsprozessen eher auf eine möglichst effiziente Verwendung eines heute oder zukünftig zur Verfügung stehenden Budgets, muß sich ein Vergleich auf die in der Zukunft anfallenden Kosten beschränken. Sofern es darum geht, aus betriebswirtschaftlicher Sicht zu entscheiden, welches System eine vergleichbare Transportleistung in der Zukunft zu geringeren Kosten erbringen kann, sollten aber auch in diesem Fall die Forschungs- und Entwicklungsaufgaben in die Berechnung mit einbezogen werden.

Da dabei nur einem neuen System die F&E-Kostendaten voll angerechnet werden, kann diese Rechnungsvariante ein bereits bestehendes System bevorteilen. Eine solche Vorgehensweise kann aber dann gerechtfertigt sein, wenn das Ziel darin besteht, die zur Verfügung stehenden Budgetmittel möglichst wirtschaftlich einzusetzen.

Eine dritte Variante ergibt sich, wenn lediglich Produktions- und Betriebskosten der Systeme verglichen werden, die F&E-Kosten also für die Entscheidungsfindung nicht betrachtet werden. Dies ist in der z.B. durch Arianespace, Spotimage oder ähnliche Unternehmen vertretenen kommerziellen Raumfahrt derzeit üblich, Betriebswirtschaftlich aber nur vertretbar, wenn

die F&E-Kosten der zu vergleichenden Systeme die gleiche Größenordnung hätten. Ist das nicht der Fall, dann mag eine Nichteinbeziehung des Forschungsaufwandes in betriebswirtschaftlich geprägte Kalküle etwa mit dem Argument gerechtfertigt sein, daß solche Kosten als Teil der staatlichen Forschungspolitik eine Investition in die Zukunft von Gesellschaft und Volkswirtschaft darstellen und sich damit einer ökonomischen Bewertung entziehen. Vom betriebswirtschaftlichen Standpunkt ist eine derartige Argumentation falsch. Denn auch die staatlichen F&E-Kosten müßten letztlich in irgendeiner Form bewertet werden. Geschieht dies nicht direkt im Rahmen einer auf tatsächliche Auszahlungen bezogenen Kostenrechnung, so müssen sie in einer vergleichenden umfassenden Kosten-Nutzen-Analyse des Projektes Berücksichtigung finden. Diese hat die Aufgabe, sicherzustellen, daß dasjenige Projekt durchgeführt wird, welches das bessere Kosten-Nutzen-Verhältnis aufweist. Festzuhalten bleibt also, daß die Forschungs- und Entwicklungskosten in irgendeiner Form berücksichtigt werden sollten.

Ein Kostenvergleich kann grundsätzlich auf Basis der Gesamtkosten (Lebenszykluskosten) eines Systems oder der Durchschnittskosten (Kosten pro Flug/Start) erfolgen.

Eine Haupteinflußgröße bei der Kostenermittlung von Raumtransportsystemen ist die Anzahl der Starts, die während eines Bezugszeitraums durchgeführt werden sollen. Dieser Zeitraum kann z.B. ein Jahr sein oder die gesamte Lebenszeit des Systems. Im letzteren Fall spricht man in der englischen Literatur von den "Life Cycle Costs". Als Vergleichsbasis für Großprojekte werden diese zunehmend herangezogen.

Zur groben Charakterisierung der Kostenfunktionen kann folgendes angenommen werden: Ein wiederverwendbares System ist normalerweise durch erheblich höhere F&E-Kosten als ein Verlustsystem gekennzeichnet, muß dafür aber, wenn es richtig konzipiert ist, wesentlich geringere Betriebskosten aufweisen. Daher existiert eine kritische Anzahl von Starts, die mindestens durchgeführt werden müssen, bis sowohl die Gesamtkosten als auch die Kosten pro Start eines wiederverwendbaren Transportsystems unter denen von Verlustsystemen liegen. Dieser Schwellenwert für die Vorteilhaftigkeit des einen oder des anderen Systems verändert sich allerdings je nachdem, welche Kosten einem Start zugerechnet werden, also etwa alle F&E-Kosten, nur ein Teil davon oder nur die Produktionskosten für das Fluggerät.

Wegen der Abhängigkeit der Ergebnisse von den Ausgangsdaten (z.B. jährliche Startrate) kann eine Kostenvergleichsrechnung nur auf der Basis von Bedarfsprofilen vorgenommen werden, deren Bereitstellung für Zukunftssysteme natürlich oft sehr schwierig ist.

Für die Durchführung der Wirtschaftlichkeitsanalyse sind rechtzeitig und eindeutig festzulegen:

- Auswahl der in den Vergleich einzubeziehenden Alternativsysteme
- Auswahl der einzubeziehenden Kostenelemente und Ermittlung der entsprechenden Daten

6.1.1 Entwicklungskosten

Kostenschätzungen für Projekte einer Größe wie SÄNGER, für die gleichzeitig nur begrenzt auf vorhandene Erfahrungen zurückgegriffen werden kann, sind naturgemäß problematisch.

Die im folgenden zitierten Daten wurden mit Hilfe des bei MBB entwickelten Transcostmodells gewonnen, also einem Verfahren, das versucht, für bestimmte Projekttypen wie z.B. Flugzeuge, charakteristische Kostenelemente aus vorhandenen Erfahrungen in die Zukunft zu extrapolieren. Die zu ermittelnde Größe ist die für die Projektentwicklung erforderliche Arbeitszeit. Dabei werden einerseits allgemeine Erfahrungswerte einbezogen und andererseits Analogien zu realisierten Projekten, also z.B. Space Shuttle oder X-15, herangezogen.

Obwohl häufig behauptet wird, daß analytische Methoden, bei denen die zur Projektentwicklung erforderlichen einzelnen Arbeitsschritte aufgelistet und einzeln abgeschätzt werden, besser sind, zeigt die Erfahrung, daß auf diesem Weg im Frühstadium von Projekten zu niedrige Kosten geschätzt werden. Für die hier durchgeführte Untersuchung kommt es mehr auf einen Vergleich der Größenordnungen verschiedener Alternativprojekte an. Dafür sind die über Transcost gewonnenen Daten als ausreichend anzusehen. Die ermittelten Werte können dabei den wahren Wert sowohl über- wie unterschreiten.

Im Jahre 1987 wurden die Entwicklungskosten auf rund 13 Mrd. Accounting Units für die SÄNGER-

Unterstufe und HORUS geschätzt^{*)}, gut zwei Drittel davon für die Entwicklung der Unterstufe, der Rest für die Entwicklung von HORUS (bemannt) unter Berücksichtigung der durch HERMES möglichen Erfahrungen und Einsparungen sowie verfügbarer Einrichtungen. Für die unbemannte Version CARGUS waren keine Kosten enthalten, da diese zum damaligen Zeitpunkt als Derivat der H155 Stufe der ARIANE 5 geplant war, mit bescheidenen Kosten für die entsprechenden Modifikationen.

Aktuell werden die Kosten für die gesamte Entwicklung von SÄNGER von MBB auf mindestens 22 BAU[90] geschätzt^{**)}. Sie haben sich damit gegenüber früheren Angaben in etwa verdoppelt. Allerdings liegen den neueren Angaben auch andere technische Realisierungskonzepte zugrunde. So wird für die unbemannte Lösung mittlerweile ebenfalls eine geflügelte, aus HORUS-M abgeleitete Oberstufe HORUS-C anstelle der früheren nicht rückkehrfähigen Raketenoberstufe CARGUS vorgeschlagen. Die Zahlen sind in etwa kompatibel mit den Entwicklungskosten, die in einer ESA Studie genannt werden, in denen ein SÄNGER ähnliches System mit einem entsprechenden Einstufer verglichen wird [49].

Zum Vergleich: Der Finanzrahmen (Entwicklungsprogramm und Vorbereitungsprogramm) für die ARIANE 5 beträgt lt. ESA knapp 5 BAU[90] [50]. Für die Entwicklung von HERMES werden von ESA knapp 5,5 BAU[90] angegeben [51].

Die Entwicklung von SÄNGER würde also in etwa das Doppelte der Entwicklung von ARIANE 5 und HERMES kosten.

Für den Bau eines Demonstrators würden lt. MBB zusätzlich zum Finanzrahmen des z. Zt. laufenden Hyperschalltechnologieprogramms weitere 2,5 Mrd. DM (1,6 Mrd. \$) benötigt^{*)}.

6.1.2 Startkosten SÄNGER

Die Startkosten von SÄNGER werden von MBB mit 23 MAU[90] oder 24,8 Mio \$ für die bemannte Version Horus-M und 20,8 MAU[90] oder 22,5 Mio \$ für die unbemannte Version HORUS-C angegeben [15]. bzw. mit rund 30 Mio. \$ als grobem Richtwert (Space News vom 05.11.90). In beiden Fällen werden 12

^{*)} MBB SÄNGER Studienergebnisbericht;
BMFT Klausurtagung 27./28.4.1987

^{**)} MBB in Space News 5.11.90, S. 9

Starts pro Jahr zugrundegelegt. Bei einer Verringerung der Startrate auf die Hälfte erhöhen sich die Startkosten um ca. 25 %.

Für die Unterstufe EHTV wird bei diesen Schätzungen eine Lebensdauer von 500 Flügen angenommen und für die Oberstufe 120. Würde man tatsächlich nur einen Bedarf von 15 Flügen pro Jahr haben, so würde das bedeuten, daß ein EHTV den gesamten Bedarf befriedigen würde und dann noch über 33 Jahre betrieben werden müßte, um die angegebenen Kosten zu erreichen. Da man aus betriebstechnischen und Risikogründen sicher mehr als ein EHTV anschaffen muß, würde sich die dafür anzusetzende Lebensdauer entsprechend verlängern. Obwohl bei Flugzeugen derartige Lebensdauern vorkommen, kann eine solche Annahme für den "Urvater" eines neuen Systems, also am Beginn der Lernkurve, als unrealistisch angenommen werden. Ein Indiz dafür ist auch die augenblickliche Diskussion um das amerikanische Space Shuttle, daß nach den derzeitigen Planungen ebenfalls eine Lebensdauer von ca. 30 Jahren erreichen wird, aber bereits jetzt trotz noch wesentlich geringerer Flugzahl des einzelnen Geräts erhebliche Diskussionen bezüglich Zuverlässigkeit und Überalterung auslöst.

Die Startkosten teilen sich wie folgt auf:

- Vehicle Cost amortization: 7,6 MAU (33 %)
- Refurbishment/Spares: 4,2 MAU (18 %)
- Direkte Betriebskosten: 7,7 MAU (34 %)
- Indirekte Betriebskosten: 3,5 MAU (15 %)

Die Kosten für Refurbishment/Spares sind hier getrennt ausgewiesen, obwohl sie zu den Betriebskosten gehören. Dies erscheint für weitere Untersuchungen auch zweckmäßig, da bei der Ermittlung dieser Kostenarten aufgrund weniger Erfahrungswerte die größten Unsicherheiten bestehen.

SÄNGER soll von der operationellen Fähigkeit bis zu 40 Flügen pro Jahr bei 2 Fluggeräten (Vehicle Sets) durchführen können, d.h. pro System 20 Flügen pro Jahr. Zum Vergleich: Mit den Raketen der ARIANE-Familie wurden bisher seit 1979 insgesamt 40 Starts durchgeführt.

Die heutigen Preise für einen ARIANE 4-Start liegen je nach Nutzlastkategorie zwischen 50 und 90 Mio. \$ [7]. Im günstigsten Fall ergeben sich damit Transportkosten von ca. 11000 \$/kg in den LEO (≈ 8 Mg mit ARIANE 44L).

Bei einer Nutzlastmasse von 7,7 Mg (HORUS-C) und optimaler Auslastung würden sich für SÄNGER spezi-

fische Transportkosten von ca. 3000 bis 4000 \$/kg Nutzlast ergeben (unbemannt).

Entwicklungs- plus Startkosten pro Jahr
ESA LTP aktualisiert und extrapoliert

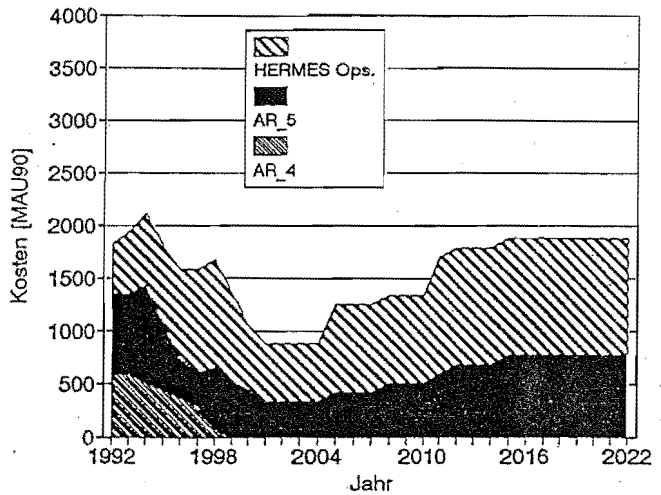


Bild 18: Abschätzung der jährlichen Kosten des Systems ARIANE 5/HERMES

Entwicklungs- plus Startkosten pro Jahr
LTP aktuell + Sänger (Quelle siehe Text)

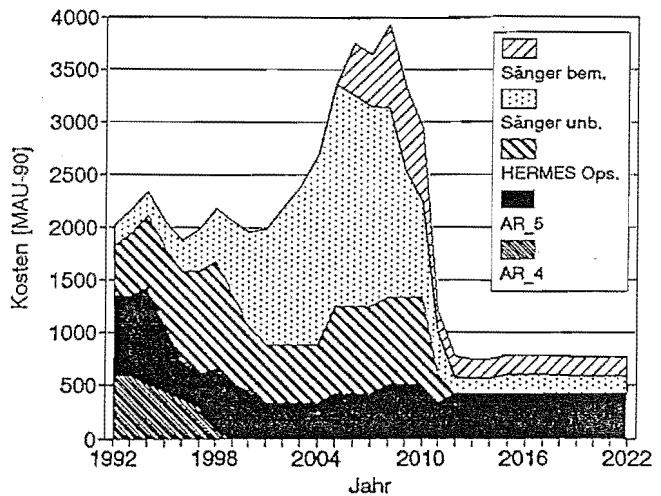


Bild 19: Abschätzung der jährlichen Kosten bei Einführung des Systems SÄNGER ab 2010

Für die bemannte Version ergeben sich bei maximaler Auslastung und einer Nutzlast von 3 Mg spezifische Transportkosten ca. 8000 bis 10.000 \$/kg. Sie würden sich damit in der Größenordnung der gegenwärtig für das U.S.-Shuttle genannten Preise bewegen, die allerdings mit Sicherheit nicht kostendeckend sind.

6.1.3 Systemkosten

Unter Benutzung der angegebenen Daten und unter Annahme einer "plausiblen" Verteilung der Entwicklungskosten für SÄNGER, so, daß das laufende Forschungsprogramm direkt in die Demonstratorentwicklung übergeht und bis zum Jahr 2010 zu einem einsatzfähigen System führt, würden die jährlichen Kosten und die von 1992 an anfallenden Lebensdauerkosten bis zum Jahr 2022 abgeschätzt. Dabei wurde das im Kapitel 3 angegebene Bedarfsprofil benutzt.

Bild 18 zeigt die jährlichen Kosten bei "planmäßiger" Weiterführung des ESA LTP ohne Zusatzentwicklungen. Bild 19 zeigt die benötigte Budgetentwicklung, wenn zusätzlich das SÄNGER System entwickelt wird. Im Bild 20 ist die Entwicklung der Lebensdauerkosten bei alleiniger Abstützung auf ARIANE 5/HERMES bzw. bei Einführung von SÄNGER angegeben.

Der Kostenverlauf nach Bild 18 zeigt den prinzipiell unerwünschten Verlauf, der sich bei alleiniger Abstützung auf die derzeit in Entwicklung befindlichen Systeme ergibt. Selbst bei der hier angenommenen sehr vorsichtigen Abschätzung der Startzahlen gehen die jährlichen Kosten für ARIANE 5/HERMES nach Abschluß der Entwicklungsphase nicht zurück.

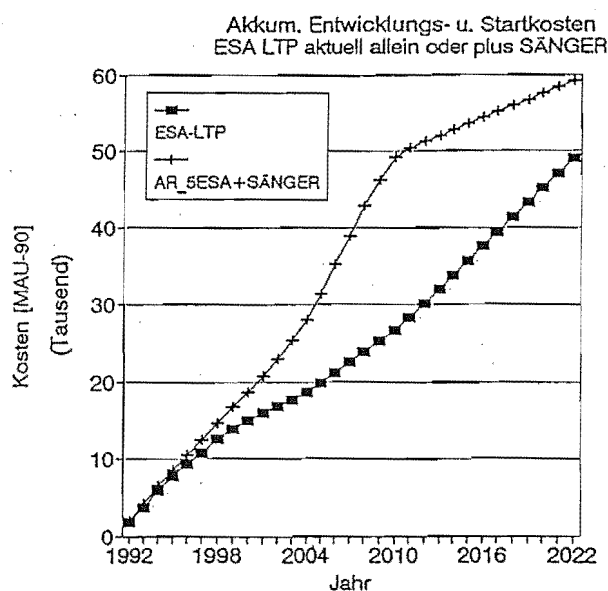


Bild 20: Lebensdauerkosten der Systeme ARIANE 5/HERMES und des SÄNGER

Bei SÄNGER würde sich, wenn die heute gültigen Kostenschätzungen nicht überschritten werden, der gewünschte Verlauf von deutlich absinkenden Kosten nach Abschluß der Entwicklungsphase einstellen. Trotzdem wäre ein System SÄNGER wegen der hohen Entwicklungskosten bei Betrachtung der Lebensdauerkosten über den ganzen Kontrollzeitraum hinweg teurer als die Alternative ARIANE 5/HERMES. Dies ist das bereits von der Space Shuttle Entscheidung her bekannte Dilemma. Raumtransportsysteme müssen über sehr lange Zeiträume bewertet werden, wobei außer den Kosten sicher weitere Kriterien herangezogen werden müssen (Siehe Shuttle).

Neben den weiter unten behandelten politischen Gesichtspunkten stehen heute im Zusammenhang mit Raumtransportsystemen auch Fragen des internationalen Wettbewerbs und des Exports im Vordergrund. Die dabei manchmal zu findenden, scheinbar rein privatwirtschaftlichen Argumentationen sind allerdings vorläufig mit großer Vorsicht aufzunehmen. Privatwirtschaftlich organisierte Firmen wie Arianespace, zu deren Eignern auch die französische Raumfahrtagentur CNES gehört, kommen z.B. für die Entwicklungskosten der ARIANE nicht auf und wie weit die Preise wenigstens die laufenden Kosten decken, ist zum Teil schwer nachzuprüfen. "Exportserfolge" können daher aus dem Blickwinkel des Steuerzahlers durchaus fragwürdig sein.

Andererseits könnte eine mit kostendeckenden Preisen auf dem Weltmarkt konkurrenzfähige Weltraumtransportfirma durchaus ein auch volkswirtschaftlich attraktives Unternehmen sein. Wettbewerb heißt in diesem Bereich allerdings immer Verdrängungswettbewerb, da die weltweit vorhandene Transportkapazität die kommerzielle Nachfrage um schätzungsweise das Doppelte übersteigt. Wenn man ein System SÄNGER in diesem Sinne für einen Weltmarkt konzipiert, könnte es beim Erreichen eines entsprechend großen Anteils der Gesamtnachfrage durchaus erfolversprechend sein.

6.1.4 Logistik

Sind die Logistik-Kosten im Rahmen einer allein auf den Raumtransporter SÄNGER bezogenen Betriebskostenanalyse vielleicht eher von geringerer Bedeutung, so können sie unter dem Gesichtspunkt des Kostenvergleichs zwischen einem in Europa horizontal startenden System und einem außerhalb Europas startenden System zu einem wichtigen Kostenfaktor werden.

Logistik-Kosten entstehen durch den zeitgerechten Transport der zum Betrieb notwendigen Ressourcen an

ihren Einsatzort. Für ein Raumtransportsystem können dies vor allem Kosten bei folgenden Aktivitäten sein:

- Transporte beim Bau der Infrastruktur
- Transporte beim Betrieb der Infrastruktur
- Transport des Trägersystems zum Startplatz
- Transport der Nutzlast zum Trägersystem

Auf den ersten Blick scheint es plausibel, daß solche Transportkosten bei Bau und Betrieb einer Raumtransportinfrastruktur von Europa aus geringer sind als bei der Abwicklung von einer überseeischen Basis aus.

Während im Gegensatz zu Kourou besondere Transportkosten für die Versorgung der Beschäftigten in Europa praktisch nicht anfallen dürften, könnten aber andere Transportkosten durchaus fast gleich bleiben. Es ist z.B. zu klären, ob es tatsächlich einen erheblichen kostenmäßigen Unterschied macht, wenn etwa hochempfindliche Teile statt innerhalb Europas von Europa nach Südamerika transportiert werden. Ein Grund für diese geringen Kostenunterschiede bei bestimmten Gütern könnte die Tatsache sein, daß die relativ hohen Verpackungskosten unabhängig von der Entfernung sind.

Solche Kostenvergleiche hängen aber auch entscheidend davon ab, wie ein System SÄNGER von Europa aus operieren kann, da es z.B. aus Lärmgründen doch von weiter siedlungsentfernten, küstennahen Plätzen aus eingesetzt wird. Dann müßte nämlich die Bodeninfrastruktur ebenfalls dorthin transportiert werden.

6.1.5 Finanzierung

▪ Aktuelle Finanzierung:

Das BMFT beabsichtigt, bis zu 220 Mio. DM für die Phase 1 zur Verfügung zu stellen. Davon entfallen rd. 50 Mio. DM auf Konzeptstudien mit 100 % Förderung und etwa 170 Mio. DM auf Technologievorhaben mit 80 % Förderung. Die Eigenbeteiligung der Industrie beträgt dementsprechend etwa 40 Mio. DM. Die DLR will sich mit etwa 85 Mio. DM beteiligen, so daß sich insgesamt ein Finanzvolumen von etwa 350 Mio. DM ergibt. Im Rahmen von bilateralen Kooperationen sind jetzt Verträge über kleinere Beteiligungen Schwedens und Norwegens unterzeichnet worden. Mit Italien laufen Verhandlungen über eine 15 bis 20 % Beteiligung.

▪ Zukünftige Finanzierung:

Für die Zukunft ist vorgesehen, das Hyperschalltechnologieprogramm als europäisches Projekt in die ESA einzubringen, das ab 1993 starten soll. Von MBB wer-

den als Diskussionsbasis folgende Beteiligungsschlüssel angegeben (MBB-Entwurfsüberprüfung S. 11-14).

- D 40 %
- F 30 %
- GB 15 %
- IT 15 %

Sonstige Teilnahmeländer sind per Subkontrakt enthalten

Bei geschätzten 25 Mrd. \$ für die gesamte Entwicklung von SÄNGER würde dies bei einer 40% Beteiligung der BRD ungefähr 10 Mrd. \$ oder (den heutigen niedrigen Dollarkurs von ca. 1,50 DM zugrundegelegt) etwa 15 Mrd. DM erfordern. Angesichts dieser Größenordnung stellt sich die Frage nach der Eigenbeteiligung der Industrie. Nimmt man eine durchschnittliche Eigenbeteiligungsquote von 10 bis 20 % an, so würde dies von der deutschen Industrie Mittel in Höhe von 1,5 bis 3 Mrd. DM erfordern. Aus öffentlichen Mitteln wären immerhin noch 12 bis 13,5 Mrd. DM zu finanzieren.

6.2 Politische Aspekte

Die Luft- und Raumfahrtindustrie gilt als technologischer Schlüsselbereich. Ein Hochtechnologieland wie die Bundesrepublik könne es sich daher - so die allgemeine Argumentation - nicht leisten, bei wichtigen Schlüsseltechnologien abstinent zu sein. Aufgrund der langen Entwicklungszeiten, der hohen Vorlaufkosten und des mit neuen Entwicklungen verbundenen Risikos müsse der Staat in Vorleistung treten.

Bei einem Projekt wie SÄNGER geht es unter industriepolitischen Gesichtspunkten auch darum, welcher technologische Beitrag von SÄNGER im Hinblick auf zukunftsorientierte Technologien zu erwarten ist, da staatliche Förderung dann als besonders "effizient" angesehen wird, wenn mit ihr eine möglichst hohe Breitenwirkung erreicht wird. Im Gegensatz zu der zeitweilig überbetonten Beachtung möglicher technologischer Auswirkungen auf anderen Gebieten, die überspitzt darin gipfelten, die teflonbeschichtete Bratpfanne als Ergebnis der Raumfahrtforschung darzustellen, muß man aber beachten, daß der Hauptanwendungsbereich der Raumfahrttechnologie eben die Raumfahrt ist.

Hinsichtlich des sogenannten Spin-off-Potentials ist bei SÄNGER in erster Linie an Beiträge zur Entwicklung eines Hyperschall-Flugzeuges zu denken, das lt. MBB zumindest bei Beginn der Diskussion als echter und geplanter Synergie-Effekt und nicht als "Abfallprodukt"

gesehen wurde [11]. Wie weiter oben bereits ausgeführt, ist die zukünftige Nutzbarkeit eines Hyperschallflugzeugs aber sehr problematisch. Der eventuelle diesbezügliche Synergieeffekt von SÄNGER ist daher kaum belastbar. Eine vielleicht noch zu untersuchende Möglichkeit wären Anwendungen der Hyperschalltechnologie im Verteidigungsbereich. Zumindest im Falle des U.S. amerikanischen DoD scheint man aber auch in dieser Beziehung eher zurückhaltend zu sein.

Da in fast allen Raumfahrt treibenden Nationen an Hyperschalltechnologiekonzepten gearbeitet wird, kann es notwendig sein, diese Technologie unter Wettbewerbsgesichtspunkten zu fördern. Eine Überbetonung des Wettbewerbsgedankens birgt in diesem Zusammenhang allerdings die Gefahr, einem Mitläufereffekt aufzusitzen, d.h. jede Nation fördert bestimmte Projekte, weil auch andere Nationen dies tun. Insofern kommt der sorgfältigen Überprüfung des Umfangs der für SÄNGER erforderlichen Erschließung von neuen Technologien bzw. Weiterentwicklung vorhandener Technologien erhebliche Bedeutung zu.

Die für Deutschland propagierte Rolle als Systemführer - im Bereich der Transportsysteme wäre dies das erste Mal - erfordert eine Beteiligung von mindestens 30%. Diese Größenordnung berücksichtigt aber nur die Belange eines effizienten Managements. Soll darüber hinaus auch eine Führerschaft auf technologischem Gebiet angestrebt werden, so würde dies eine Beteiligung in einer Größenordnung von etwa 40% erfordern.

Aufgrund der starken Abhängigkeit der Raumfahrtindustrie von öffentlichen Aufträgen würde ein Großprojekt wie SÄNGER für die beteiligten Raumfahrtfirmen (im wesentlichen DASA) erhebliche Beschäftigungswirkungen haben. Eine Rechtfertigung mit positiven Beschäftigungseffekten allein kann allerdings als Begründung nicht ausreichen, obwohl in der Tat, aufgrund der derzeitigen unsicheren Situation im Hinblick auf COLUMBUS und HERMES, SÄNGER eine Alternative für die Beschäftigungssituation der deutschen Raumfahrtindustrie darstellen könnte. Sollten COLUMBUS und HERMES planmäßig realisiert werden, so würden die Rückflüsse an die deutsche Industrie gegen Ende dieses Jahrzehnts zurückgehen, so daß auch in diesem Falle positive Beschäftigungswirkungen für den Auslastungsgrad der Raumfahrtindustrie von Vorteil wären. Hierbei wären allerdings noch Wirkungen aufgrund des sich abzeichnenden kostenintensiven Betriebs der Infrastruktur zu berücksichtigen.

Nach den bisherigen Erfahrungen z.B. beim Apollo-Programm, dem Shuttle und auch dem ESA-LTP spielen bei den großen Raumfahrtprojekten politische Argumente eine wesentliche Rolle [1],[3]. Die Demon-

stration nationaler Fähigkeiten, der autonome Zugang zu nachgewiesenen oder möglichen Schlüsseltechnologien und damit verbundene Führungsansprüche waren bisher wichtige Entscheidungskriterien. So ist im ESA Long Term Plan die Forderung nach europäischer Autonomie im Weltraum verankert und im OTA-Report "Access to Space" [6] heißt es (S.79): *"The development of space transportation systems is a national achievement that signals a nation's status as a space power, able to develop and use advanced technology."* und weiter: *"Although only the United States and the Soviet Union are currently able to send humans to and from space, ESA, France, Germany, Japan and the United Kingdom are all in various stages of developing their own reusable launch systems, which, if successful, would be capable of transporting human crews."*

Neben der Wettbewerbsfähigkeit wird die demonstrierte Fähigkeit zur Autonomie auch als Basis für eine partnerschaftliche Kooperation gesehen. Damit wird zum Teil versucht, den Führungsanspruch auch objektiv zu begründen, wie z.B. bei Chenard [7]: *"It (der Erfolg der ARIANE) could perhaps be used to demonstrate that companies and government agencies from many countries can work in reasonable harmony, provided that one senior partner remains firmly in charge"*. Auch beim Projekt SÄNGER gehörte die Forderung nach "Eignung für eine autonome, europäische, bemannte Raumfahrt" von Anfang an zu den zentralen Spezifikationen. Eine Begründung für diese Forderung wird jedoch in den Projektbeschreibungen nicht gegeben.

Während bei der Entstehung des Projekts der ARIANE-Rakete die Brechung des amerikanischen Monopols für die Träger von Kommunikationssatelliten ein durch die negativen Erfahrungen bei den ersten Verhandlungen über Startmöglichkeiten europäischer Nachrichtensatelliten klar begründbares Ziel war, ist eine analoge Situation für SÄNGER eigentlich nicht erkennbar. Wegen des für SÄNGER nach den ersten Abschätzungen als zu eng anzusehenden europäischen Marktes, empfiehlt sich bei diesem Projekt eigentlich eine über Europa hinausgehende Kooperation. Wieweit dabei ein vorher anzustrebender Status der Autonomie hilfreich oder vielleicht auch schädlich sein würde, müßte in sondierenden Verhandlungen geklärt werden. Dies würde auch amerikanischen Überlegungen entgegenkommen, wie sie z.B. im OTA-Report "Access to Space" [6] (S.79) angesprochen werden: *"Today, because other countries have developed their own indigenous launch capabilities, reducing much of the competitive edge the United States once held, and progress in space will continue to be expensive, cooperating on space transportation and sharing costs could be benefi-*

cial". Und speziell zu Thema Aerospace Planes, zu denen in diesem Kontext auch SÄNGER gehört, wird ausgeführt (S.81): "A joint development program with one or more of these partners might allow the United States to develop an aerospace plane faster and with lower cost to the United States than the United States could on its own".

7. Entscheidungsalternativen

In der Folge der Beschlüsse zum ESA Longterm Plan (LTP) ist Deutschland durch die Beteiligung am HERMES-Projekt heute wieder deutlich in der Trägerentwicklung engagiert.

Die Problematik liegt dabei darin, daß die HERMES Beteiligung von derzeit 27% eine finanziell beachtliche Größenordnung hat, die aber doch nicht ausreicht, um einen mitgestaltenden Einfluß zu gewinnen.

In der augenblicklichen sowohl finanziell wie konzeptionell kritischen Situation des HERMES /ARIANE 5 Projekts wäre es zweifellos nützlich, wenn außer der alles überschattenden finanziellen Diskussion auch technische Alternativen zu dem auf Konzepten der 60er Jahre (vergleiche z.B. Shuttle oder Dyna Soar) beruhenden HERMES-Projekts in die Betrachtung einbezogen werden könnten.

Die im Rahmen der vorliegenden, als Problemanalyse konzipierten, Studie herausgearbeiteten Probleme zeigen für SÄNGER einen Reifegrad, der eine Einbeziehung dieses Projekts als Alternative zu den im Rahmen des ESA-LTP begonnenen Projekten ausschließt.

Die vorliegenden Unterlagen zeigen aber andererseits, daß mit SÄNGER ein für Industrie und Forschung brauchbares Leitkonzept für die Erarbeitung eines zukünftigen Trägersystems vorliegt. Sollte es sich als notwendig erweisen, daß die Planung für HERMES und ARIANE 5 zeitlich und inhaltlich signifikant verändert werden muß, sollten auch tiefgreifende Planungsalternativen in Richtung auf moderne Entwicklungen wie SÄNGER, NASP, HOTOL einbezogen werden.

Mögliche Entscheidungsalternativen sind vor zwei Hintergrundscenarien zu sehen, die die Dringlichkeit für die Beschaffung neuer Transportsysteme beeinflussen:

- Szenario 1: Stagnation

Die künftige Entwicklung des Transportbedarfs für unbemannte Nutzlasten wird als ungefähr gleichbleibend, der Bedarf für bemannte Transportaufgaben eher als sinkend eingeschätzt.

Bessere Transportsysteme wären wünschenswert aber nicht dringend. Die entsprechenden Entwicklungskosten wären mit den zu erwartenden kleineren direkten Betriebskosten nur schwer zu rechtfertigen.

Vor dem Hintergrund des Szenario 1 wäre zu entscheiden:

Alternative 1.1: Staatliche Förderpolitik setzt andere Prioritäten.

Die laufenden Entwicklungen im Bereich der Trägertechnologie werden mit den geringstmöglichen Mittelzuweisungen auch unter Aufgabe aktuell gültiger Zielvorstellungen fortgesetzt. Das Hypereschallprogramm läuft 1992 aus. Das BMFT (die DARA) nimmt lediglich koordinierenden Einfluß auf Hochschulforschung (SFB's) und DLR.

Alternative 1.2: Kontinuität der staatlichen Förderpolitik.

Die laufenden Entwicklungen werden mit den geringstmöglichen Änderungen, gegebenenfalls zeitlich gestreckt, fortgesetzt. Die Grundlagenarbeiten für Zukunftsalternativen (SÄNGER) werden aber zügig weiter betrieben und insbesondere auf internationale Kooperation mit maßgebendem deutschen Einfluß hin entwickelt. Die Entwicklung eines Demonstrators wird konsequent aber mit geringer Priorität untersucht.

- Szenario 2: Leistungsschau und Exploration

Der Transportbedarf für unbemannte Nutzlasten wird als noch ansteigend, der für bemannte Missionen als deutlich ansteigend eingeschätzt. Bemannte Mond- und/oder Marsmissionen werden durchgeführt. Die Voraussetzungen für neue, großtechnische Nutzanwendungen der Raumfahrt (z.B. große, geostationäre Plattformen, Energiesatelliten) werden geschaffen.

Die Entwicklung leistungsfähigerer und bezüglich der spezifischen Kosten deutlich billigerer Trans-

portsysteme wären eine notwendige Voraussetzung für diese Szenario.

Vor dem Hintergrund des Szenario 2 wäre zu entscheiden:

Alternative 2.1: Moderate Zukunftsorientierung

Die derzeit laufenden Programme werden mit den notwendigen Änderungen und gegebenenfalls zeitlich gestreckt, bis zur Erreichung der ursprünglichen Zielsetzung fortgeführt. Parallel wird das Hyperschalltechnologieprogramm konsequent fortgesetzt und nach Möglichkeit bereits mit den anderen Entwicklungsarbeiten im Rahmen des LTP abgestimmt. Zum frühestmöglichen Zeitpunkt wird die Entwicklung eines Demonstrators auf europäischer Ebene vorangetrieben.

Alternative 2.2: Agressive Zukunftsorientierung

Die derzeit laufenden Programme werden mit den größtmöglichen Änderungen in Richtung auf modernere Alternativen und nur im unvermeidbar notwendigen Umfang fortgesetzt. Auch um den Preis einer deutlichen Zurücknahme der im LTP vereinbarten Ziele.

Das Hyperschallprogramm wird mit Nachdruck fortgesetzt und internationalisiert. Das Demonstratorprogramm wird mit erster Priorität vorangetrieben.

Weitere Aspekte der Entscheidungsfindung

Technikfolgenabschätzung befaßt sich mit den Rückwirkungen technischer Großvorhaben auf die in den vorangehenden Kapiteln behandelten Bereiche der Technik und wissenschaftlichen Technologie selbst, sowie auf andere Dimensionen der gesellschaftlichen Wirklichkeit. In der im Auftrag des BMFT vom VDI durchgeführten Analyse der Hyperschalltechnologie [52] wird definiert: "Technikfolgenabschätzung nimmt in einem ersten Schritt den Stand der Technik als Grundlage, um die sich aus ihr entwickelnden Möglichkeiten auch in wirtschaftlicher, gesundheitlicher, ökologischer und sozialer Hinsicht aufzuzeigen". Außer der in den vorstehenden Kapiteln bereits ausführlich behandelten Technik selbst werden in [52] die folgenden Dimensionen aufgeführt, die für eine Technikfolgenabschätzung zu einem System SÄNGER relevant sind:

- Ökonomische Dimension
- Ökologische Dimension
- Soziale Dimension
- Politische Dimension

Die aus diesen Dimensionen ableitbaren Wertmaßstäbe müssen bei den fälligen Entscheidungen mit herangezogen werden. Um dies tun zu können, müssen aber zunächst weitere Daten ermittelt werden.

8. Literaturangaben

- [1] Förderkonzept Hyperschalltechnologie des Bundesministeriums für Forschung und Technologie
Herausgeber: Der Bundesminister für Forschung und Technologie
Bonn 1988
- [2] Eliot Marshall
The Shuttle: Whistling Past the Graveyard?
Science, Vol. 250, 26.10.1990
- [3] John M. Logsdon
The decision to develop the Space Shuttle
Space Policy May 1986
- [4] AZURA Analyse zukünftiger Raumtransportsysteme
Im Auftrag des BMFT durchgeführt von der IABG Ottobrunn
Zusammenfassender Bericht B-TK-4013/01 vom 2.3.90
- [5] In Orbit Infrastructure Operations Plan
Annex to ESA PB-COL(90)24
Draft Issue no.3 Rev. 1, 5th SEpt. 1990
- [6] Access to Space
The Future of U.S. Space Transportation Systems
Congress of the United States Office of Technology Assessment
OTA-ISC-415 April 1990
- [7] Stéphan Chenard
Selling Ariane
Space Markets 3/1990
- [8] Affordable Spacecraft
Design and Launch Alternatives-Background Paper
U.S. Congress, Office of Technology Assessment
Washington D.C. January 1990
- [9] H. Sax, M. Baumgart
Mission Scenario - Selection of Transportation Systems
Space Course Aachen 1991
Forum Weltraumforschung RWTH Aachen
- [10] Eugen Sänger, Irene Bredt
Über einen Raketenantrieb für Fernbomber
Unveränderte Neuauflage des geheimen Originals
Verlag Flugtechnik, Ernst von Olnhausen, Stuttgart 1957
- [11] MBB Unternehmensgruppe Raumfahrt
Sänger, An Advanced European Space Transportation System
BMFT-Klausurtagung 27./28. April 1987
- [12] Round Trip to Orbit
Human Space Flight Alternatives - Special Report
U.S. Congress, Office of Technology Assessment
OTA-ISC-419, August 1989
- [13] B. Laschka, Ph. Poisson-Quinton
SST/HST-Flugverkehr, Herausforderung an die Zukunft
Luft- und Raumfahrt, 2/90
- [14] Sänger Entwurfsüberprüfung
BMFT-Arbeitstagung zum Förderkonzept Hyperschalltechnologie
Zwischenpräsentation Systemkonzept-Definitionstudie
Ottobrunn 18./19.1.1989
- [15] BMFT-Förderkonzept Hyperschalltechnologie
Zwischenbilanz der Phase I
BMFT-Projektbegleitung Hyperschalltechnologie
IABG mbH, Ottobrunn, Februar 1990
- [16] Dietrich. E. Koelle, Heribert Kuczera
SÄNGER Space Transportation System-Progress Report 1990
41st IAF Congress, Dresden, Oct.1990 - Paper No. IAF-90-175
- [17] Launch Options for the Future: Buyer's Guide
U.S. Congress, Office of Technology Assessment
OTA-ISC-383, Washington DC: Government Printing Office 1988
- [18] Alternative Raumfahrtszenarien 1990-2030
BMFT-Studie, MBB Space Division, Juni 1987
- [19] W. Kleinau, J. P. Bomble
Potential Mission Scenarios (Post 2000) for Future European Launchers, Paper No. 90-194
41st IAF Congress, Dresden, Oct. 1990
- [20] Proceedings of the European Symposium on Future Supersonic and Hypersonic Transportation Systems, Strasbourg, 6-8 Nov. 89

- [21] D. E. Koelle
Launch Vehicle Evolution from Multi Stage Expendables to Single Stage Reusables
36th IAF Congress, IAF-85-480, Stockholm, October 7-12, 1985
- [22] R. C. Haefeli et.al.
Technology Requirements for Advanced Earth-Orbital Transportation Systems
Final Report, NASA CR-2866, 1977
- [23] C. H. Eldred, T. A. Talay
Prospects for Advanced Rocket-Powered Launch Vehicles
Paper No. IAF-86-121, 37th IAF Congress, Innsbruck, October 4 - 11, 1986
- [24] D. M. Wolf
Parametrische Bewertungen der Auswahlkriterien von Raumtransportsystemen
DLR FB 91-01, Köln, 1991
- [25] J. Feustel-Büchel
ESA's Space Transportation Programme
Proceedings of the 2nd European Aerospace Conference on Progress in Space Transportation
Bonn-Bad Godesberg, 22-24 May 1989 (ESA Sp-293, August 89)
- [26] D. G. Eide, W. D. Morris
Operational Awareness in Future Space Transportation System Concepts and Technology Selections
AAS, 83-382, 1983
- [27] C. Fazi, A. Wagner, C. Johnson
STS 2000: Outline
Paper No. IAF-90-192, 41st IAF Congress, Dresden, October 1990
- [28] G. R. Woodcock
Low Cost Space Transportation of the Future
29th IAF Congress, Dubrovnik, October 1978
- [29] T.A. Talay; W.D. Morris
Advanced Manned Launch Systems
Proceedings of the 2nd European Aerospace Conference on Progress in Space Transportation
Bonn-Bad Godesberg, 22-24 May 1989
- [30] T. Ito
Hope - Its Concept and Technical Features
Proceedings of the 2nd European Aerospace Conference on Progress in Space Transportation
Bonn-Bad Godesberg, 22-24 May 1989
- [31] N.N.
EARL II Endpräsentation
NRT-Sitzung, Bonn, 17.9. 1990
- [32] N.N.
ASTROS - Advanced Space Transportation Rocket System
MBB/ERNO, Endpräsentation Januar 1989
BMFT-Vertrag 512-8791-WRT 8714
- [33] P. J. Conchie
HOTOL - A Future Launcher for Europe
Proceedings of the 2nd European Aerospace Conference on Progress in Space Transportation
Bonn-Bad Godesberg, 22-24 May 1989
- [34] J.A. Martin, C. H. Eldred
The Orbit-on-Demand and Shuttle II Studies at NASA Langley Symposium in Winged Spacecraft
International Aerospace Exhibition Hannover 6.-15.6.1986
- [35] N.N.
Launch Vehicle Catalogue
European Space Agency, December 1989
- [36] D. R. Branscome
United States Space Transportation Survey
Proceedings of the 2nd European Aerospace Conference on Progress in Space Transportation
ESA Sp-293, Aug. 89, Bonn-Bad Godesberg, 22-24 May 1989
- [37] D. Y. Poletaev
Glavcosmos USSR and the Basic Objectives of its Activity
Proceedings of the 2nd European Aerospace Conference on Progress in Space Transportation
ESA Sp-293, Aug. 1989
- [38] R. E. Lo
Ariane und Space Shuttle, Erfahrungen und Entwicklungstendenzen
HOG-Symposium Berlin, 30./31. August 1985
- [39] SÄNGER Konzeptuntersuchung Antrieb
Abschlußbericht MTUM-TB90EP-004 (vertraulich)
- [40] Frans G. J. Kremer
Einfache Bahnoptimierungsbetrachtungen für Reise- und beschleunigte supersonische Flugpunkte mit Staustrahltriebwerken.
DLR-Institut für Antriebstechnik, IB-325-03-90

- [41] H.S. Johnston, D.E. Kinnison, D.J. Wuebbles
Nitrogen Oxides from High-Altitude Aircraft:
An Update of Potential Effects from Ozone
Journal of Geophysical Research, 94, D13, 16351-
16363, 1989
- [42] H.S. Johnston
Reduction of Stratospheric Ozone by Nitrogen
Oxide Catalysts from Supersonic Transport Ex-
haust
Science, 173, 517, 1971
- [43] P.J. Crutzen
The Influence of Nitrogen Oxides on the Atmos-
pheric Ozone Content
Quart. J. Roy. Met. Soc., 96, 320-325, 1970
- [44] The Stratosphere 1981, Theory and Measure-
ments
World Meteorological Organization (WMO),
WMO Global Ozone Research and Monitoring
Projekt, Report No. 11, Genf 1982
- [45] P. Fabian
Atmosphäre und Umwelt, Chemische Prozesse,
Menschliche Eingriffe
Springer Verlag, 1989
- [46] D.E. Kinnison, D.J. Wuebbles
Preventing Depletion of Stratospheric Ozone -
Implications of Future Aircraft Emissions
Submitted to the 82nd APCA Annual Meeting
and Exhibition, Anaheim, June 25-30, 1989
- [47] P.J. Crutzen, C. Brühl
The Atmospheric Chemical Effects of Aircraft
Operations
Lecture Notes in Engineering, No. 60, Springer
Verlag, 1990
- [48] D.J. Wuebbles, M.C. McCracken, F.M. Luther
A Proposed Reference Set of Scenarios for Radi-
atively Active Atmospheric Constituents
Report TR015 (W-7405-ENG-48), US-Depart-
ment of Energy, Washington D.C. 1984
- [49] Winged Launchers Configuration Study
Final Presentation
ESTEC, 10.5.1989
- [50] ESA/C(88)-25 Rev. 2
- [51] ESA/C(89)-64
- [52] Verein Deutscher Ingenieure VDI
Vorstudie für eine Technikfolgenabschätzung zur
Hyperschalltechnologie
Bericht VDI-Technologiezentrum Düsseldorf PLI
1386, 25.7.1990
Verfasser: A. Zweck
- [53] Schutz der Erdatmosphäre. Eine internationale
Herausforderung
Enquete-Kommission des 11. deutschen Bundes-
tags, 1988
Dt. Bundestag, Referat Öffentlichkeitsarbeit, Zur
Sache 5/88
- [54] R. Zellner
Chemie des stratosphärischen Ozons.
6. DECHEMA-Fachgespräch, Umweltschutz am
16./17.12.1987
- [55] P.J. Crutzen, F. Arnold
Nitric Acid Cloud Formation in the Cold Anarctic
Stratosphere: A Major Cause for the Springtime
'Ozone Hole'.
Nature, 324, 1986, S. 651-655
- [56] U. Schumann, (Editor)
Air Traffic and the Environment - Background,
Tendencies and Potential Global Atmospheric
Effects.
Lecture Notes in Engineering, No. 60, Springer
Verlag, 1990
- [57] H. Grassl
Possible Climatic Effects of Contrails and Addi-
tional Water Vapor
Lecture Notes in Engineering No. 60, Springer
Verlag, 1990
- [58] H.U. Dütsch
Vertical Ozone Distribution and Troposphere
Ozone.
Proc. NATO Adv. Study Inst. on Atmospheric
Ozone, US Department of Transportation, Report
IAA-EE-80-20, 7, 1980

9. Anhänge

9.1 Exkurs Raumtransport Technik

Die Hauptaufgabe eines Raumtransportsystems besteht darin, einem Orbitalsystem die notwendige Energie zu vermitteln, die seiner Flugbahn entspricht. Diese Energie besteht aus der potentiellen Energie, die notwendig ist, um das System gegen die Schwerkraft auf die entsprechende Bahnhöhe anzuheben und aus der für die Geschwindigkeitserhöhung nötigen kinetischen Energie.

Praktisch nutzbare Orbits sind nur in Höhen mit nahezu vernachlässigbarem Luftwiderstand möglich. Ein typischer niedriger Orbit (Engl. Abkürzung LEO (Low Earth Orbit)) ist eine Kreisbahn in 200 km Höhe, die eine Bahngeschwindigkeit von $\approx 7,8$ km/s erfordert.

Um diese Bahn zu erreichen, ist jedem Kilogramm Masse eine Energie von ≈ 32 MJ zuzuführen. Stellt man sich vor, daß diese Bahn durch einen Schuß von der Erdoberfläche erreicht werden sollte, so müßte dem Geschöß bei Vernachlässigung des Luftwiderstands dazu eine Anfangsgeschwindigkeit von $7,8 + 1,95 = 9,75$ [km/s] erteilt werden. Bedenkt man, daß eine Wärmemenge von 14 MJ genügt, um ein Kilo Aluminium zu verdampfen, so heißt das, daß einer Aluminium-Konstruktion mehr als das Doppelte der zu ihrer Verdampfung notwendigen Energie zuzuführen und bei der Rückkehr zur Erde auch wieder abzuführen ist!

Die Beschleunigung eines Fahrzeugs im leeren oder auch im luftgefüllten Raum ist nur nach dem Reaktionsprinzip möglich. Eine sogenannte "Stützmasse" muß entgegen der gewünschten Beschleunigungsrichtung ausgestoßen werden. Die dabei entstehende Reaktionskraft beschleunigt das Transportfahrzeug.

Die bisherige Raumfahrt bedient sich als Transportmittel ausschließlich der Rakete. Bei der Rakete dient die im Treibstoff gespeicherte Energie bei der Verbrennung dazu, die Verbrennungsprodukte des Treibstoffs als Stützmasse auszustoßen. Der Treibstoff bildet also

gleichzeitig die Stützmasse, die demzufolge in der ganzen benötigten Menge mitgeführt werden muß.

Je größer die Ausströmgeschwindigkeit der Stützmasse, umso höher ist der mit einer bestimmten Menge ausströmender Masse erzielbare Schub. Der spezifische Impuls des Triebwerks, der die mit der Rakete erreichbare Transportleistung ganz wesentlich bestimmt, ist dann hoch. Mit einem der diesbezüglich besten Treibstoffe, flüssigem Wasserstoff (LH_2), verbrannt mit flüssigem Sauerstoff (LOX), erreicht man in dem bisher vielleicht am weitesten entwickelten Raketentriebwerk einen spez. Impuls von > 4400 N/(kg/s) (Space Shuttle Main Engine SSME).

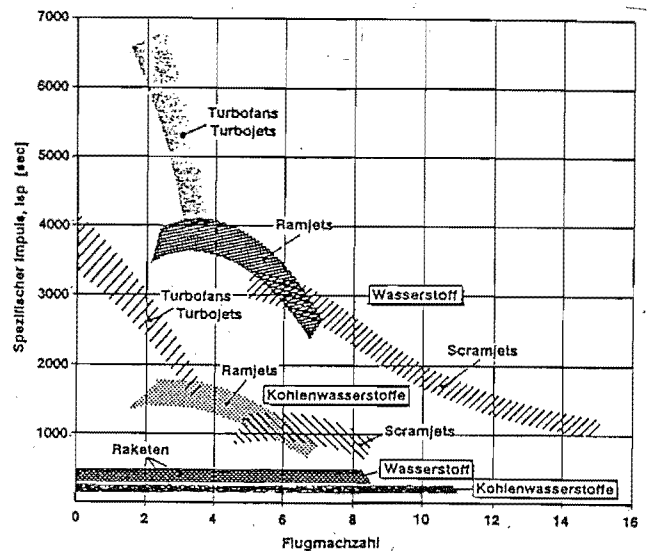


Bild 21: Abhängigkeit des spez. Impulses^{*)} von der Ma-Zahl (Nach [1])

Nach der sogenannten Raketengleichung, die auch als Ziolkovski-Gleichung zitiert wird, ist das Verhältnis der Raketenmasse bei Brennschluß M_b zur Startmasse M_0 eine Funktion der bei Brennschluß erreichten Ge-

^{*)} In älteren Darstellungen wird der Spez. Impuls in [s] angegeben, was aus der Gleichsetzung der Masseneinheit [kg] mit der Kräfteinheit [kp] resultierte. Ausgeschrieben lautet die Maßeinheit dann [kp/(kg/s)]. Nach Einführung des internationalen Maßsystems muß die Kraft in Newton angegeben werden, während das Kilogramm ausschließlich eine Masseneinheit ist. Der Spez. Impuls hat daher das Maß [N/(kg/s)], was sich wegen $1 N = 1 kg m / s^2$ auch als Geschwindigkeit m/s schreiben läßt. Die beiden Maßangaben unterscheiden sich somit durch die Einheit der Erdbeschleunigung. Spez. Impuls [s] * 9,81 = Spez. Impuls [N/(kg/s)]. Die auf die Einheit m/s gekürzte Angabe des Spez. Impulses stellt gleichzeitig die Ausströmgeschwindigkeit der Verbrennungsgase dar.

schwindigkeit V_b und des spez. Impulses I_{sp} . Um die oben erwähnten 9,75 [km/s] mit einem Triebwerk mit $I_{sp} = 4400$ [m/s] mit einer einstufigen Rakete zu erreichen würde sich ergeben:

$$M_b / M_0 = \exp(-V_b / I_{sp}) = \exp(-2,2) = 0,11$$

Das bedeutet, daß die gesamte Fahrzeugtrockenmasse (also ohne die Treibstoffanteile) einschließlich der Nutzlast in diesem (sehr günstig gerechneten) Fall nur 11% der Startmasse sein dürfte. Bedenkt man, daß ein vergleichbarer Wert bei modernen Großflugzeugen in der Nähe von 0,4 liegt, so erhält man ein Gefühl für die Problematik des Raumtransports.

Die ARIANE 5 wird nach den derzeitigen Angaben beim Start ein Verhältnis (Trockenmasse+Nutzlast) / Startmasse von ca. 0,14 erreichen, bei einem I_{sp} der Starttriebwerke (Feststoffbooster) von weniger als 2700 N/(kg/s).

Daß dennoch eine Nutzlast in den Orbit gebracht werden kann, wird durch das Stufungsprinzip erreicht, indem nicht mehr benötigte Konstruktionsmasse unterwegs abgeworfen wird. Die die Nutzlast enthaltende Brennschlußmasse im Orbit ist in diesem Fall mit 29,3 Mg angegeben, während die Startmasse bei 718 Mg liegt. Man erhält: $M_b / M_0 = 29,3 / 718 = 0,041$. Nur etwas über 4% der Startmasse gelangen also in den Orbit.

Bei den in der Luftfahrt verwendeten Strahltriebwerken führt das Fahrzeug den Brennstoff nur als Energielieferant mit, während die auch in diesem Fall benötigte, zu beschleunigende Stützmasse im wesentlichen aus der Umgebungsluft entnommen wird^{*}). Berechnet man auch für diesen Fall einen spez. Impuls als Verhältnis von Schub / Brennstoffmassendurchsatz, so erhält man einen gegenüber dem Raketentriebwerk um etwa eine Größenordnung höheren Wert (Siehe Bild 21). Dies auszunutzen ist die Grundidee der sogenannten "luftatmenden Raumfahrt-Träger", wie z.B. des SÄNGER EHTV. Das zu lösende Problem besteht dann u.a. darin, mit entsprechenden Triebwerken den für den Flug in den Weltraum benötigten Geschwindigkeitszuwachs, zumindest zum großen Teil, bereits während des Durchfliegens der Erdatmosphäre zu erreichen.

9.2 Die chemischen Vorgänge in der oberen Troposphäre und in der Stratosphäre

Der größte Teil der zu erwartenden Emissionen supersonischer und hypersonischer Transportsysteme wird in der oberen Troposphäre (8-18 km) und der unteren bis mittleren Stratosphäre (15-40 km) auftreten. Diese beiden Teile der Atmosphäre unterscheiden sich durch extrem unterschiedliche Gaszusammensetzungen, chemische Reaktionsabläufe und Transportprozesse.

In der Troposphäre befinden sich ca. 80-90 % der gesamten atmosphärischen Masse und fast der gesamte Wassergehalt. Die Gase sind horizontal und vertikal gut durchmischt. Hier findet das Wettergeschehen, d.h. starke Luftmassenbewegungen und die Wolkenbildung statt. Im Gegensatz zur Troposphäre nimmt die Temperatur in der Stratosphäre mit der Höhe zu, so daß die Stratosphäre wie eine große Inversionsschicht wirkt und vertikale Luftbewegungen stark gedämpft werden. Die Erwärmung mit der Höhe wird durch die Absorption solarer UV-Strahlung durch Sauerstoff (O_2) und Ozon (O_3) hervorgerufen. Die Energiezufuhr durch Strahlung treibt in der Troposphäre im wesentlichen die globale Zirkulation, in der Stratosphäre die komplexe Photochemie an. Dynamische und chemische Prozesse wechselwirken dabei stark miteinander.

Die stratosphärische Ozonchemie stellt den wesentlichen Angriffspunkt anthropogener Emissionen in diesem Höhenbereich dar. Das Maximum der mittleren Ozonkonzentration liegt bei 15-25 km, d.h. eine Ozonreduktion in diesem Bereich hätte empfindliche Auswirkungen auf die gesamte Ozonsäule und damit auf das Absorptionsvermögen für ultraviolette Strahlung.

Die Ozonbildung in der Stratosphäre erfolgt durch Anlagerung von einatomigem Sauerstoff an ein Sauerstoffmolekül unter Zuhilfenahme eines Stoßpartners, z.B. einem anderen Molekül (Bild 22a). Die Ozonzerstörung wird durch Spaltung des Moleküls durch elektromagnetische Strahlung (<1200 nm), durch eine Stoßreaktion (Bild 22b) oder durch die katalytischen Abbauzyklen bewirkt (Bild 22c). Die Ozonzerstörung und -bildung ohne die katalytischen Zyklen sind Bestandteil des 'Chapman-Zyklus'. Die Katalysatoren reagieren mit Ozon zu einem Zwischenprodukt, dieses wiederum mit Sauerstoff zu dem ursprünglichen Katalysator und Sauerstoff. Die Katalysatoren gehen somit unverändert aus der Reaktion hervor. Die wesentlichen Katalysatoren sind HO_x , NO_x , ClO_x und BrO_x .

^{*} Der aus dem Brennstoff stammende Anteil an der Stützmasse beträgt bei einem Staustahltriebwerk mit Wasserstoff als Brennstoff nur - 2,3% und kann daher in erster Näherung vernachlässigt werden.

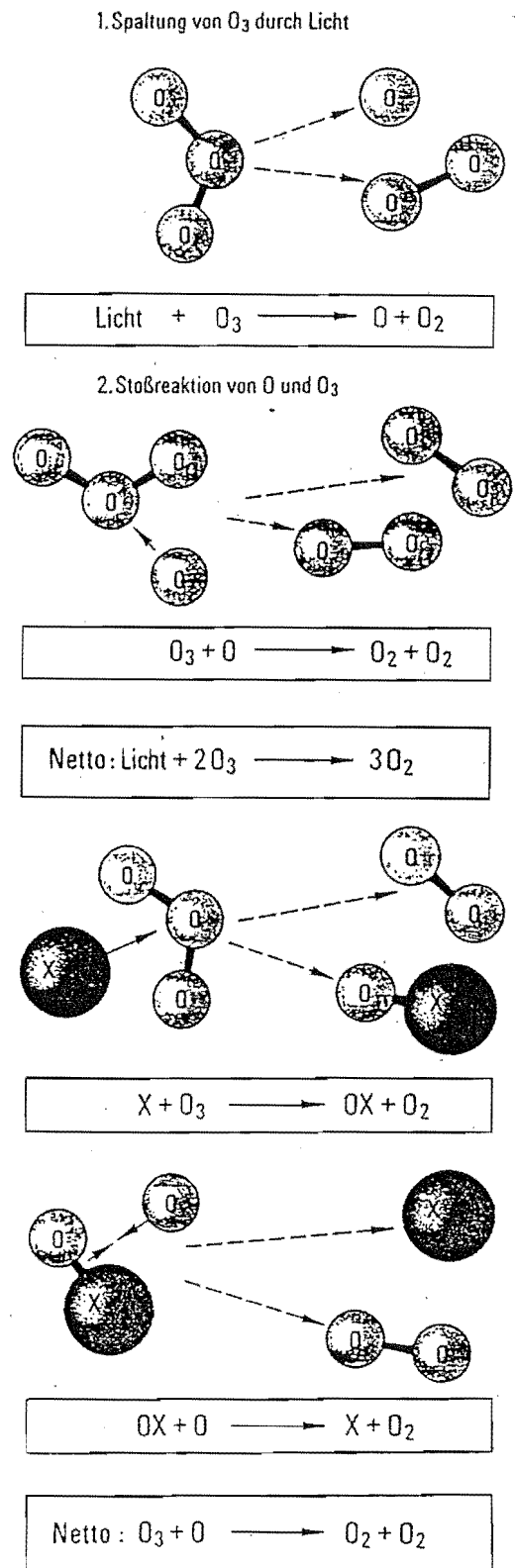
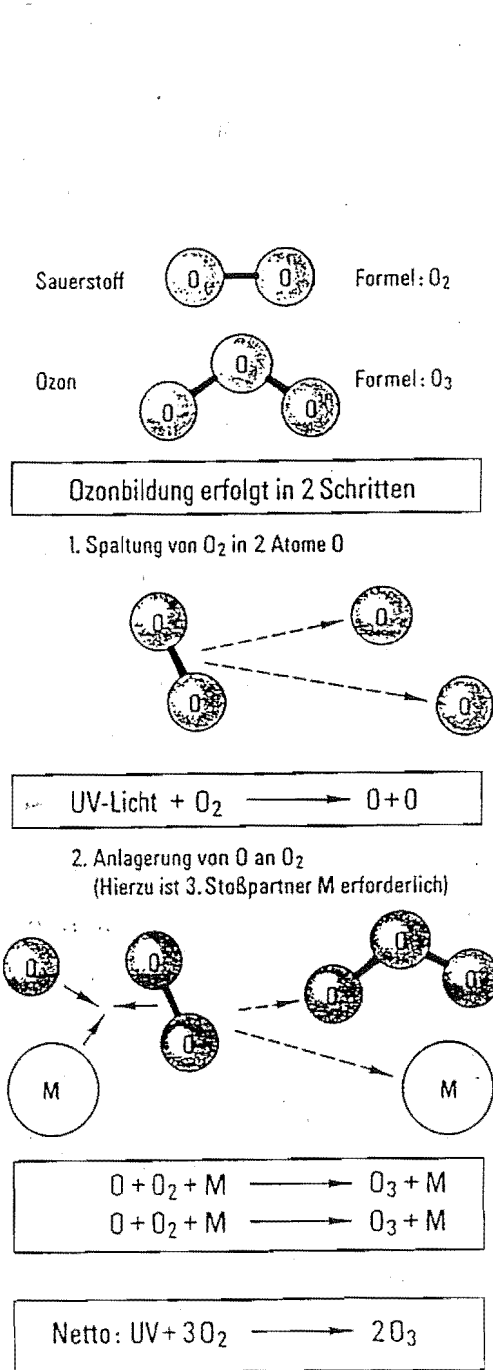


Bild 22: Schematische Darstellungen der Ozonbildung (a), der Ozonzerstörung in einer reinen Sauerstoffatmosphäre (b) und der Ozonzerstörung in einem katalytischen Abbauzyklus (c) [53].

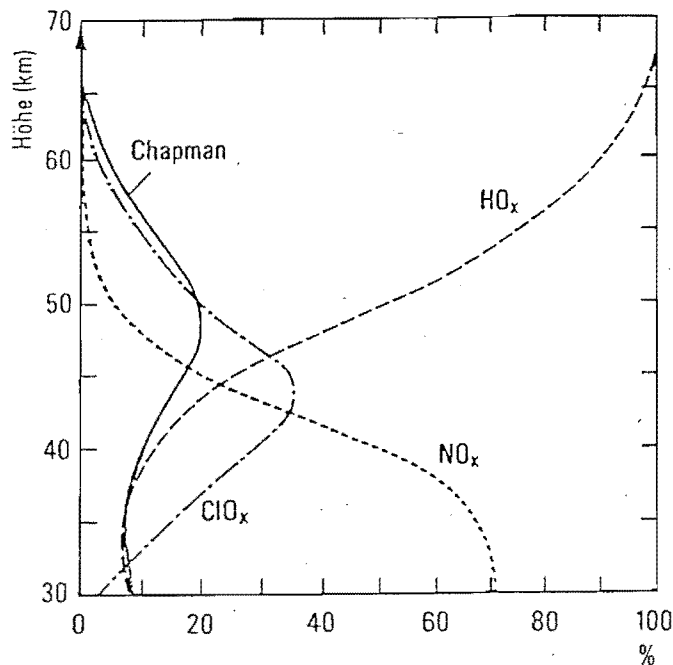


Bild 23: Relative Bedeutung der verschiedenen Spurengasgruppen für den Ozonabbau in verschiedenen Höhen [54].

Die Bedeutung der einzelnen Katalysatoren für den Ozonabbau in verschiedenen Höhen zeigt Bild 23. Die Höhenabhängigkeit wird von den Gaskonzentrationen, den Umgebungstemperaturen und -drücken und der Strahlungszufuhr bestimmt.

Die erwähnten Prozesse sind untereinander und mit einer Vielzahl anderer chemischer Reaktionen stark gekoppelt, die bei einer Modellierung des Ozonabbaus durch Veränderung der Hintergrundkonzentrationen der Spurengase berücksichtigt werden müssen.

Die wichtigsten zwei Gruppen sind Reaktionen von Katalysatoren mit Katalysatoren, Quellgasen oder Ozon, wobei die Reaktionsprodukte in Bezug auf die katalytische Ozonzerstörung inaktiv sind (Reservoirgase) und Reaktionen, bei denen ein Radikal in XO überführt wird, ohne daß der entsprechende Ozon-Abbaupfad durchlaufen wird.

Hinzu kommen Reaktionen an der Oberfläche von Partikeln (Staub, Sulfateilchen, Eiskristalle), z.B. an den vorwiegend über der Antarktis auftretenden Teilchen der Polaren Stratosphärischen Wolken (PSC). Im Zusammenhang mit der Ozonausdünnung im antarktischen Frühling wird diesen Reaktionen ein großer Beitrag zugeschrieben [55].

Über die reine Chemie hinaus bewirkt die atmosphärische Zirkulation eine Umverteilung des Ozons von den Hauptproduktionsgebieten in der tropischen Stratosphäre zu den Polen und zu geringeren Höhen hin. Diese mittleren Bewegungen variieren kleinräumig und sind abhängig von den Jahreszeiten. Die daraus entstehenden Vertikalprofile der Ozonkonzentration in verschiedenen geographischen Breiten zeigt Bild 24. Das Maximum der Konzentration liegt im Frühjahr der Nordhalbkugel in mittleren Breiten bei ca. 20 km, zum Äquator hin bei etwa 25 km Höhe. Im nördlichen Herbst nimmt in nördlichen Breiten die lokale Konzentration um bis zu 50 nb ab. Dann ist die Schicht in 15-20 km Höhe am Pol nahezu vollständig ausgedünnt.

Der wesentliche Bestandteil der Emissionen durch Triebwerksabgase eines Wasserstoffantriebes ist Wasserdampf.

Es ist wichtig, den grundlegenden Unterschied der chemischen Reaktionen in der Troposphäre, also dem unteren Bereich der Atmosphäre und in der darüber liegenden Stratosphäre zu beachten. In die Troposphäre eingebrachter Wasserdampf wird relativ schnell durchmischt und ist hier nicht sehr stabil. Durch den hohen Wasserdampfgehalt der natürlichen Troposphäre sind zusätzlich emittierte Mengen hier klimatisch unwirksam. In der oberen Troposphäre kann die Bildung von Kondensstreifen durch Gefrieren von Wassertröpfchen die lokale Strahlungsbilanz beeinflussen. Eiswolken sind relativ transparent für kurzwellige, solare Strahlung ($0.3-4 \mu$), aber optisch undurchlässig für die langwellige Abstrahlung des Untergrundes und wirken damit als Verstärker für den Treibhauseffekt [56]. Bei den gegebenen Startraten ist dieser Effekt klein, weil Eiswolken dieser Art bald verdunsten, denn die Umgebungsluft ist meist trocken. Eine Anreicherung von Wasserdampf und das damit erzeugte Potential für künftige Wolkenbildung kann durch den langfristig gesehen geringen Eintrag vernachlässigt werden. Bei Entwicklung eines hohen Verkehrsaufkommens könnte dieser Effekt aber lokal von Bedeutung sein [57].

Die Hintergrundkonzentration von Wasserdampf in der Stratosphäre ist hingegen gering, und der Transport in die Troposphäre durch Sedimentation ist sehr langsam.

Wasserdampf ist zum einen ein Quellgas für das OH-Radikal, zum anderen ein Reservoirgas, das Radikale bindet (aber auch wieder freigeben kann) und mit der Zeit in die Troposphäre 'abregnet'. Ein Eintrag von Wasserdampf in die Stratosphäre kann somit zur Unterstützung der Produktion von OH-Radikalen führen, die Bestandteil des katalytischen Abbauzyklus für Ozon durch HO_x sind.

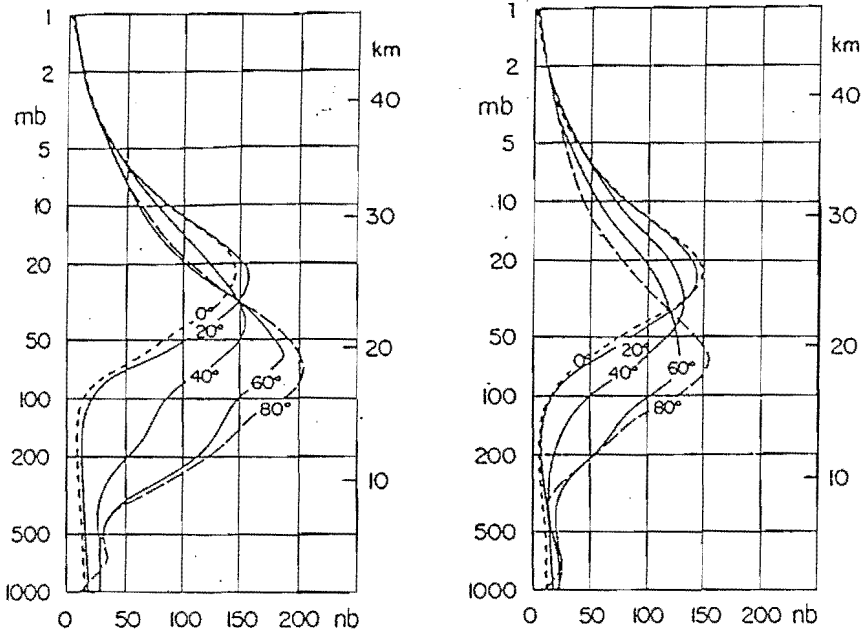


Bild 24: Mittlere Vertikalverteilung von Ozon für verschiedene nördliche Breiten, links: April, rechts: Oktober [58].

Ein zweiter Effekt ist die Produktion der Oxide NO_x und HO_x durch Oxidation von Stickstoff der angesaugten Luft und der Umgebungsluft im heißen Abgasstrahl des Triebwerks. Quantitative Abschätzungen der erzeugten Masse sind außerordentlich schwierig, da hierzu außer den chemischen Prozessen im Triebwerk auch die kleinräumige Turbulenz im Umfeld des Flugkörpers bekannt sein muß.

In die obere Troposphäre emittierte Stickoxide bewirken nach dem aktuellen Kenntnisstand eine Ozonproduktion, da dort zusätzlich eingebrachtes NO_x durch Bildung von HNO_3 HO_x -Radikale bindet. So wird der ozonabbauende HO_x -Zyklus behindert, und es wird vermehrt NO_3 gebildet, das durch Photolyse einatomigen Sauerstoff freigibt, der zur Ozonproduktion notwendig ist [44].

Der Stratosphäre zugeführte Mengen an Stickoxiden und Wasserstoffoxiden unterstützen die schon erwähnten katalytischen Abbauzyklen. Je nach vorwiegender Höhe der Emission kann ein Zusatzbeitrag zur natürlichen Konzentration einen mehr oder weniger großen Effekt haben (siehe Bild 23). Die Stickoxide tragen in den untersten Schichten der Stratosphäre (20-40 km) bis zu 70% zur Ozonreduktion bei. Dieses Maximum koinzidiert etwa mit dem Maximum der vertikalen Ozonkonzentration. Eine Zuführung von Stickoxiden und die daraus folgende zusätzliche Ozonreduktion hängt hier daher stark von der relativen eingebrachten Menge ab. In höheren Regionen (ab ca. 50 km, d.h.

obere Stratosphäre und Mesosphäre) dominiert der Abbau durch den HO_x -Zyklus. Da dort die Gaskonzentrationen im allgemeinen sehr niedrig sind, können auch geringe, von außen zugeführte Mengen schon starke Effekte haben. Dies gilt allgemein mit zunehmender Höhe, bis zu den Höhen, bei denen die Ozonkonzentration sehr klein wird, d.h., das natürliche Gleichgewicht zwischen Ozonerstörung und Ozonbildung wird mit zunehmender Höhe empfindlicher gegenüber Veränderungen. In großen Höhen (Mesosphäre, Thermosphäre) allerdings können wieder andere Prozesse angeregt werden, die das dortige chemische und dynamische Gleichgewicht stören und indirekt auch andere Schichten beeinflussen.

9.3 Berechnungsgrundlagen des Kostenvergleichs

Im Rahmen einer Lebenszykluskostenbetrachtung sind alle während der Lebensdauer eines Systems anfallenden Kostenarten zu berücksichtigen. Die Entwicklungskosten umfassen dabei alle Kosten für die Entwicklung und Qualifikation des Systems. Nach erfolgreicher Qualifikation schließt sich die Produktionsphase an, die alle Kosten der Herstellung des Trägersystems umfaßt. Unter den Betriebskosten sind alle Kosten während der Betriebsphase - ohne die Hardwarekosten des Trägersystems selbst - zu subsumieren. Hierzu gehören die Kosten der Startvorbereitung, der Startdurchführung und alle sonstigen notwendigen Folgeaktivitäten (wie

z.B. Kosten für Refurbishment im Falle von SÄNGER). Allgemeiner ausgedrückt umfassen die Betriebskosten alle Kosten, die für die operationelle und funktionelle Aufrechterhaltung des Systems anfallen. Diese Kostenarten werden in der weiteren Betrachtung dem Kostenträger - hier den Kosten pro Flug - verrechnet. Häufig wird statt dem Begriff Kosten pro Flug auch der Ausdruck Startkosten synonym verwendet. Die Kosten pro Flug umfassen - falls alle Kosten eingerechnet werden - sämtliche Betriebskosten, die sich in fixe und variable Anteile aufspalten lassen. Die Produktionskosten werden im Rahmen der weiteren Verrechnung den Kosten pro Flug zugeschlagen. Im Falle der Trägerraketen (Wegwerfsystem) müssen sie in voller Höhe hinzugerechnet werden, wohingegen bei einem wiederverwendbaren System auf der Basis einer angenommenen Flugrate des Systems eine Amortisationsrate (Abschreibung) eingerechnet wird. Dies ist der entscheidende Ansatzpunkt für die Senkung der Transportkosten durch wiederverwendbare Systeme.

Die Entwicklungskosten können entweder auf die Produktionskosten unter Zugrundelegung einer geplanten Produktionsstückzahl umgelegt werden oder sie werden als zusätzliche Amortisationsrate den Kosten pro Flug zugeschlagen. Die Kosten für den Aufbau oder Anpassung der Infrastruktur werden in der Raumfahrt unter die Entwicklungskosten subsumiert und wären dann - falls eine Umlage der Entwicklungskosten erfolgt - in den Kosten pro Flug enthalten.

Die Abgrenzung zwischen Entwicklungskosten, Produktionskosten und Betriebskosten ist in der Praxis relativ schwierig und u.U. je nach Projekt anders. Wichtig ist bei einer Lebenszyklusbetrachtung jedoch, daß alle Kostenarten überhaupt erfaßt werden. Schwierigkeiten bereitet insbesondere die Abgrenzung der Produktionskosten. Falls z.B. zur Qualifikation die Produktion einer 1. Flugeinheit notwendig ist, so wäre sie unter die Entwicklungskosten zu subsumieren. Weitere Folge-Flugeinheiten wären unter die Produktionskosten zu subsumieren und dann dementsprechend weiter zu verrechnen. Insbesondere aufgrund der Verschiedenartigkeit zwischen einem wiederverwendbaren Träger und einem Wegwerfträger ist es schwierig, eine allgemeingültige Definition der einzelnen Kostenarten zu finden.

In der amerikanischen Literatur wird daher auch zwischen sogenannten non-recurring costs und recurring costs unterschieden. Unter den non-recurring costs werden bei wiederverwendbaren Trägern zusätzlich zu den Entwicklungskosten auch die Produktionskosten subsumiert, wohingegen die Produktionskosten eines Wegwerfsystems wie die Betriebskosten zu den recur-

ring costs zählen. Bei einem teilwiederverwendbaren System wie dem Shuttle wird der Hardware-Anteil, der bei jedem Flug ersetzt werden muß, unter die recurring costs subsumiert. Der Anteil der Betriebskosten an den recurring costs erhöht sich also entsprechend der Häufigkeit der Wiederverwendbarkeit.

Zu den Lebenszykluskosten gehören auch eventuelle Kosten für Außerdienststellung des Systems. Diese Kostenart spielt in der Raumfahrt bis heute eine geringe Rolle, könnte jedoch in Zukunft aufgrund der zunehmenden Bedeutung von Space Debris möglicherweise ein stärkerer Kostenfaktor werden.

■ Die Lebenszykluskosten umfassen:

- Entwicklungskosten

- » *Entwicklung*
- » *Qualifikation und Erprobung*
- » *Aufbau / Anpassung*
- » *Infrastruktur*

- Produktionskosten

- » *Kosten für Bau oder Herstellung*

- Betriebskosten

- » *Kosten für operationelle und funktionelle Aufrechterhaltung*

- Außerdienststellungskosten (Disposal)

Ein Hauptproblem bei der Kostenermittlung von Raumfahrtssystemen liegt darin, daß die meisten RF-Programme staatlicher Natur sind. Dies führt aufgrund der haushaltsorientierten Erfassung der Kosten dazu, daß die Entwicklungskosten bei dem weiteren Einsatz des Systems nicht mehr berücksichtigt werden; sie bleiben als staatliche Investitionen in der weiteren Kostenerfassung außer Betracht. So werden die Entwicklungskosten der ARIANE-Familie von der ESA finanziert und damit von den Mitgliedsländern entsprechend ihrer Beteiligung an dem jeweiligen Programm. Arianespace trägt die Produktionskosten der Raketen und zahlt für die Benutzung der Startanlagen von Kourou. Die nicht von Arianespace getragenen Kosten werden zu zwei Dritteln von der ESA und damit von den Mitgliedsländern und zu einem Drittel von Frankreich finanziert.

Weitere Problempunkte bei der Ermittlung von Kostendaten sind:

- uneinheitliche Terminologie
- Vermischung von Kosten und Finanzierung
- Vermischung von Kosten und Preisen
- unterschiedliche Kostenerfassung je nach Projekt/Programm bzw. im kommerziellen Trägergeschäft je nach Preispolitik
- oder Grad der staatlichen Subventionierung des Startsystems
- im allgemeinen keine vollständige und verursachungsgerechte Kostenerfassung

9.4 Zusammenhang zwischen den BMFT-Studien über künftige Raumfahrtnutzungsszenarien

Als Basis einer langfristigen Planung der künftigen Entwicklung der Raumfahrt-Anwendungen und Komponenten wurde 1988 bei der DFVLR ein Studienprogramm konzipiert, das Möglichkeiten von Raumfahrt-elementen in ihrer gegenseitigen Abhängigkeit darstellen sollte. Der Zusammenhang und die gegenseitigen Beeinflussungen zwischen den verschiedenen geplanten und z. T. schon in Durchführung befindlichen Studien ist in Bild 25 dargestellt. Die noch aus der Entwurfsphase stammende Abbildung ist mit Ausnahme von zwei Namensänderungen (kohärente Weltrauminfrastruktur-szenarien = DORIS, RTS = AZURA) auch nach der 1989 mit dem BMFT erfolgten Festschreibung noch gültig.

Bei den Studien wird zwischen Planungsstudien und Grundsatzstudien unterschieden. Die Planungsstudien beziehen sich primär auf mögliche technische Szenarien und ihre Detaillierung. Die Angabe eines vorläufig abgeschätzten Finanzierungsbedarfs sollte ebenfalls enthalten sein. Die Grundsatzstudien behandeln hauptsächlich juristische, vertragliche, finanzierungstechnische und übergeordnete politische Fragen.

Die Unterscheidung in IOC und Post IOC stellt eine zeitliche Gliederung dar. Die auf das COLUMBUS-Projekt bezogene "Initial Operation Capability" Phase (IOC) ist durch den 1987 in Den Haag auf der ESA-Ministerratsstagung verabschiedeten Long Term Plan (LTP) festgelegt. Darin enthalten sind neben verschiedenen Forschungs- und Anwendungssatellitenprojekten vor allem die Infrastrukturelemente COLUMBUS, ARIANE 5 und HERMES.

Dabei enthält "COLUMBUS" ein fest an die internationale Raumstation FREEDOM der NASA angedocktes druckbeaufschlagtes Labor (CM) hauptsächlich zur Mi-

krogravitationsforschung und ein freifliegendes druckbeaufschlagtes Labor (CFL), das ebenfalls im wesentlichen für Mikrogravitationsforschung eingerichtet ist. Das freifliegende Labor (CFL) wird halbjährlich zu Wartungszwecken von HERMES aus versorgt. Im Zeitraum von ca. 4 Jahren muß das CFL für größere Wartungsarbeiten an die Raumstation angedockt werden. Die hauptsächlich der Erdbeobachtung dienende polare Plattform ist ein weiteres, auf einer polaren Bahn umlaufendes COLUMBUS-Element, für das keine bemannten Aktivitäten vorgesehen sind. ARIANE 5 dient als Trägerfahrzeug für den Start der COLUMBUS-Elemente "freifliegendes Labor", "polare Plattform" und HERMES sowie für sonstige Satelliten in unterschiedliche Orbits.

HERMES ist primär als bemanntes Wartungsfahrzeug für das freifliegende COLUMBUS-Labor CFL vorgesehen.

Ein Ausbau der IOC COLUMBUS-Elemente in Richtung einer permanent bemannten europäischen autonomen Raumstation markiert den Beginn der Post-IOC Phase.

Von den in Bild 25 aufgegliederten Planungsstudien sind die folgenden abgeschlossen:

- Nutzungsszenarien (LERN)
- AZURA (RTS)

Die DORIS-Studie (kohärente Weltrauminfrastruktur-szenarien) wurde begonnen. Von den sonstigen Studien ist unseres Wissens bisher keine in Arbeit.

Die DORIS-Studie soll, basierend auf den in der LERN-Studie erarbeiteten Nutzungsszenarien, die zur Erfüllung der daraus resultierenden Anforderungen an notwendige Infrastrukturelemente (im Orbit, Betrieb, Start usw.) definieren sowie alle geschätzten Kosten den entsprechenden Verursachern zuordnen. Alternativen für die Auslegung der Infrastrukturelemente sollen dargestellt werden. In allen Fällen ist darauf zu achten, daß die Infrastrukturelemente im Orbit, für Betrieb, Start usw. aufeinander abgestimmt (kohärent) sind.

Die Abschlußpräsentation der LERN-Studie erfolgte im November 1990. Da der Abschlußbericht der DLR noch nicht vorliegt, kann nicht beurteilt werden, ob die Anforderungen an die Infrastruktur hinreichend detailliert erarbeitet werden.

Die AZURA-Studie sollte verschiedenen zukünftige Trägerfahrzeugkonzepte vor allem technisch miteinander vergleichen. Unter anderem ist auch das SÄNGER-Konzept untersucht worden. Der Endbericht der Studie

liegt vor. Die DARA plant die Studie weiterzuführen. Es ist allerdings noch nicht bekannt wie die Aufgabenstellung und Finanzierung sein werden.

Programmatik von zukünftigen Projekten liefern. Daneben werden auch wertvolle Hinweise für die Förderung von neuen Technologieentwicklungen erwartet.

Insgesamt sollten die Planungsstudien fundierte Grundlagen für politische Entscheidungen im Bereich der

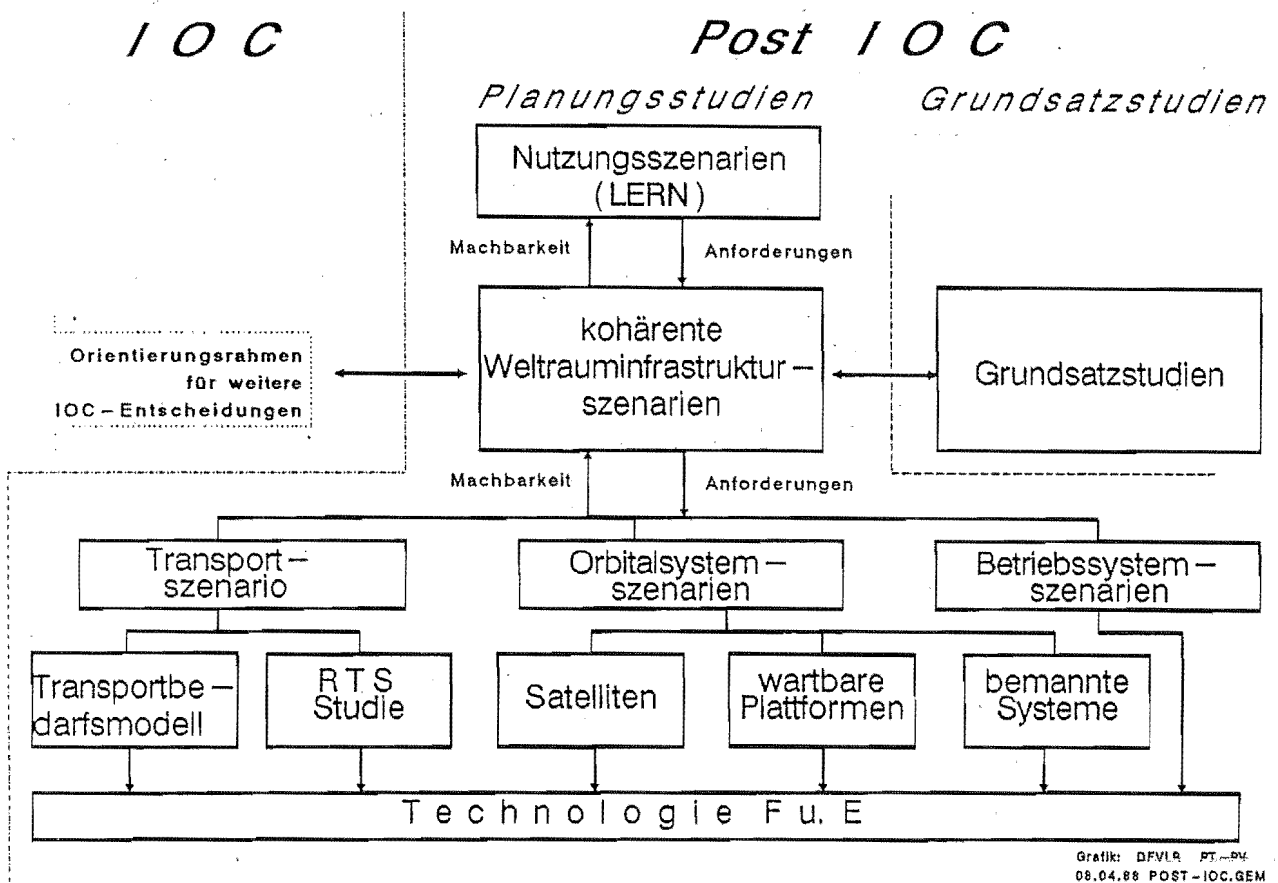


Bild 25: BMFT-Szenarien der künftigen Weltraumnutzung

10. Stichwortverzeichnis

ARIANE	20,42	Hyperschalltransporter	9
ART-Programm	8	Injection rate	35
ATLAS	20	Inklination	23
AZURA	3,17	IOC (Initial Operation Capability)	58
Aerothermodynamik	27	IOI (In Orbit Infrastructure)	33
Apogäumsantriebs	23	IUS (Inertial Upper Stage)	26
Arianespace	16	Kacheln	30
Autonomie	17	Kleinsatelliten	17
BURAN	20	Kombinationsantrieb	9
Betriebskosten	17	Kosten	57
C/C (Carbonfaser in Kohlenstoffmatrix)	30	LEO (Low Earth Orbit)	10,20,23,52
C/SiC (Siliciumcarbidfaser in Kohlenstoffmatrix)	30	LTP (ESA Long Term Plan)	16,17,47
CARGUS	9,42	Lebenszykluskosten	17,57
CFD (Computational Fluid Dynamics)	4,14,27	MMC (Metall Matrix Composites)	30
CFL (COLUMBUS Free Flying Lab)	3,16,17,58	Marsflüge	17,47
CM (COLUMBUS Modul)	58	Mondbasis	17,47
CMC (Ceramic Matrix Composites)	30	Multiwalls	30
COLUMBUS	16,17	NASP	4,9,14
Cross Range(Siehe auch Seitenreichweite)	10,20,27	Orient Express	9
DELTA	20	Oxidationsschutz	30
DORIS	19	PPF (Polar Platform)	16
Demonstrator	27,42,47	Parkbahn	23
Download	17	Ramjet (Staustrahlantrieb)	9,28
EARL	23	Raumstation	17
EHTV (European Hypersonic Transport Vehicle)	9,27,43	Rechteck-Lavaldüse	28
ELV (Expendable Launch Vehicle)	7,22	recurring costs	56
ENERGIJA	17,20	Refurbishment	43
Einlaufdiffusor	28	Reiseflug	10,27,28
Emissionrate	36	SSME (Space Shuttle Main Engine)	52
Energiesatellit	47	SSO (Sun Synchronous Orbit)	16
Entwicklungskosten	41	SST (Supersonic Transport)	35
Expansionsrampe	28	STS (Space Transportation System)	7,20
Faserkeramiken	30	Schubvektor	29
Förderkonzept Hyperschalltechnologie	10	Seitenreichweite	10,20,27
GEO (Geostationary Earth Orbit)	10,16,20,23	SiC/SiC	30
GTO (Geosynchronous Transfer Orbit)	10,16,20,23	Sonnenenergiesatelliten	17
GfW	8	Space Debris	57
Gleitzahl	27	Space Shuttle	7,20
Gravity Turn	27	spezifischer Impuls	51
H-II	20	Startkosten	42
H155	23,42	Staubrennkammer	28
HERMES	17,42,47	Staustrahlantrieb (Ramjet)	9,28
HOPE	20	Stützmasse	52
HORUS (Hypersonic Orbital Reusable Upper Stage)	9,17,19,23	TITAN	20
HOTOL	14	TL (Turbinen-Luftstrahlantrieb)	28
HST (Hypersonic Transport)	2,9	TPS (Thermal Protection System)	30
HTOHL (Horizontal Take Off and Horizontal Landing)	22	Thermalschutz	30
		Transferellipse	23
		Turbo-Ramjet	9
		Turbofan/Ramjet	28
		Turbojet/Ramjet	28
		VTOHL (Vertical Take off and Horizontal Landing)	22
		Wasserstoffversprödung	33
		Zirkularisierung	23
		Zusatznutzlast	17

