

Wiederverwendbare Boosterstufen für Ariane 5

Von Dr. Martin Sippel



In den Jahren 2000 bis 2005 hat die deutsche Raumfahrtagentur die ASTRA-Studie (**A**usgewählte **S**ysteme und **T**echnologien für **R**aumtransport**a**nwendungen) zu Fahrzeugoptionen und Technologien für zukünftige europäische Raumtransportsysteme finanziert. Die Arbeiten wurden von der deutschen Industrie gemeinsam mit Instituten des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt DLR durchgeführt. Ein spektakulärer Erfolg der Studie waren die drei Gleitflüge des Landedemonstrators Phoenix im Mai 2004, die die autonome Steuerbarkeit eines geflügelten Raumtransporters im niedrigen Geschwindigkeitsbereich nachwiesen. Typische Fahrzeuge dieser Klasse neuer Raumtransporter sind das Hopper-Konzept sowie das in diesem Beitrag ausführlicher beschriebene LFBB-Konzept mit Ariane 5-Kernstufe. Beide waren Teil der Systemuntersuchungen in ASTRA.

Das untersuchte teilweise wiederverwendbare Raumtransportsystem besteht aus zwei Raketenboostern, die seitlich, sym-

metrisch an der Kernstufe einer Ariane-5 (EPC) montiert werden. Diese sogenannten Liquid Fly-Back Booster (LFBB) sind mehrfach verwendbar und sollen die heutigen Feststoffmotoren (EAP) ersetzen. Ihre Aufgabe ist es, die Kernstufe bis zur Trennung in mehr als 50 km Höhe zu beschleunigen. Es wird davon ausgegangen, dass die EPC-Stufe mit etwa 185 t kryogenem Treibstoff von einem einzelnen, weiterentwickelten Vulcain-Triebwerk mit gegenüber heute erhöhtem Vakuumschub angetrieben wird. Eine neue kryogene Oberstufe (ESC-B) sollte darüber hinaus mit einem fortschrittlichen 180 kN-Vinci-Triebwerk ausgestattet sein.

LFBB-Grundkonzept und Geometrie

Der Antrieb der wiederverwendbaren Raketenbooster basiert auf der bei der Ariane 5-Zentralstufe verwendeten Technologie (EPC-Vulcain-Triebwerk), allerdings mit einer angepassten Düse mit reduziertem Expansionsverhältnis. Drei dieser Triebwerke sind in kreisförmiger Anordnung im Heck jedes Boosters angebracht. Die Gesamtlänge beträgt 41 m, der Durchmesser 5,45 m. In der 6,7 m langen, ellipsoidförmigen Spitze der Booster sind für den Rückflug drei luftatmende Triebwerke, ein Lagekontrollsystem und das Bugfahrwerk installiert. Dieser Spitze folgt eine ringförmige Zwischenstruktur, an der seitlich zwei Canards (Entenflügel) montiert sind. Gleichzeitig dient der Ring als Anschluss an die Zentralstufe und

überträgt somit die großen Schubkräfte der Booster. Der LFBB-Rumpf setzt sich mit den zylinderförmigen integralen Haupttanks für die kryogenen Treibstoffe fort. Ähnlich zur heutigen Ariane 5 wird von einem gemeinsamen Tankboden zwischen Sauerstoff und Wasserstoff ausgegangen, um das Fahrzeug möglichst kompakt zu halten. Verglichen mit dem Tank der EPC-Stufe hat der Tank des Boosters genau den gleichen Durchmesser, aber eine etwas geringere Länge. Diese Randbedingung für die Geometrie kann die Herstellungskosten reduzieren, da keine neuen Vorrichtungen für die Fertigung erstellt werden müssen. Der Behälter für den flüssigen Sauerstoff ist über dem Behälter für den flüssigen Wasserstoff angeordnet. Die gesamte Treibstoffmasse für den Aufstieg beträgt 168,5 t. Hinter den Haupttanks liegt der Tragflächenbereich und die hintere Rumpfstruktur, welche einen zweiten, nichtintegralen Tank ebenfalls für flüssigen Wasserstoff aufnimmt. Die durch diesen Tank hindurch führende Hauptförderleitung versorgt die Triebwerke auch aus dem Haupttank mit Treibstoff.

Der Flügel hat trapezförmige Gestalt mit einer Vorderkantenpfeilung von 45°. Die Spannweite erreicht 21 m und die exponentierte Flügeloberfläche beträgt 115 m². Die Raketentriebwerke sind im Heck auf einem konischen Schubrahmen angebracht. Alle Triebwerke können um zwei Achsen seitlich geschwenkt werden, um eine ausreichende Kontrolle während der Aufstiegsphase zu gewährleisten. Die Triebwerke sind während des Wiedereintritts an der Unterseite durch eine Rumpfklappe geschützt. Diese könnte, wenn beweglich, auch für die aerodynamische Trimmung und die Flugsteuerung genutzt werden. Die Nutzung dieser Option ist zurzeit allerdings nicht notwendig, da die Canards äußerst effektiv arbeiten. Durch den Verzicht auf einen komplexen Verstellmechanismus an der Rumpfklappe sind weitere Kosten und Gewichtseinsparungen möglich. An der Rumpfoberseite sind zwei um 45° gegen die Haupttragflächen geneigte Seitenleitwerke angebracht, die ausreichende Längsstabilität gewährleisten.



Künstlerische Darstellung der Trennung der zwei seitlich angebrachten wiederverwendbaren Booster (LFBB) von einer Ariane 5-Kernstufe.



Antriebssysteme

Die wiederverwendbare Boosterstufe benötigt vier unterschiedliche, voneinander unabhängige Antriebssysteme:

- Hauptantrieb mit drei Raketentriebwerken
- Drei Turbofan-Triebwerke für den Rückflug
- Triebwerke des Lagekontrollsystems, RCS
- Feststofftriebwerke zur Trennung von der Zentralstufe

Für die Beschleunigung der teilweise wiederverwendbaren Trägerrakete reichen kryogene Nebenstromtriebwerke (Gasgenerator-Zyklus) fortschrittlicher Technologie aus. Für diesen Zyklus besteht in Europa durch die Vulcain-Familie bereits erhebliche Erfahrung. Verglichen mit dem heutigen Vulcain-2-Triebwerk weisen die weiterentwickelten kryogenen Booster-Haupttriebwerke einen erhöhten Massendurchsatz und einen höheren Brennkammerdruck auf. Darüber hinaus stellt der Anspruch einer zuverlässigen und kosten-

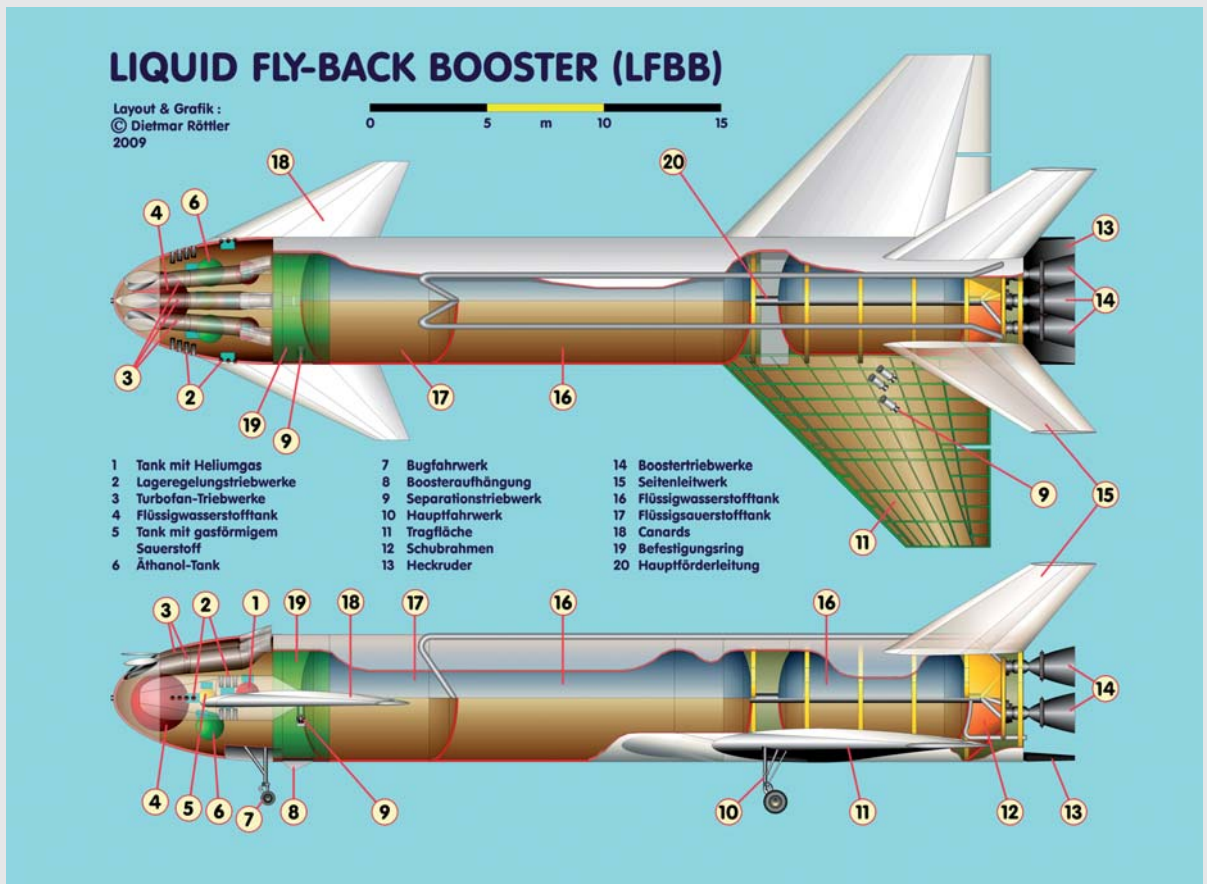
optimierten Wiederverwendung erhebliche Herausforderungen an die Triebwerksentwicklung. Obwohl die Triebwerksparameter noch keineswegs eingefroren sind, basieren die Ergebnisse der vorgestellten Studie auf gerechneten und simulierten Annahmen über die Leistungsfähigkeit der Booster-Haupttriebwerke. Die Triebwerksdaten sind in Tab.1 im Vergleich mit denen des Vulcain-2 aufgelistet.

Für den Rückflug sind drei Turbofantriebwerke ohne Nachbrenner vorgesehen. Aus Gründen eines möglichst geringen Verbrauchs soll Wasserstoff als Treibstoff verwendet werden, der eine deutlich höhere massenspezifische Energie aufweist. Die prinzipielle Machbarkeit, bei einem existierenden militärischen Triebwerk (Turbofan EJ-200) Kerosin durch Wasserstoff zu ersetzen, wurde in der ASTRA-Studie untersucht. Die Ergebnisse sind vielversprechend und es zeigen sich keine unüberwindlichen Hindernisse. Nach Angaben des Herstellers MTU Aero Engines kann ein mit Wasserstoff betriebenes EJ-200-Triebwerk ohne weiteres mit geringen Modifikationen in einem LFBB eingebaut werden. Um die Kosten in Relation zum Entwicklungsprogramm in Grenzen zu halten, wird davon ausgegangen, dass die

Tabelle 1

Vergleich der Triebwerksdaten von Vulcain-2 mit den in dieser Studie verwendeten hypothetischen Vulcain-3-Daten

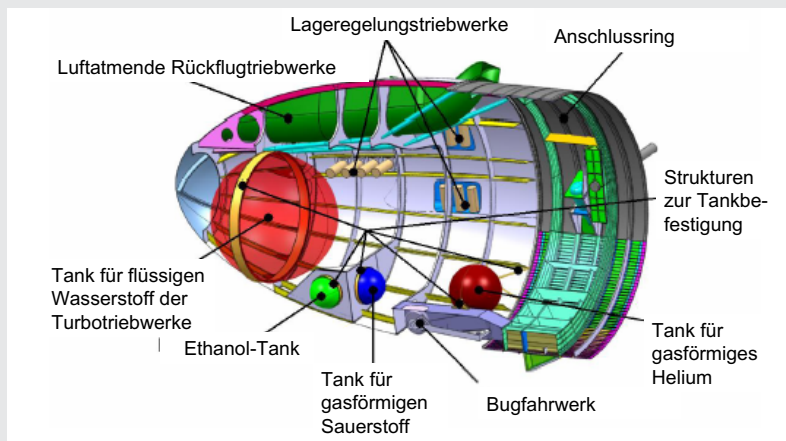
	Vulcain-2	„Vulcain-3“
Treibstoff:	LOX/LH2	LOX/LH2
Schub (im Vakuum):	1.340 kN	1.622 kN
Schub (am Boden):	1.000 kN	1.412 kN
Spezifischer Impuls (im Vakuum):	430 s	422 s
Spezifischer Impuls (am Boden):	318 s	367 s
Durchmesser:	2,10 m	1,62 m
Länge:	3,50 m	2,89 m
Triebwerksmasse:	2.050 kg	2.370 kg
Brennkammerdruck:	116 bar	139 bar
Mischungsverhältnis:	6,1	5,9
Düsen-Expansionsverhältnis:	60	35
Brenndauer je Flug:	540 s	ca. 145 s
Geplante Anzahl Flüge je Triebwerk:	1	7



meisten bestehenden Komponenten des EJ-200-Triebwerks unverändert und ohne neue Qualifikation verwendet werden können.

Die Festlegung der Anforderungen an den Schub der Triebwerke für das Lagekontrollsystem (RCS) beruht auf Erfahrungen mit den einzigen beiden bis heute geflogenen wiederwerwendbaren Raumgleitern: Dem amerikanischen Space Shuttle und dem sowjetischen Buran. Entsprechend der Literatur für das Space Shuttle muss beim Wiedereintritt eine Gierwinkelbeschleunigung des Fahrzeugs von $0,5^{\circ}/s^2$ erreicht werden können. Dies kann durch vier Triebwerke auf jeder Seite mit jeweils 2 kN Schub erzielt werden. Derselbe Triebwerkstyp wird auch für die Nick- und Rollkontrolle mit Ausrichtung nach oben bzw. unten verwendet, so dass für die LFBB-Konfiguration insgesamt 10 Triebwerke mit je 2 kN Schub auf jeder Seite des Boosters erforderlich sind. Als Treibstoffe kommen gegenwärtig mehrere Varianten infrage: die klassische Kombination N_2O_4/MMH , sowie die beiden umweltfreundlichen Kombinationen gasförmiger Sauerstoff mit Äthanol und gasförmiger Sauerstoff mit Wasserstoff (GO_2/GH_2).

Nach LFBB-Brennschluss werden zur sicheren und schnellen Trennung von der Zentralstufe kleine aber sehr schubstarke Feststofftriebwerke eingesetzt. Diese sind in der Verbindungsringstruktur und innerhalb der Tragflächenstruktur untergebracht. Das Design dieser Motoren ist aus den Separationstriebwerken abgeleitet, die gegenwärtig bei den Ariane 5-Boostern (EAP) verwendet werden. Die Schubkraft liegt allerdings höher, um der größeren Masse der LFBB Rechnung zu tragen. Der Treibsatz ist um ca. 64 % zu verlängern und der Düsenhalsdurchmesser wächst um 28 %.



Vorläufiger Entwurf der LFBB-Nasensektion und des Halterings mit den innenliegenden Subsystemen.

Aerodynamische Auslegung und Analyse

Das aerodynamische Design ist ein integraler Bestandteil jedes Entwurfs einer wiederverwendbaren geflügelten Stufe. Die aerodynamische und flugdynamische Simulation der vollständigen Rückkehrflugbahn zum Startplatz von der Trennung bei Mach 6 bis zur Landephase bei Mach 0,27 erfordert einen getrimmten aerodynamischen Datensatz. Die zu findende aerodynamische Konfiguration muss sowohl in engen Grenzen die Trimm- und Stabilitätskriterien erfüllen als auch ein robustes Verhalten des Boosters über den gesamten Flugmachzahlbereich aufweisen.

Bereits in einer frühen Phase des aerodynamischen Entwurfs zeigte sich die Unverzichtbarkeit von Canards, um die Trimmbarkeit des Boosters zu ermöglichen und die Stabilität zu erhöhen. Für die Canards wird ein asymmetrisches NACA 3408 Profil mit 65° Pfeilung an der Vorderkante und 22° an der Hinterkante verwendet. Die Haupttragflächen sind trapezförmig

mit einem „transsonischen“ Tragflächenprofil (RAE2822).

Das sich aus den Vorüberlegungen und Rechnungen ergebende aerodynamische Design des Boosters mit Canards wurde als Basis für die Definition eines Modells für Windkanal-Messungen verwendet. In den vergangenen Jahren wurden mit zwei unterschiedlichen Modellen in den beiden Windkanälen TMK und H2K des DLR in Köln eingehende Versuche durchgeführt.

Kraftmessungen im Bereich von Mach 0,6 bis 7 wurden dazu benutzt, um die aerodynamischen Eigenschaften zu verifizieren. Dabei bestätigte sich das Ergebnis der CFD-Analysen, dass im Unterschall bei bestimmten Schwerpunktlagen eine aerodynamische Instabilität auftritt, die aus der Wechselwirkung der Canardströmung mit dem Hauptflügel resultiert. Dies ist allerdings kein grundsätzliches Problem für den LFBB, da heutige Flugsteuerungen ohne weiteres in der Lage sind, eine solche Situation sicher zu beherrschen.

Mechanische Auslegung der Boosterstruktur

In der ASTRA-Studie wurde ein vorläufiger mechanischer Konstruktionsentwurf aller Hauptstrukturelemente des LFBB von den beiden deutschen Raumfahrtindustrieunternehmen EADS Astrium in Bremen und MAN (heute MT Aerospace) in Augsburg durchgeführt. Die Tragflächen, das Schubgerüst, die Tanks und der Rumpf wurden unter Berücksichtigung der operationellen Belastungen dimensioniert, die aus flugmechanischen und aerodynamischen Analysen stammen.

Die wesentliche Funktion der Boosterstruktur ist die Schubübertragung auf die



Mit der Schlierentechnik aufgenommenes Foto eines LFBB-Modells im DLR-Windkanal bei Mach 4.

EPC-Stufe. Die Kraftübertragung ist an der vorderen Befestigung vorgesehen, um die strukturelle Konstruktion der gegenwärtig verwendeten Ariane 5-Kernstufe beizubehalten. Der Schub der Booster wird entsprechend vom Schubgerüst über den hinteren Rumpf und die integralen Tanks zum Anschlussring und von dort in die EPC-Stufe geleitet.

An der Spitze der Booster befindet sich eine aerodynamische Nasenkappenstruktur, in der eine größere Zahl von Subsystemen untergebracht sind [Abb.6]. Dies sind insbesondere die Turbofans mit einem der zugehörigen Wasserstofftanks, das Lagekontrollsystem (RCS) mit Tanks, das Bugfahrwerk und einige Avionik-Untersysteme. Diese alle müssen durch die Nasenstruktur geschützt und getragen werden.

Die Fortsetzung des vorderen Rumpfteils besteht aus dem Booster-Befestigungsring sowie einem integralen, die Schubbelastung tragenden Wasserstoff- und Sauerstofftank, ähnlich dem Aufbau der Ariane-5 Kernstufe (EPC). Als Basis für die Strukturauslegung des Booster-Befestigungsringes dient der vordere Anschlussring der Ariane-5 EPC-Struktur. Dessen Hersteller MAN hat verschiedene Anpassungen und besondere Ergänzungen vorgenommen, um die Anforderungen der wiederverwendbaren Booster zu berücksichtigen. Der Ring befindet sich zwischen der Nasenkappenstruktur und dem vorderen Ende des Sauerstofftanks. Er ist eines der wesentlichen Strukturelemente des Boosters mit sehr hohen auftretenden Belastungen und mehreren Kraftangriffspunkten wie z.B. den Befestigungen der Canards und der Kraftübertragung in die nicht wieder verwendbare Kernstufe. Die Länge des Ringes beträgt 2,5 m bei einem Durchmesser von 5,45 m, entsprechend dem Außendurchmesser des Boosters.

Die zylindrischen Tanks sind durch Integralversteifungen strukturell verstärkt. Als bevorzugter Werkstoff ist eine sehr leichte Aluminium-Lithium-Legierung gewählt. Der hintere Teil des Rumpfes, der nicht mit dem kryogenen Treibstoff in Berührung kommt, sollte aus Kohlefaserverbundwerkstoffen gefertigt und lokal gegen Beulverformungen verstärkt werden [Abb.7]. Dabei ist zu berücksichtigen, dass auf der Startrampe die gesamte Startkonfiguration auf den beiden seitlich an die Zentralstufe angebrachten LFBBs lastet.

Das Strukturkonzept der Tragfläche besteht aus einem Flügelkasten mit 4 Holmen, die mit Rippen versteift sind. Die Platten des Schubkastens sind in Kohlefaserverbundwerkstoffen ausgeführt, jeweils verstärkt durch eine T-Sektion am oberen und unteren Ende. Schließlich ist das Schubgerüst, das die drei Raketentriebwerke aufnimmt, in Form eines Kegelstumpfs geformt und ebenfalls aus Kohlefaserverbundwerkstoffen konstruiert.

Während des atmosphärischen Wiedereintritts erreicht die aerothermodynamische Aufheizung des Boosters kurzzeitig maximal 100 kW/m² im Staupunkt. Dies ist ein relativ geringer Wert im Vergleich zu orbital eintretenden Systemen wie dem Space Shuttle. Trotzdem müssen die Außenseite der kryogenen Tanks, die in Kohlefaserverbundwerkstoffen ausgeführten Tragflächen und der Rumpf gegen die Wärmeeinwirkung geschützt werden. Aufgrund einer ersten Analyse des Wärmeschutzes ist eine flexible Isolierung (FEI) unterschiedlicher Dicke für große Bereiche der Boosteroberfläche ausgewählt worden. Eine andere Möglichkeit für den Booster ist eine Ausführung als sogenannte heiße Struktur. Dann könnte auf den Thermalschutz weitestgehend verzichtet werden, was deutliche operationelle Vorteile und eine größere Unempfindlichkeit gegenüber Witterungseinflüssen aufweist. Diese Alternative erfordert jedoch gegenüber dem oben beschriebenen Konzept eine andere mechanische Konstruktion unter Verwendung anderer, metallischer Materialien wie Titan und Stahl.

Analyse des Raketensystems und seiner Nutzlastkapazität

Die meisten kommerziellen Ariane 5-Flüge werden auch in Zukunft von Kourou aus in einen 180 km x 35.786 km geostationären Transfer-Orbit (GTO) mit etwa 7° Inklination starten. Genau diese Orbitdaten sowie die Nutzung der Mehrfachstartstruktur SPELTRA zum Start von gleichzeitig mindestens zwei Satelliten werden für die Analyse der Referenzmission verwendet. Obwohl der Doppel-

Tabelle 2

Vergleich der Booster und Trägerraket Massen (kg) zwischen heutiger Ariane 5 ECA und vorgeschlagener Variante mit wiederverwendbaren Flüssigboostern

	Ariane 5 mit LFBB	Ariane 5 ECA
Boosterstufe Trockenmasse:	46.200	36.800
Boosterstufe Brennschlussmasse:	54.000	37.500
Boosterstufe Startmasse:	222.500	277.500
Trägerrakete Startmasse:	698.850	777.000
GTO Nutzlastmasse (Mehrfachstart):	12.330	9.000
GTO Nutzlastmasse (Einzelstart):	13.140	9.500

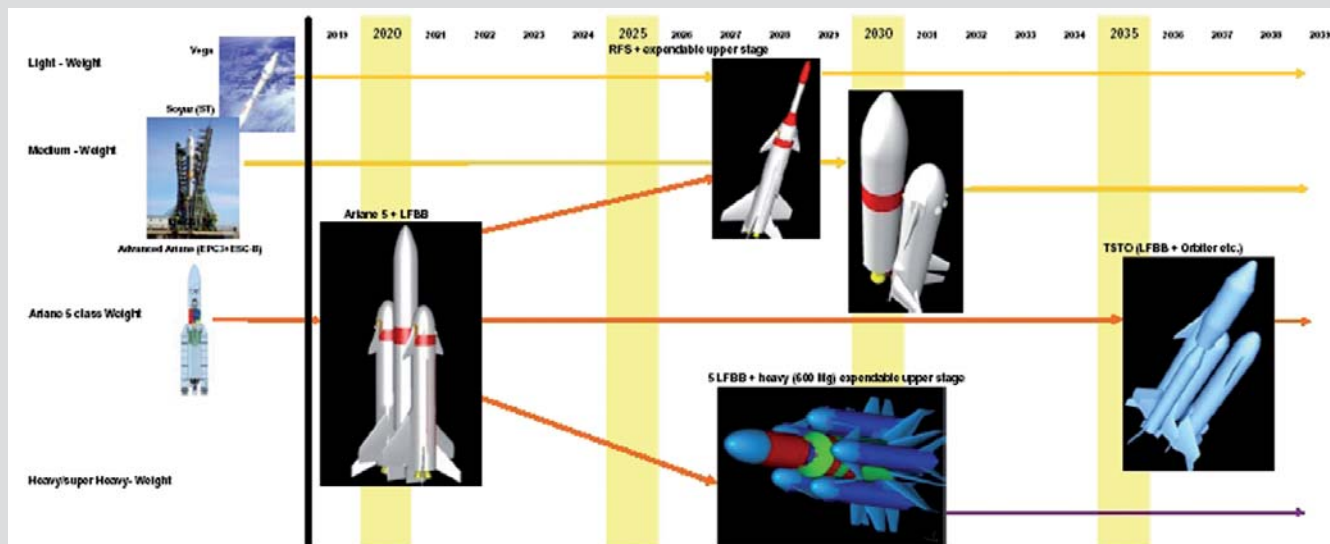
start komplexer ist und zu Lasten der Nutzlastflexibilität geht, wird er von Arianespace seit Jahrzehnten erfolgreich eingesetzt. Es erscheint derzeit wenig wahrscheinlich, dass dieses insbesondere unter Kostengesichtspunkten attraktive Prinzip in Zukunft im kommerziellen Betrieb durch Einzelstarts ersetzt werden kann.

Einige der charakteristischen Massendaten der untersuchten LFBB-Konfiguration sind in Tab. 2 wiedergegeben. Die Trockenmasse basiert auf den Ergebnissen der detaillierten Analyse von Boosterstruktur und derjenigen wichtiger Untereinheiten. Unter diesen Randbedingungen beträgt die Nutzlastkapazität bei Doppelstart der Satelliten beeindruckende 12,3 t in den GTO. Damit ist der in allen seinen Stufen (Booster, Kernstufe und Oberstufe) kryogene Träger in der Lage, fast 2% seiner Startmasse in den GTO zu bringen.

Der Vergleich mit der heutigen Ariane 5 ECA in Tab. 2 zeigt deutlich, dass die Wiederverwendbarkeit mit einer höheren Trockenmasse (für z.B. Flügel, Fahrwerke, Turbotriebwerke) verbunden ist, dass aber aufgrund des höheren spezifischen Impulses der Treibstoffkombination Wasserstoff-Sauerstoff die Gesamtstartmasse der neuen Variante mit LFBB trotz höherer Nutzlast geringer bleibt.

Die Aufstiegsflugbahn mit den LFBB ist sehr ähnlich dem der gegenwärtig betriebenen Ariane 5 mit Feststoffboostern. Eine Drosselung der LFBB-Triebwerke ist nicht notwendig, da die Beschleunigungsgrenzen der heutigen Ariane 5 nicht erreicht werden. Nach etwa drei Minuten Flugzeit ist eine Geschwindigkeit von fast 2 km/s und eine Flughöhe von über 50 km erreicht. Da nun der gesamte Raketentreibstoff der LFBB verbraucht ist, erfolgt die Separation und die Zentral- und Oberstufe setzen alleine ihren Flug in den Orbit fort.

Die wiederverwendbaren Booster steigen



Langfristiges europäisches Entwicklungsszenario für Trägerraketen basierend auf gemeinsamer LFBB-Infrastruktur.

zunächst noch antriebslos in einer ballistischen Bahn auf 90 bis 100 km Höhe und fallen anschließend zurück und führen ihren aerodynamischen Wiedereintritt durch. Zur Minimierung des Rückflugtreibstoffbedarfs soll der eigentliche Rückflug der LFBB so schnell wie möglich erfolgen, allerdings ohne irgendwelche Belastungsbeschränkungen zu verletzen. Nach Erreichen der dichteren Luftschichten und Verlangsamung kann der Booster aerodynamisch in Richtung des Startorts gedreht werden und der Gleitflug bis zum Erreichen einer optimalen Reiseflughöhe wird fortgesetzt. Zu diesem Zeitpunkt befinden sich die LFBB über dem Atlantik und mit einem Abstand zum Startort von ca. 550 km und mit ihrer maximalen aerodynamischen Gleitzahl von 5,5 im Unterschall ist kein Landeort ohne Turbotriebwerke erreichbar.

Mit 30% Treibstoffreserven für den Rückflug, um möglichen ungünstigen Bedingungen wie Gegenwind oder dem Umfliegen von Schlechtwettergebieten Rechnung zu tragen, werden etwa 3,65 t Wasserstoff für den mehr als einstündigen Rückflug benötigt.

Langfristige Entwicklungsperspektive

Neben dem oben beschriebenen, teilweise wiederverwendbaren Trägersystem in Kombination mit Ariane 5-Zentralstufe wurden darüber hinaus vom DLR mehrere Möglichkeiten untersucht und bewertet, den LFBB für die Nutzung in unterschiedlichen Trägerklassen weiterzuentwickeln. Dieser Ansatz ist attraktiv, wenn es gelingt, die wiederverwendbare Stufe für

unterschiedliche Träger vom unteren Nutzlastbereich bis hin zu Superschwerlastraketen mit einem nahezu einheitlichen Fahrzeug einzusetzen. In diesem Fall könnten die Stückzahlen der LFBB und seiner Ableitungen in der Produktion auf ein Niveau gebracht werden, wie es sonst unter realistischen Bedingungen für RLV niemals erreichbar wäre. Neben den Vorteilen in der Fertigung sind auch Vorteile in Betrieb und Wartung und damit dramatische Kosteneinsparungen zu erwarten.

Mindestens drei verschiedene Trägersysteme, die bei unterschiedlichen Nutzlastkapazitäten alle auf den LFBB als Grundelement aufbauen, sind denkbar.

In der Klasse der kleinen bis mittleren Raketen (etwa Vega bis Sojus) liefert die Nutzung eines einzelnen LFBB als Erststufe einen interessanten Anwendungsbereich, wenn dieser mit konventionellen nicht wiederverwendbaren Oberstufen kombiniert wird. Die relativ geringe Oberstufenmasse ermöglicht theoretisch eine sehr gute Nutzlastleistung der für Ariane 5 dimensionierten LFBB. Allerdings stellt der Wunsch nach Wiederverwendbarkeit in diesem Fall eine besondere Herausforderung dar. Das Flugprofil ist so zu gestalten, dass die auftretenden Belastungen des Boosters beim Wiedereintritt in akzeptablen Grenzen bleiben, die ähnlich zu denen der Hauptanwendung liegen. Daher müssen die Bedingungen bei der Stufen-trennung beschränkt werden, so dass damit auch die Nutzlastkapazität begrenzt wird. Dennoch sind die angestrebten Flugleistungen der Vega-Klasse und darüber erreichbar.

Am anderen Ende des Leistungsspektrums befinden sich die Superschwerlastraketen wie Saturn V und Energija, wie sie in Zukunft für ein ehrgeiziges Explorations- oder Weltraumnutzungsszenario benötigt werden. Zu denken ist beispielsweise an bemannte Mond- und Marsflüge aber auch an eventuell eines Tages zu errichtende riesige Solarkraftwerksatelliten für die Stromversorgung der Erde. Interessanterweise kann auch hier das LFBB-Konzept nahezu unverändert sehr effektiv eingesetzt werden. Mit fünf kreisförmig um eine Zentralstufe von 10 m Durchmesser angeordneten LFBBs kann eine Schwerlastrakete konstruiert werden, die es ermöglicht, mit einer relativ kleinen kryogenen Oberstufe bis zu 70 t in den LEO zu bringen. Technische Voruntersuchungen des DLR zeigen, dass hierbei keine prinzipiellen technischen Schwierigkeiten zu erwarten sind. Allerdings müssten die Tragflächen während des Aufstiegs einschwenkbar sein, damit auch alle LFBB tatsächlich um die Kernstufe angeordnet werden können. Ein vergleichbarer Ansatz zum Schwenken der Flügel ist für das russische Baikal-Konzept vor einigen Jahren vorgeschlagen worden (siehe RC 3/2001, Heft 18).

Das teilweise wiederverwendbare System aus LFBB mit Ariane-5 als Kernstufe könnte in fernerer Zukunft zu einem Träger mit zwei wiederverwendbaren Stufen (TSTO) weiterentwickelt werden, die einen niedrigen Orbit erreichen. Dafür wären zwei LFBBs mit verbesserten Triebwerken als Erststufe zusammen mit einem Orbiter um einen nicht wiederverwendbaren externen Treibstoffbehälter (wie beim Space Shuttle) zu gruppieren. Für den Transport von

geostationären Satelliten ist zusätzlich eine kleine Oberstufe vorgesehen, die nicht rückkehrfähig ist, da der Wiedereintritt aus diesem Orbit sehr schwierig und teuer wäre. Obwohl das System für Missionen in den LEO als auch in den GTO technisch eine Option darstellt, steht eine Optimierung in Bezug auf die Kosten noch aus, um einen Vorteil gegenüber dem teilweise wiederverwendbaren Träger mit Ariane 5 zu zeigen.

Schlussfolgerungen

Die technischen Untersuchungen des DLR und der Industrie an einem teilweise wiederverwendbaren Raumtransportsystem mit wiederverwendbaren Boosterstufen, die an einer weiterentwickelten Ariane 5-Kernstufe angebracht sind, demonstrieren die Machbarkeit eines solchen fortschrittlichen europäischen Trägersystems. Das nur mit den kryogenen Treibstoffen flüssiger Wasserstoff und Sauerstoff arbeitende Raketensystem ist in der Lage, 12,3 t im Doppelstart oder 13,1 t Nutzlast im Einzelstart in den GTO zu bringen.

Im Rahmen der ASTRA-Studie durchgeführte Kostenanalysen zeigen, dass eine wiederverwendbare Boosterstufe der kostengünstigste Einstieg in die Wiederverwendbarkeit im europäischen Raumtransport darstellt. Zugleich ist ein solcher

Träger technisch risikolos und die eingesetzten Ressourcen können auf die kostenmäßige Optimierung und die sichere Beherrschung der Wiederverwendbarkeit von Raketentufen und Triebwerken fokussiert werden. Da im Wesentlichen die Feststoffmotoren der heutigen Ariane 5 durch eine wiederverwendbare Stufe ersetzt werden sollen, besteht andererseits nur ein begrenztes Potenzial, die Transportkosten in den Orbit drastisch zu reduzieren. Allerdings ist dieses Ziel auch wesentlich aufwändigeren und ehrgeizigeren Projekten, wie dem Space Shuttle oder Venture Star in der Vergangenheit nicht gelungen.

Eine wichtige Motivation für die Weiterentwicklung der Ariane 5 mit LFBB ist die besondere Umweltfreundlichkeit dieser neuen Trägerkombination. Anders als bei den Feststoffmotoren tritt ausschließlich Wasserdampf und gasförmiger Wasserstoff aus den Triebwerken in die Atmosphäre.

Die im ASTRA-Programm während der letzten 5 Jahre durchgeführten Untersuchungen haben ergeben, dass ein teilweise wiederverwendbarer Träger auf Basis der LFBB ein solides und flexibles System darstellt. Die notwendigen Technologien können alle innerhalb der nächsten 10 Jahre entwickelt werden. Das wiederverwendbare

LFBB-System kann nicht nur die heutigen Booster der Ariane ersetzen, sondern auch die Erst- und Boosterstufen anderer Trägerraketenklassen, um einen großen Bereich unterschiedlicher Nutzlastmassen in den Erdorbit zu bringen. Damit ließen sich zum einen die Entwicklungskosten breit verteilen und zum anderen die möglichen Produktionszahlen steigern, wie sie bei einem wiederverwendbaren System sonst nur schwierig zu erreichen sind. Operationelle Kosten können durch Synergien in der Wartung wesentlich stärker gesenkt werden, als dies bei einer Einzelanwendung möglich wäre.

Nachdem die technischen Voranalysen mit einem vielversprechenden Ergebnis abgeschlossen sind, ist es nun an den Entscheidungsträgern in der Politik, den zuständigen Ministerien und bei der ESA, diesen Ansatz voranzutreiben und dem europäischen Raumtransport damit eine Spitzenstellung in der Welt zu garantieren.

Dr. Martin Sippel ist Leiter der DLR Systemanalyse Raumtransport (SART) am Institut für Raumfahrtssysteme in Bremen.

➤ Weiterführende Informationen:

<http://www.dlr.de/SART>

Zu Heft 53 und 54/55

In seinem Beitrag „Energija-Russlands mächtigste Trägerrakete“ stellt Andreas Hein kritische Betrachtungen zur Wiederverwendbarkeit an, die sich allerdings an den denkbar schlechtesten Beispielen von Energija-2 und dem US Space Shuttle orientieren. Bei Energija-2 handelt es sich um eine Studie, die Energija-Rakete nachträglich ganz oder teilweise wiederverwendbar zu machen, und beim Space Shuttle handelt es sich – im Gegensatz zur landläufigen Auffassung – keineswegs um ein (ursprünglich geplantes) voll wiederverwendbares Trägersystem, sondern um ein einer Verlustrakete entsprechendem System, was sich auch in den vergleichbaren Kosten ausdrückt. Wiederverwendbar ist nur das geflügelte Rückkehrsystem, der „Orbiter“, der eigentlich die Nutzlast darstellt. Man hat dabei allerdings den cleveren Trick angewandt, die Triebwerke, die eigentlich zur 2. Stufe (dem ET – Expendable Tank) gehören, in den Orbiter zu integrieren, um sie zurückbringen zu können. Aus der ursprünglich spezifizierten 55-fachen Wiederverwendung wurde jedoch nichts, da die Triebwerke nach jedem Flug auseinandergenommen und teilweise ersetzt werden mussten (z.B. die

Turbopumpen). Das lag am unnötig komplizierten Entwurf des Triebwerks und der damals noch mangelhaften Erfahrung für wiederverwendbare Triebwerke. Die andere geplante Maßnahme zur Kostenreduzierung war die Bergung der Feststoff-Booster. Bergung nach einer Wasserlandung am Fallschirm ist jedoch ein Sonderfall von Wiederverwendbarkeit und die Erfahrung hat gezeigt, dass dies keine wirtschaftliche Methode ist. Die Kosten der zusätzlich nötigen Bergungsausrüstung, des Bergungsbetriebes mit zwei Spezialschiffen und die Reparatur der häufigen Aufschlags- und Meerwasserschäden führten letztlich zu den gleichen Kosten wie bei Verwendung jeweils neuer Verlust-Booster.

Bei der Konzeption des Space Shuttle Anfang der 70er-Jahre wusste man noch sehr wenig über Wiederverwendbarkeit und auch nicht über Kosten und Wirtschaftlichkeit.

Das ist heute anders. Es wurden in den letzten 40 Jahren nicht nur umfangreiche Studien über alle möglichen technischen Konzepte von voll wiederverwendbaren und für diesen Zweck optimierten Transportsystemen durchgeführt, sondern die inzwischen gemachten Erfahrungen ha-

ben relativ genaue Kostenanalysen ermöglicht – auch für die verschiedenen Konzepte von wiederverwendbaren Systemen, siehe zum Beispiel das „Handbook of Cost Engineering for Space Transportation Systems“.

An einem wiederverwendbaren Transportsystem wird man letztendlich nicht vorbeikommen, wenn man tatsächlich eine Mondstation errichten und betreiben will. Die jetzige (erste) Phase des amerikanischen Mondprogramms mit Verlustraketen durchzuführen bedeutet, dass 80 % der Programmkosten auf den Transport entfallen. Das kann man auf die Dauer nicht durchhalten. Und ein effizientes wiederverwendbares Transportsystem wird keineswegs geflügelt sein. Das wäre die teuerste Lösung und sie ist auch für größere Nutzlasten (hier 100 t in LEO oder mehr) nicht geeignet.

Dr. Dietrich E. Koelle, TransCostSystems, 85521 Ottobrunn.