

FORSCHUNG AN SYSTEMEN UND TECHNOLOGIEN FÜR WIEDERVERWENDBARE RAUMTRANSPORTSYSTEME IM DLR- PROJEKT AKIRA

A. Kopp, M. Sippel, S. Stappert, N. Darkow, J. Gerstmann,
DLR Institut für Raumfahrtsysteme, Bremen

S. Krause
DLR Institut für Flugsystemtechnik, Braunschweig

D. Stefaniak, M. Beerhorst
DLR Institut für Faserverbundleichtbau und Adaptronik, Braunschweig, Stade

T. Thiele, A. Gülhan, R. Kronen
DLR Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Köln

K. Schnepfer, L. E. Briese
DLR Institut für Systemdynamik und Regelungstechnik, Oberpfaffenhofen

J. Riccius
DLR Institut für Raumfahrtantriebe, Lampoldshausen

Zusammenfassung

In 2017 wurde im DLR das multidisziplinäre Forschungsprojekt AKIRA gestartet. In AKIRA werden Systeme und Technologien für wiederverwendbare Raumtransportsysteme theoretisch und experimentell untersucht und weiterentwickelt. Dieses Papier gibt einen Überblick über das Projekt und die dahinter stehende Motivation. Weiterhin werden die einzelnen Teilarbeitsfelder des Projekts vorgestellt, und ihre jeweiligen Ziele sowie der aktuell erreichte Stand diskutiert.

1. EINFÜHRUNG

Seit Beginn des Raumfahrtzeitalters sind die hohen Raumtransportkosten der limitierende Faktor, welcher einer umfassenden Nutzung des Weltraums durch den Menschen entgegensteht. Ein wesentlicher Grund für die hohen Raumtransportkosten ist die fehlende Wiederverwendbarkeit. Von wenigen Ausnahmen abgesehen, waren alle bisherigen Raumtransportsysteme als Expendable Launch Vehicles (ELV) ausgelegt und wurden nur für eine einzige Mission verwendet. Folglich muss für jede Raumtransportmission ein neuer Träger gefertigt werden. Es ist offensichtlich, dass die Verwendung eines Transportsystems für nur eine einzige Mission notwendigerweise zu sehr hohen Transportkosten führt. Folgerichtig wird bereits seit Jahrzehnten an alternativen Konzepten für wiederverwendbare Trägersysteme (Reusable Launch Vehicle – RLV) geforscht. Jedoch sind die Herausforderungen welche die Entwicklung und Operation eines RLV betreffen enorm, und wie etwa das teilweise wiederverwendbare Space Shuttle demonstrierte, nicht automatisch mit einer Reduzierung der spezifischen Transportkosten verbunden. Eine wesentliche Herausforderung stellt insbesondere die Entwicklung von Komponenten wie etwa Raketentriebwerken oder Thermalschutzsystemen (Thermal Protection System - TPS) dar, welche einerseits wiederverwendbar sind, sich gleichzeitig jedoch durch hohe

Zuverlässigkeit, geringen Wartungsbedarf und niedrige Masse auszeichnen.

Daneben ist vor allem die Frage der Auswahl der Fahrzeugkonfiguration und des Operationskonzeptes von fundamentaler Bedeutung. Hier wurden in den vergangenen Jahrzehnten zahlreiche, z. T. unterschiedlichste Konzepte vorgestellt und untersucht. Der Entwurfsraum ist groß und komplex. Trade-Offs umfassen beispielsweise das Antriebssystem (Raketen versus Kombinationsantrieb), die Treibstoffauswahl oder auch die Start- und Landemethode. Für Letzteres werden typischerweise vertikaler Start und Landung (VTVL), Horizontaler Start und Landung (HTHL), oder eine Kombination aus vertikalem Start und horizontaler Landung (VTHL) vorgeschlagen. Die Antwort auf die Frage, welche Fahrzeugdesigns und Operationskonzepte überlegen sind, ist keinesfalls offensichtlich. Dazu müssen insbesondere Operations- und Überholungs-Kosten abgeschätzt werden, sowie Faktoren wie Robustheit, Flexibilität oder Verfügbarkeit vergleichend bewertet werden können. Da jedoch in der Raumfahrt nur wenig Erfahrung bezüglich RLV vorhanden ist, muss mit erheblichen Unsicherheiten in der Konzeptbewertung gerechnet werden.

Für die Realisierung von wirtschaftlich erfolgreichen RLV sind sowohl die Identifizierung geeigneter Systemdesigns

und Rückführmethoden, als auch die Entwicklung von wiederverwendbaren und dabei zuverlässigen, wartungsarmen und leichtgewichtigen Subsystemen entscheidend. Hierbei ist die Systemebene in vielen Fällen untrennbar mit der Technologieentwicklung auf Subsystemebene verbunden. Aufbauend auf diesen Überlegungen wird das DLR-Projekt AKIRA (Ausgewählte Kritische Technologien und Integrierte Systemuntersuchungen für RLV Anwendungen) ausgewählte Technologien die von hoher und potentiell entscheidender Bedeutung für zukünftige RLV sind sowohl auf System- als auch auf Subsystemebene untersuchen. Dazu sollen RLV Aktivitäten an verschiedenen DLR-Instituten gebündelt und auf eine gemeinsame Basis gestellt werden. Das Hauptziel des Projektes ist es, die Entwicklung von wiederverwendbaren Raumtransportsystemen in Europa wesentlich voran zu treiben, und wichtige Beiträge für die hierfür benötigten Technologieentwicklungen zu liefern. Systemseitig sollen über systematische Vergleichsstudien verschiedene RLV Konzepte bewertet und gegenübergestellt werden. Subsystemseitig sollen über theoretische und experimentelle Arbeiten die jeweils kritischen Fragestellungen herausgearbeitet werden, Lösungsstrategien entwickelt, und die Technology Readiness Levels (TRL) der jeweiligen Technologien angehoben werden.

2. ÜBERSICHT PROJEKT AKIRA

Das Projekt AKIRA deckt eine hohe Bandbreite von RLV-relevanten Themenstellungen ab. Jeder Themenbereich kann daher nur mit begrenzten Ressourcen behandelt werden. Der wesentliche Vorteil des Projektes ist dabei jedoch die Bündelung und enge Integration der unterschiedlichen Aktivitäten, und die Ausrichtung der Arbeiten auf gemeinsame Referenzkonfigurationen und Referenzmissionen. Auf diese Weise können die RLV-Forschungsaktivitäten zielgerichteter erfolgen, und Widersprüche zwischen Einzeldisziplinen frühzeitig aufgedeckt und aufgelöst werden. Für AKIRA ist eine Kern-Laufzeit von 3 Jahren vorgesehen, mit einer Erweiterung auf 4 Jahre für ausgewählte Arbeitspakete. Das Gesamtvolumen des Projekts beläuft sich auf rund 6,2 Millionen €. Die beteiligten DLR-Institute und Abteilungen sind:

- Institut für Raumfahrtsysteme (RY), Abteilungen Systemanalyse Raumtransport (RY-SRT), Transport- und Antriebssysteme (RY-TAS),
- Institut für Flugsystemtechnik (FT); Abteilung Unbemannte Luftfahrzeuge (FT-ULF),
- Institut für Faserverbundleichtbau und Adaptronik (FA), Abteilungen Faserverbundleichtbau (FLB), Multifunktionswerkstoffe (MFW), Strukturmechanik (STM),
- Institut für Raumfahrtantriebe (RA), Abteilung Raketenantriebe (RA-RAK),
- Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik (AS), Abteilung Über- und Hyperschalltechnologien (AS-HYP),
- Institut für Bauweisen und Strukturtechnologie (BT), Abteilung Raumfahrtsystemintegration (BT-RSI),
- Institut für Systemdynamik und Regelungstechnik (SR), Abteilung Raumfahrt-Systemdynamik (SR-RFS).

Die AKIRA Projektstruktur ist in BILD 1 gezeigt und umfasst 5 Technologiesäulen, die in 5 Hauptarbeitspakete aufgliedert sind. Das Arbeitspaket (AP) 2000 umfasst die systematische Untersuchung und vergleichende Bewertung von RLV-Rückkehr Optionen und den dazugehörigen Konfigurationen (AP 2100). Daneben werden in AP 2200 zwei RLV-Referenzkonfigurationen definiert. Diese liefern die Randbedingungen für die technischen Arbeiten in den übrigen AP's. In AP 3000 soll die Rückkehrmethode des „In-Air-Capturing“ im Subscale Flugversuch demonstriert werden. AP 3400 führt begleitende Flugsimulationen zum Upscaling der Flugkampagnen auf reale RLV-Konfigurationen durch, und unterstützt die Systemuntersuchungen in AP 2000. AP 4000 befasst sich mit wiederverwendbaren Kryoisolierungen. Diese werden in den AP's 4100-4300 analytisch, numerisch und experimentell untersucht. In die Isolierungen sollen auch Structural-Health-Monitoring Systeme (SHM) integriert und getestet werden. Dies wird in den AP's 4400-4500 bearbeitet. Ein weiteres Arbeitsfeld umfasst Strukturen für RLV. In AP 5100 werden RLV-spezifische Strukturkonzepte untersucht, insbesondere Flügel-Rumpf Anbindungen. AP 5200 untersucht die neuartige Thin-Ply CFK Technologie (CFK – Kohlefaserverstärkte Kunststoffe), und ihre Anwendbarkeit für RLV-Strukturen auf theoretischer und experimenteller Basis. AP 5300 wiederum deckt die Anbindung von (Hochtemperatur-) TPS, Kryoisolierung und Strukturen theoretisch und experimentell ab. In AP 6000 schließlich werden wiederverwendbare Brennkammertechnologien untersucht.

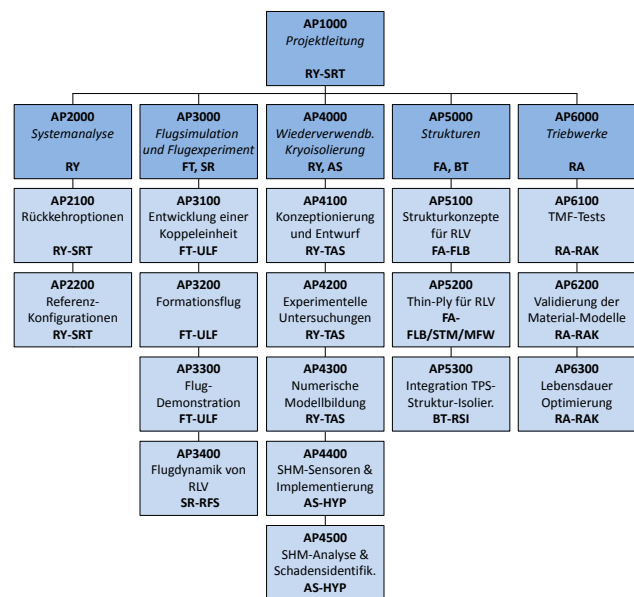


BILD 1. AKIRA Projektstruktur

Die Ziele der einzelnen Arbeitspakete müssen – soweit möglich – quantifizierbar und verifizierbar in Form von Key Performance Indicators (KPI) formuliert werden. Für die Arbeiten auf Subsystemebene wurden die in TAB 1 gezeigten KPI's als Projektziele festgelegt. Der Fokus liegt auf Technologiedemonstrationen und Erhöhung der TRL. Daneben wurden KPI definiert welche die Masse bzw. Leistung eines Transportsystems betreffen. Einige der KPI's sind dabei als Minimalziele zu verstehen. Im Projektverlauf soll durchaus versucht werden für solche KPI's noch bessere Ergebnisse zu erzielen als die in der Tabelle gelisteten.

RLV – Technologie	Ziel - KPI
In-Air-Capturing	Erhöhung des TRL von 2-3 (ist) auf 4; Nachweis von mind. 2 erfolgreich und reproduzierbar durchgeführten Koppelversuchen
Wiederverwendbare Kryoisolierungen	Erhöhung des TRL von 1-2 (ist) auf 4; Nachweis der Lebensdauer für 50 bis 100 repräsentative Lastzyklen
Konzept zur Flügel – Rumpf Anbindung	Erhöhung Strukturmasse zu nicht temperaturbelasteten Flugvehikeln max. 10%
Health-monitoring System für Kryoisolierungen	Detektionszuverlässigkeit mind. 60%; Erreichung TRL 4
Thin-Ply – CFK Technologie	Einsparung von Strukturmasse mind. 10% im Vergleich zu konventionellem CFK
TPS-Struktur-Isolierungs-Anbindung	Erhöhung des TRL von ca. 3 (ist) auf 5; Erhöhung der Gesamtsystemmasse max. 10% gegenüber idealisierter Betrachtung der Einzelkomponenten
Raketebrennkammern	Nachweis der Lebensdauer für mindestens 20 repräsentative Belastungszyklen

TAB 1. Key Performance Indikatoren

3. AKTIVITÄTEN IM AKIRA PROJEKT

Nachfolgend werden die einzelnen Teilarbeitsgebiete des Projekts diskutiert, wobei sowohl die jeweiligen Ziele, als auch der aktuelle Stand aufgezeigt werden.

3.1. Vergleich von Rückkehroptionen

Ein systematischer Vergleich von RLV-Rückkehroptionen ist von entscheidender Bedeutung, um eine fundierte Einsicht in die Vor- und Nachteile der verschiedenen Optionen hinsichtlich Performance, Betrieb und Wirtschaftlichkeit zu erlangen. Dies ist wesentlich für die Identifizierung von RLV-Konzepten, welche die Kosten im Vergleich zu ELVs deutlich zu senken vermögen.

3.1.1. Geplante Arbeiten und Ziele

In AKIRA werden zunächst verschiedene Rückkehrmethoden auf technischer Ebene definiert und untersucht. Hierdurch sollen die Auswirkungen hinsichtlich Performance, Strukturmasse, benötigter RLV-Hardware, etc. verstanden werden. Dabei wird stets von einer RLV-Erststufe und einer ELV-Oberstufe ausgegangen. Folgende Rückkehroptionen sind dabei Gegenstand einer eingehenden Analyse:

- Ballistisches VTVL mit Abbremsung über Triebwerke (Space-X Methode),
- VTVL mit Verwendung aerodynamischer Hilfsflächen (vergrößerte Finnen, kleiner Flügel),
- VTHL geflügelte Stufen mit entweder selbstständigem Rückflug (Flyback) über Turbotriebwerke, oder In-Air Capturing per Schleppflugzeug (siehe Abschnitt 3.2),

- Konzept ähnlich Airbus „Adeline“ (Bergung und Wiederverwendung der Triebwerke und Avionik),
- HTHL Stufen wie Aurora (siehe Abschnitt 3.2).

Neben der technischen Auslegung und Analyse der einzelnen Optionen soll eine Einschätzung der operationellen Vor- und Nachteile, sowie eine Kostenrechnung der einzelnen Rückkehroptionen durchgeführt werden. Letztere ist entscheidend für die Konzeptbewertung, ist aber aufgrund der mangelnden Erfahrung mit RLV im praktischen Einsatz notwendigerweise mit hohen Unsicherheiten belastet. Das Ziel für dieses AP ist schließlich die Erstellung einer umfassenden Bewertungsmatrix für verschiedene RLV- und Rückkehroptionen.

3.1.2. Status und erste Ergebnisse

Bisher sind die ballistische VTVL Methode sowie geflügelte VTHL Stufen mit Flyback oder In-Air Capturing eingehend auf technischer Ebene untersucht worden. Dazu wurden zunächst Nachrechnungen der SpaceX Methode durchgeführt, um anhand tatsächlich geflogener und gelandeter Stufen eine zuverlässige Aussage hinsichtlich der Performanceverluste treffen zu können. BILD 2 zeigt, dass die Nutzlastverluste der Falcon 9 im RLV-Betrieb gegenüber ELV im Bereich von 35% - 64% liegen, wobei höhere Nutzlastverluste bei einer RTLS (Return to Launch Site) Landung zu beobachten sind. Diese hohen Nutzlastverluste sind ein wesentlicher Nachteil der SpaceX Methode. Ein Vorteil ist jedoch die hohe Flexibilität, da je nach Nutzlast entweder ein RTLS-, eine Schiffslandung (ASDS – Autonomous Spaceport Drone Ship) oder ein Betrieb als ELV möglich sind.

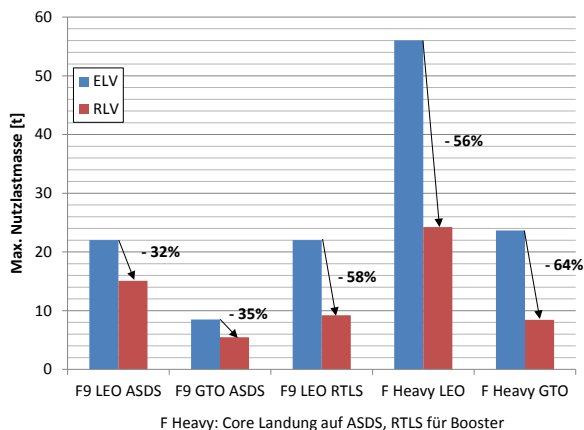


BILD 2. Berechneter Nutzlastverlust RLV versus ELV für Falcon 9 und Falcon 9 Heavy

Weiterhin wurden geflügelte Stufen (VTHL) bei verschiedenen Separationsmachzahlen (Mach 6, Mach 9 und Mach 12) untersucht und mit entsprechenden VTVL Trägern mit ähnlicher Separationsmachzahl und Nutzlast bei Landung auf einem Schiff verglichen. BILD 3 zeigt die Massenaufteilung einer VTVL LOX/LH2 Stufe im Vergleich zu einer LOX/LH2 VTHL Flyback-Stufe. Die Gesamtmasse der ballistischen Stufe fällt kleiner aus als die der geflügelten Stufe. Letztere benötigt weniger Rückkehrtreibstoff als die VTVL Stufe, weist dafür aber eine höhere Leermasse auf. Geflügelte Stufen benötigen tendenziell mehr an „RLV-Equipment“ (Flügel, Kontrollflächen, ggf. Turbotriebwerke, Thermalschutz, etc.), was

tendenziell zu einer höheren Leermasse führt. Es ist daher auch zu erwarten, dass eine vergleichsweise komplexe geflügelte Stufe höhere Entwicklungskosten aufweisen wird, jedoch operationelle und Performance-Vorteile bieten kann.

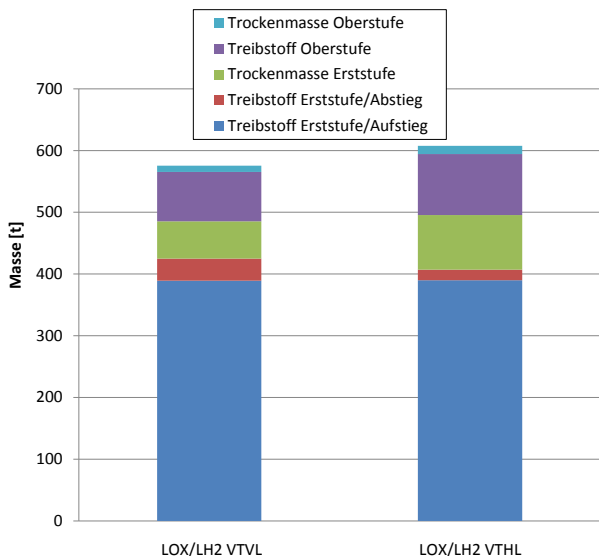


BILD 3. Treibstoff - und Leermassen einer VTVL und einer VTHL Stufe mit einer Nutzlastleistung von 7500 kg in den GTO und einer Separationsmachzahl von 12

3.2. Referenzkonfigurationen

3.2.1. Geplante Arbeiten und Ziele

In diesem AP werden zwei verschiedene RLV Referenzkonfigurationen definiert. Diese liefern die Randbedingungen für die Arbeiten in den übrigen AP's. Gleichzeitig werden die Ergebnisse der Arbeiten aus den anderen AP während des Projektverlaufs sukzessive an die Referenzkonfigurationen zurückgegeben, um eine Bewertung der Technologien auf Systemebene zu ermöglichen. Bei den beiden ausgewählten Konfigurationen handelt es sich um zwei geflügelte Fahrzeuge die aktuell im DLR untersucht werden.

3.2.2. Status und erste Ergebnisse

3.2.2.1. Referenzkonfiguration SL 7-3 Booster

Der SpaceLiner 7-3 Booster (SLB) ist die erste Stufe des zweistufigen, wiederverwendbaren Transportsystems SpaceLiner (BILD 4). Die erreichte Nutzlast in den GTO mit einer lagerfähigen Oberstufe in der Nutzlastbucht beträgt über 8 t. Die Startmasse des Boosters beträgt 1476,3 t, bei einer Trockenmasse von 197,4 t. Der Booster verwendet eine LOX/LH2 Treibstoffkombination mit einer Integraltank-Architektur.

Für die weiteren Arbeiten in den AKIRA APs 4000 und 5300 sind die mechanischen und thermischen Lasten entlang der Referenzflugbahn an sieben ausgewählten Stellen auf der SLB 7-3-Geometrie im Bereich der Tanks und als Referenz im Nasenstaupunkt bestimmt worden. Dies erfolgt für 22 ausgewählte Flugpunkte sowohl auf der

Aufstiegs-, als auch der Abstiegsbahn (BILD 5). Die drei ersten Punkte befinden sich auf der Aufstiegsbahn kurz vor Separation der Boosterstufe, die übrigen sind Flugpunkte der Abstiegsbahn. Die Analyse für die Flugpunkte 4 – 6 wurde unter Annahme voll laminarer Grenzschicht gemacht, für die anderen Punkte wurde voll turbulente Grenzschicht angenommen. Die Zeit wird ab dem Start gezählt, Flugpunkte mit Machzahlen kleiner als 5 werden nicht betrachtet.

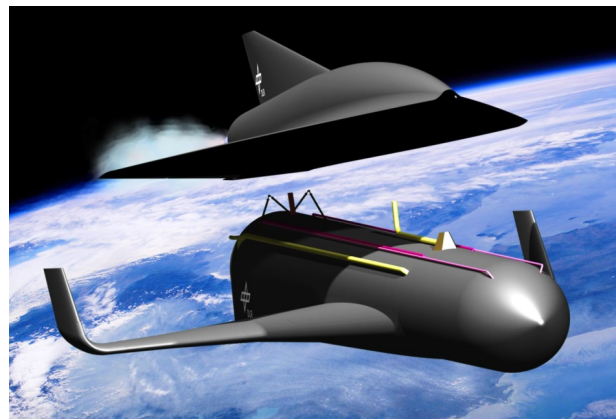


BILD 4. SL 7 bei Separation der Oberstufe vom Booster (unten)

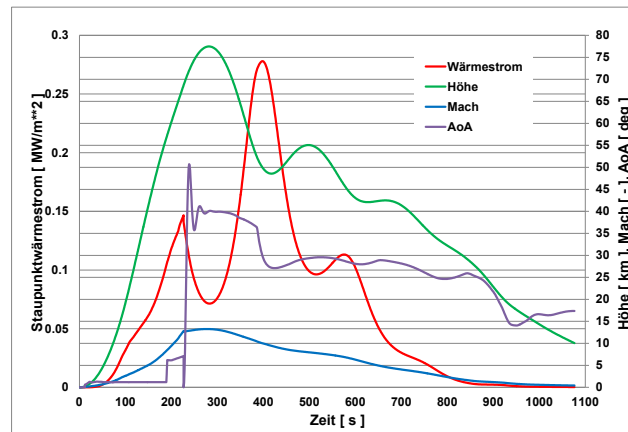


BILD 5. Flugbedingungen entlang der RLV-Referenz-Aufstiegs- und Abstiegsbahn sowie empirische Abschätzung des Staupunktwärme Stroms

3.2.2.2. Referenzkonfiguration Aurora-R2

Aurora-R2 ist ein vergleichsweise neues HTHL-Konzept, das in Teilen auf dem Hopper-Ansatz aus den FESTIP- und ASTRA-Studien aufbaut [1]. Aurora-R2 basiert auf der Überlegung, dass für ein wirtschaftlich effizientes RLV:

- der RLV-Anteil des Transportsystems maximiert werden muss; dies erfordert eine hohe Stufungsmachzahl um die nicht-wiederverwendbare Oberstufe zu minimieren, sowie einen Verzicht auf Abwurf-Fairings und Interstages,
- eine signifikante Reduzierung der Operationskosten bei gleichzeitiger Erhöhung von Robustheit und Flexibilität ermöglicht werden muss; dies kann über „Flugzeugähnliche“ Operationen erreicht werden, und führt auf ein horizontal startendes und landendes Konzept.

Die Fahrzeuggeometrie und die innere Architektur sind in BILD 6 gezeigt. Das Fahrzeug basiert auf einer Nurfllüg-

lerkonfiguration, welche hohe aerodynamische Gleitzahlen und eine Reduzierung von Strukturgewichts- und Wärmelasten ermöglicht. Eine LOX/Kerosin (RP-1) Treibstoffkombination wurde gewählt. Dies ermöglicht die integrale Lagerung von Kerosin in den Tragflügeln, und soll weiterhin zu einer Reduzierung der Operationskosten gegenüber LH2 oder Methan führen. Als Raketenantrieb werden zwei russische RD-191/193 Triebwerke vorgesehen. Weiterhin ist das Fahrzeug mit zwei Turbo-Triebwerken für Rückflug und Überführungsflüge ausgestattet. Oberstufe und Nutzlast sind in einer Nutzlastbucht im Fahrzeugheck untergebracht. Eine ausführlichere Beschreibung des Konzepts ist in Ref. [2] zu finden. Die Startmasse beträgt 454.6 t inklusive Oberstufe und Nutzlast. Für einen polaren 1200 km Kreisorbit wurde eine Nutzlast von 5.2 t errechnet, und 7.2 t für einen 450 km äquatorialen Kreisorbit.

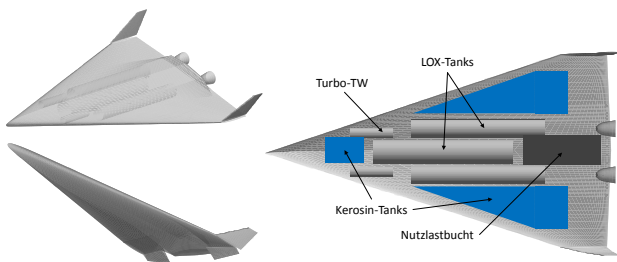


BILD 6. Aurora-R2 in perspektivischer Ansicht (links), innere Architektur (rechts)

3.3. In-Air-Capturing

Unter dem so genannten „In-Air-Capturing“ (IAC) wird ein patentiertes Verfahren zum Bergen und zur Rückführung von wiederverwendbaren Stufen eines mehrstufigen Raumtransportsystems verstanden [3]-[5]. Die geflügelte Stufe soll noch in der Luft von einem Transportflugzeug eingefangen und anschließend in einem schleppenden Gleitflug zum Landeplatz gezogen werden (BILD 7). Dort wird die Stufe ausgeklinkt und führt selbständig ihre Landung aus. Das IAC-Verfahren erlaubt erhebliche Einsparungen bei der Inertmasse der wiederverwendbaren Stufe, die umso höher ausfallen, je höher die Separationsmachzahl gewählt ist [6].

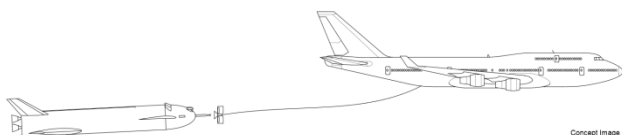


BILD 7. Konzeptskizze für das In-Air-Capturing mittels Liquid Fly-Back Booster und Boeing 747

Die Trägerstufe verfügt nach dem Wiedereintritt lediglich über eine limitierte Steuerbarkeit und keinen Eigenantrieb und weist daher die Manövrierfähigkeiten eines passiven Gleiters mit begrenzten Flugeigenschaften und hoher Massenträgheit auf. Als Fangflugzeug kämen umgebaute Transportflugzeuge in Frage, welche über den nötigen Leistungsüberschuss zum Schleppen der Trägerstufe verfügen. Das Szenario geht daher von einem verhältnismäßig trägen Flugzeug großer Masse aus. Eine vergleichbare Zielstellung, der Aufbau einer reversiblen Verbindung zwischen Luftfahrzeugen während des Fluges, liegt ebenfalls bei Luft-zu-Luft-Betankungsvorgängen vor. Bei dem Sonde-Trichter-Verfahren nähert sich ein meist agiles, zu betankendes Luftfahrzeug (Klient) einem

schwerfälligen Tanker, welcher den Trichter schleppt. Der Klient übernimmt die Aufgabe der Annäherung um etwaige Bewegungsänderungen der Betankungseinrichtung, etwa durch Störungen, auszugleichen, während der Tanker einen möglichst statischen Flugzustand einhält. Beim IAC besteht eine zusätzliche Herausforderung darin, einen Kontakt zwischen zwei schwerfälligen Luftfahrzeugen herzustellen.

3.3.1. Geplante Arbeiten und Ziele

Bisherige Arbeiten im DLR beschränkten sich überwiegend auf die Untersuchung der prinzipiellen Funktionalität des IAC im Rahmen von Simulationen [7]. Nun wird als nächstes Ziel verfolgt, den Nachweis des Einfangens im Flugversuch, zunächst noch im Labormaßstab, zu demonstrieren. Um eine Annäherung von Koppereinheit (KE) und Klient zu ermöglichen, soll die KE in der vorgestellten Arbeit nicht als passiv geschleppte Einheit, sondern als eine eigenständig und präzise zu manövrierende Komponente umgesetzt werden. Zielstellung dieser Modifikation ist es, die eingeschränkte Manövrierbarkeit von Schlepper und Trägerstufe zu kompensieren. Dazu soll die KE mit einer eigenständigen Flugregelung und aerodynamischen Steuerflächen ausgerüstet werden, welche eine Positionierung der KE relativ zur Trägerstufe erlauben.

Für die Durchführung des IAC ist es vorgesehen, dass sowohl die zurückzuführende Raketenstufe, wie auch das Schleppflugzeug unbemannt sind. Das Einfangen muss daher automatisiert erfolgen. Die Manipulation der KE bzgl. der Trägerstufe setzt die Kenntnis der Position der KE relativ zur Trägerstufe voraus. Die Positionsschätzung kann etwa mit GNSS (Global Navigation Satellite System) oder bildgebenden Sensoren geschehen, deren Ergebnisse als Eingangsgrößen für die Flugregelung der KE dienen. Die Annäherung der KE an die Trägerstufe ist auf Grund der GNSS-Ungenauigkeit nur für die Grobpositionierung einsetzbar. Für die Feinpositionierung der KE zur Trägerstufe müssen voraussichtlich bildgebende Sensoren genutzt werden. Für eine erste Erprobung des IAC-Ansatzes sollen die benötigten Verfahren und Hardwarekomponenten in einem „subscale“ Versuch mittels kleinerer unbemannter Luftfahrzeuge entwickelt und validiert werden.

3.3.2. Status und erste Ergebnisse

In der aktuellen Phase steht der Aufbau der benötigten unbemannten Luftfahrzeuge im Fokus. Der Schlepper, ein Hochdecker mit 2,8 m Spannweite, sowie eine Pusher-Konfiguration mit 3,2 m Spannweite, welche die Trägerstufe imitiert [8], wurden modifiziert und mit einem Autopiloten ausgerüstet um eine automatisierte Flugpfadplanung zu ermöglichen. Neben der Bereitstellung der benötigten Luftfahrzeuge stehen die Konzeptionierung und der Aufbau der KE im Zentrum der Arbeiten. Die aktuelle Ausbaustufe der KE zeigt BILD 8.

Neben den Hardwarearbeiten an den Luftfahrzeugen erfolgte die Reglerentwicklung für die KE, um diese einerseits mit einer Rollstabilisierung auszurüsten, und andererseits das unabhängige Manipulieren bzgl. der Trägerstufe zu ermöglichen. Die Validierung der Hard- und Softwarearbeiten an der KE erfolgten in bodengebundenen Fahr- und Flugversuchen, wobei die KE von einem KFZ oder dem Schlepper gezogen wurde. Die Ergebnisse der

Versuche zeigen, dass die KE mittels manueller Steuerung sowohl horizontal als auch vertikal präzise wiederholbar ausgelenkt werden kann. Es wurden Auslenkungen der KE von ca. +/-3 m bei ca. 120 km/h Flugeschwindigkeit dokumentiert. Diese Auslenkungen sind bei der Größe der verwendeten Luftfahrzeuge ein beträchtlicher Wert und zeigen das Potenzial des Konzepts. Vertiefende Ausführungen zur Konzeptionierung, Umsetzung und Validierung der KE und des hier vorgestellten IAC Ansatzes zeigt die Arbeit von Cain et al. [9].

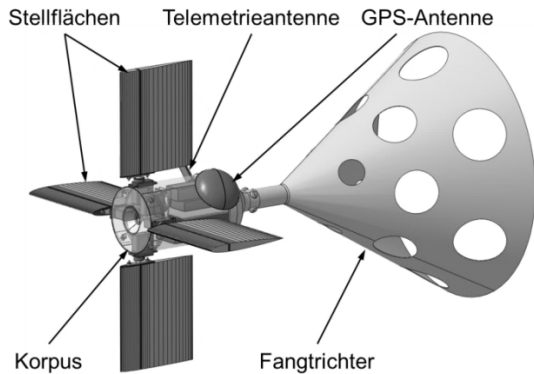


BILD 8. Isometrische Ansicht der Koppereinheit

3.4. Flugdynamische Untersuchungen für RLV

Aufgrund der hohen Komplexität von RLV und der Tatsache, dass Steuer- und Regelbarkeit designkritisch sein können, sind flugdynamische Untersuchungen bereits ab der Vorentwurfsphase von großem Interesse. Innerhalb des Projekts AKIRA sollen flugdynamische Untersuchungen für RLV-Konfigurationen (siehe Abschnitt 3.1 und 3.2), sowie für das Hochskalieren der IAC-Flugversuche auf reale RLV (siehe Abschnitt 3.3) durchgeführt werden.

3.4.1. Geplante Arbeiten und Ziele

Für die flugdynamischen Untersuchungen werden leistungsfähige Entwurfsumgebungen weiterentwickelt, die es erlauben, komplexe RLV Systeme unter Berücksichtigung von strukturelastischen Effekten zu modellieren, zu simulieren und zu optimieren. Der besondere Fokus liegt dabei auf der Modellierung von flexiblen und massenvariablen Mehrkörpersystemen, sowie der Rückführung von Träger-systemkomponenten nach der Separation. Für die Modellierung von Mehrkörpersystemen wird die objektorientierte Modellierungssprache Modelica verwendet. Ausgehend von bestehenden Modelica Bibliotheken werden projekt- und anwendungsspezifische Bibliotheken erstellt. In diesem Rahmen wurde die DLR Environment Library [10] zur Modellierung des „Environment“ inklusive Gravitations- und Atmosphärenmodellen sowie Kinematikmodellen entwickelt.

Der Funktionsumfang der Entwurfsumgebung soll 3-DoF, 4-DoF und 6-DoF Modelle (DoF – Degree of Freedom) zur Modellierung und Simulation von Flugmanövern und strukturdynamischen Effekten umfassen. Alle Flugphasen vom Aufstieg bis Rückführung des Trägersystems sollen untersucht werden können. Das schließt Steuerbarkeits- und Regelbarkeitsanalysen, sowie die detaillierte Auslegung des Flugregelungssystems ein. Von den auf einem einheitlichen Datensatz basierenden 3-DoF und 6-DoF

Modellen für die Trajektorienoptimierung, Starrkörpersimulation und Reglerauslegung sollen Modelle abgeleitet werden, die strukturelastische Effekte vereinfacht berücksichtigen. Diese Modelle können im Vorentwurf für Trimmarbeits- und Regelbarkeitsanalysen eingesetzt werden. Die erweiterten 3-DoF und 6-DoF Modelle berücksichtigen strukturelastische Effekte mit hinreichender Genauigkeit und sind effizient genug auszuwerten, um auch eine Reglerauslegung und Bewertung frühzeitig im Gesamtentwurf zu ermöglichen, und so zur Optimierung des Entwurfes beizutragen. Die Vorgehensweise bei der Modellierung von Trägersystemen unterschiedlicher Detailstufe und Genauigkeit wird schematisch in BILD 9 gezeigt.

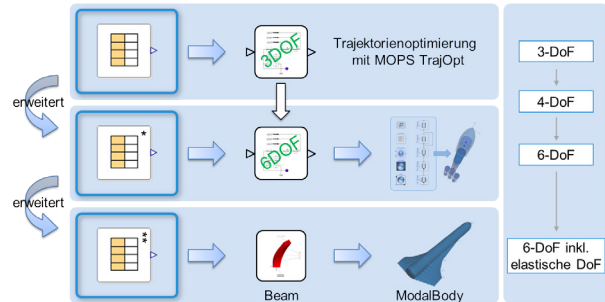


BILD 9. Vorgehensweise bei der Modellierung von Mehrkörpersystemen unterschiedlicher Detailstufe und Genauigkeit

Die 3-DoF Modelle der Entwurfsumgebung ermöglichen die mehrzielige Trajektorienoptimierung mit MOPS TrajOpt sowohl für einzelne Flugphasen als auch für die gesamte Mission. Dies beinhaltet insbesondere die Optimierung mehrerer Zielfunktionale zum Beispiel für Trade-Off Studien von verschiedenen Zielen (Pareto Optimierung), und die Optimierung verzweigter Trajektorien für die gleichzeitige Optimierung des Aufstiegs, der Nutzlast sowie der Rückkehr der Unterstufe eines RLV.

3.4.2. Status und erste Ergebnisse

Von der Entwurfsumgebung sind bereits die folgenden Komponenten und Funktionen fertiggestellt und verfügbar:

- Modelica-basierte 3-DoF und 6-DoF Modelle für RLV,
- Kopplung von 3-DoF Modellen mit der MATLAB basierten Optimierungsumgebung MOPS und dem darin enthaltenen Paket „TrajOpt“ zur Trajektorienoptimierung.

Die Verwendung von Modelica-basierten Modellen in MATLAB wird über den Export der 3-DoF Modelle als FMI Unit (Functional Mockup Interface) und das Einbinden der FMI innerhalb von „TrajOpt“ und MOPS ermöglicht. Diese Kopplung der Modelica-basierten 3-DoF Modelle mit der Trajektorienoptimierung ist verwendet worden, um eine Referenzmission für die RLV Referenzkonfiguration Auro-ra-R2 (siehe Abschnitt 3.2) zu optimieren. Die Referenzmission führt in eine 1200 km Kreisbahn mit 90° Inklination. Startort ist Kourou und Ziel für die Landung sind die Bermuda Inseln. Die Konfiguration hat eine Gesamtstartmasse ohne Nutzlast von 449447 kg. Es wird eine Nutzlast von ca. 5400 kg erreicht. Damit konnte die Nutzlast gegenüber der bisherigen Referenztrajektorie um rund 250 kg (5%) gesteigert werden (vergleiche Ref. [2]). Die

Aufstiegs- und die Wiedereintrittsbahn wurden dabei simultan als verzweigte Trajektorien optimiert. Es wurden keine Vorgaben für eine gewünschte Höhe oder Geschwindigkeit der Rückkehrstufe am Ende gemacht, weshalb die Bahnparameter am Ende der Trajektorie eine Höhe von rund 35 km bei einer Geschwindigkeit von ca. Mach 4.3 aufweisen. BILD 10 zeigt eine 3-D Ansicht der optimierten Trajektorie.

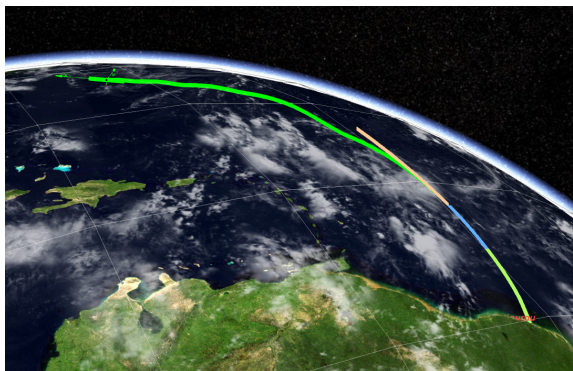


BILD 10. 3-D Ansicht der optimierten Trajektorie der Referenzkonfiguration Aurora-R2

3.5. Wiederverwendbare Kryoisolierung

Die Isolierung kryogener Tanksysteme der heute im Einsatz befindlichen ELV hat als wesentliche Funktionen, die Eisbildung an der Startrampe zu verhindern und die Abdampfraten der kryogenen Treibstoffe zu begrenzen. Für den Einsatz in wiederverwendbaren Trägersystemen sind typische Kryoisolierungen allerdings nicht ausgelegt. Durch die Belastungen des Wiedereintritts ist darüber hinaus ein TPS erforderlich. Aufgrund der zusätzlichen thermischen Lastwechsel infolge der Wiederverwendung erhöhen sich daneben die Anforderungen an die Isolierung. Ziel in diesem AP ist es daher, ein Isolierungskonzept für RLV zu entwickeln, und dessen Machbarkeit zu demonstrieren.

3.5.1. Geplante Arbeiten und Ziele

In der Vergangenheit wurden Untersuchungen zu Isolierungskonzepten für RLV durchgeführt [11], deren Ergebnisse den Ausgangspunkt für diese Studie darstellen. Im ersten Schritt wird eine Anforderungsliste für die AKIRA Referenzmissionen (siehe Abschnitt 3.2) abgeleitet. Im Anschluss werden dann potentielle Designvarianten erarbeitet und bewertet. Eine zusätzliche Herausforderung dabei ist, dass neben der Isolierungsaufgabe ein Thermalschutzsystem (siehe Abschnitt 3.9), sowie ebenfalls eine verlässliche und effektive Methode der Lebensdauerüberwachung mittels geeigneter Sensorik zu integrieren ist (siehe Abschnitt 3.6). Ausgewählte Isolierungsmaterialien und Strukturkonzepte sollen zunächst auf Probenlevel untersucht werden und hinsichtlich ihrer Eigenschaften bewertet werden. Neben den experimentellen Arbeiten wird eine numerische Modellentwicklung durchgeführt. Das Ziel ist es, mit Hilfe der numerischen Simulation das Gesamtsystem bestehend aus dem Treibstoff, der Tankstruktur und der Isolierung gekoppelt berechnen und letztendlich auch auslegen zu können. Experimentelles Projektziel ist es, Isolierungskonzepte für wiederverwendbare Trägersysteme zu entwickeln und im Kryo-Labor die technische Reife nachzuweisen. Hierfür werden vorerst

Proben von den ausgewählten Konzepten angefertigt und anschließend mit Hilfe von thermischen Zyklustests auf ihre Eigenschaften als wiederverwendbare Kryoisolierung untersucht. Abschließend wird ein Demonstrator gefertigt, in welchem dann auch das gewählte TPS- und SHM-System integriert wird (siehe Abschnitt 3.6 und 3.9). Mit diesem Demonstrator soll die ganze Wirkungskette von Hochtemperatur-TPS über Kryoisolierung und SHM bis hin zur Struktur integriert getestet werden. Zur Charakterisierung der für Wiederverwendbarkeit relevanten Eigenschaften sind hierfür wiederum zyklische Tests mit mehreren Lastzyklen vorgesehen.

3.5.2. Status und erste Ergebnisse

In der Literatur lassen sich umfangreiche Arbeiten zu wiederverwendbaren Kryoisolierungen vor allem für den Luftfahrtbereich finden [11]-[18]. Einen Trade-Off möglicher Isolierungsansätze für wiederverwendbare Trägersysteme mit Berücksichtigung eines Thermalschutzsystems wird in der Arbeit von Sumin et. al [11] vorgestellt. Sumin et. al kommen in ihrer Studie zu dem Ergebnis, dass die sogenannte „Kompakt-Konfiguration“ und die „Stand-Off Konfiguration“ die geeignetsten Designvarianten für ihr Anforderungsprofil sind. Beide Varianten sind in BILD 11 dargestellt. In beiden Konzepten ist die Isolierungsschicht direkt mit dem Tank verbunden, wobei der Tank tragende Funktion hat. Bei der „Kompakt-Konfiguration“ ist das Thermalschutzsystem direkt mit der Isolierung verbunden, bei der „Stand-Off-Konfiguration“ wird über Abstandshalter zwischen Isolierung und Thermalschutzsystem ein Hohlraum erzeugt, welcher dann mit Inertgas zu spülen ist.

Kernelement der beiden Isolierungskonzepte ist der Isolierungsschaum, dessen Eigenschaften und Anbindung an die metallische Struktur im ersten Schritt untersucht werden. Für die experimentellen Untersuchungen wurde ein Versuchsstand mit Kaltkopf aufgebaut (siehe BILD 12).

Gegenwärtig finden am Kaltkopf-Versuchsstand erste thermische Materialeexperimente statt. Parallel dazu wurde ein numerisches Modell für die Berechnung von Wärmeströmen entwickelt und für die Analyse der Experimentergebnisse und Systembetrachtungen eingesetzt.

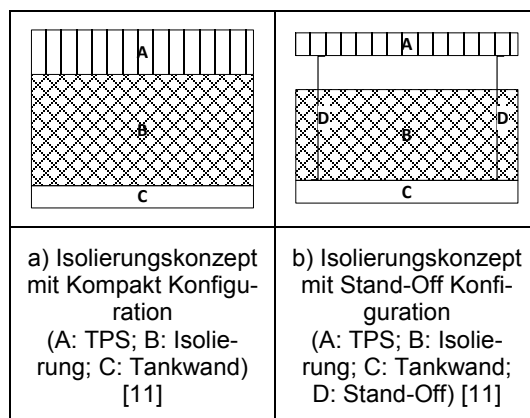


BILD 11. Isolierungs- und Anbindungskonzepte



BILD 12. Versuchsaufbau mit Kaltkopf zur Untersuchung von Isolierungsproben

3.6. Health-Monitoring für Kryoisolierung

3.6.1. Geplante Arbeiten und Ziele

Zur Beurteilung der Wiederverwendbarkeit eines kryogenen Tanks ist die Zustandsüberwachung der Tankisolierung ein wichtiger Punkt. Aus diesem Grund ist ein Teil des Projekts der Entwicklung und Implementierung eines Health-Monitoring-Konzepts für die verwendete Kryoisolierung zur frühzeitigen Beurteilung eventuell entstandener Schäden gewidmet. Dazu werden verschiedene Sensoren dahingehend untersucht, ob eine Schadensdetektion an der Isolierung mit Hilfe dieser Sensoren durchführbar ist und ob diese Sensoren bei kryogenen Temperaturen eingesetzt werden können.

Sowohl für die möglichen Schäden als auch für die Auswahl der Sensorik ist vor allem das letztendlich ausgewählte Isolierungskonzept ausschlaggebend (z. B. Polyurethanschaum oder Vakuumisolierung). Bei Schäumen werden dabei Risse in der Isolierung selbst oder ein Ablösen der Isolierung von der Tankstruktur aufgrund der auftretenden Temperaturzyklen betrachtet. Neben der Auswahl der Sensorik ist des Weiteren zu klären, ob eine Anbringung der Sensorik an der metallischen Tankstruktur oder in der Thermalisolierung sinnvoller ist, um Schäden frühzeitig detektieren zu können. Um mittels der gemessenen Sensordaten Schadstellen an der Tankisolierung zu identifizieren, können verschiedene Ansätze angewandt werden. Hierzu zählen rein datenbasierte (statistische) Methoden und modellbasierte Ansätze. Im Rahmen des Projekts soll hierbei ein modellbasierter Ansatz verwendet werden, der anhand der Messdaten und eines physikalischen Modells der Tankisolierung den aktuellen Zustand der Isolierung mit Hilfe von Referenzdaten bestimmt. Das Modell soll dabei eine Lokalisierung und eine Beurteilung des entstandenen Schadens ermöglichen, sowie falls möglich eine Abschätzung der weiteren Schadensentwicklung.

Für Tests unter Laborbedingungen mit der ausgewählten Isolierung wird ein vereinfachter Teststand unter Verwendung von flüssigem Stickstoff aufgebaut. Mit dessen Hilfe lassen sich definierte Schadenszustände in der Isolierung erzeugen, um mit der implementierten Sensorik Daten im Referenz- und Schadensfall aufzunehmen. Dadurch lässt sich auch die generelle Anwendbarkeit der ausgewählten Sensorik untersuchen und mittels verschiedener Sensorverteilungen die Detektionsgenauigkeit in Abhängigkeit

von Sensoranzahl und Position abschätzen. Des Weiteren lassen sich die Messdaten auch zur Verifizierung von numerischen Strukturberechnungen verwenden, sodass weitere Testfälle auch anhand von numerischen Berechnungen untersucht werden können, um damit die Anzahl der aufwendigeren Experimente zu minimieren.

Gegen Ende des Projekts wird das finale Strukturüberwachungskonzept in den im Projekt entwickelten und gebauten Demonstrator integriert und während zyklischer Thermaltests eingesetzt (siehe Abschnitt 3.5).

3.6.2. Status und erste Ergebnisse

Bisher wurden verschiedene Sensorarten auf deren Anwendbarkeit hin untersucht. Da zum jetzigen Zeitpunkt die Tankisolierung noch nicht abschließend definiert ist, wurde für erste Untersuchungen von einer Schaumisolierung (z. B. Polyurethan) ausgegangen. Aufgrund der einfachen Handhabung und Verwendbarkeit bei kryogenen Temperaturen wurden Thermoelemente und faseroptische Temperatursensoren innerhalb der Isolierung zur Vermessung der Temperaturverteilung als Instrumentierungskonzept ausgewählt. Eine Ablösung der Isolierung von der Tankstruktur würde sich dann über eine Änderung der Temperaturverteilung bemerkbar machen.

Nach Konstruktion und Fertigung des Teststands wurden erste Versuche durchgeführt. Der Teststand besteht dabei aus einem Aluminiumbehälter mit den Abmessungen 200 x 200 x 35 mm und einem Fassungsvermögen von ca. einem Liter flüssigem Stickstoff. Für die umgebende Isolierung wurde vorerst eine einfache Polystyrol-Isolierung mit einer Dicke von 60 mm verwendet. Eine Fläche des Behälters (200 x 200 mm) dient dabei als eigentliche Messfläche. Die ersten durchgeführten Tests dienten dabei der Vermessung der Temperaturhomogenität der Messfläche über einen längeren Zeitraum anhand von vier im Behälter integrierten Thermoelementen. Eine Homogenität von $\pm 1^\circ\text{C}$ konnte dabei über einen ausreichend langen Zeitraum sichergestellt werden. Bei weiteren Tests zeigte sich allerdings eine inhomogene Temperaturverteilung innerhalb der Isolierung, verursacht durch den vereinfachten Testaufbau. Daher wird im nächsten Schritt eine Optimierung des Teststands vorgenommen, bevor Tests mit definierten Schadensfällen durchgeführt werden.

3.7. Strukturkonzepte für RLV

Dieses AP befasst sich mit Strukturkonzepten und Bauweisen die für RLV typisch sind. Ein Schwerpunkt ist dabei die Anbindung eines Tragflügels an eine kryogene Integraltankstruktur.

3.7.1. Geplante Arbeiten und Ziele

Klassische Flügelkonzepte bei Flugzeugen, die einen durchgehenden Flügelmittelkasten haben, weisen meist nicht-zylindrische bedruckte Rumpfabschnitte im Flügel-Rumpf-Anschlussbereich auf. Bei zunehmenden Drücken und entsprechenden Wandstärken des Druckbehälters - wie im Falle von Raketentanks - führt dies zu großen Spannungskonzentrationen im Übergang zwischen Flügel und Druckbehälter. Ebenso kann die hohe Temperaturdifferenz zwischen Flügel und kryogenem Tank thermische

Spannungen generieren, welche wiederum zu hohen Strukturmassen führen [19]. Die Durchführung des Tragflügels unter dem Tank würde diese Problematik auflösen, ist jedoch aus aerodynamischen Gründen oft nicht möglich. Daher sind in diesem Fall alternative Anbindungskonzepte notwendig, wie beispielsweise den Behälter umschließende Kraffteinleitungsspannte, und/oder Anbindungskonzepte, die unbehinderte thermische Dehnung von Komponenten relativ zueinander erlauben. Bauweisen und Analysemodelle für den Vorentwurf klassischer Flugzeugkonfigurationen können folglich nicht ohne weiteres übernommen werden.

Die Entwicklung von Strukturberechnungsmodellen für Flügel-Rumpf-Anbindungen von RLV soll in diesem AP die vergleichende Bewertung verschiedener Konfigurationen und Anbindungskonzepte erlauben. Hauptziel ist es, die Gesamtmasse von Struktur und Isolierung zu minimieren.

3.7.2. Status und erste Ergebnisse

Zu Beginn stand eine Sammlung und Kategorisierung bereits gebauter oder projektierte Konfigurationen und Anbindungskonzepte im Vordergrund. Luft- oder Raumfahrzeuge in der Größenordnung der hier betrachteten RLV-Konzepte mit integralen Tanks für kryogene Treibstoffe wurden bisher nicht realisiert. Entweder waren die Tanks deutlich kleiner und wurden aufwändig in das Fahrzeug integriert (z. B. X-15 [20]) oder wurden extern vom RLV mitgeführt (z. B. Space Shuttle [21]). Die projektierten Konzepte weisen oft eine Tiefdeckerkonfiguration auf, bei der die tragende Struktur des Flügels unter den Tanks hindurchläuft.

Aus den kategorisierten Konzepten wurden strukturelle Konfigurationen für die Analysemodelle abgeleitet. Die FE-Analysemodelle sind parametrisch aufgebaut und bestehen aus einer oder mehreren Einheitszellen. Modelliert werden die Tankstruktur sowie die Flügelstruktur im Anschlussbereich. Der Einfluss der nicht modellierten Struktur wird über die Randbedingungen und die Schnittlasten in den Anschlussbereichen berücksichtigt. Außerdem wird der Einfluss von Tankinnendruck, Temperaturlasten und Masselasten simuliert. Zur Reduzierung des Berechnungsaufwands werden Symmetrien ausgenutzt. Optionale Gitterversteifungen der Tankwand werden im FE-Modell „verschmiert“ betrachtet. Folgende strukturelle Konfigurationen sind bisher im Modell enthalten:

- Doppler im Anschlussbereich,
- Diskrete Spanten auf der Tankinnenseite oder Außenseite,
- Ein seitlich anschließender und ein durchlaufender unterer Träger der Flügelstruktur oder zwei seitlich anschließende Träger.

Im Sizing-Prozess werden die FE-Daten und -Lasten an ein semi-analytisches Dimensionierungs-Programm (HyperSizer, [22]) übergeben. Der Vorteil gegenüber einem reinen FE-Sizing ist die deutlich kürzere Berechnungszeit aufgrund der Verwendung von semi-analytischen Methoden. Das Tool berechnet innerhalb eines internen iterativen Prozesses unter Prüfung verschiedener Festigkeits- und Steifigkeitskriterien die leichtest mögliche Struktur. Hierbei werden Wanddicken und Versteifer-Geometrien

variiert. Im Anschluss erfolgen eine Anpassung des FE-Modells und die nächste äußere Iteration. Nachdem die vom Nutzer vorgegebene maximale Anzahl äußerer Iterationen (N_{Max}) erreicht ist, endet der Prozess. Das BILD 13 zeigt eine schematische Darstellung des Ablaufs des Sizing-Prozesses. Im Anschluss wird die Plausibilität der Ergebnisse geprüft.

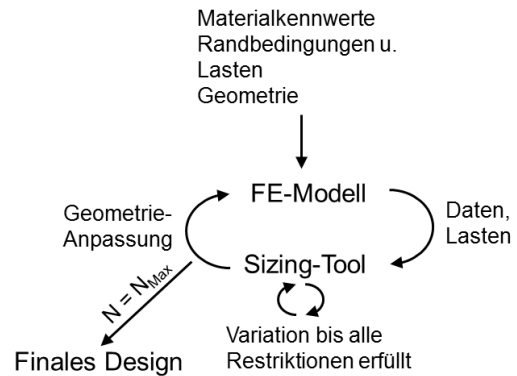


BILD 13. Ablauf des Sizing-Prozesses

3.8. Thin-Ply CFK für RLV

3.8.1. Geplante Arbeiten und Ziele

Der Einsatz von dünneren Laminateneinzelschichten in CFK-Strukturen, die Verwendung der sogenannten Thin-Ply-Technologie, verspricht die Steigerung wesentlicher mechanischer Materialkennwerte. So konnte gezeigt werden, dass Mikrorisse erst bei höheren Dehnungen auftreten [23], höhere Druckfestigkeiten [24] und Zugfestigkeiten [25] erreicht werden können, und der Schadensfortschritt reduziert werden kann [26]. Andere Arbeiten haben hingegen aber auch aufgezeigt, dass die Kerbempfindlichkeit steigt bzw. die Zugfestigkeit einer Probe mit Bohrung („open-hole-tension“) aus Thin-Ply-Material geringere Werte aufweist als mit herkömmlicher Materialdicke [27].

Ziel dieses AP ist die Bewertung des Struktur-Masseneinsparpotentials für ein RLV, wenn Thin-Ply-Material statt herkömmlichem CFK-Prepreg zum Einsatz kommt. Die Schwierigkeit besteht jedoch darin, dass die kritischen Auslegungskriterien für einzelne Bauteile eines RLV auf Voranalyseniveau z. T. nur unzureichend bekannt sind bzw. definiert werden können. Demzufolge kommen eine Vielzahl von Vergleichsparametern, wie etwa Restfestigkeit nach Schlagschädigung, Druckfestigkeit unter Berücksichtigung von Herstellungsfehlern, oder statische Festigkeit im Anschluss an ein dynamisches Lastspektrum in Frage. Zusätzlich müssten für die Bewertung Austausch- und Reparaturszenarien mit entsprechender Eintritts-Wahrscheinlichkeit berücksichtigt werden.

3.8.2. Status und erste Ergebnisse

Zu Bauteilen mit herkömmlichen Prepregdicken liegen sowohl in der Raum- als auch in der Luftfahrt ausreichend Erfahrungen vor, so dass sich eine vergleichende Studie anbietet. Entsprechende Literaturstudien wurden durchgeführt, und sechs wesentliche Vergleichskriterien wurden

festgelegt welche sich anhand von jeweils wenigen Kennwerten beschreiben lassen.

Die erste Kategorie bildet der Gewichtsvorteil der durch die verringerte Mindestlaminatdicke bzw. die erhöhte Designfreiheit erzielt werden kann. Dieser wird anhand von Parameterstudien an repräsentativen Laminatkonfigurationen durchgeführt. Als weitere Kategorie werden die mechanischen Kennwerte des ungeschädigten Laminates, wie Zug- und Druckfestigkeit aber auch der „open-hole-tension“-Versuch herangezogen. Als zusätzliche Kategorie wird diese um Festigkeiten unter Einfluss unvermeidlicher Fertigungsfehler wie z. B. Poren oder Einschlüsse erweitert. Die vierte Kategorie bildet die Restfestigkeit nach Schlagschädigung. Bei Faserverbunden ist es ausreichend den kritischeren Drucklastfall zu berücksichtigen. Mit Hilfe der Schadensgröße, der Detektierbarkeit des Schadens und der resultierenden Restfestigkeit lassen sich so Erkenntnisse über die Schadensempfindlichkeit als auch über die Schadenstoleranz des Materialsystems ableiten. Die Reparierbarkeit von Thin-Ply-Laminaten im Vergleich zu Laminaten mit herkömmlicher Lagendicke, die fünfte Kategorie, lässt sich zu diesem frühen Entwicklungszeitpunkt zunächst nur stichprobenartig bewerten. Als sechste Kategorie wurde der Fertigungsaufwand ausgewählt. Dabei ist zu ermitteln, ob der Fertigungsaufwand mit der Lagenanzahl linear ansteigt oder mit dem dünneren Material inhärent Verfahrensgrenzen verknüpft sind, die den Unterschied unerwartet ansteigen lassen. Hier werden die mit Hilfe von automatischen Tape-legeanlagen erreichbaren Raten bei ebenen und gekrümmten Bauteilbereichen als Kennwerte verwendet.

3.9. Integration von Thermalschutz, Kryoisolierung und Struktur

3.9.1. Geplante Arbeiten und Ziele

Ein weiterer Teilaspekt des Projekts ist die Integration von Hochtemperatur-TPS, Primärstruktur und Tankisolierung. Insbesondere für RLV mit Integraltank-Konfiguration und extern aufgebrachtener Kryoisolierung ist dies keine triviale Aufgabe. Aufgrund der starken wechselseitigen Beeinflussung dieser Komponenten und der hohen Temperaturgradienten ist eine integrierte Betrachtung notwendig. Die Optimierung der Verbindungskonzepte zwischen den drei Komponenten ist von hoher Bedeutung, da sie einen signifikanten Anteil der Gesamtmasse darstellen können.

Im Rahmen dieses AP werden verschiedene Konzepte zur Anbindung von TPS, Struktur und Kryoisolierung untersucht, bewertet, und die Ergebnisse (insbesondere Massen bzw. Flächengewichte) an die Referenzkonfigurationen zurückgegeben. Dies geschieht in enger Abstimmung mit den Arbeiten zu Kryoisolierung (Abschnitt 3.5) und Health Monitoring (Abschnitt 3.6). Weiterhin werden ausgewählte Konzepte für Laborversuche als Hardware realisiert, um sie unter relevanten Lastbedingungen zu testen und die tatsächliche Performance zu messen. Auf diese Weise werden die Ergebnisse der konzeptionellen Arbeiten überprüft. Ein repräsentatives Konzept soll schließlich auf dem in AP 4000 (Abschnitt 3.5) zu definierenden Demonstrator installiert und mit diesem integriert thermisch getestet werden.

3.9.2. Status und erste Ergebnisse

Bisher wurden über Literaturstudien verschiedene Anbindungskonzepte identifiziert, sowie darüber hinaus neuartige Konzepte unter Verwendung von keramischen und/oder metallischen TPS entworfen. Eine integrierte Bewertungsmatrix befindet sich in der Definition, welche die Arbeiten dieses AP's mit den Arbeiten zu Kryoisolierung und Health Monitoring zusammenführt.

3.10. Raketen-Brennkammern für RLV

3.10.1. Geplante Arbeiten und Ziele

Ziel der Raketen-Brennkammer-bezogenen AKIRA-Arbeiten ist die Entwicklung einer Finite-Element-Analyse-basierten Lebensdauer-Erhöungs-Strategie für Raketen-Brennkammerwände und deren Anwendungs-Nachweis. Da zuverlässige Optimierungs-Resultate lediglich bei Verwendung eines validierten Finite-Element-Analyse-Verfahrens zu erwarten sind, wurden für das AKIRA-Projekt folgende Arbeiten geplant:

- Design, Hardware-Fertigung, Test und Auswertung eines Brennkammerwand-bezogenen Experiments, mit dessen Hilfe Validierungsmesswerte höchster Güte erzeugt werden können,
- Nutzung der o. g. Messwerte zur Validierung eines aktuellen Schädigungsparameter-basierten Finite-Element-Verfahrens zur Strukturanalyse der zyklischen Belastung von Brennkammerwänden,
- Anwendungs-Nachweis der o. g. Brennkammerwand-Optimierungs-Strategie für eine vorgegebene Brennkammer-Referenz-Konfiguration.

3.10.2. Status und erste Ergebnisse

Als erste Brennkammerwand-bezogene AKIRA-Aktivität wurde das Design einer für aktiv-Kühlung vorgesehenen Validierungs-Hardware mit den in TAB 2 aufgelisteten Geometrieparametern erstellt, die in den wesentlichen Parametern mit einem Raketen-Brennkammer-Referenz-Design übereinstimmt [28].

Anschließend wurde die DLR-externe Fertigung der in BILD 14 gezeigten Validierungs-Hardware beauftragt.

AKIRA-Validierungs-Hardware Geometrie-Parameter	Wert
Kühlkanalbreite	1,3 mm
Kühlkanalhöhe	9,0 mm
Winkel zwischen benachbarten Kühlkanälen	1,0°
Gesamtanzahl der Kühlkanäle	7
Dicke der thermisch belasteten Wand	1,0 mm
Krümmungsradius der thermisch belasteten Wand	130 mm

TAB 2. Geometrie-Parameter der AKIRA-Validierungs-Hardware

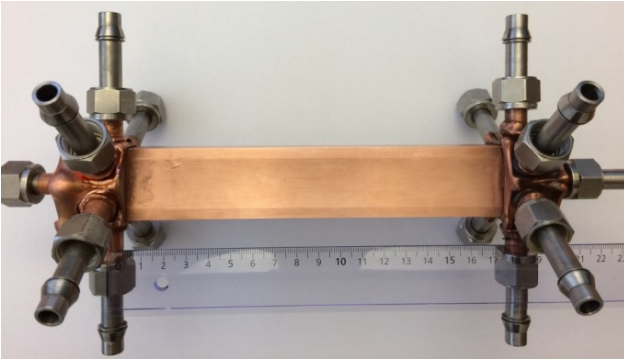


BILD 14. AKIRA Validierungs-Hardware

Als dritter Schritt innerhalb des AKIRA-Projektes wurde eine – in Ref. [29] im Detail erläuterte – CFD-Analyse der Durchströmung der in die AKIRA-Validierungs-Test-Hardware integrierten Kühlkanäle mit dem (nicht brennbaren) Kühlmittel GN_2 durchgeführt. Die Randbedingungen sind in TAB 3 gelistet.

AKIRA-Validierungs-Test-Parameter	Wert
GN_2 -Eintritts-Temperatur	160 K
GN_2 -Austritts-Druck	5 MPa
iterativ bestimmter Gesamtmassenstrom, um die vorgegebene Validierungs-Test-Temperatur von 900 K zu erreichen	225 g/s
Wärmestromdichte	20 MW/m ²

TAB 3. Randbedingungen für die Validierungs-Tests

Motivation für diese Vorab-CFD-Analyse war die iterative Bestimmung des Gesamt-Kühlmassenstroms durch die AKIRA-Validierungs-Hardware, der bei einem Wärmestrom von 20 MW/m² zum Erreichen der vorgegebenen Temperatur von 900 K notwendig ist. Diese Vorab-Bestimmung ist notwendig, da während der zyklischen Heißlauf-Tests der AKIRA-Validierungs-Hardware keine Massenstrom-Regelung vorgesehen ist.

4. ZUSAMMENFASSUNG

Das DLR Forschungsprojekt AKIRA wurde initiiert um wesentliche Beiträge zur Realisierung von wiederverwendbaren Raumtransportsystemen zu liefern. Das Projekt deckt dabei eine hohe Bandbreite verschiedener Themen ab, einschließlich Systemuntersuchungen und Untersuchungen von Rückkehroptionen, Sub-Scale Flugdemonstrationen, Arbeiten an Kryoisolierungen, Health Monitoring und TPS/Strukturkonzepten, sowie Raketenantriebswerken. Zum Ende des Projekts sollen bei ausgewählten Technologien die TRL in Europa um mehrere Stufen gesteigert, und kritische Technologiedemonstrationen erfolgreich abgeschlossen worden sein. Die jeweiligen Technologien werden dabei stets auf Gesamtsystemebene evaluiert. Daneben ist ein weiteres Ziel eine umfassende und aussagekräftige Analyse und Bewertung unterschiedlicher RLV-Konzepte bzw. Rückkehroptionen insbesondere im Hinblick auf Wirtschaftlichkeit.

5. LITERATUR

[1] Spies, J., Kuczera, H.: The Sub-Orbital Hopper – one of FESTIP's Preferred Concepts, AIAA-99-4945, 9th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, Norfolk, 1999

[2] Kopp, A.: Das Aurora-R2 RLV-Konzept, DLRK, München, 2017

[3] Sippel, M., Klevanski, J., Kauffmann, J.: Innovative Method for Return to the Launch Site of Reusable Winged Stages, IAF-01-V.3.08, 2001

[4] Klevanski, J., Sippel, M., Herbertz, A., Kauffmann, J.: Innovatives Verfahren zum Bergen einer wiederverwendbaren, geflügelten Raumtransporterstufe, DGLR JT-2002-179

[5] Patentschrift DE 101 47 144 C1, Verfahren zum Bergen einer Stufe eines mehrstufigen Raumtransportsystems, 2003

[6] Sippel, M., Stappert, S., Bussler, L., Dumont, E.: Systematic Assessment of Reusable First-Stage Return Options, 68th International Astronautical Congress, IAC-17-D2.4.4, Adelaide, 2017

[7] Sippel, M., Klevanski, J.: Simulation of Dynamic Control Environments of the In-Air-Capturing Mechanism, 6th International Symposium on Launcher Technology 2005

[8] http://www.dlr.de/ft/desktopdefault.aspx/tabid-1377/1905_read-37941

[9] Cain, S., Krause, S., Binger, J.: Entwicklung einer automatischen Koppereinheit für das Einfangen einer wiederverwendbaren Trägerstufe im In-Air-Capturing, DLRK, München, 2017

[10] Briese, L. E., Klöckner, A., Reiner, M.: The DLR Environment Library for Multi-Disciplinary Aerospace Applications, Pro-ceedings of the 12th International Modelica Conference, 2017

[11] Sumin, Y. et al: Study of insulated and equipped cryogenic tanks for RLV, IAC, 2006

[12] Mital, S. K., Gyekenyesi, J. Z., Arnold, S. M., Sullivan, R. M., Manderscheid, J. M., Murthy, P. L. N.: Review of Current State of the Art and Key Design Issues With Potential Solutions for Liquid Hydrogen Cryogenic Storage Tank Structures for Aircraft Applications, 2006

[13] Fesmire, J. E.: Energy Efficient Cryogenics on Earth and in Space, Insulation 101 Workshop, 2012 Academic Cold Chain Forum, Georgia Tech Research Institute Conference Center, 2012

[14] Cosson, E., Deneu, F., Le Couls, O., Peypoudat, V., Baiocco, P.: Thermal architecture of hydrogen tank on RLV second stage, Hot Structures and Thermal Protection Systems for Space Vehicles (521), 2003

[15] S-II Annual Progress Report 1962 to 1963

[16] S-II Annual Progress Report 1963 to 1964

[17] Brewer, G. D. et al.: Study of Fuel Systems for LH2-Fueled Subsonic Transport Aircraft, Final Report - Volume II, NASA-CR-145369-Vol-2, 1978

[18] Johnson, T. F., Weiser, E. S., Duong, P. G.: Cryogenic Insulation Bondline Studies for Reusable Launch Vehicles, JANNAF 39th Combustion/27th Airbreathing Propulsion/21st Propulsion Systems Hazards/3rd Modeling and Simulation Joint Subcommittee Meeting, 2003

[19] Sippel, M. et al: Advanced Simulations of Reusable Hypersonic Rocket-Powered Stages, 21st AIAA International Space Planes and Hypersonics Technologies Conference, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Xiamen, 2017

[20] Jenkins, D. R.: Hypersonics Before the Shuttle: A Concise History of the X-15 Research Airplane, NASA, Washington, D.C., 2000

[21] Jenkins, D. R.: Space Shuttle: The History of the National Space Transportation System, 3rd ed., Specialty Press, 2001

- [22] HyperSizer, Collier Research Corporation, Newport News, 2017
- [23] Amacher R., Cugnoni J., Botsis J., Sorensen L., Smith W., Dransfeld C.: Thin ply composites: Experimental characterization and modeling of size-effects, Composites Science and Technology, Vol. 101, 2014
- [24] Yokozekia, T., Aokib, T., Ogasawaraa, T., Ishikawaa, T.: Effects of layup angle and ply thickness on matrix crack interaction in contiguous plies of composite laminates, Composites: Part A 36, 2005
- [25] Green, B. G., Wisnom, M. R., Hallett, S. R.: An experimental investigation into the tensile strength scaling of notched composites, Composites: Part A 38, 2007
- [26] Guillamet, G., Turon, A., Costa, J., Renart, J., Linde, P., Mayugo, J. A.: Damage occurrence at edges of non-crimp-fabric thin-ply laminates under off-axis uniaxial loading, Composites Science and Technology 98, 2014
- [27] Masania, K., Geissberger, R., Leone, F., Studer, J., Stefaniak, D., Dransfeld, C.: Steel Foil Reinforced Composites Produced by B-Stage Curing: Experimental and Numerical Study of Strength, Plasticity and Ply Size Effects, EuroHybrid, Stade 2014
- [28] Kuhl, D., Riccius, J., Haidn, O. J.: Thermomechanical Analysis and Optimization of Cryogenic Liquid Rocket Engines, Journal of Propulsion and Power, Vol. 18, No. 4, 2002
- [29] Riccius, J., Thiede, G., Weintritt, S.: Liquid booster engine related TMF panel tests. 7th European Conference for Aeronautics and Space Sciences (EUCASS), 2017