THERMALKONZEPT DER KRYOGENEN OBERSTUFE VON ARIANE 5 MIDLIFE EVOLUTION

B. Frey, W. Wessels, B. Heese
ASTRIUM GmbH, Airbus-Allee 1, 28199 Bremen, Deutschland

Zusammenfassung

Im Rahmen des ESA-Projekts ARIANE 5 Midlife Evolution soll eine kryogene Oberstufe entwickelt werden. Die neuentwickelte Oberstufe soll zusammen mit der weitgehend unveränderten Hauptstufe und den Boostern verwendet werden. Eine Übersicht über die Konfiguration der geplanten Oberstufe wird gegeben, sowie über den - im Vergleich zur bisherigen Oberstufe ESCA - erweiterten Missionskatalog. Der einer kryogenen Raketenstufe eigene weite Bereich an funktionalen Temperaturen und die im Vergleich zu ESCA lange Missionsdauer mit längeren nicht-angetriebenen Phasen machen eine Regulierung des Thermal-Haushalts durch ein wohldefiniertes Thermalkonzept unumgänglich. Die verwendeten Maßnahmen zur Regelung, sowie die sukzessive Verbesserung vieler Parameter bestimmen das Thermalkonzept. Die Verbesserung und Verifizierung des geplanten Konzepts wird mit geeigneter Software und Tests vorgenommen. Das aktuell vorgesehene Konzept von ARIANE 5 Midlife Evolution wird in Grundzügen beschrieben und ein Beispiel einer Thermal-Analyse wird vorgestellt. Durch die konzeptuelle Nähe zu ESCA finden bei ARIANE 5 Midlife Evolution Erfahrungen und bewährte Bauteile aus ESCA wieder Verwendung.

1. EINLEITUNG

Im Rahmen des Projekts ARIANE 5 Midlife Evolution (A5ME) im Auftrag der Europäischen Raumfahrt Agentur (ESA) wird von einem industriellen Konsortium unter der Leitung von ASTRIUM eine neue kryogene Oberstufe entwickelt.

A5ME stellt in vielen Gesichtspunkten eine Erweiterung der Fähigkeiten von ARIANE 5 ECA dar. A5ME weist eine erhöhte Nutzlastkapazität von maximal 12t in den geosynchronen Orbit (im Vergleich zu 10t bei ESCA) auf. Insbesondere aber ist ESCA nicht zu Wiederzündungen fähig und ist in den Missionen daher vorwiegend auf den Einschuss in den geosynchronen Transfer-Orbit beschränkt. A5ME soll auch den erweiterten geosynchronen Transfer-Orbit anfliegen, sowie das Automated Transfer Vehicle ATV zur Internationalen Raumstation transportieren können, was bisher mit der wiederzündbaren Oberstufe EPS bewerkstelligt wird; insbesondere verlangt dies bei A5ME die Fähigkeit zu Wiederzündungen.

Durch den im Vergleich zur aktuellen Oberstufe ESCA erweiterten Missionskatalog ergeben sich auch längere nicht-angetriebene (ballistische) Flugphasen und insgesamt verlängerte Missionsdauern von mehreren Stunden. Durch diese neuen Herausforderungen bekommt die Regulierung des thermischen Haushalts der kryogenen Stufe einen großen Stellenwert: zum einen müssen die zahlreichen Bauteile über mehrere Stunden innerhalb ihrer Betriebsgrenzen gehalten werden. Zum anderen müssen auch nach langer passiver Phase die Treibstoffe im geforderten Zustand für das Triebwerk bereitgestellt werden. Um die Leistungsfähigkeit des Trägers zu verbessern, sollte zudem die durch Verdampfung verlorene Treibstoffmenge so gering wie möglich gehalten werden.

Allein wegen des weiten Bereichs an thermischen Gegebenheiten (kryogene, bis zu 20K kalte Treibstoffe auf der einen Seite und die bis zu 1600K heiße Düsenerweiterung auf der anderen Seite) muss das Thermalkonzept der neuen Oberstufe von A5ME zahlreiche Anforderungen erfüllen. Neben üblichen passiven und aktiven Maßnahmen zur Regulierung des Wärmehaushalts erfordern die langen ballistischen Flugphasen die Entwicklung neuer Methoden, wie zum Beispiel den aktiven Eingriff in die Positionierung der Treibstoffe.

Das gefundene Konzept wird mittels analytischer und numerischer Methoden entwickelt und verbessert und in späteren Systemtests und Komponententests validiert.

Um eine optimale Auslegung zu finden, fließen auch Erfahrungen aus ESCA in die Entwicklung von A5ME mit ein. Durch die in einigen Teilen ähnliche (teils identische) Konfiguration kann auf bewährte Techniken zurückgegriffen werden. Andererseits verlangt das Lastenheft von A5ME auch explizite Weiterentwicklung des bewährten Konzepts. So soll zum Beispiel der komplizierte und sicherheitskritische Einsatz von elektrischen Heizern am Stufen-Trennungs-System (SSS) vermieden werden.

2. ABKÜRZUNGEN UND NOTATIONEN

A5ME	-	ARIANE 5 Midlife Evolution
ATV	-	Automated Transfer Vehicle
AWD	-	Anti-Wetting-Device
CB	-	Common Bulkhead
EBS	-	Equipment Bay Structure
ECA	-	Évolution Cryotechnique Type A
EPC	-	Étage Principale Cryotechnique
EPS	-	Étage à Propergol Stockable
ESCA	-	Étage Supérieure Cryotechnique A
ETF	-	Engine Thrust Frame
GTO	-	Geosynchroner Transfer Orbit
GTO+	-	Erweiterter Geosynchroner Transfer Orbit
ISS	-	Inter Stage Structure
LEO	-	Low Earth Orbit
LH2	-	Flüssigwasserstoff
LOX	-	Flüssigsauerstoff
MLI	-	Multi Layer Insulation
SSS	-	Stage Separation System

3. DIE OBERSTUFE DER A5ME

ARIANE 5 ME stellt eine Erweiterung der erfolgreichen Familie der ARIANE 5 Trägerraketen dar. Während die Hauptstufe und die Booster weitgehend unverändert bleiben, wird für A5ME vorwiegend die Neuentwicklung einer kryogenen Oberstufe vorgenommen.

Im Vergleich zur kryogenen Oberstufe ESCA weist A5ME eine erhöhte Nutzlastkapazität und ein erweitertes Missionsspektrum auf. Auch soll A5ME den kontrollierten Wiedereintritt der Oberstufe in die Erdatmosphäre zur vollständigen Entsorgung gewährleisten, folgend dem 2008 verabschiedeten französischen Gesetz zur Begrenzung von Weltraumschrott (siehe [1]). Insbesondere verlangt der erweiterte Missionskatalog die Fähigkeit zur Wiederzündung und längeren nicht angetriebenen, das heißt ballistischen, Flugphasen.

Die Oberstufe von A5ME umfasst einen gemeinsamen Tank für die Treibstoffe Flüssigwasserstoff und Flüssigsauerstoff, getrennt durch eine sphärische, isolierte Aluminiumstruktur, den sogenannten Common Bulkhead (CB). In Flugrichtung auf dem Tank angebracht ist ein toroidales Gehäuse für die Steuerungselektronik, die Equipment Bay Structure (EBS), die wiederrum das Adaptersystem für die Nutzlasten trägt. Das unter den Tanks angebrachte Triebwerk leitet seine Kraft über eine konische Struktur, den Engine Thrust Frame (ETF), in die Tanks. Vorwiegend am ETF ist weiterhin die funktionale Ausstattung der Stufe angebracht. Diese umfasst unter anderem eine variierende Anzahl an Helium-Behältern zur Bedrückung der Tanks und zur Ansteuerung von Ventilen, oder auch die Steuerungsdüsen für das Lageregelungssystem. Die Oberstufe ist über die Inter Stage Structure (ISS) auf der Hauptstufe montiert.

Eine Übersicht über die Konfiguration der Oberstufe ist in BILD 1 dargestellt.

Im Gegensatz zu ESCA umfasst der Missionskatalog von A5ME verschiedene Missionen, unter anderem:

- LEO ATV (Low Earth Orbit mit ATV)

Bei dieser Mission wird das Versorgungsmodul ATV gezielt in eine niedrige Umlaufbahn, parallel zur internationalen Raumstation, gebracht. Im Anschluß wird das gezielte Verglühen in den oberen Schichten der Erdatmosphäre eingeleitet. Hierzu sind mehrere Wiederzündungen erforderlich.

- GTO (Geosynchroner Transfer Orbit)

Diese klassische Mission wird bisher stets von ARIANE 5 ECA bestritten. Hierbei werden bis zu zwei Satelliten in eine Transfer-Ellipse zum Erreichen des geosynchronen Orbits ausgesetzt. Im Gegensatz zu ESCA ist für den direkten Wiedereintritt mit dem Haupttriebwerk eine zusätzliche Wiederzündung erforderlich (siehe BILD 2).

- GTO/GTO+
  (normaler/erweiterter Geosyn. Tranfer Orbit)

Bei dieser Mission findet zunächst, nach längerer Brenndauer der Oberstufe von rund 600 s, der Einschuss einer Nutzlast in den GTO statt. Die zweite Nutzlast wird dann nach einer weiteren Zündung von allerdings nur wenigen Sekunden Dauer in den erweiterten geosynchronen Orbit (GTO+) eingeschossen. Diese Mission erfordert insbesondere eine längere ballistische Flugzeit von mehreren Stunden Dauer.

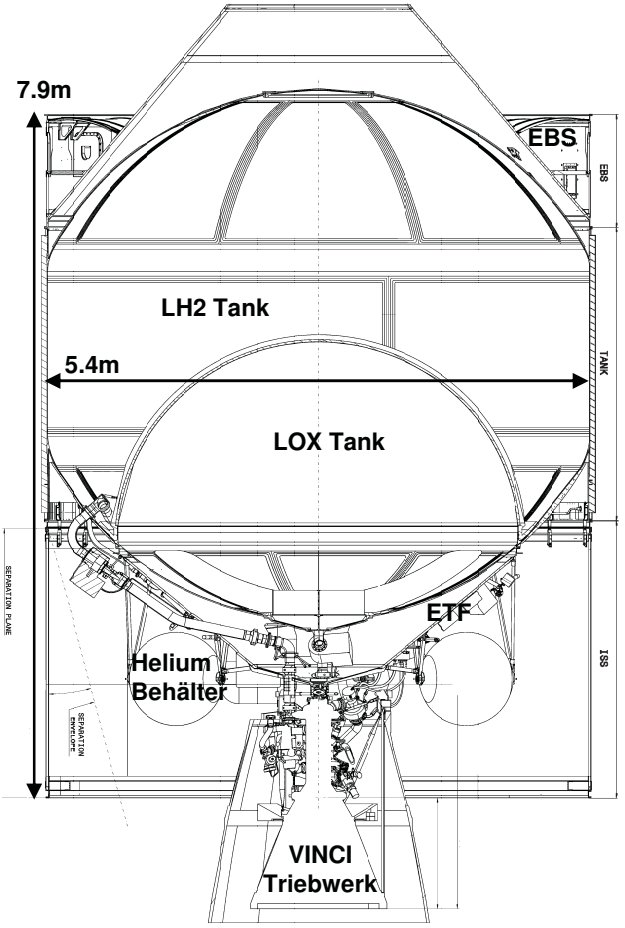

BILD 1. Oberstufe A5ME - Konfiguration

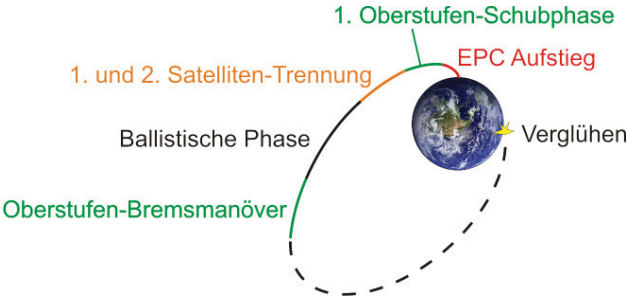

BILD 2. GTO Dual Launch mit direkter De-Orbitation
Schematischer Missionsablauf

4. ANFORDERUNGEN AN DAS THERMAL-KONZEPT EINER KRYOGENEN OBERSTUFE

Wie bereits angedeutet, vereint eine kryogene Raketenstufe Bauteile und Treibstoffe mit einem weiten funktionalen Temperaturbereich auf engstem Raum. Die folgende Übersicht vermittelt hierüber einen Eindruck:

1000 – 1600K (≙ 50 – 300kW/m²)
(Temperatur und Abstrahlung der Düsenerweiterung)

277 – 383K (≅ +4 – +90°C)
(Betriebsbereich von Hydrazin zur Lageregelung)

273K (0°C)
(Ausfrieren von Luftfeuchtigkeit)

253 – 323K (≅ -20 – +50°C)
(Betriebsbereich von elektronischen Geräten)

≅90K
(Sättigungstemperatur von flüssigem Sauerstoff)

≅77K
(Auskondensieren von Stickstoff bei Atmosphärendruck)

≅20K
(Sättigungstemperatur von flüssigem Wasserstoff)

BILD 3. Temperaturen einer Kryogenen Stufe

Durch den weiten Bereich und die spezifischen Anforderungen der einzelnen Elemente ist eine Regulierung des thermischen Haushalts durch ein wohldefiniertes Thermalkonzept unumgänglich. Allgemein gesprochen muss das Thermalkonzept einer kryogenen Raketenoberstufe zwei Haupt-Aufgaben bewältigen:

1. Die Sicherstellung des Thermischen Betriebsbereichs aller einzelnen Komponenten und Geräte der Stufe

2. Eine effiziente thermische Entkopplung der kryogenen Treibstoffe von der warmen Umgebung, insbesondere

   - Zur Vermeidung von Kondensation von Wasser aus der Umgebungsluft an den Außenseiten der Stufe
   - Zur Vermeidung des Eintritts von Luft und Luftfeuchtigkeit in das Innere des Trägers
   - Zur Vermeidung von Kondensation von Spülgasen in den internen Hohlräumen des Trägers
   - Um die direkte Verdampfung bei der Betankung zu minimieren
   - Zur Minimierung der Abdampfrate und der aufgrund zu hoher Temperatur nicht nutzbaren Restmengen der kryogenen Treibstoffe, speziell während der bei A5ME vorgesehenen langen ballistischen Flugphasen

Dabei sind verschiedene Schwierigkeiten zu bewältigen, zum Beispiel:

- Bauliche Einschränkungen hinsichtlich der Anbringung von Isolation (zum Beispiel am Stufentrennungssystem oder Betankungsstutzen).

Dadurch können lokale Spülung mit temperiertem Gas oder elektrische Heizer nötig werden, wie bei zum Beispiel ESCA am Stufen-Trennsystem SSS.

- Spülung mit Stickstoff: Auskondensieren von Spülgas

Um ein Eindringen von Luftfeuchtigkeit in das innere des Trägers zu vermeiden, werden die Hohlräume gespült. Bei A5ME soll vorwiegend Stickstoff als Spülgas verwendet werden, im Gegensatz zu ESCA, wo vorwiegend Helium zum Einsatz kommt. Stickstoff verflüssigt sich allerdings schon bei ca. 77K. Um ein Auskondensieren von Stickstoff zu vermeiden, darf das Gas also nicht in direkten Kontakt mit kalten LH2 Tank-Strukturen kommen. Hier können also nur geschlossenporige Schäume verwendet werden, welche dicht gegenüber Stickstoff sind.

- Spülung mit Helium: Degradation der Isolationswirkung

Insbesondere am Triebwerk kann an einigen Stellen kein Stickstoff zur Spülung verwendet werden. Dieses kleinatomige Gas kann allerdings selbst in geschlossenporige Schäume eindringen, was aufgrund der dann vorherrschende Wärmeleitung und Konvektion innerhalb des Materials eine starke Degradation der Isolationsleistung zur Folge hat.

- Lokale starke Überhitzung durch Aerodynamische Protuberanzen

Nur geeignete geschlossenporige Materialen mit hoher Dichte (wie zum Beispiel Kork) können den extremen aerothermischen Lasten standhalten, die zum Beispiel an Antennenhutzen oder Kabelschächten während des Aufstiegs auftreten (mehrere hundert °C können erreicht werden, siehe BILD 4).

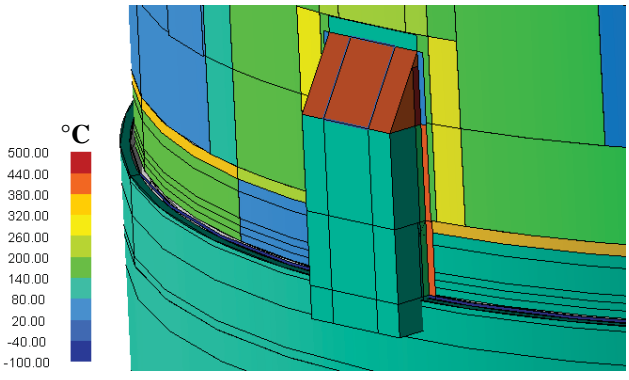

BILD 4. Aerothermische Lasten an einem Kabelschacht

- Starke Erwärmung durch die heisse Düsenerweiterung des Triebwerks

Durch die Wärmestrahlung heizen sich die Oberflächen der dem Triebwerk zugewandten Bauteile stark auf (über 400°C können erreicht werden). Schaumartige Isolationsmaterialien, wie sie zum Beispiel an der zylindrischen Aussenwand angebracht werden, können den hohen Temperaturen nicht standhalten. Filzmaterialien aus Siliziumdioxyd mit metallisierten Oberflächen eignen sich hervorragend unter Vakuum-Bedingungen. Am Boden, wenn die Hohlräume gespült werden, wird die Isolationswirkung durch die im Filz entstehende Konvektion und Wärmeleitung deutlich reduziert. Wegen der Kondensationsgefahr des Spülgases eignen sich diese Materialen daher nicht für die Wände des LH2-Reservoirs.

In TAB 1 sind die Leitwerte verwendeter Materialien bei typischen Temperaturen gelistet. Wie schon bemerkt, ist der Leitwert von Filzisolationen und offenporigen Schäumen um das fünf- bis zehnfache höher als im Vakuum, und um das sechfache höher als bei den verwendeten geschlossenporigen Schäumen. Würde also am LH2-Reservoir Filzisolation verwendet, wäre ein Betankungsvorgang aufgrund der hohen Wärmeströme nicht möglich.

Material	Leitwert (W/K/m)
Aluminium	≅150
geschlossenporiger Schaum	Boden: ≅0.005 Vakuum: ≅0.005
offenporiger Schaum (widersteht bis zu 400°C)	Boden: 0.03 Vakuum: ≅0.003
Filzisolation (widersteht bis zu 600°C)	Boden: 0.03 Vakuum: ≅0.006

TAB 1. Thermische Leitwerte verwendeter Materialen

5. DAS THERMAL-KONZEPT VON A5ME

Zur Regulierung des Thermal-Haushalts kommen bei A5ME verschiedene Maßnahmen zum Einsatz, um den im vorigen Kapitel dargestellten unterschiedlichen Problemstellungen an den verschiedenen Komponenten gerecht zu werden.

5.1. Equipment Bay Structure EBS

Um den elektronischen Geräten eine geeignete Umgebung zur Verfügung zu stellen, wurde schon bei ESCA eine separate Struktur eingeführt.

Für A5ME wird diese Struktur als Equipment Bay Structure (EBS) modifiziert übernommen, wie sie in BILD 5 im Modell dargestellt ist. Die EBS ist direkt auf den LH2 Tank montiert und besteht zu großen Teilen aus Faserverbundwerkstoff.

Durch die räumliche Trennung werden optimale Voraussetzungen für eine moderate thermische Umgebung für die Elektronik geschaffen; besser als zum Beispiel die Unterbringung der Geräte direkt an einer Tankstruktur. Allerdings wird auch bei dieser Konfiguration die Struktur der EBS bei langen ballistischen Phasen sehr kalt. Am Boden kann zudem durch die vorhandene Konvektion ein Wärmeaustausch zwischen der EBS und dem kalten LH2 Tank stattfinden. Um ein Abkühlen der Elektronik zu verhindern, wird warmer Stickstoff in die EBS eingeblasen. Die Temperatur des Spülgases ist reguliert und richtet sich nach der mittleren Temperatur ausgewählter Geräte. Die Versorgung mit Spülgas erfolgt durch die Bodenanlagen und wird erst wenige Sekunden vor Abheben der Rakete getrennt.

Durch geschicktes Positionieren wird die von manchen Geräten abgegebene Wärme während des Fluges genutzt, um weniger stark dissipierende Geräte zu wärmen. In einigen Geräten müssen allerdings elektrische Heizer ein zu starkes Abkühlen verhindern. Stark dissipierende Elektronik wird durch eine erhöhte Wärmeleitfähigkeit der Unterlage sowie durch eine Anpassung der optischen Eigenschaften (zum Beispiel durch schwarze Oberflächen und Rippen) besser an die kalte Struktur gekoppelt. Die dem LH2 Tank zugewandte Struktur ist zudem durch eine Multi-Layer Isolation (MLI) mit geringem Emissions-Koeffizient geschützt.

Die Positionierung, die Ankopplung an die Struktur und die Dimensionierung der Heizer wird mittels detaillierter thermischer Simulationen verbessert (siehe BILD 10).

Zur Begrenzung der Temperaturschwankungen während Sonnen- und Schattenphasen werden die optischen Eigenschaften der Aussenseite angepasst. Dazu werden spezielle Farben verwendet, welche den hohen Temperaturen während des Aufstiegs standhalten können und zudem ein günstiges Verhältnis von solarer Absorptivität α und Emissivität im Infraroten ε aufweisen:

$$\alpha/\varepsilon < 1 .$$

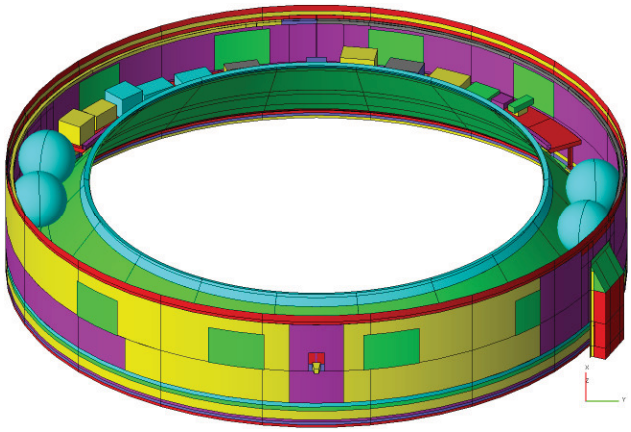

BILD 5. EBS Thermal-Modell

Speziell im Aufstieg erzeugen die außen angebrachten Antennen und Kabelschächte aerodynamische Protuberanzen, verbunden mit lokalen Erwärmungen auf einige hundert °C. Hier können nur Materialien wie zum Beispiel Kork Anwendung finden, welche den hohen Temperaturen standhalten und leicht ablative Wirkung haben. Diese Materialien haben hohe Dichten (über 450kg/m³), weshalb die Anwendung auf ein Minimum beschränkt werden muss. Diese Materialien werden deshalb nur in geringen Stärken (wenige Millimeter) aufgetragen. Die Applikation wird durch angepasste Aero-Thermische Modelle verbessert.

5.2. Treibstofftank und Engine Thrust Frame

Der obere Teil des Tanks bildet einen geschlossenen Hohlraum mit der EBS. Hier wird am Boden zur thermischen Konditionierung und zur Vermeidung von Lufteintritt (Retrodiffusion) mit Stickstoff gespült. Das Thermalkonzept muss dabei so gewählt sein, dass auf dem LH2 Reservoir kein Stickstoff auskondensiert, weshalb sich an dieser Stelle nur geschlossenporige Schäume eignen. Zur Minimierung des Wärmestroms in den Tank wird für A5ME eine Stickstoffkompatible, zweischichtige Isolierung *PTGN2* qualifiziert.

Die Unterseite des Tanks zusammen mit dem Triebwerk und dem ETF bildet mit der Oberseite der Hauptstufe und der ISS einen geschlossenen Hohlraum. Im Gegensatz zu ESCA soll bei A5ME auch hier vorwiegend Stickstoff als Spülgas zur Anwendung kommen. Nach der Stufentrennung sind die Unterseite des Tanks und der ETF zudem der starken Wärmestrahlung des Triebwerks in unmittelbarer Nähe ausgesetzt (siehe BILD 9). Die Isolierung des unteren, dem Triebwerk zugewandten Teils des Tanks muss daher nicht nur gegen das Auskondensieren des zur Spülung verwendeten Stickstoffs schützen, sondern auch gegen die starke Wärmestrahlung der Düsenerweiterung. Dazu wird die schon am oberen Tankteil verwendete *PTGN2*-Isolation verwendet, die Oberflächentemperaturen von mehreren hundert °C wiederstehen kann. Die Oberflächentemperaturen werden mittels thermischer Analysen berechnet, um die Eignung auch bei Designmodifikationen zu prüfen. Gegebenenfalls muss die Isolation zusätzlich (zum Beispiel durch geeignete dünne optische Folien) geschützt werden.

Der äußere Zylinder ist zwar keiner Wärmestrahlung des Triebwerks ausgesetzt, muss aber zum einen am Boden vor dem Auskondensieren von Luftfeuchtigkeit geschützt werden, zum anderen ähnlich der EBS den aerothermischen Erwärmungen während des Aufstiegs durch die Atmosphäre standhalten. Dazu müssen geschlossenporige Schäume verwendet werden, da offenporige von Luft durchdrungen werden, die dadurch in direkten Kontakt mit der (ca. 20 K kalten) Struktur kommt und auskondensiert. Diese geschlossenporigen Schäume werden in der Stärke angepasst, so dass die Oberflächentemperatur selbst über dem Taupunkt verbleibt. Die Schäume müssen leicht sein, aber dennoch den aerothermischen Lasten widerstehen (ca. 7 kW/m² über kurze Zeit). Für A5ME werden zurzeit die neuen Materialen *OpenCells* und *FMLIF* qualifiziert. Um starke Temperaturschwankungen des äußeren Zylinders zwischen Sonnen- und Schattenseite zu verringern wird wie bei der EBS geeignete Farbe verwendet.

Der Engine Thrust Frame und die Helium Tanks sind der Wärmestrahlung des Triebwerks besonders stark ausgesetzt. Hier finden Filzisolationen als sogenannte Hot Thermal Protections ihren Einsatz, die besonders hohen Temperaturen (ca. 600°C) widerstehen können. Insbesondere sind die Kohlefaserstrukturen des ETF und die Helium-Druckbehälter vor Temperaturen von mehr als ca. 100°C zu schützen, da sonst eine Degradation der Struktur auftreten kann. Die Oberflächentemperaturen der einzelnen Strukturschichten werden mittels thermischer Analysen simuliert und dem Isolations-Layout entsprechend angepasst (siehe BILD 6).

Um ein Optimum an Nutzlastkapazität zu erreichen, besitzt die Oberstufe von A5ME keine separaten Tankstrukturen für die beiden Treibstoffe (wie ESCA), sondern eine gemeinsame Struktur, wobei die beiden Reservoirs durch den sogenannten Common Bulkhead (CB) getrennt sind. Aufgrund des deutlichen Temperaturunterschiedes der beiden Treibstoffe (20K respektive 90K) muss der CB gut thermisch isoliert werden. Aufgrund der hohen Reaktivität von Schäumen aus Kohlenstoff-Wasserstoff Verbindungen in Sauerstoffatmosphäre kann unmöglich eine leichte, geschlossenporige Isolation im LOX Tank aufgebracht werden. Daher wird der CB nur auf der Wasserstoff-Seite Isoliert.

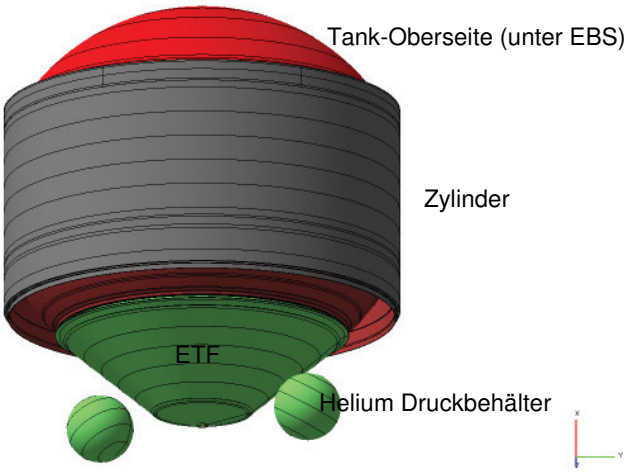

BILD 6. Tank und ETF Thermal-Modell

Wegen der starken Verformungen während des Betankungsvorganges und zur Minimierung des Risikos einer partiellen Ablösung und somit Verschmutzung des Reservoirs kann nur eine gewisse Dicke aufgebracht werden. Diese ist gekoppelt mit einer spezifischen Isolationsleistung, welche allein aufgrund der Struktur der Isolation nicht optimal sein kann. Für die langen ballistischen Flugphasen ist die Wirkung nicht ausreichend, so dass der flüssige Sauerstoff zunehmend abkühlen würde, um schließlich die vom Triebwerk geforderte Mindesttemperatur zu unterschreiten. Daher müssen in diesen Phasen zusätzliche Maßnahmen angewendet werden, etwa die aktive Positionierung der Treibstoffe im Tank. In einem möglichen Szenario wird die Oberstufe während der ballistischen Phase in Rotation um die Längsachse versetzt. Hierdurch werden die Flüssigkeiten räumlich voneinander getrennt (siehe BILD 7), was zu einer Begrenzung der Unterkühlung des Flüssigwasserstoffs auf akzeptable Werte führen kann.

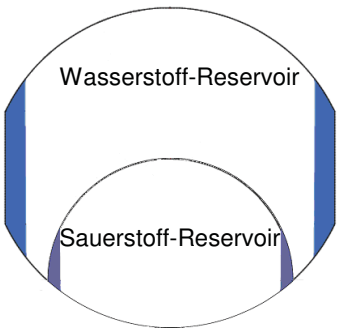

BILD 7. Beispiel einer Treibstoffposition: Rotation (während Ballistische Phase)

5.3. Triebwerk

Das Triebwerk selbst vereint extrem kalte (wie zum Beispiel die Turbopumpen während des Betriebs) und extrem heiße Bauteile (wie die Düsenerweiterung, siehe auch BILD 3) auf engstem Raum. Durch die Bauweise ergibt sich eine natürliche räumliche Trennung; in der Trennebene ist ein Wärme-Schutzschild angebracht, das als optische Barriere für die Wärmestrahlung auf die kalten Bauteile agiert (siehe BILD 8).

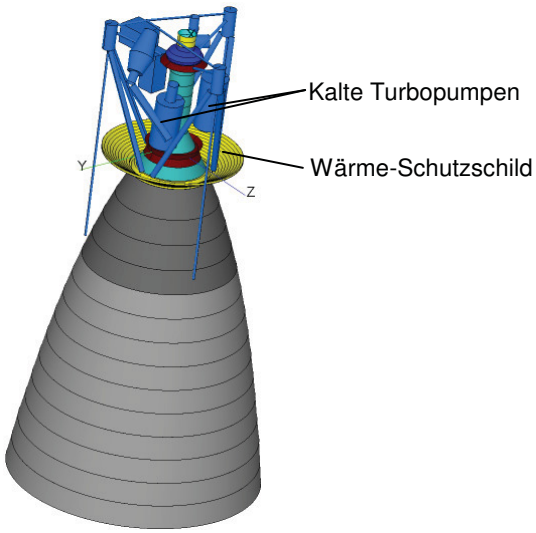

BILD 8. VINCI Triebwerk

6. VERBESSERUNG DES KONZEPTS DURCH ANALYTISCHE METHODEN

Wie schon beschrieben, muss das Thermalkonzept viele verschiedene Anforderungen erfüllen, wodurch die Freiheitsgrade zum Beispiel in der Auswahl der Materialien schon deutlich eingeschränkt sind. Auf der anderen Seite bieten selbst dann noch viele Parameter Potential zu Verbesserungen. Es muss zum Beispiel sichergestellt sein, dass während der Bodenphase mit gefüllten Tanks die Oberflächentemperaturen der im Kontakt mit Stickstoff befindlichen Materialien 77K nicht unterschreiten. Auch muss die Positionierung und Heizerleistung von elektronischem Gerät defniniert werden.

Die Überprüfung und sukzessive Verbesserung des Thermal-Konzepts erfolgt mittels Missionsanalysen mit geeigneter Software. Ein detailliertes Thermalmodell wird im Laufe der Entwicklung den jeweiligen Anforderungen (wie zum Beispiel Veränderungen der Elektronik oder Veränderungen der Struktur) angepasst und gegebenenfalls verfeinert (sieheBILD 9)

Um sicherzustellen, dass die vorhergesagten Temperaturen und Wärmeströme die zu erwartenden Werte gut abbilden, folgen die Thermalanalysen einem wohldefinierten Schema; vereinfacht gesprochen:

- Um die Extremwerte zu erfassen wird stets ein heißer und ein kalter Fall ermittelt, das heißt es werden für die Umgebungsparameter und mögliche interne Parameter die heißeste und die kälteste Situation angenommen

Hierdurch wird zum Beispiel für eine GTO/GTO+ Mission zu jedem Zeitpunkt ein Temperaturbereich ermittelt, das heißt die zu erwartenden (realen) Werte sind dann innerhalb der berechneten Intervalle zu finden. Um alle Bauteile sicher zu erfassen, müssen mehrere Fälle berechnet werden um die jeweils dimensionierenden Werte zu simulieren. Die angenommenen Parameter dürfen dabei nicht zu konservativ gefasst werden.

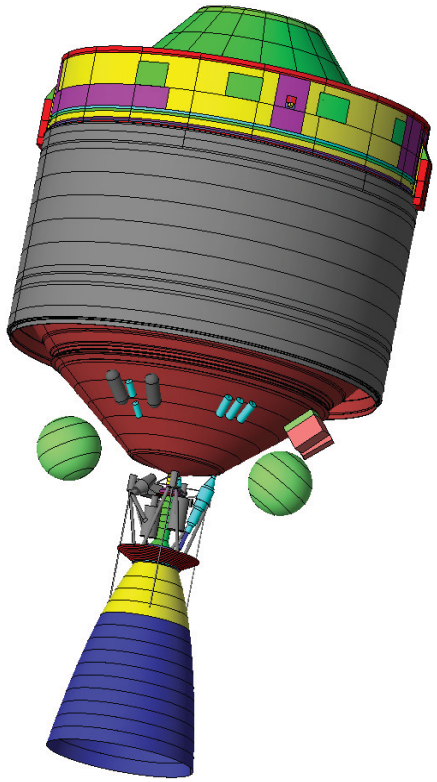

BILD 9. Geometrisches Thermalmodell von A5ME

- Eine schrittweise Anpassung und Verbesserung des Thermalkonzepts unter Einbeziehung aller beteiligten Unterauftragnehmer und Systemkomponenten

Zum Beispiel muss durch das Thermalkonzept die Einhaltung des operationellen Temperaturbereichs eines jeden elektronischen Geräts sichergestellt werden:

1. Eine heiße und eine kalte Missionsanalyse mit dem in BILD 9 dargestellten Thermalmodell werden durchgeführt. Der ermittelte Temperaturbereich wird mit den jeweiligen Qualifikationsgrenzen der Elektronik verglichen

Im Beispiel (BILD 10) ist der berechnete Temperaturverlauf einer Sendereinheit dargestellt. Dazu wurden wie oben beschrieben ein heißer und ein kalter Analysefall mit dem in BILD 9 dargestellten Modell berechnet. Im Beispiel sieht man die Ergebnisse einer GTO/GTO+ Mission. Die Software erlaubt dabei die Berechnug der gesamten Mission, vom Transfer zum Startplatz bis hin zum Ende der Mission nach dem Aussetzen der beiden Nutzlasten. Das Modell wird dabei den äußeren (und inneren) Bedingungen für die Konvektion, die Sonnenzeiten sowie den aerothermischen Lasten ausgesetzt. Die Flugbahn und die Rückstrahlung der Erde werden ebenso vollständig simuliert.

2. Eine Verbesserung der Konfiguration wird vorgenommen

Im Beispiel wird in einer ersten Analyse die höchstzulässige Temperatur überschritten (siehe dunkelgraue Kurve in BILD 10). Um dies zu vermeiden wird eine bessere thermische Anbindung and die kalte Struktur vorgenommen. Dies lässt sich zum Beispiel durch eine Anpassung der Kontaktfläche bewerkstelligen. Die maximal zu erwartende Temperatur überschreitet nun zu keinem Zeitpunkt mehr die zulässige Grenze (siehe rote Kurve in BILD 10).

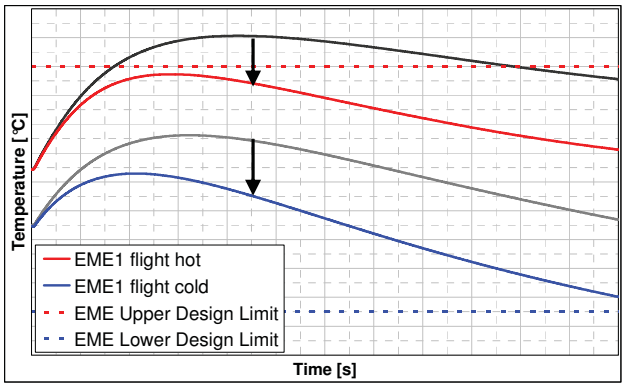

BILD 10. Temperaturverlauf der Sendereinheit

Ein weiteres Beispiel der Anwendung von numerischen Analysen ist die Berechnung der Restmengen von LH2, die auf Grund des Wärmeeintrages während der Bodenphase und während des Fluges die maximal zulässige Temperatur überschreiten. Diese sogenannten thermischen Residuen sind nicht verwendbar und müssen zusätzlich auf die zur Beförderung der Nutzlast notwendige Treibstoffmenge aufgetankt werden. Daher wirkt sich die zu erwartende Residuen-Menge direkt auf die Nutzlastkapazität aus und sollte so exakt wie möglich ermittelt werden. Bei ESCA können mittels der Auswertung von Flugdaten in Verbindung mit thermischen und fluiddynamischen Analysen die thermischen Residuen exakter ermittelt werden als durch konservative Abschätzungen (siehe dazu [2]).

Berechnungen des thermischen Haushalts und der zu erwartenden Temperaturen auf der Oberstufe sind allerdings nicht nur für die Festlegung und Verbesserung des thermischen Konzepts notwendig, sondern auch zum Beispiel für die Auslegung der metallischen Struktur. Für eine Optimierung der Wandstärken des Tanks werden Finite Elemente Verfahren verwendet, welche als Randbedingung unter anderem auch die Temperaturverteilung in der Struktur verlangen (siehe dazu [3]).

Zudem werden viele Bauteile von A5ME von Unterauftragnehmern entwickelt. Um ein Bauteil auszulegen und zu dimensionieren, müssen die Unterauftragnehmer unter anderem mit den nötigen Informationen über die thermische Umgebung, Spannungen und Beschleunigungen and den Kontaktpunkten versorgt werden, welche wiederum aus den beschriebenen Thermal- und Strukturanalysen stammen.

In BILD 11 ist die Temperaturverteilung zu einem Zeitpunkt einige Minuten nach Brennschluss der Oberstufe im Schnitt dargestellt.

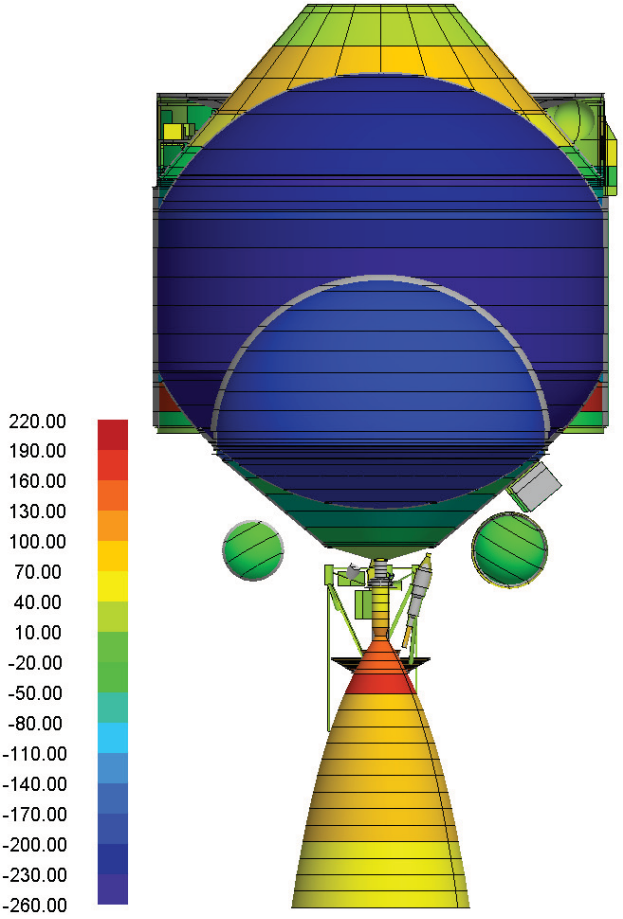

BILD 11. Temperaturverteilung von A5ME aus einer Thermalanalyse

7. VALIDIERUNG DES KONZEPTS DURCH TESTS

Die Validierung des Konzepts durch Tests ist ein wichtiger Bestandteil der Entwicklungsarbeit, da nur qualifizierte Konzepte eine ausreichende Sicherheit bieten um für den Flug zugelassen zu werden.

Tests werden dabei auf unterschiedlicher Ebene durchgeführt:

- Tests auf Komponentenebene

Wie zum Beispiel die Charakterisierung der Wärmeleitfähigkeit von neuen Isolationsmaterialien wie unter anderem *OpenCell* oder *PTGN2*. Die Tests werden unter Boden- und Vakuumbedingungen durchgeführt.

- Tests auf Subsystemebene

Wie zum Beispiel die Charakterisierung der Wärmeströme durch den isolierten Common Bulkhead und die angrenzenden Strukturen in einem Sub-Scale Test. Dazu wird ein repräsentatives Testobjekt eines Ausschnitts des Common Bulkhead gefertigt. Um die Wärmeströme messen zu können, wird auf der einen Seite Flüssigwasserstoff eingebracht und auf der anderen Seite mittels Stickstoff die Struktur auf die Temperatur von Flüssigsauerstoff

gesetzt. Mittels der gemessenen Verdampfungsrate und gezielten Temperaturmessungen am Testobjekt kann die Isolationswirkung rechnerisch ermittelt werden. Durch das mehrmalige Verwenden des Testobjekts wird auch die Belastbarkeit der Isolation am Common Bulkhead geprüft, da die Isolationsmaterialien nur zugelassen werden können, wenn sie mehreren Betankungs- und Entleerungsvorgängen standhalten. Weiterhin wird der Einfluss von Helium-Spülungen auf die Isolationswirkung untersucht.

- Tests auf Systemebene

Wie zum Beispiel der Betankungstest, bei dem der gesamte Treibstofftank inklusive aller Anbauten in Boden (und eventuell auch Vakuum-) Umgebung getestet wird. Dazu wird der gesamte Tank in einer Kammer einer Umgebungssimulation unterzogen.

8. ZUSAMMENFASSUNG

Im Rahmen des Projekts ARIANE 5 Midlife Evolution wird eine kryogene Oberstufe entwickelt. Die Missionene und insbesondere die langen ballistischen Phasen machen dabei die Regulierung des Wärmehaushalts der Stufe unumgänglich. Ein wohldefiniertes Thermal-Konzept muss dazu vielen verschiedenen Anforderungen gerecht werden. Mittels analytischer Methoden, Tests und Erfahrungen aus der Praxis von ESCA wird ein Konzept entworfen und validiert.

9. REFERENZEN

[1] Französisches Gesetz 2008-518: Loi relative aux opérations spatiales
[2] Markus Werner: Numerische Analyse der Stratifikation im LH2-Tank der ARIANE 5 ECA, Vortrag zum Deutschen Luft- und Raumfahrtkongreß, Bremen, 2011
[3] Andreas Reim: Shape Optimization of Components for the ARIANE 5 ME Upper Stage, Vortrag zum Deutschen Luft- und Raumfahrtkongreß, Bremen, 2011