

# TRÄGEROBERSTUFEN VON MORGEN

B. Heese  
Airbus Safran Launchers GmbH, Bremen, Deutschland

## Zusammenfassung

Die Entwicklung der neuen Ariane 6 Rakete hat gerade das PDR hinter sich und befindet sich aktuell auf dem Weg zum CDR im Frühjahr 2018 mit dem Ziel eines Erstfluges in 2020. Diese neue Trägerrakete berücksichtigt bereits eine Oberstufe (ULPM) mit erweiterten Fähigkeiten, insbesondere der Wiederezündbarkeit, um neue Umlaufbahnen zu erreichen. Diese erweiterten Fähigkeiten stellen eine Voraussetzung dar, um im internationalen Umfeld und unter den sich ändernden Randbedingungen bestehen zu können. Als neue Randbedingungen lassen sich neue Missionen und hohe Leistung zu einem niedrigen Preis zusammenfassen. Was es bedeutet neue Missionen durchzuführen und welche technischen Herausforderungen gelöst werden müssen, wird im Rahmen des Vortrages angesprochen. Ebenfalls wird auf mögliche Leistungssteigerungen und auch deren Grenzen eingegangen. In zukünftigen Oberstufen werden auch neue Technologien eingesetzt wie z.B. SMART Sensoren, die nicht explizit für Raketen entwickelt wurden, jedoch in zukünftigen Entwicklungen Berücksichtigung finden werden. Der Kostendruck auf die Startpreise eines Trägersystems verlangt an jeder Stelle ein erhöhtes Kostenbewusstsein, das sich im Design und in der Fertigung der Oberstufe niederschlägt. Dies betrifft dabei nicht nur die Oberstufe allein sondern das gesamte Trägersystem, das sich aus Unter- und Oberstufe sowie dem Nutzlastsegment und der Bodenanlage zusammensetzt. In allen Bereichen werden einfache, schlanke und industrielle Prozesse benötigt, um die Startkosten niedrig zu halten.

## 1. EINLEITUNG

Die Erfolgsgeschichte der Ariane 5 ist den meisten Raumfahrtinteressierten bekannt. Sie begann mit dem erfolgreichen Erstflug der Ariane 5 in 1997 in der Konfiguration der kryogenen Unterstufe EPC, den 2 Feststoffboostern und der hypergolen Oberstufe EPS. Einige Jahre später, in 2006, wurde die Ariane 5 zum ersten Mal mit einer neuen, kryogenen Oberstufe, der ESC-A erfolgreich gestartet. Der Einsatz der neuen Oberstufe resultierte in einer deutlichen Steigerung der Nutzlast auf bis zu 10 Tonnen. Anschließend wurde eine weitere Oberstufenentwicklung, die der A5ME Oberstufe auf den Weg gebracht, die zu einer weiteren Nutzlaststeigerung führen und besondere Missionen mit Wiederezündungen ermöglichen sollte. Diese Entwicklung wurde jedoch Ende 2014 zugunsten der Neuentwicklung von A6 eingestellt. Die neue Ariane 6 Rakete ist ebenfalls zweistufig mit der Unterstufe (LLPM), der Oberstufe (ULPM) sowie den 2 oder 4 Zusatzboostern. Ariane 6 wird von Airbus Safran Launchers im Auftrag der ESA entwickelt. Das Antriebssystem der A6 Oberstufe ist dem der A5ME Oberstufe sehr ähnlich und verwendet ebenfalls das wiederzündbare Vinci Triebwerk. Welche technischen Herausforderungen diese und weitere Oberstufen zu meistern haben, ist Gegenstand dieser Veröffentlichung.

## 2. DIE ARIANE 6 OBERSTUFE

Die Ariane 6 Oberstufe ist aus den folgenden Hauptbauteilen, Bild 1, aufgebaut:

- 2 separate Treibstofftanks für flüssigen Sauer- und Wasserstoff
- Mehrere Helium Tanks, die Anzahl hängt von der Mission ab
- Das wiederzündbare Vinci Triebwerk

- Strukturen zur Verbindung der Tanks und Anschluss des Triebwerkes

Das PDR (= Preliminary Design Review), was einer Konzeptprüfung entspricht, wurde bereits im Mai 2016 durchgeführt; dies bedeutet auch, dass alle Design-Entscheidungen abgeschlossen sind und alle weiteren Ideen oder Verbesserungen nicht mehr in die aktuelle A6 Oberstufe einfließen werden und Gegenstand einer möglichen Weiterentwicklung sein werden.

### Current A6 Upper Stage

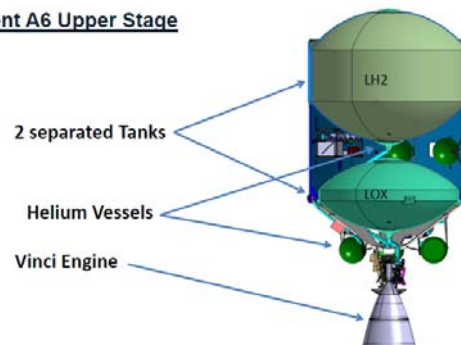


Bild 1: Hauptbauteile der A6 Oberstufe

## 3. NEUE RANDBEDINGUNGEN

Neuentwicklungen von Trägerraketen finden aktuell unter veränderten Randbedingungen statt und dieser Trend wird sich weiter fortsetzen. Es wird zukünftig viele neue Missionen geben, nicht nur die GTO Mission, für die Wiederezündungen der Oberstufe nach einer antriebslosen Flugphase erforderlich sein werden. Neue Oberstufen werden sich durch hohe Leistung auszeichnen, d.h. durch eine geringe Trockenmasse, wenig Verluste und geringe Restmengen. In neuen Oberstufen werden verstärkt neue

Technologien eingesetzt, wie verbesserte Sensorik, „grüne“ Wiedereintritts-Systeme und leichtere Strukturen. Diese neuen Trends müssen dann unter starken Kostengesichtspunkten umgesetzt werden, da die internationale Konkurrenzsituation auf dem Trägermarkt dies erfordert.

SpaceX hat mit der Landung der Unterstufe gezeigt, dass eine Wiederverwendbarkeit von Unterstufen machbar ist. Dagegen ist die Wiederverwendbarkeit von Oberstufen kein aktuelles Thema, da ein Hitzeschild für den Wiedereintritt der Oberstufe zu aufwendig sein würde und die Nutzlast Leistung zu stark reduzieren würde.

#### 4. NEUE MISSIONEN

Ein Beispiel einer neuen Mission (hier GTO/GTO+) ist in Bild 2 dargestellt. Diese neue Mission besteht aus zwei angetriebenen und einer nicht angetriebenen Flugphase.

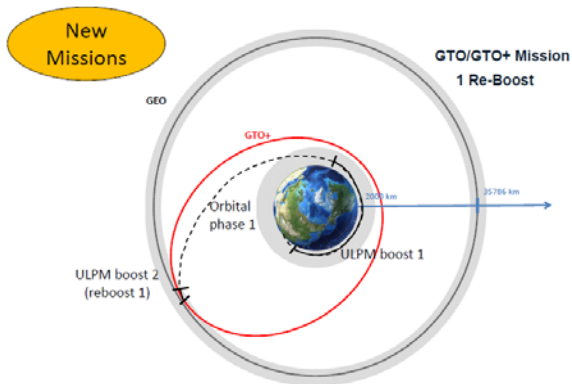


Bild 2: Beispiel einer neuen Mission, hier GTO/GTO+

Die erste Antriebsphase findet unmittelbar nach der Trennung von der Unterstufe statt und führt in die GTO Umlaufbahn, in dieser wird der erste Satellit ausgesetzt; nach einer antriebslosen (ballistischen) Flugphase, die mehrere Stunden dauert, folgt die Wiederezündung, die es erlaubt eine weitere Umlaufbahn anzusteuern, hier die GTO+ Umlaufbahn, die sich durch ein hohes Perigäum auszeichnet und in der dann der zweite Satellit ausgesetzt wird. Das Aussetzen eines Satelliten in dieser GTO+ Umlaufbahn reduziert den Energieaufwand des Satelliten für die Aufweitung zur Kreisbahn und ist somit ein Service für den Satelliten.

Das Ausführen von neuen Missionen bedeutet auch das durchführen von ballistischen d.h. antriebslosen Flugphasen. Die allgemeine Herausforderung dieser Flugphase ist die Vermeidung von Aufwärmung und Verdampfung der kryogenen Treibstoffe, da insbesondere die Verdampfung Verluste darstellt.

Diese Verluste können minimiert werden durch Positionierung der Treibstoffe innerhalb der Tanks an Stellen, die besonders kalt sind und durch eine definierte Ausrichtung der Oberstufe zur Sonne – Bild 3.

Einige Verluste sind leider unvermeidlich und man unterscheidet (Bild 4):

- Verdampfungsverluste infolge von Durchmischung der Liquid- und Gasphase
- Verdampfungsverluste infolge von eintretenden Wärmeflüssen

- Verdampfungsverluste infolge von Druckabsenkungsprozessen, um die Treibstoffe abzukühlen

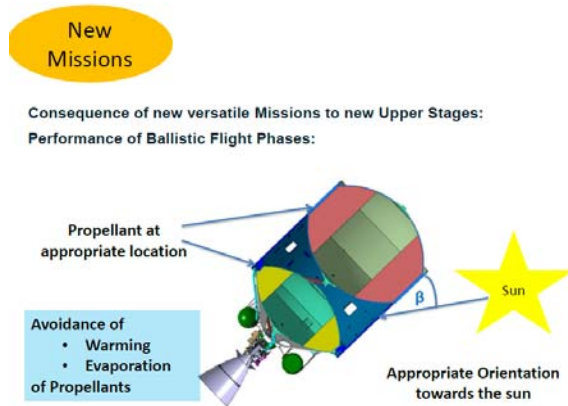


Bild 3: Vermeidung von Verdampfungsverlusten

Neben den Verlusten im Tank gibt es noch Treibstoffverluste durch das unvermeidbare Abkühlen des Triebwerkes (chill down) vor einer Zündung, um ein schlagartiges Verdampfen der Treibstoffe am warmen Triebwerk zu vermeiden.

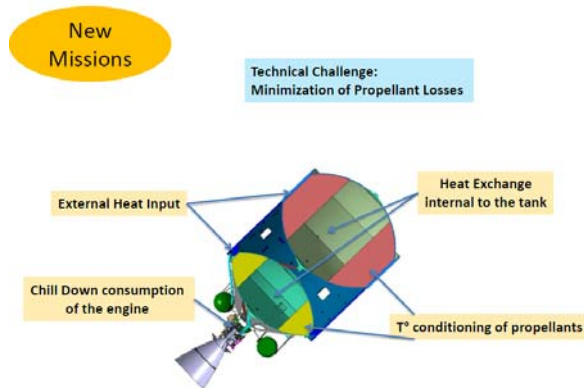


Bild 4: Arten von Verdampfungsverlusten

Neue Missionen bedeutet Wiederezündungen durchführen zu können. Dazu sind die folgenden Bedingungen sicherzustellen (Bild 5):

- Die Treibstoffe müssen sich am Tankauslass befinden
- Die Treibstoffe müssen die richtige Temperatur haben und sich bei dem richtigen Druck im Treibstofftank befinden
- Das Triebwerk muß wiederzündbar sein

Dies klingt einfach, ist in der Praxis jedoch mit gewissem Aufwand verbunden. Um die Treibstoffe am Tankauslass zu positionieren ist bei Ariane 6 ein „Propellant Settling Manöver“ erforderlich; um die Treibstoffe auf die richtige Temperatur abzukühlen wird ein thermodynamischer Prozess mittels Druckabsenkung angewendet, der in den Vorbereitungsprozess eingebunden sein muss.

Schließlich müssen die Treibstofftanks wieder auf den erforderlichen Druck zur Zündung des Triebwerkes hochgedrückt werden; dazu wird Helium verwendet und

bestimmt unter Berücksichtigung der Tankvolumen und Anzahl der Wiederzündungen über die Anzahl der Helium Behälter.

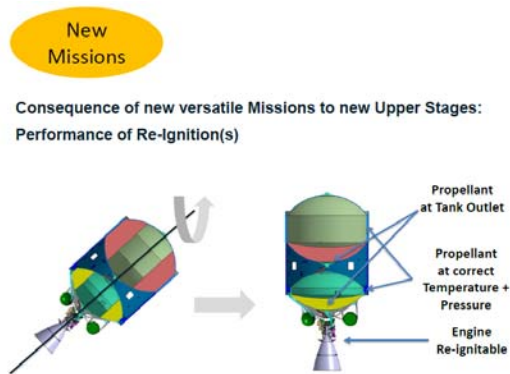


Bild 5: Bedingungen für eine Wiederzündung

Neue Missionen zu fliegen bedeutet auch eine Befüllung der Treibstofftanks mit unterschiedlichen Treibstoffmengen, da jede Mission unterschiedliche lange Schubphasen benötigt. Damit wird auch eine besondere Instrumentierung der Treibstofftanks erforderlich, da aktuell verfügbare Füllstandssensoren nur einen begrenzten Meßbereich haben der den Bedarf nicht abdeckt. Eine einfache Lösung ist natürlich die Anzahl der Füllstandssensoren zu erhöhen, dies erhöht jedoch die Kosten und ist allein keine Lösung. Denn vorhandene Füllstandssensoren, die auf dem Prinzip des kapazitiven Meßprinzips beruhen, haben den Nachteil, dass diese nur unter eindeutiger longitudinaler Beschleunigung arbeiten und während Ballistischer Flugphasen bei sehr geringen Beschleunigungen infolge von Kapillar Kräften nicht funktionieren. Allgemein kann man feststellen, dass hier qualifizierte Meßverfahren fehlen, die einen breiten Füllstandsbereich abdecken und unter unterschiedlichen Beschleunigungsbedingungen eingesetzt werden können.

## 5. HOHE LEISTUNG

Die Oberstufen von morgen zeichnen sich durch hohe Leistung aus. Diese hohe Leistung kann durch Reduzierung der Trockenmasse und Minimierung von Treibstoffverlusten und Restmengen erreicht werden. Die Trockenmasse kann reduziert werden durch eine kompakte Bauweise und dem Einsatz von neuen Materialien, insbesondere solche mit Faserverbundwerkstoffen sogar für Treibstofftanks mit kryogenen Medien. Treibstoffrestmengen infolge von Mischungsverhältnisabweichungen des Triebwerkes können durch eine aktive Steuerung des Mischungsverhältnisses während der Betriebsphase des Triebwerkes reduziert werden.

Dazu wird ungefähr zur Hälfte der Antriebsphase der noch verbleibende Treibstoff in den Tanks ermittelt und dann das Triebwerk während des Fluges für die verbleibende Antriebsphase so eingestellt, dass die Treibstoffrestmengen minimiert werden - Bild 6. Die Treibstoffmessung in der Mitte der Flugphase erfordert eine spezielle Instrumentierung an geeigneter Stelle im Treibstofftank, bei kryogenen Stufen wird dies durch Füllstandssensoren, die in der Mitte des Tankes installiert sind realisiert. Allgemein kann man feststellen, dass zukünftige Oberstufen mit mehr Steuer- und Regelelektronik ausgestattet sein werden, um während

der Mission autonom eine Leistungsoptimierung durchzuführen.

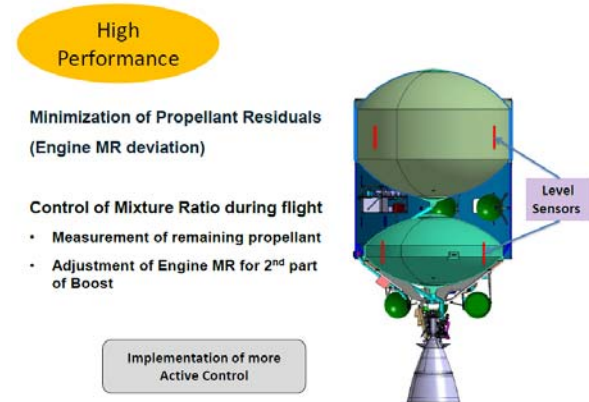


Bild 6: Reduzierung von Restmengen mittels aktiver Steuerung

Eine geringe Trockenmasse von Oberstufen kann realisiert werden durch leichte Strukturen. Neu in diesem Zusammenhang ist der Einsatz von Faserverbundwerkstoffen für kryogene Treibstofftanks. Entsprechend einer Studie von NASA/BOEING ist diese Technologie in der Entwicklung in den USA weit fortgeschritten und erlaubt eine Massen und Kostenreduktion um 30%. Diese neuen Treibstofftanks aus Faserverbundwerkstoffen sind auch thermisch interessant, da der Wärmeeintrag kleiner ist als bei herkömmlichen Treibstofftanks aus Aluminium. Dieser geringe Wärmeeintrag ist begründet in dem Aufbau der Tanks aus Faserverbundwerkstoffen und der physikalischen Eigenschaft von Kohlefasern die Wärme nur in Faserrichtung zu leiten Bild 7.

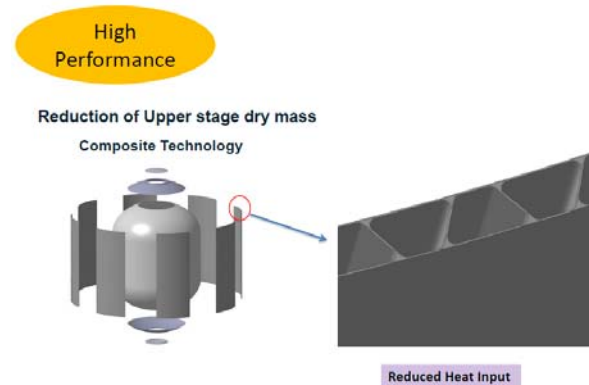


Bild 7: Komposite Technologie für kryogene Medien

Der Aufbau der Treibstofftanks mittels einzelner doppelwandiger Segmente minimiert die Bereiche in denen Wärmeleitung in die Treibstoffe stattfinden kann. Diese geringen Wärmeeinträge machen diese Treibstofftanks auch für zukünftige Oberstufen mit langen ballistischen Flugphasen interessant, da damit Verdampfungsverluste minimiert werden können.

## 6. NEUE TECHNOLOGIEN

Wie in jeder anderen Branche gibt es auch in der Luft- und Raumfahrtindustrie kontinuierlich neue Produkte und Technologien, die nicht ausdrücklich für Oberstufen von Weltraumraketen entwickelt wurden, jedoch bei

Neuentwicklungen als „State of the Art“ zur Anwendung kommen werden.

Aktuell ist hier die Zündung von Raketen Triebwerken mittels Laser zu nennen oder auch der Einsatz von SMART Sensoren. Als SMART Sensoren bezeichnet man alle Sensoren, die über eine gewisse Art von Intelligenz verfügen; dies umfasst Sensoren, deren Kalibrierdaten sich auf einem Chip befinden der selbst Bestandteil des Sensors ist oder die Sensoren verfügen über einen Sender, der die Meßdaten ohne Signalleitungen an die zentrale Datenerfassung übermittelt. Auch eine Erstausswertung des Fluges kann bereits während des Fluges erfolgen und das Ergebnis wird am Ende des Fluges zum Boden übermittelt, was die aktuelle Erstausswertung (Niveau 0) überflüssig macht und Kosten sparen würde. Ebenfalls Lageregelungssysteme, die mit „grünen Treibstoffen“ wie H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> betrieben werden, könnten als Systeme für das Deorbitation Manöver zum Einsatz kommen.

## 7. NIEDRIGE KOSTEN

Neue Oberstufen werden preisgünstig sein. Dazu wird ein rigoroser Ansatz zur Kostensenkung umgesetzt, der nicht nur auf die Entwicklung einer Raketenstufe beschränkt sein wird, sondern auch die Produktion, Integration und den Betrieb des gesamten Trägers umfasst. So wird auf Standardisierung von Bauteilen und auf eine industrielle Vorgehensweise in der Produktion geachtet. Dies bedeutet, dass z.B. eine Tankisolationen, die aufgesprüht werden kann gegenüber einer aus individuell geklebten Segmenten bevorzugt werden wird. Ebenso werden die Bauteile und Unterbaugruppen so konzipiert, dass sie zeitsparend integriert werden können. Dies trifft auch auf die konstruktiven Elemente zu, die bei der Launcher Integration Verwendung finden. Auch beim Betrieb des Trägers wird in Kombination mit der Bodenanlage auf einfache und kostengünstige Anlagen und Prozeduren Wert gelegt.

## 8. NEUE TREIBSTOFFKOMBINATIONEN

Die Art des Antriebssystems von Raketenoberstufen mittels chemischer Antriebe ist aktuell alternativlos, ein hoher spezifischer Impuls ist insbesondere für Oberstufen von besonderem Interesse. Aktuelle Entwicklungen könnten allerdings mittel- bis langfristig einen Wandel in der Treibstoffkombination erahnen lassen. Die Treibstoffkombination LOX/Methan kommt in letzter Zeit verstärkt bei Brennkammer Vorentwicklungen (z.B. Romeo oder Prometheus) zum Einsatz. Tatsächlich hat diese Treibstoffkombination eine Reihe von Vorteilen, die interessant sind:

- Zwar haben die beiden Komponenten dieser Treibstoffkombination keine ähnliche Dichte (LOX: 1139 kg/m<sup>3</sup> / CH<sub>4</sub>: 421 kg/m<sup>3</sup>) aber die Verbrennung der beiden Komponenten mit einem Mischungsverhältnis von etwa 3,4 resultiert in sehr ähnlichen Massenströmen. Dies bedeutet, dass die Tankvolumen der beiden Komponenten fast gleich groß sind und im Vergleich zu LH<sub>2</sub> wird der Tank für Methan deutlich kleiner und damit auch leichter.
- Beide Bestandteile der Treibstoffkombination haben ähnliche Temperaturen (LOX: 90K / CH<sub>4</sub> 112 K) was eine kompakte Lagerung in einer Raketenstufe (mit gemeinsamen Tankboden)

ermöglicht und auch bei langen ballistische Flugphasen die Problematik von Unterkühlung einer Komponente vermeidet. Ebenfalls sind für beide Komponenten ähnliche Dichtungs- und Isolationskonzepte möglich und eine Temperatur oberhalb der Verflüssigungsgrenze von Stickstoff vereinfacht die Handhabung am Boden

- Der spezifische Impuls der Treibstoffkombination LOX / Methan ist mit 360 s nach LOX/LH<sub>2</sub> (460s) der zweitbeste der üblichen Treibstoffkombinationen
- Auch für die Bodenanlagen ergeben sich Vorteile infolge von Lagerung in kleineren Tanks

## 9. DEORBITATION

Das Deorbitation Manöver für GTO Missionen ist eine neue Anforderung für neuentwickelte Raketenoberstufen. Damit wird sichergestellt, dass die Raketenoberstufen nicht über längere Zeit in dem Transferorbit verbleiben, sondern innerhalb von wenigen Stunden wieder in die Erdatmosphäre eintreten und schließlich verglühen.

## 10. AUSBLICK

In allgemeiner Form werden Raketenoberstufen dem Bedarf und den Anforderungen ihrer Nutzlast, den Satelliten, den kommerziellen Gesichtspunkten und den rechtlichen Randbedingungen, durch die Weltraumgesetze folgen. Die Antriebstechnik der Satelliten ist Änderungen unterworfen; der aktuelle Trend geht zu elektrischen Antrieben mit besonders hohem spezifischen Impuls bei jedoch sehr kleinen Schüben, die einen Einsatz als Apogäumsmotor bei einer GTO Mission ausschließen, daher ist es für die Satelliten von Interesse die Aufweitung der Transferellipse zur Kreisbahn durch andere Systeme, wie z.B. einer Raketenoberstufe durchführen zu lassen, was den Bedarf an Wiederezündungen begründet. Auch neue Transfer Konzepte von niedrigen (LEO) in höhere Umlaufbahnen (GEO) mittels Space-Tugs werden in der Konzeption von Oberstufen Berücksichtigung finden. Bei dem Space-Tug Konzept handelt es sich um ein Transfer Vehicle mit elektrischem Antrieb, dass Satelliten von der LEO in die GEO Umlaufbahn bringt.

## 11. RESUMEE

Die Randbedingungen für die Entwicklung neuer Oberstufen sind im Wandel. Dies betrifft sowohl das Bedienen von neuen Missionen mit Wiederezündungen, als auch eine weitere Optimierung der Nutzlastkapazität durch Reduzierung von Verlusten durch Einsatz von moderner Steuerelektronik. Bei der Entwicklung von zukünftigen Oberstufen werden auch neue Technologien zum Einsatz kommen, die insbesondere auf die Reduzierung von Trockenmasse oder Verdampfungsverluste abzielen. Die Anforderungen nach Deorbitation Manövern für bestimmte Umlaufbahnen durch neue Weltraumgesetze werden ebenfalls im Design von neuen Oberstufen berücksichtigt. Die internationale Wettbewerbssituation verlangt dabei diese Fähigkeiten zu einem günstigen Preis. Alternativlos ist dabei der Einsatz von Oberstufen mit Flüssigtreibstoffen, wenngleich sich ein Wandel der Treibstoffkombination von LOX/LH<sub>2</sub> zu LOX/CH<sub>4</sub> abzeichnen könnte.