

SYSTEMANALYSE FÜR SCHARFKANTIGE WIEDEREINTRITTSFAHRZEUGE

A. Kopp, I. Dietlein,
DLR Institut für Raumfahrtssysteme – Systemanalyse Raumtransport (SART), Bremen
T. Barth

DLR Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik – Raumfahrzeuge, Braunschweig

Zusammenfassung

Im Rahmen des Projekts REX Free Flyer werden derzeit im DLR scharfkantige Geometrien für Wiedereintrittsfahrzeuge untersucht. Daran beteiligt sind das Institut für Raumfahrtssysteme, das Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik und das Institut für Bauweisen und Konstruktionsforschung. Im Rahmen einer Phase-0 Studie ist ein erster Fahrzeugentwurf zu erstellen. Diese Veröffentlichung will einen kurzen Einblick in den aktuellen Stand der Fahrzeuguntersuchungen in der Systemanalyse geben. Die Anforderungen und Randbedingungen im Hinblick auf Mission und Fahrzeug werden dargelegt. Die Vorgehensweise in der Systemanalyse wird kurz beschrieben. Es werden Zwischenergebnisse der Studie präsentiert und verschiedene, entworfene Fahrzeugkonfigurationen diskutiert. Dabei wird insbesondere auf Wiedereintrittstrajektorien, Aerodynamik und Trimmung sowie Massen- und Schwerpunktsanalysen eingegangen. Darüber hinaus werden für ausgesuchte Flugpunkte Aerothermodynamik und Wärmeübergang detailliert untersucht. Schließlich wird ein Ausblick auf die im weiteren Verlauf der Studie verbleibenden Arbeiten gegeben.

Formelzeichen

Az	Azimut
c_D	Widerstandsbeiwert
c_L	Auftriebsbeiwert
D	Widerstand
E	Gleitzahl
I_{sp}	Spezifischer Impuls
i	Bahninklation
H	Bahnhöhe
L	Auftrieb
Ma	Machzahl
P	Druck
Re	Reynoldszahl
T	Temperatur
V	Bahngeschwindigkeit
v	Strömungsgeschwindigkeit
x	Laufänge
α	Anstellwinkel
β	Geografische Breite
γ	Bahnwinkel
η	Trimmkappenwinkel
λ	Geografische Länge
μ	Dynamische Viskosität
ρ	Dichte

Abkürzungen

ATV	Automated Transfer Vehicle
DHS	Data Handling Subsystem
ECS	Umweltkontrollsystem
GNC	Guidance, Navigation & Control
GTO	Geo-Transferorbit
MECO	Brennschlussmasse
MMH	Monomethylhydrazin
RCS	Reaktions-Kontrollsystem
REX	Returnable Experiment
OMS	Orbitales Manöver-System
SHEFEX	Sharp Edge Flight Experiment
TPS	Thermalschutzsystem
TTC	Telemetry, Tracking & Command

Indizes

krit	Kritisch
max	Maximal
∞	Anströmung

1. EINFÜHRUNG

Die Rückführung von Orbitalfahrzeugen zur Erdoberfläche geschieht über den Abbau der Geschwindigkeitsenergie des Fahrzeugs mittels aerodynamischen Widerstands. Die Abbremsung des Fahrzeugs ist mit einer erheblichen thermischen Belastung für das Fahrzeug verbunden. Um diese Belastungen möglichst gering zu halten, sind Wiedereintrittsfahrzeuge als stumpfe Körper ausgeführt. Dies kann klassische Kapselformen (Apollo, Sojus) ebenso umfassen wie geflügelte Fahrzeuge mit hohen Anstellwinkeln (Space Shuttle). Ein stumpfer Körper erzielt einen vergleichsweise geringen Wärmeübergang von der Strömung auf das Fahrzeug. Ein Großteil der erzeugten Wärmeenergie verbleibt in der Strömung. Charakteristisch sind ein hoher Druckwiderstand des Fahrzeugs und das Fliegen mit abgelösten Verdichtungsstößen.

Stumpfe Körper haben sich von Beginn des Raumfahrtzeitalters an als Standard-Geometrien für den Wiedereintritt etabliert. Sie haben jedoch bedeutende Nachteile. So führt der hohe Druckwiderstand zu einer raschen Abbremsung des Fahrzeugs, welche den Längsreichweiten (Downrange) und Seitenreichweiten (Crossrange) enge Grenzen setzt. Damit aber können Wiedereintrittsfahrzeuge nur zu jeweils sehr kurzen orbitalen Zeitfenstern eine vorgegebene Landezone auf der Erdoberfläche erreichen. Dies gilt umso mehr, wenn es sich um einen rein ballistischen Wiedereintritt handelt. Die Missionsflexibilität ist somit äußerst begrenzt. Hinzu kommt, dass klassische Thermalschutzsysteme (TPS) aufgrund ihrer gekrümmten Formgebung und, im Falle einer Wiederverwendbarkeit, der großen Plattenanzahl sehr teuer und aufwendig in der Fertigung sind.

Wiedereintrittsfahrzeuge mit scharfkantigen Geometrien können diese Nachteile umgehen. Solche Fahrzeuge zeichnen sich aus durch große, facettenartige TPS-Flächen die vergleichsweise günstig in Entwicklung und Herstellung sind. Der Wiedereintritt wird mit niedrigen Anstellwinkeln und anliegenden Verdichtungsstößen durchgeführt. Wird das Fahrzeug als Auftriebskörper ausgeführt, sind dann sehr große Längsreichweiten und Seitenreichweiten möglich. Das Fahrzeug kann von mehreren aufeinander folgenden Erdumläufen aus eine festgelegte Landezone erreichen. Ferner sind Landungen auf geografischen Breiten möglich, welche einem stumpfen Körper aufgrund seiner Bahninklination nicht zugänglich sind.

Die Ausnutzung der Vorteile scharfkantiger Geometrien wird derzeit im DLR im Rahmen des Projekts REX Free Flyer untersucht. Durch die suborbitalen Experimentalkörper der SHEFEX-Reihe verfügt das DLR bereits über weitreichende Erfahrung im Bereich scharfkantiger Wiedereintrittstechnologien [1]. REX Free Flyer ist ein Konzept für ein scharfkantiges, orbitales Wiedereintrittsfahrzeug. Dieses stellt jedoch nicht nur einen Technologiedemonstrator dar, sondern dient zugleich als orbitaler Experimenten-Träger für μ -g Forschungen [2]. So soll das Fahrzeug einen Nutzlastcontainer mitführen, welcher mit bis zu 120 kg an Experimenten bestückt werden kann. Nach einer erfolgreichen Demonstratormission ist ein regelmäßiger Einsatz des Fahrzeugs denkbar. Dabei ist nahezu das gesamte Fahrzeug auf Wiederverwendbarkeit ausgelegt.

Im Rahmen der Phase-0 Studie werden auf Systemebene verschiedene Fahrzeugkonfigurationen entworfen und evaluiert. Im Rahmen mehrerer Iterationen werden weniger geeignete Konfigurationen ausgesondert und die vielversprechenderen detaillierter untersucht. Ziel ist es, einen konvergenten Entwurf präsentieren zu können, auf dessen Basis ein Fahrzeug konstruiert und gebaut werden kann.

Diese Veröffentlichung berichtet über den aktuellen Stand der Arbeiten in der Systemanalyse im Rahmen der Phase-0 Studie für den REX Free Flyer. Ferner wird ein Ausblick auf die künftig durchzuführenden Arbeiten gegeben.

2. REFERENZMISSION

Für diese Studie wurde eine generische Referenzmission mit einem generischen Fahrzeug definiert. Dazu wurden Randbedingungen an Mission und Fahrzeug festgelegt, welche eine reale Mission möglichst sinnvoll abbilden sollen.

2.1. Randbedingungen Mission

Die generische Referenzmission sieht den Start des Fahrzeugs mit der VEGA-Trägerrakete vor, da die Nutzlastkapazität von VEGA gut mit der vorgesehenen Fahrzeugmasse korrespondiert. Jedoch sind auch andere Träger in dieser Nutzlastklasse denkbar. Ziel ist ein 300 km Kreisorbit mit einer Inklination von 30°. Letztere wurde ausgewählt, um eine Landung des Fahrzeugs auf dem australischen Festland zu ermöglichen. Es ist ein Aufenthaltsdauer im Orbit von rund 200 min. vorgesehen (\approx 2 Erdumläufe). Die Landung des Fahrzeugs soll über ein Fallschirmsystem erfolgen.

2.2. Randbedingungen Träger

Der Leistungsfähigkeit des VEGA-Trägers und die Zielinklination begrenzen die Nutzlast auf rund 2200 kg (siehe BILD 1 [3]).

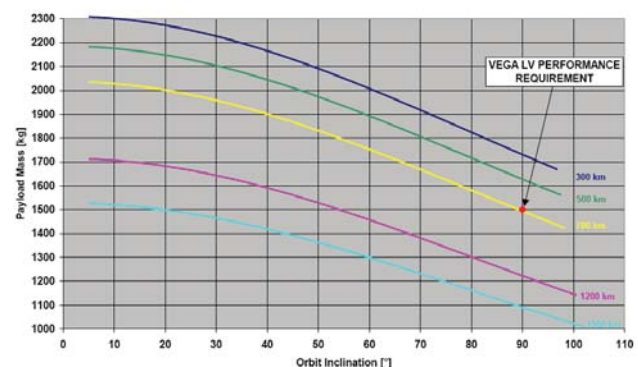


BILD 1. VEGA Nutzlast als Funktion der Zielinklination für verschiedene Bahnhöhen [3]

Das Nutzlast-Fairing von VEGA ermöglicht maximale Nutzlastlängen von rund 5,5 m und Breiten von maximal 2,38 m. BILD 2 zeigt die Dimensionen von Fairing und nutzbarem Innenvolumen (grau unterlegte Fläche) [3]. Am Heck des Fahrzeugs anzubringende Trimmklappen würden aus dem vorgesehenen Nutzlastbereich herausragen. Inwiefern dies akzeptabel ist, bleibt noch zu hinterfragen.

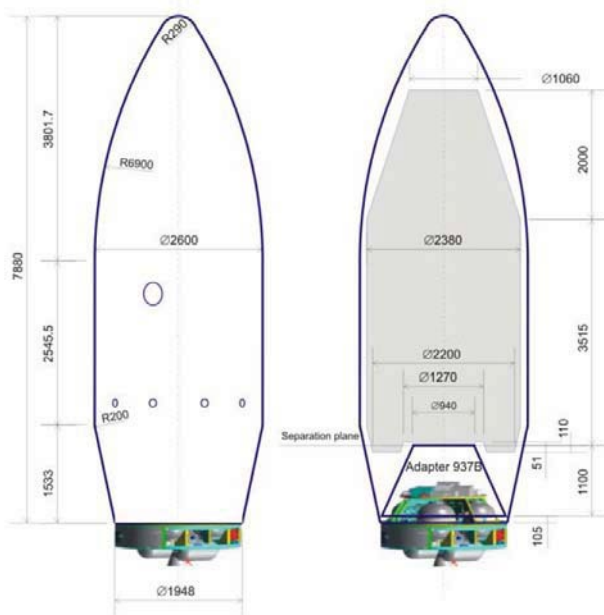


BILD 2. Dimensionen des VEGA Payload-Fairings [3]

Der VEGA Nutzlastadapter hat einen Durchmesser von 0,937 m. Am Heck des Fahrzeugs muss zur Montage auf dem Adapter eine ausreichend große Installationsfläche vorgesehen werden. Ist dies nicht möglich, so müsste ein zusätzlicher Adapter bzw. ein Zwischenstück entworfen werden. Die in diesem Fall entstehenden Zusatzkosten für Entwicklung, Fertigung und Qualifizierung des Adapters sollten möglichst vermieden werden.

2.3. Anforderungen an Fahrzeug

Der Wiedereintritt des Fahrzeugs ist aus GNC-Erwägungen zunächst ohne „Skipping“ vorgesehen. Das heißt der Bahnwinkel entlang der Eintrittstrajektorie darf nicht positiv werden. Die Gleitzahl E soll während des Hauptteils der Wiedereintrittstrajektorie nicht weniger als 1,2 (\approx Shuttle) betragen. Die Trimmbarkeit muss sichergestellt sein, wobei aerodynamische Stabilität bevorzugt wird. Die scharfkantige Geometrie und das Flugprofil erfordern lokal die Anbringung eines ablativen TPS. Dies gilt für Nasenbereich und möglicherweise einige der scharfen Kanten. Die Anforderungen sehen jedoch vor, dass mindestens 70-80 % der Fahrzeugoberfläche wieder verwendbar zu gestalten sind. Im Hinblick auf Elektronik und Experimentennutzlast wurde die maximal zulässige Fahrzeuginnentemperatur auf 70° C festgelegt. Dabei deuten erste Thermalanalysen daraufhin, dass die Maximaltemperaturen im Innenraum erst mehrere Stunden nach der Landung erreicht werden [4]. Die Nutzlast von bis zu 120 kg ist in einem standardisierten Container unterzubringen. Die für die Experimente notwendige Stromversorgung ist als Teil der Nutzlast vorzusehen und wird nicht vom Fahrzeug bereitgestellt. Die Masse des Fahrzeugs soll in der Größenordnung von 1000-1500 kg liegen, um Kosten für Entwicklung und Fertigung niedrig zu halten.

3. VORGEHENSWEISE UND ANNAHMEN

Im Rahmen der Arbeiten wurden mehr als 20 verschiedenen REX-Konfigurationen entworfen und aus Systemsicht bewertet [5]. Dabei wurde auch auf NASA Windkanalun-

tersuchungen für verschiedene Geometrien von Wiedereintrittsfahrzeugen zurückgegriffen [6], [7]. Letztere behandelten zwar keine scharfkantigen Fahrzeuge, lieferten dennoch Anstöße für die Gestaltung verschiedener REX-Geometrien. Darüber hinaus zeigte sich, dass die Berechnungen für einige scharfkantige Geometrien sehr ähnliche aerodynamische Beiwerte lieferten, wie die Windkanalmessungen der NASA für geometrisch vergleichbare Konfigurationen ohne scharfe Kanten. Somit ergab sich eine begrenzte Verifizierungsmöglichkeit für die Berechnungen einiger Konfigurationen. Insgesamt 6 der 20 Konfigurationen wurden für einen zweiten Iterationsschritt zu detaillierteren Untersuchungen ausgewählt, die Übrigen zurückgewiesen. Für einen nachfolgenden, dritten Iterationsschritt wird die Anzahl der Varianten auf nur noch zwei Entwürfe reduziert.

Dieser Abschnitt soll kurz über Vorgehensweise und Methodik der bisher durchgeführten Arbeiten in der Systemanalyse informieren. Die Methodik der aerothermodynamischen Untersuchungen wird gesondert in Abschnitt 4.8 diskutiert.

3.1. Massenmodell

Die Massenschätzungen wurden weitgehend mit dem DLR-Programm STSM 1.31 durchgeführt. Dieses stellt über empirisch-statistische und semi-analytische Methoden Massenschätzungen für verschiedenste Subsysteme bereit. In die Massenschätzung gehen verschiedene Annahmen mit ein. Als Treibstoff für das OMS-Triebwerk (Einsatz nur als Bremstriebwerk vorgesehen) wurde die Kombination MMH/ N_2O_4 gewählt, für das Lageregelungssystem wurden Hydrazintriebwerke angenommen. Der Schub des Haupttriebwerks wird mit 500 N abgeschätzt. Das Strukturkonzept sieht ein geschichtetes TPS zur Aufnahme der thermischen und eine Aluminium-Unterstruktur zum Tragen der mechanischen Lasten vor. Das TPS besteht aus einer C/C-SiC Faserkeramik, einer dünnwandigen Hochtemperaturisolierung und einer dickwandigen Isolierung für mittlere Temperaturen. Da in dieser Phase noch große Unsicherheiten in Bezug auf die Struktur- und Subsystemmassen bestehen, wurde eine Marge von 15 % auf die Leermassen aller Fahrzeuge aufgeschlagen.

3.2. Aerodynamik und Trimmung

Die Berechnung der Aerodynamik erfolgte mit einer von SART modifizierten Version (1.81) des DLR-Codes HOTSOSE [8]. Das Programm ist speziell für Hyperschallfahrzeuge entwickelt worden und verwendet Oberflächeninklinationsverfahren (mod. Newton + Shock-Expansion). Im niedrigen Machzahlbereich ($Ma < 4$) verliert es an Gültigkeit. Bis zu diesem Stand der Untersuchungen ist jedoch nur die Hyperschallaerodynamik interessant. HOTSOSE diskretisiert die Fahrzeugoberfläche und liefert unter anderem Auftriebsbeiwerte, Widerstandsbeiwerte und Momentenbeiwerte. Darüber hinaus ist HOTSOSE in der Lage, Wärmestrom- und Temperaturverteilungen über der Fahrzeugoberfläche zu ermitteln. Diese Fähigkeit wurde bereits zu Beginn der Studie eingesetzt, um erste Voraussetzungen von Thermalschutz und Struktur zu ermöglichen [9].

Die Ermittlung der Beiwerte erfolgte zwecks besserer Vergleichbarkeit stets für eine Flughöhe von 70 km. Damit

werden die erreichbaren Gleitzahlen geringfügig unterschätzt, da mit sinkender Höhe generell höhere Gleitzahlen erzielt werden können. Gegebenfalls waren die Beiwerte für verschiedene Trimmklappenstellungen getrennt zu ermitteln. Klappenwinkel sollten im Hyperschall nicht zu groß sein und wurden für diese Untersuchungen auf $\eta_{\max} \approx 25^\circ$ begrenzt. Für die Klappengrößen wurden keine Begrenzungen festgelegt. Doch ist es naheliegend, die Klappensysteme nicht zu großflächig auszulegen.

Die Simulation der Wiedereintrittstrajektorien erfolgte stets unter der Annahme turbulenter Grenzschichten. Turbulente Grenzschichten führen zu deutlich höherem Wärmeübergang auf einen Körper als laminare Grenzschichten. Die Annahme turbulenter Grenzschichten ist hier jedoch eine sehr konservative Abschätzung. Aerothermodynamische Untersuchungen mit dem TAU-Code im Rahmen dieser Studie haben gezeigt, dass über weite Teile der Trajektorie noch laminare Grenzschichten erwartet werden können (siehe Abschnitt 4.8).

Über die mit TAU durchgeführten Navier-Stokes Rechnungen für ausgesuchte Flugpunkte konnte die Zuverlässigkeit von HOTSOSE-1.81 für die untersuchten Fahrzeuggeometrien verifiziert werden. TAB 1 zeigt die berechneten Gleitzahlen von HOTSOSE und TAU für die beiden in der Tabelle angegebenen Flugpunkte. Ebenfalls angegeben sind die relativen Abweichungen der HOTSOSE-Ergebnisse bezogen auf die TAU-Werte. Die TAU-Rechnungen wurden unter der Annahme vollständig laminarer Grenzschichten durchgeführt. HOTSOSE führt unter der gleichen Annahme auf rund 5% höhere Gleitzahlen. Bei der Annahme turbulenter Grenzschichten liegt HOTSOSE rund 8-9% unter den (laminaren) TAU-Ergebnissen.

Flugpunkt-1: Ma = 22, H = 70 km, $\alpha = 10^\circ$		
L/D TAU (laminar)	1,41	/
L/D HOTSOSE (laminar)	1,477	+ 4,75%
L/D HOTSOSE (turbulent)	1,278	- 9,36%
Flugpunkt-2: Ma = 15, H = 60 km, $\alpha = 10^\circ$		
L/D TAU (laminar)	1,76	/
L/D HOTSOSE (laminar)	1,84	+ 4,55%
L/D HOTSOSE (turbulent)	1,609	- 8,58%

TAB 1. Vergleich der Gleitzahlen HOTSOSE und TAU für zwei ausgewählte Flugpunkte

3.3. Bahnsimulation

Die Simulation der Wiedereintrittstrajektorien erfolgte mit dem Aufstiegs- und Abstiegssimulator TOSCA. In der Regel wurden zweiteilige Anstellwinkelprofile verwendet. Etwa bis zum Wärmestrommaximum erfolgte eine Bremsphase mit hohen Anstellwinkeln (typisch: $\alpha \approx 45^\circ$ - 60°). Anschließend wurde für die Gleitphase der Anstellwinkel reduziert auf Werte in der Nähe von $\alpha = \alpha(E_{\max})$. Die Änderung der Aerodynamik durch wechselnde Trimmklappenstellungen wurde berücksichtigt. Die Steuerung des Bahnverlaufs erfolgte weitgehend über Banking-Manöver (Rotation des Fahrzeugs um den Geschwindigkeitsvektor bei konstantem Anstellwinkel). Banking wurde auch genutzt, um das Auftreten von Skipping-Profilen zu unterdrücken. Banking führt zu einem schnelleren Verlust an Flughöhe, da der Auftrieb nicht mehr senkrecht zur Erdoberfläche wirkt. Damit tritt das Fahrzeug schneller in tiefere

Atmosphärensichten vor und die Wärmelasten erhöhen sich.

Zu Beginn des Wiedereintritts wurde eine Reduzierung der Fahrzeugmasse um 60 kg durch verbrauchte Treibstoffe angenommen. Die hierdurch hervorgerufenen recht kleinen Änderungen des Ballistischen Parameters zeigten jedoch nur geringen Einfluss auf die Wiedereintrittstrajektorien.

TOSCA führt unter anderem auch Abschätzungen für Wärmeströme und integrierte Wärmelasten für den Staupunkt durch. Für diese Untersuchungen wurde ein generischer Staupunktsradius von 0,01 m angenommen. Die Absolutwerte der Wärmelasten besitzen damit hier nur begrenzte Aussagekraft. Von großer Relevanz hingegen sind die relativen Vergleiche der Wärmelasten zwischen den einzelnen Konfigurationen und Trajektorienverläufen.

Es ist darauf hinzuweisen, dass eventuelle Änderung der Aerodynamik durch abschmelzendes ablativ-TPS noch nicht berücksichtigt wurden.

4. ERGEBNISSE

In der ersten Iteration war es das Ziel, möglichst viele verschiedene Konfigurationen zu entwerfen und zu evaluieren, um ein grundlegendes Verständnis auf integrierter Systemebene für diese Fahrzeugkategorie zu entwickeln. Dies ist keinesfalls selbstverständlich, da die meisten Untersuchungen zu orbitalen Wiedereintrittsfahrzeugen nur einen oder wenige Aspekte behandeln (typischerweise die Aerodynamik). Speziell zu scharfkantigen Geometrien sind ohnehin nur wenige Veröffentlichungen existent.

Die meisten der untersuchten Varianten wurden zurückgewiesen. Bewertungs- und Ausschlusskriterien waren insbesondere:

- Abmessungen und Oberflächen (möglichst klein)
- Geometrische Komplexität der Oberfläche (möglichst gering)
- Masse (möglichst klein)
- Innenvolumen (möglichst groß bzw. ausreichend, gute Nutzbarkeit des Innenvolumens)
- Maximale Wärmeströme und Wärmelasten (möglichst klein)
- Längsreichweiten und Seitenreichweiten (möglichst hoch)
- Trimmbarkeit über geflogenen Anstellwinkelbereich, möglichst kleine Trimmklappen und Klappenwinkel
- Aerodynamische Stabilität

BILD 3 zeigt einige der in der ersten Iteration ausgesonderten Konfigurationen. Man beachte, dass die farbliche Gestaltung der Fahrzeuge lediglich die x-Koordinate abbildet und keine weitere physikalische Bedeutung hat.

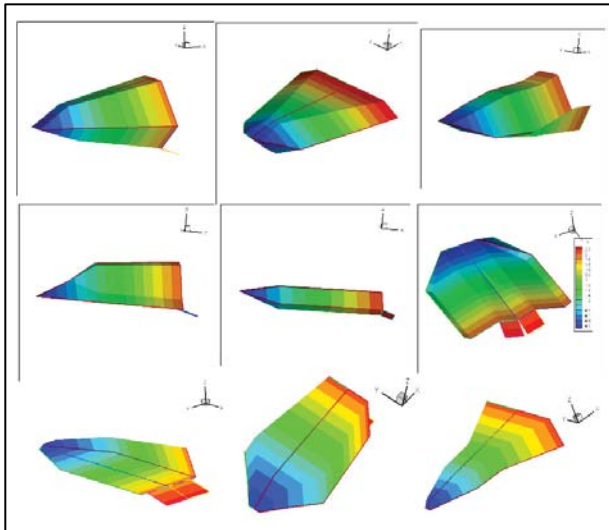


BILD 3. Zurückgewiesene Fahrzeugkonfigurationen (Auswahl)

Insgesamt 6 Fahrzeuge wurden in der ersten Iteration zu weiteren Analysen ausgewählt. In den Abschnitten 4.3 bis 4.6 werden die 4 aussichtsreichsten Konfigurationen vorgestellt. Der Abschnitt 4.8 berichtet über erste Navier-Stokes Rechnungen mit dem TAU-Code, welche die Thermallasten an kritischen Flugpunkten untersuchen.

4.1. Wiedereintrittsbahnwinkel

Der Bahnwinkel des Wiedereintrittsorbits an der Grenze der Atmosphäre hat einen erheblichen Einfluss auf den Verlauf der Trajektorie. Hohe Bahnwinkel führen zu starker Abbremsung und stehen dem Streben nach hohen Reichweiten entgegen. Daher werden vergleichsweise niedrige Bahnwinkel bevorzugt, auch wenn diese für die hier angewendeten Flugprofile tendenziell zu höheren integrierten Wärmelasten führen. Kleine Bahnwinkel wirken sich auch günstig auf den Treibstoffverbrauch für das Bremsmanöver aus. BILD 4 zeigt den Treibstoffverbrauch für das Bremsmanöver als Funktion der Brennschlussmasse (MECO) für verschiedene Perigäumshöhen des Wiedereintrittsorbits. Angenommen wurden ein zirkularer Anfangsorbit von 300 km Höhe und ein Spezifischer Impuls von 320 s.

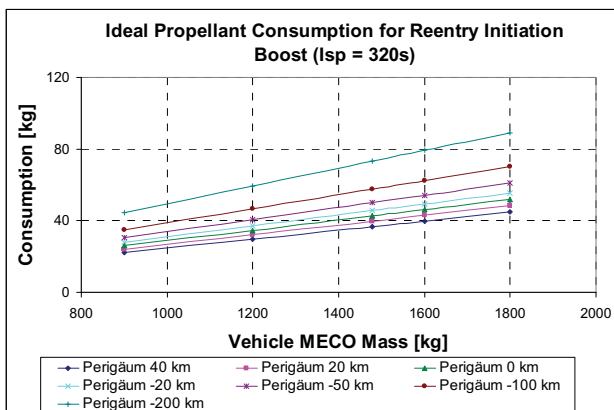


BILD 4. Treibstoffverbrauch für das Bremsmanöver als Funktion der Brennschlussmasse für verschiedene Perigäumshöhen

In der ersten Fahrzeugiteration wurde für jede Konfiguration ein individueller Bahnwinkel gewählt, um den zum Teil stark unterschiedlichen aerodynamischen Eigenschaften der Fahrzeuge Rechnung zu tragen.

In der zweiten Iteration wurden für alle Fahrzeuge zur besseren Vergleichbarkeit identische Anfangsbedingungen für den Wiedereintrittsorbit gesetzt. Dies ist auch deshalb sinnvoll, da die Fahrzeuge der zweiten Iteration ähnlich hohe Gleitzahlen aufweisen. Die Bahnparameter sind in TAB 2 aufgelistet. Der gewählte Bahnwinkel wird als guter Kompromiss zwischen hohen erzielbaren Reichweiten und akzeptablen Wärmelasten angesehen.

Anfangsbahnhöhe H [km]	120
Relativer Eintrittsbahnwinkel γ [°]	-1,744
Relativgeschwindigkeit V [m/s]	7422,22
Bahninklation i [°]	30
Initialer Azimut Nord (relativ) Az [°]	121,825
Geografische Länge λ [°]	60
Geografische Breite β [°]	0

TAB 2. Anfangsbedingungen des Wiedereintrittsorbits für alle Fahrzeuge in der zweiten Iteration

4.2. Subsysteme und Akkommodation

Eine Subsystemliste wurde erstellt, die für alle Fahrzeuge identische Posten enthält. Lediglich die Massen können sich unterscheiden. TAB 3 listet die Subsysteme auf, die für Massen- und Schwerpunktsuntersuchungen berücksichtigt wurden. Einige Massen wurden als konstant für alle Konfigurationen angenommen. Dies ist akzeptabel, da sich die Gesamtmassen der Fahrzeuge in der zweiten Iteration nur wenig unterscheiden. Für die durchzuführende dritte Iteration wurde bereits eine genauere Komponentenliste erstellt. Die in TAB 3 angegebenen Treibstoffmassen sind für alle Fahrzeuge der zweiten Iteration identisch. In der ersten Iteration hingegen wurden für deutlich schwerere Fahrzeuge auch größere Treibstoffmassen angenommen.

Subsystem/Komponente	Masse [kg]
Struktur	Fahrzeugabhängig
TPS	Fahrzeugabhängig
Sekundärstruktur	25
Trimmklappen (Flaps)	Fahrzeugabhängig
Flap-Support	7,5
Thrustframe OMS	5
OMS-Triebwerk	12
RCS-Triebwerke + Tanks	Fahrzeugabhängig
Elektrik	Fahrzeugabhängig
Batterien	75
GNC	60
TTC + CDH	35
ECS	20
Landesystem (Fallschirm)	100
Flap-Control	32
OMS-Treibstoff (inkl. Reserve)	45
RCS-Treibstoff	30
OMS-Tanks	5
Nutzlast	120

TAB 3. REX Subsysteme für Massen- und Schwerpunktsuntersuchungen in der zweiten Iteration

Im Rahmen der Akkommodation ist darauf zu achten, massenintensive Elemente möglichst in den Bugbereich zu platzieren, um den Schwerpunktslage nach vorn zu verschieben. Im Hinblick auf gute μ -g Qualität für die Experimentendurchführung sollte der Nutzlastcontainer in oder nahe dem Schwerpunkt platziert werden. Sinnvollerweise ist das Fallschirmsystem jedoch ebenfalls in oder nahe des Schwerpunktes vorzusehen. Da beide Elemente relativ große Abmessungen haben, kann ein Unterbringungsproblem entstehen. Triebwerke und Tanks sowie Trimmklappen und Antennen sind im bzw. am Heck anzubringen. Dies wiederum kann zu Konflikten mit der notwendigen Montagevorrichtung für den Nutzlastadapter führen.

4.3. REX-004

REX-004 versucht das hohe Gleitzahlpotential keilförmiger Geometrien auszunutzen. Gleichzeitig offeriert das Fahrzeug eine sehr einfache Oberflächengeometrie. Allerdings ist die Unterbringung von Subsystemen im Bugbereich des Fahrzeugs problematisch. Dies kann zu einem vergleichsweise weit hinten liegenden Schwerpunkt führen und die aerodynamische Stabilität in Frage stellen. BILD 5 illustriert die Geometrie des Fahrzeugs. Die Trimmklappe am Heck ist zunächst sehr klein (in der Abbildung nicht dargestellt). Da die Momentenbeiwerte über den gesamten Anstellwinkelbereich sehr klein sind (siehe [5]), ist diese Klappe jedoch ausreichend. Allerdings ist das Fahrzeug nur über Teile des Anstellwinkelbereichs stabil trimmbar.

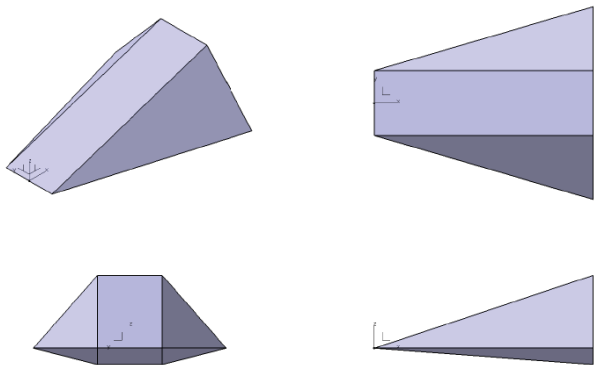


BILD 5. REX-004 Fahrzeuggeometrie

Die wichtigsten Abmessungen und Flächenmaße sind in TAB 4 aufgeführt.

Gesamtlänge ohne Klappen [m]	2,7
Maximale Breite [m]	2,38
Maximale Höhe [m]	1,1
Gesamtoberfläche [m ²]	11,708*
TPS geschützte Oberfläche [m ²]	9,959*
Klappenlänge [m]	0,1
Klappenbreite [m]	0,8

* Ohne Klappenfläche

TAB 4. Abmessungen und Oberflächen von REX-004

Die STSM-Massenschätzung führt auf eine Gesamtmasse von 983 kg. Der Schwerpunkt liegt mit 59% der Fahrzeuglänge bemerkenswert weit vorn. BILD 6 zeigt die Gleitzahlen als Funktion des Anstellwinkels für verschieden Mach-

zahlen. Hierbei wurde ein Klappenwinkel von 10° angenommen, der das Fahrzeug bei $\alpha = 16^\circ$ trimmt.

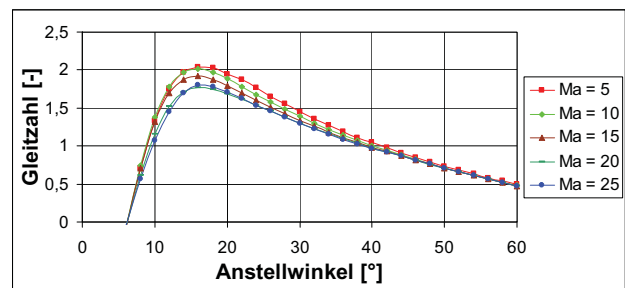


BILD 6. Gleitzahlen von REX-004

BILD 7 zeigt den Verlauf der Bahnhöhe während des Wiedereintritts. Der Eintritt erfolgt zunächst mit $\alpha = 50^\circ$. Nach ca. 250 s wird der Anstellwinkel schrittweise auf 16° zurückgenommen. Diesen Anstellwinkel behält das Fahrzeug über den größten Teil der Trajektorie bei. In der Endphase der Bahn wird der Anstellwinkel wieder auf 25° erhöht, da andernfalls der Staudruck sehr hohe Werte annimmt.

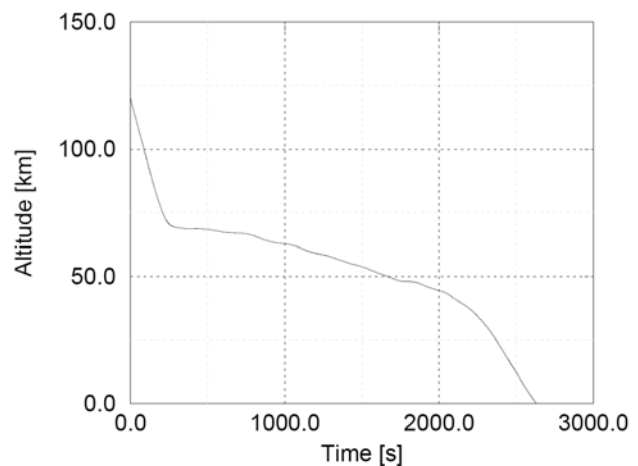


BILD 7. Bahnhöhenverlauf beim Wiedereintritt von REX-004

Die Wärmeströme und integrierten Wärmelasten während des Wiedereintritts illustriert BILD 8. Wie erwähnt beziehen sich diese auf einen theoretischen Staupunktsradius von 0,01 m. Für sich genommen sind diese Werte daher wenig aussagekräftig, erst der relative Vergleich mit den anderen Fahrzeugen macht diese Darstellung interessant.

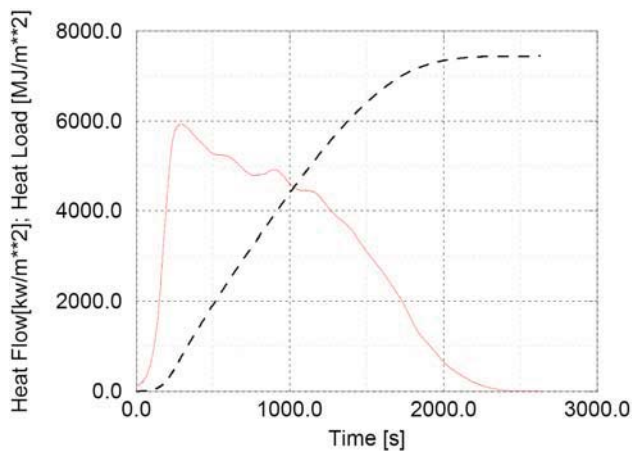


BILD 8. Staupunktswärmelasten beim Wiedereintritt von REX-004 für einen generischen Staupunktsradius von 0,01 m

BILD 9 zeigt die während des Wiedereintritts tatsächlich geflogenen Gleitzahlen als Funktion der Machzahl. In der Anfangsphase mit $\alpha = 50^\circ$ (hohe Machzahlen) sind hohe Gleitzahlen nicht zu erwarten und nicht gefordert. Im Gleitflug mit $\alpha = 16^\circ$ hingegen werden die geforderten Gleitzahlen von 1,2 deutlich überschritten. Gleitzahlen von bis zu 2 werden kurzzeitig erreicht.

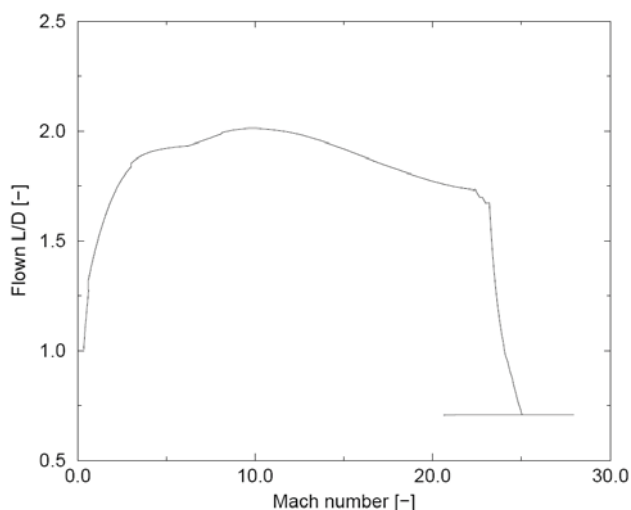


BILD 9. Geflogene Gleitzahlen beim Wiedereintritt von REX-004

BILD 10 zeigt ein CATIA-Modell zu vereinfachten Akkommodationsuntersuchungen. Die Wanddicken werden primär durch Isolierungsmaterial dominiert und wurden auf Basis von ersten Thermalanalysen abgeschätzt [4]. Es wird deutlich, dass im Bugbereich des Fahrzeugs wenig Raum zur Unterbringung von Subsystemen besteht. Man beachte, dass viele der abgebildeten Subsystemboxen im Hinblick auf ihre Abmessungen bisher nur generischer Natur sind.

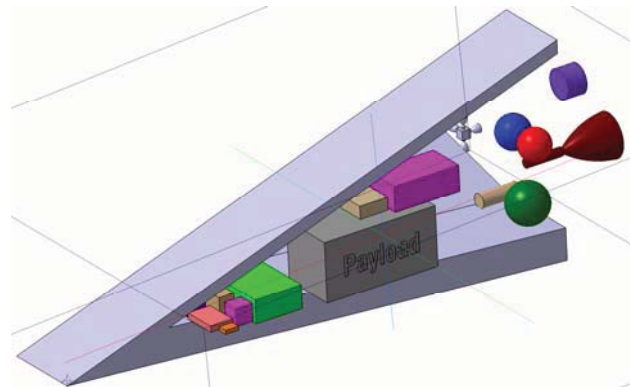


BILD 10. CATIA-Modell von REX-004

4.4. REX-005

REX-005 ist mit kleinen Flügeln zur Verbesserung der Gleiteigenschaften ausgerüstet (BILD 11). Die Hecksektion wurde über einen Buckel erhöht, um den VEGA-Adapter montieren zu können. Die Geometrie des Fahrzeugs ist vergleichsweise komplex. Das Fahrzeug ist ab Anstellwinkeln von ca. 25° stabil trimmbar, bei kleineren α nur instabil.

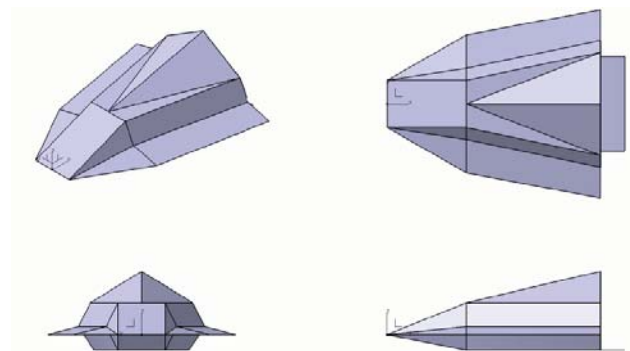


BILD 11. REX-005 Fahrzeuggeometrie

Die Abmessungen und Oberflächen des Fahrzeugs sind in TAB 5 aufgelistet.

Gesamtlänge ohne Klappen [m]	2,7
Maximale Breite [m]	2,38
Maximale Höhe [m]	1,0
Gesamtoberfläche [m²]	11,934*
TPS geschützte Oberfläche [m²]	10,682*
Klappenlänge [m]	0,3
Klappenbreite [m]	1,2

* Ohne Klappenfläche

TAB 5. Abmessungen und Oberflächen von REX-005

Die Masse des Fahrzeugs wurde zu 1014 kg geschätzt, der Schwerpunkt zu 60% der Fahrzeuglänge. BILD 12 zeigt die Gleitzahlen für eine Klappenstellung von 20° . Es können maximale Gleitzahlen von nahezu 2 bei kleinen Machzahlen erreicht werden. Der Abfall der Gleitzahlen mit steigender Machzahl ist jedoch stärker ausgeprägt, als im Fall von REX-004.

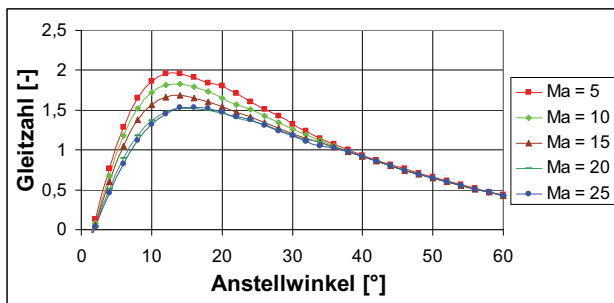


BILD 12. Gleitzahlen von REX-005

Den Verlauf der Bahnhöhe illustriert BILD 13. BILD 14 zeigt die Wärmelasten. Sowohl die maximalen Wärmeströme als auch die integrierten Wärmelasten sind deutlich niedriger als im Fall von REX-004. Der Start-Anstellwinkel beträgt 50°. Nach Erreichen des Wärmestrommaximums wird dieser auf 15° zurückgefahren. Wieder muss zum Ende der Bahn der Anstellwinkel erhöht werden, um zu hohen dynamischen Drücken auszuweichen.

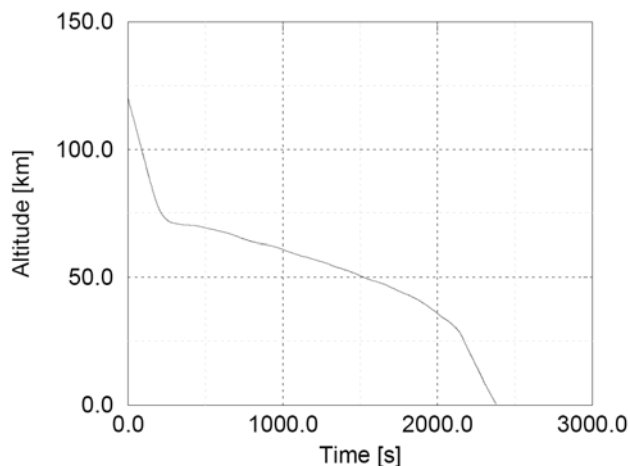


BILD 13. Bahnhöhenverlauf beim Wiedereintritt von REX-005

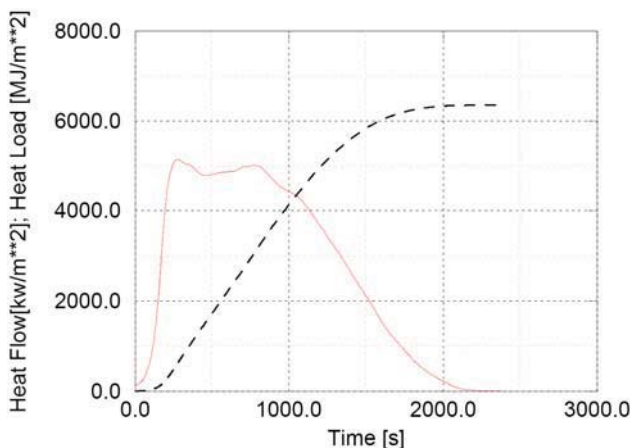


BILD 14. Staupunktwärmelasten beim Wiedereintritt von REX-005 für einen generischen Staupunktsradius von 0,01 m

Die geflogenen Gleitzahlen zeigt BILD 15. Die Forderung nach Gleitzahlen größer 1,2 wird wieder über den größten Teil der Trajektorie erfüllt. Maximal werden ca. $E = 1,95$ erreicht. Erwartungsgemäß ist eine deutliche Zunahme der Gleitzahl mit fallenden Machzahlen festzustellen.

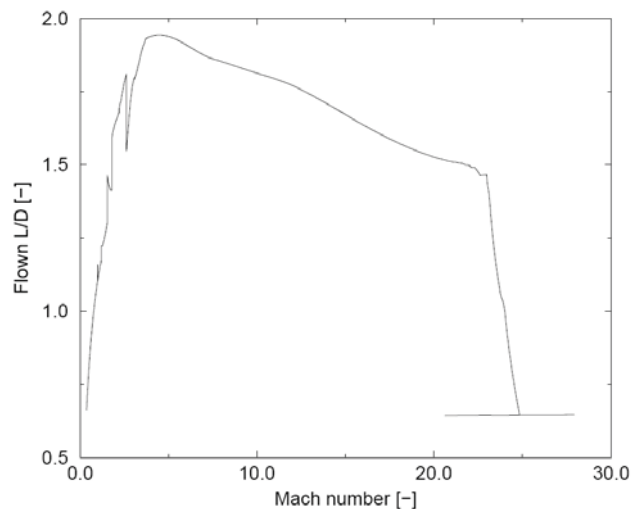


BILD 15. Geflogene Gleitzahlen beim Wiedereintritt von REX-005

BILD 16 zeigt ein erstes CATIA-Modell von REX-005.

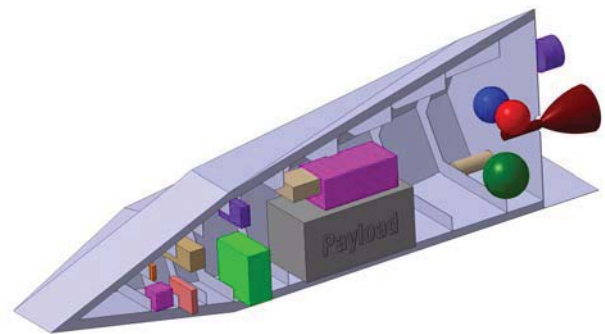


BILD 16. CATIA-Modell von REX005

4.5. REX-111

Dieses Fahrzeug besitzt eine flache Unterseite, da flache Unterseiten prinzipiell gute Hyperschallgleitzahlen versprechen. Die Hecksektion ist gerade hoch genug zur Anbringung des VEGA-Nutzlastadapters. BILD 17 zeigt die Geometrie des Fahrzeugs.

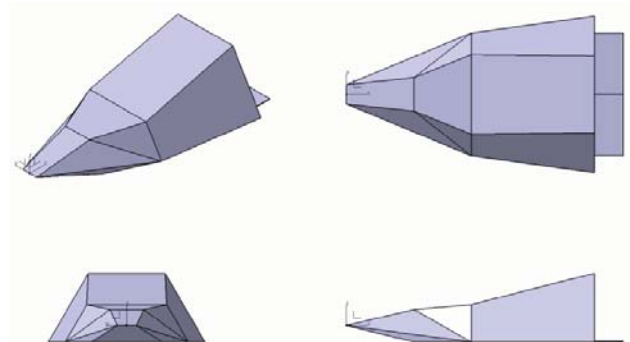


BILD 17. REX-111 Fahrzeuggeometrie

Wie aus TAB 6 hervorgeht, ist das Fahrzeug deutlich größer als die vorher diskutierten Konfigurationen.

Gesamtlänge ohne Klappen [m]	3,42
Maximale Breite [m]	2,16
Maximale Höhe [m]	0,95
Gesamtoberfläche [m ²]	13,68*
TPS geschützte Oberfläche [m ²]	12,15*
Klappenlänge [m]	0,4
Klappenbreite [m]	1,7

* Ohne Klappenfläche

TAB 6. Abmessungen und Oberflächen von REX-111

Die Fahrzeuggesamtmasse ist mit 1071 kg vergleichsweise hoch. Die Schwerpunktslage bei 60 % der Fahrzeuglänge ermöglicht eine stabile Trimmung über den gesamten, interessanten Anstellwinkelbereich. BILD 18 illustriert den Gleitzahlverlauf über dem Anstellwinkel. Es können Gleitzahlen von 2,2 erreicht werden, was deutlich über den anderen Konfigurationen anzusiedeln ist.

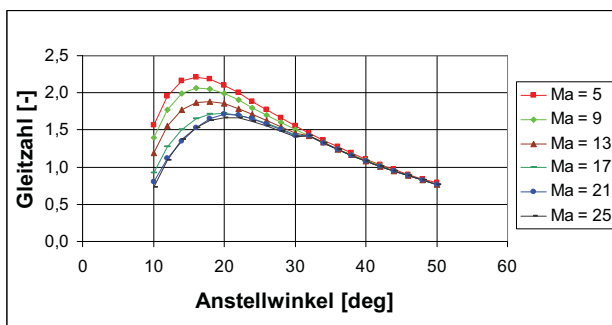


BILD 18. Gleitzahlen von REX-111

Der Wiedereintritt beginnt wieder mit 50° Anstellwinkel und wird nach rund 235 s auf 20° reduziert. Dieser Anstellwinkel wird bis zur Endphase der Trajektorie beibehalten, wo es zur Begrenzung der Staudrücke erneut notwendig ist, den Anstellwinkel zu erhöhen (hier auf $\alpha = 29^\circ$). BILD 19 zeigt den Bahnhöhenverlauf der Wiedereintrittsbahn. BILD 20 zeigt die Wärmelasten. Die integrierten Wärmelasten für den Staupunkt sind etwas höher als bei anderen Fahrzeugen.

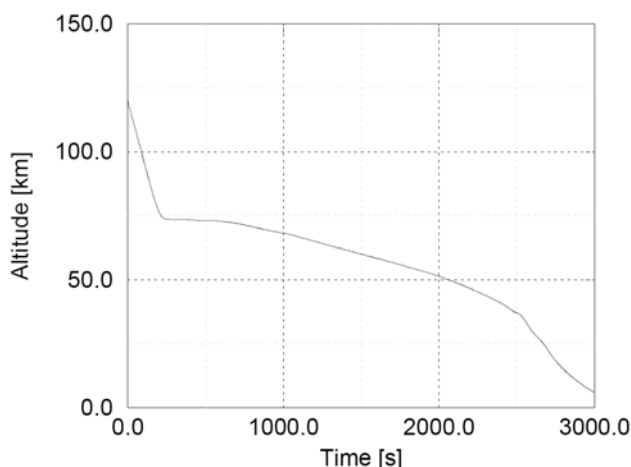


BILD 19. Bahnhöhenverlauf beim Wiedereintritt von REX-111

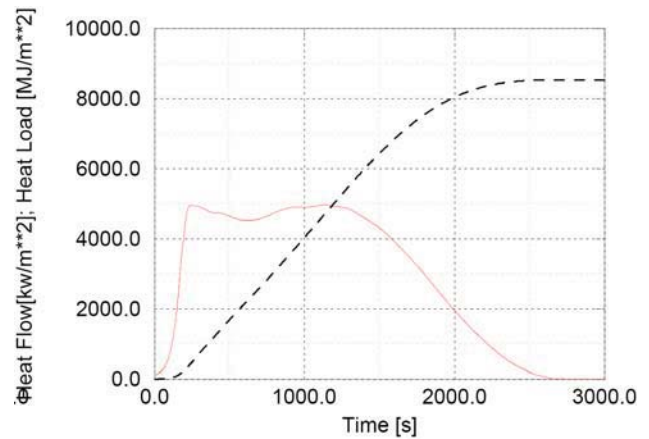


BILD 20. Staupunktswärmelasten beim Wiedereintritt von REX-111 für einen generischen Staupunktsradius von 0,01 m

BILD 21 illustriert die geflogenen Gleitzahlen. Abgesehen vom Beginn des Wiedereintritts mit $\alpha = 50^\circ$ werden durchgehend hohe Gleitzahlen geflogen. Kurzzeitig werden Gleitzahlen von 2,1 erreicht. Man beachte, dass für niedrige Machzahlen ($\approx Ma < 4$) die errechneten Gleitzahlen nur begrenzt zuverlässig sind.

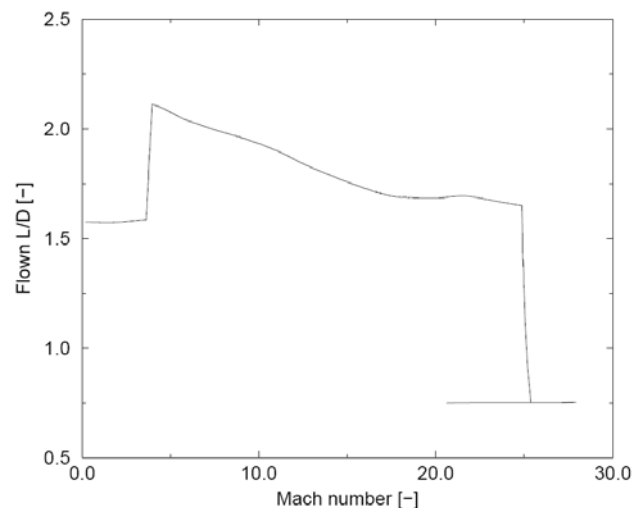


BILD 21. Geflogene Gleitzahlen beim Wiedereintritt von REX-111

BILD 22 zeigt das CATIA-Modell. Im Bug steht genügend Raum zur Unterbringung von Subsystemen zur Verfügung. Dies ermöglicht eine akzeptable Schwerpunktslage, während die vergleichsweise breite Hecksektion den Druckpunkt nach hinten verlegt. Es ist jedoch ersichtlich, dass viel freier Raum im Heckbereich verbleibt. Eine Herunterskalierung des Fahrzeugs ist denkbar. Da die Heckfläche jedoch konstant gehalten werden muss um die Adapterbefestigung zu erlauben, wäre eine Verschlechterung der Aerodynamik zu erwarten.

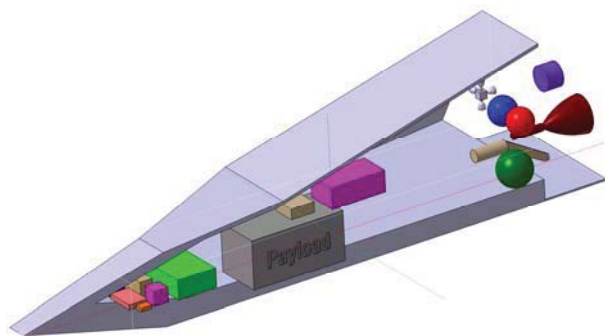


BILD 22. CATIA-Modell von REX111

4.6. REX-202

REX-202 verfolgt ebenfalls den Ansatz einer flachen Unterseite, wobei Geometrie von REX-202 und REX-111 Ähnlichkeiten aufweisen. Jedoch ist REX-202 deutlich kleiner als REX-111, was eine bessere Raumausnutzung ermöglicht. Zur Montage des VEGA-Adapters ist ein Zwischenstück bzw. eine Modifizierung des Adapters notwendig. Alternativ kann das Fahrzeug hochskaliert werden. BILD 23 beschreibt die Geometrie des Fahrzeugs. Die Box im Fahrzeuginneren symbolisiert maßstabsgerecht den Nutzlastcontainer. TAB 7 gibt die wesentlichen Geometriedaten wieder. Das Fahrzeug zeichnet sich durch eine sehr kleine Oberfläche aus. Die Gesamtmasse des Fahrzeugs beträgt 959 kg, der Schwerpunkt befindet sich bei 63 % der Fahrzeuglänge.

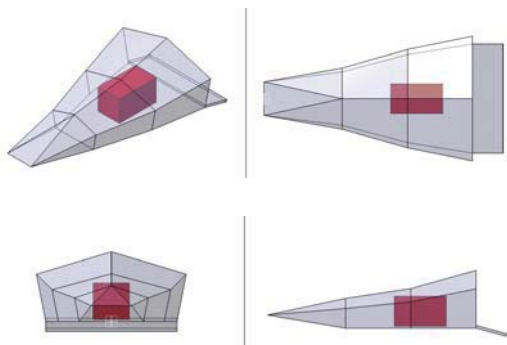


BILD 23. REX-202 Fahrzeuggeometrie mit Nutzlast

Gesamtlänge ohne Klappen [m]	2,8
Maximale Breite [m]	1,67
Maximale Höhe [m]	0,77
Gesamtoberfläche [m ²]	8,34*
TPS geschützte Oberfläche [m ²]	7,32*
Klappenlänge [m]	0,41
Klappenbreite [m]	1,46

* Ohne Klappenfläche

TAB 7. Abmessungen und Oberflächen von REX-202

BILD 24 zeigt die Gleitzahlen des Fahrzeugs für einen Klappenausschlag von 7°. Dieser Klappenwinkel trimmt das Fahrzeug bei 15° Anstellwinkel. Das Fahrzeug erreicht maximale Gleitzahlen von 2, wobei auch hier der Abfall der Gleitzahl mit steigender Machzahl sehr deutlich ausfällt.

REX-202 ist über den gesamten, relevanten Anstellwinkelbereich stabil trimmbar.

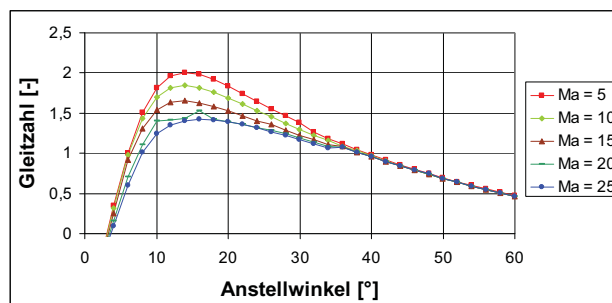


BILD 24. Gleitzahlen von REX-202

Der Wiedereintritt beginnt erneut mit 50° Anstellwinkel. Es erfolgt bei Erreichen des Wärmestrommaximums die Reduktion des Anstellwinkels auf 15°. Den Bahnhöhenverlauf zeigt BILD 25. BILD 26 beschreibt die Wärmelasten. Wie zu erkennen ist, sind sowohl maximaler Wärmestrom als auch integrierte Wärmelasten vergleichsweise hoch. Die Staudrücke sind für REX-202 über die gesamte Trajektorie akzeptabel, so dass eine Erhöhung des Anstellwinkels zu Missionsende entfallen kann.

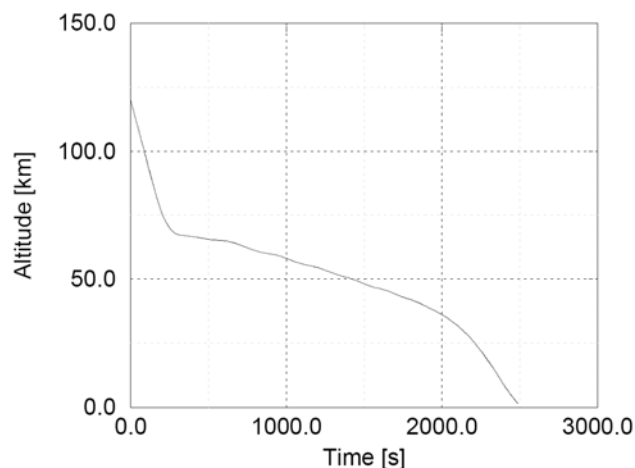


BILD 25. Bahnhöhenverlauf beim Wiedereintritt von REX-202

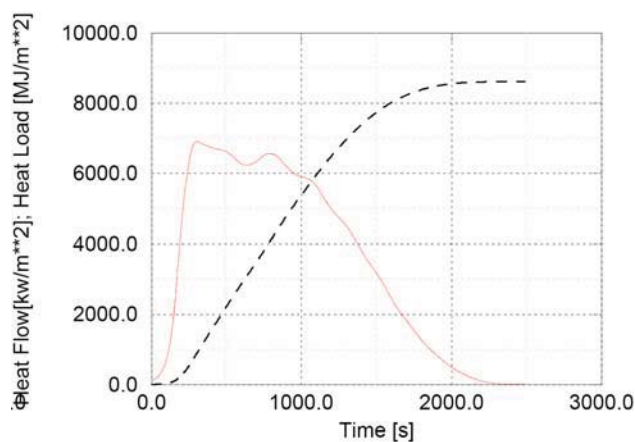


BILD 26. Staupunktswärmelasten beim Wiedereintritt von REX-202 für einen generischen Staupunktsradius von 0,01 m

BILD 27 zeigt die beim Wiedereintritt geflogenen Gleitzahlen. Es werden Maximalwerte von $E = 2$ erreicht. Die geforderten Gleitzahlen von $E = 1,2$ werden auch hier über praktisch den gesamten, relevanten Flugbereich deutlich überschritten.

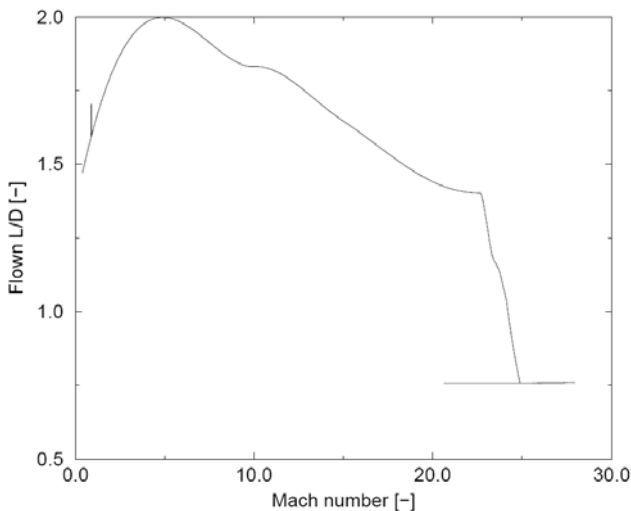


BILD 27. Geflogene Gleitzahlen beim Wiedereintritt von REX-202

BILD 28 zeigt das CATIA-Modell von REX-202.

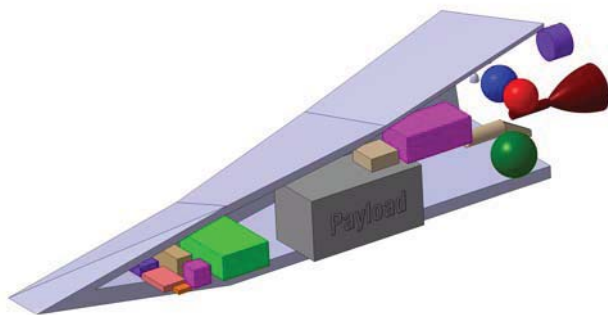


BILD 28. CATIA-Modell von REX202

4.7. Reichweiten

Die bisher berechneten Längsreichweiten sind noch mit einer gewissen Unsicherheit behaftet und eher als Tendenzen anzusehen. Dies ist mit der individuellen Banking-Strategie der einzelnen Konfigurationen zu begründen. Die Seitenreichweiten wurden noch nicht explizit bestimmt. Es kann jedoch angenommen werden, dass hohe Längsreichweiten ein Indikator für hohe Seitenreichweiten sind. Somit können die in TAB 8 angegebenen Längsreichweiten als relatives Vergleichsmaß zwischen den Konfigurationen verwendet werden.

Konfiguration	Längsreichweite (downrange) [km]
REX-004	10700
REX-005	9700
REX-111	12000
REX-202	10300

TAB 8. Längsreichweiten (downrange)

4.8. Navier-Stokes Rechnungen

4.8.1. Allgemeines

Ziel der Navier-Stokes Rechnungen ist in erster Linie die Untersuchung der thermischen Lasten während der Wiedereintrittsphase. Hierfür wurden die folgenden zwei kritischen Flugpunkte

1. $Ma = 22$ in $H = 69.5$ km
2. $Ma = 15$ in $H = 59$ km

identifiziert, für welche die numerischen Berechnungen durchgeführt werden. Da der Aufwand solcher Berechnungen hoch ist, wird sich auf die REX-202 Konfigurationsvariante konzentriert. Für die Strömungsberechnung wird der DLR eigene TAU-Code verwendet, dessen Validierung für den Hyperschall u. a. durch [10] erfolgte. Um die maximalen Wandtemperaturen am Fahrzeug erhalten zu können, wird von einer strahlungsadiabaten Wand ausgegangen. Demnach ist die Struktur vollständig durchgeheizt, wobei ein Strahlungsaustausch zwischen Struktur und Strömung stattfindet. Bei einem realen Wiedereintritt werden die Wandtemperaturen der Keramikplatten in den untersuchten Höhen ($H = 70$ km und $H = 60$ km) eher geringer sein, da für eine vollständige Aufheizung die Flugzeiten zu kurz bzw. das kapazitive Wärmeaufnahmungsvermögen der Struktur zu groß ist. Außerdem wird der Energiefluss durch die Wärmeleitung in der Struktur vernachlässigt. Entscheidend für den Wärmeübergang ist der Grenzschichtzustand. Im Fall einer turbulenten Grenzschicht ist der Wärmestrom 2-3-mal größer als bei einer laminaren Grenzschicht bei gleichen Anströmbedingungen [11]. Gemäß Schlichting [12] lässt sich für die Plattenströmung ein kritischer Reynoldszahlbereich angeben, in dem mit Transition, also dem Umschlag zwischen laminarer und turbulenter Grenzschicht, gerechnet werden muss. Der kritische Reynoldszahlenbereich ergibt sich demnach zu:

$$(1) \quad 3.5 \times 10^5 < Re_{x,krit} < 10^6.$$

Die Reynoldszahl wird dabei mit der Lauflänge x nach folgender Gleichung ermittelt:

$$(2) \quad Re_{x,krit} = \frac{\rho v x}{\mu}.$$

worin μ die dynamische Viskosität, v die Strömungsgeschwindigkeit und ρ die Dichte am Grenzschichttrand sind. Die Abschätzung des Grenzschichtzustands mit dieser Methode hat sich im Rahmen der Flugauswertung des Wiedereintrittsexperimentes SHEFEX-I als sehr zuverlässig erwiesen [13]. Folglich soll auch für den REX Free Flyer eine Abschätzung der Grenzschicht für die zwei ausgewählten Flugpunkte mittels der lokalen Reynoldszahl durchgeführt werden. Hierzu ist in BILD 29 die mit der Lauflänge x ermittelte Reynoldszahl entlang der Fahrzeugunterseite aufgetragen.

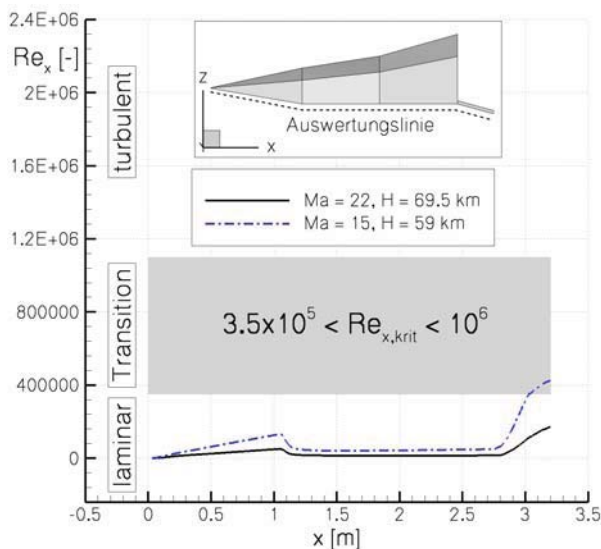


BILD 29. Kritische Reynoldszahl entlang der Fahrzeugunterseite für beide Flugpunkte.

Ferner ist im Diagramm der kritische Reynoldsbereich gekennzeichnet. Daraus wird zunächst ersichtlich, dass mit abnehmender Flughöhe die Reynoldszahl zu bzw. die Grenzschichtdicke abnehmen. Für den ersten Flugpunkt ($Ma = 22$, $H = 69.5$ km) kann durchgängig von einer laminaren Grenzschicht ausgegangen werden. Gleiches gilt prinzipiell für den zweiten Flugpunkt, wobei hier für den hinteren Klappenbereich eine Reynoldszahl folgt, die dem Beginn einer eventuellen Transition entspricht. Da die Reynoldszahl fast überwiegend unterkritisch ist und nur am hinteren Klappenende erste Transitionerscheinungen auftreten könnten, kann auch für den zweiten Flugpunkt von einer laminaren Grenzschicht ausgegangen werden.

4.8.2. Netzgenerierung

Die Netzgenerierung erfolgt mit dem kommerziellen Programm Centaur. Bei dem generierten Netz handelt es sich um ein hybrides Berechnungsgitter, das um den Körper beginnend mit der strukturierten Prismenschicht und endend mit einer unstrukturierten Tetraederschicht aufgebaut ist. Die Prismenschicht dient der exakten Auflösung der Reibungseffekte sowie der damit verbundenen Wärme-ströme an der Wand. Der erste Zellenabstand an der Wand ist so gewählt, dass die Forderung für den dimensionslosen Wandabstand ($y^+ < 1$) erfüllt ist. Insgesamt besteht die Prismenschicht aus 30 Schichten. Die Kanten und Ecken sind deutlich feiner diskretisiert als die Oberfläche, da hier besonders hohe Gradienten zu erwarten sind. In BILD 30 ist das hybride Berechnungsgitter mit einer Detailansicht zur Prismenschicht dargestellt.

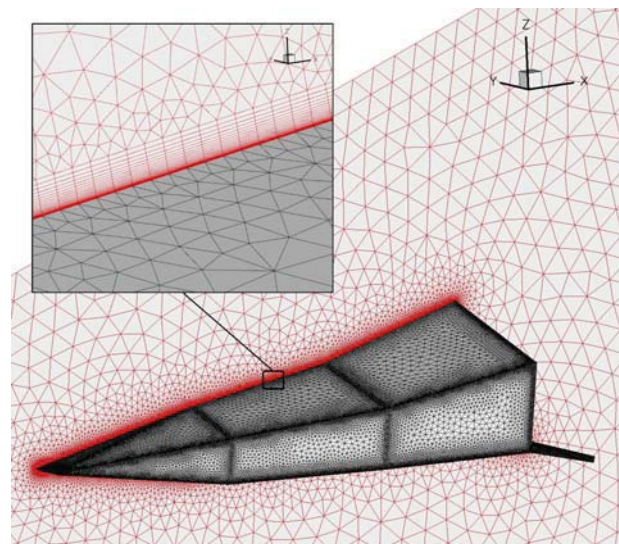


BILD 30. Hybrides Berechnungsgitter mit Detailansicht zur Prismenschicht.

Um auch im Strömungsfeld die hohen Gradienten an den Verdichtungsstößen korrekt berechnen zu können, wird in den numerischen Strömungsberechnungen das Strömungsnetz zweifach adaptiert. Das adaptierte Netz umfasst 6.3 Millionen Netzpunkte und wird auf dem CASE-Cluster unter Verwendung von 48 Prozessoren mit je 4 GB Arbeitsspeicher berechnet. Was die numerischen Diskretisierungsfehler betrifft, so haben vorherige Studien zu SHEFEX-I gezeigt, dass Diskretisierungen, wie bei dem verwendeten Berechnungsnetz, Fehler von ca. 4% für die Wärmestromberechnung (Wandtemperatur) und ca. 2% für die Druckverteilung (Beiwerte) beinhalten [14].

4.8.3. Numerische Berechnungsergebnisse

Im Folgenden soll auf die aerothermodynamischen Eigenschaften der untersuchten REX-202 Konfiguration eingegangen werden. Die Berechnungen werden für beide Flugpunkte durchgeführt, wobei von einem Anstellwinkel von $\alpha = 10^\circ$ und von einem Klappenwinkel von $\eta = 15^\circ$ ausgegangen wird. Die Ergebnisse der beiden Flugpunkte beruhen auf stationären Berechnungen, wobei die Luft, bestehend aus einem N_2 - O_2 -Gemisch, mit den jeweiligen Spezies im chemischen/thermischen Gleichgewicht modelliert ist. Um einen Gesamtüberblick zum Strömungsfeld bekommen zu können, ist in BILD 31 die Divergenz der Strömungsgeschwindigkeit exemplarisch für den ersten Flugpunkt dargestellt. Positive Werte entsprechen einer Expansion und negative Werte einem Verdichtungsstoß.

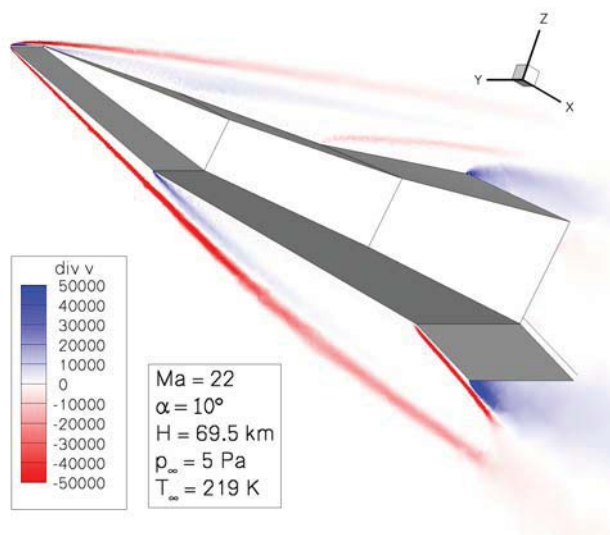


BILD 31. Geschwindigkeitsdivergenz für $Ma = 22$, $H = 69.5$ km; negative Werte \rightarrow Verdichtungsstöße, positive Werte \rightarrow Expansion.

Mit dieser Darstellung lassen sich deutlich die Bug- und Klappenstöße detektieren. Aufgrund der hohen Anströmmachzahl ($Ma = 22$) liegen die Stöße eng am Körper an. Die durch die Geometrie bedingte Umlenkung der Strömung an den konvexen Kanten führt zu einer Expansion der Strömung, die vor allem hinter der Steuerklappe und auf der Vehikelmückseite zu beobachten ist.

In BILD 32 sind für den ersten Flugpunkt bei $Ma = 22$ die Strömungs- und Wandtemperaturen dargestellt.

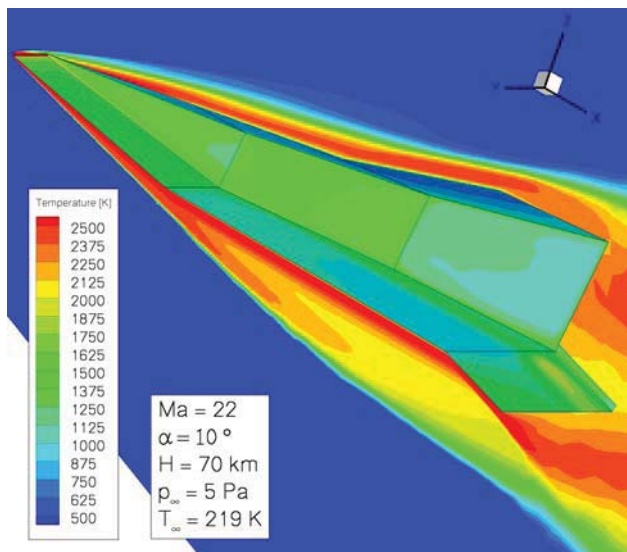


BILD 32. Numerische Strömungsergebnisse für $Ma = 22$ in $H = 69.5$ km; Strömungs- und Wandtemperatur in K.

Die Luft heizt sich durch den Verdichtungsstoß auf bis zu 3000 K auf, wohingegen die Struktur überwiegend deutlich unter 2000 K bleibt. Nur unmittelbar an der Vorderkante und an den Steuerklappen sind höhere Temperaturen feststellbar. Ergänzend hierzu ist in BILD 33 eine Gegenüberstellung der untersuchten Flugpunkte ($Ma = 22$ und $Ma = 15$) dargestellt.

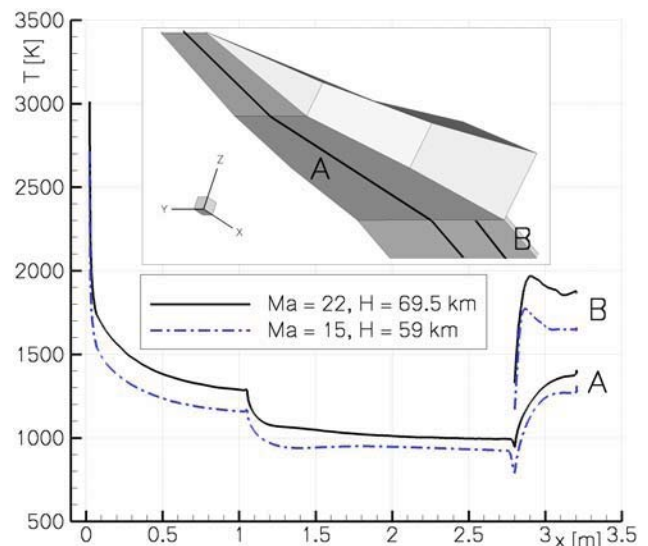


BILD 33. Darstellung der Wandtemperaturverteilung entlang der Symmetrielinie A und der Klappe B.

Im Diagramm sind die Wandtemperaturen entlang der Linien A und B für beide Flugpunkte ausgewertet. Daraus wird ersichtlich, dass der Fall $Ma = 22$ in $H = 69.5$ km höhere Wandtemperaturen hervorruft als der zweite Flugpunkt bei $Ma = 15$ in $H = 59$ km. Die Temperatur in der Vorderkante ergibt sich zu 3000 K, wobei die maximale Temperatur auf der Klappe ca. 2000 K beträgt. Wie bereits ausgeführt, sind die übrigen Temperaturen unkritisch. Insofern ist für die Vorderkante mit Ablation zu rechnen. Die Beherrschung der hohen thermischen Lasten an den Klappen ist beispielsweise über aktive Kühlung denkbar. Schlussendlich sei aber nochmals darauf hingewiesen, dass bei den Berechnungen von einem stationären Flugzustand ausgegangen wurde, die keine Wärmeleitung in die Struktur berücksichtigt. Vor allem die Vernachlässigung der Strömungs-Struktur-Wechselwirkung bzw. die vereinfachte Annahme strahlungsadiabater Wände verursacht höhere Wandtemperaturen als im realen Flug mit Wärmeleitung innerhalb der Struktur.

5. ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK

Das vorliegende Paper gibt einen Überblick über den aktuellen Stand der REX-Studie. Für scharfkantige Wiedereintrittsfahrzeuge sind vergleichsweise hohe Gleitzahlen von bis zu 2 fliegbar. Navier-Stokes Rechnungen an besonders belasteten Flugpunkten zeigen, dass die thermischen Belastungen zwar hoch aber mit ablativen TPS-Systemen oder durch lokale Aktivkühlung beherrschbar sind.

Es ergibt sich die Notwendigkeit, einen Fahrzeugentwurf aus Sicht des Gesamtsystems im Rahmen eines hochiterativen Prozesses zu bewerten. Im weiteren Verlauf der Studie sind folgende Arbeitsschritte durchzuführen:

- Konsolidierung der Akkommodationsuntersuchungen; eine genaue Komponentenliste mit Geometrie- und Masseneigenschaften steht bereits zur Verfügung
- Mit Hilfe der Akkommodation genauere Schwerpunktsanalysen
- Re-Iterierung von Aerodynamik und Bahnsimulation mit neuen Klappenstellungen und Massendaten

- Genauere Berechnung der Längsreichweiten und Seitenreichweiten
- Untersuchung der Aerodynamik im niedrigen Machzahlbereich sowie im Unterschall
- Bewertung der Seitenstabilität
- Numerische Berechnungen zum Einfluss der Strömungs-Struktur-Wechselwirkung auf die Oberflächentemperatur
- Auslegung der ablativen TPS-Komponenten und Untersuchung der sich ändernden Aerodynamik durch abschmelzendes TPS
- Auswahl einer konsolidierten Konfiguration
- Durchführung von Thermal- und Strukturanalysen für das ausgewählte Fahrzeug zur Konsolidierung der Wandstärken (TPS/Isolierung, Unterstruktur)

Neben diesen Punkten werden derzeit bei DLR-SART Methoden entwickelt, um Trajektorien, Aerodynamik und Akkommodation von REX-Konfigurationen über stochastische Simulationen im Rahmen eines integrierten Ansatzes zu analysieren [15]. Es ist vorgesehen, mit Hilfe dieser Methoden Verbesserungspotentiale für den konsolidierten REX-Entwurf zu untersuchen.

Die bisherigen Arbeiten zeigen, dass die technischen Anforderungen an das Fahrzeug erfüllbar sind. Weitergehende Informationen zur Studie werden in [16] veröffentlicht.

LITERATUR

- [1] Eggers, T., Longo, J. M. A., Turner, J., Jung, W., Hörschgen, M., Stamminger, A., Gülhan, A., Siebe, F., Requardt, G., Laux, T., Reimer, T., Weihs, H.: The SHEFEX Flight Experiment – Pathfinder Experiment for a Sky Based Test Facility, 14th Spaceplane Systems and Technologies Conference, Canberra, 2006
- [2] Essmann, O., Siemer, M., Longo, J. M. A., Weihs, H.: Rex – Free Flyer: A Reusable Orbital Return Vehicle for Experiments Under Microgravity Conditions, IAC-08-A2.5.08, Glasgow, 2008
- [3] Arianespace: VEGA User's Manual Issue 3, Revision 0, März 2006
- [4] Reimer, T.: Rex Free Flyer – Thermalschutzsystem Vorauslegung, DLR Institut für Bauweisen und Konstruktionsforschung, DLR-IB 435-2009/15, März 2009
- [5] Kopp, A., Dietlein, I., Sippel, M.: Rex Free Flyer - Systemvorentwurf Zwischenbericht, DLR-Institut für Raumfahrtssysteme, SART TN-005/2009, Juni 2009
- [6] Brooks, C. W., Jr., Trescot, C. D., Jr.: Hypersonic aerodynamic characteristics of four series of blunt lifting body and winged reentry configurations, NASA-TM-X-977, Langley Research Center, Juli 1964
- [7] Armstrong, W. O.: Hypersonic aerodynamic characteristics of several series of lifting bodies applicable to reentry, NASA-TM-X-536, Langley Research Center, Juni 1961
- [8] Kopp, A.: Verbesserung des HOTSOSE-Codes auf Version 1.81, DLR-Institut für Raumfahrtssysteme, SART TN-004/2009, Juli 2009
- [9] Kopp, A., Koch, A., Sippel, M.: Voruntersuchung des Wiedereintritts des REX Free Flyers zur Vordimensionierung des Thermalschutzsystems, DLR-Institut für Raumfahrtssysteme, SART TN-003/2009, Februar 2009
- [10] Mack, A., Hannemann, V.: Validation of the Unstructured DLR-Tau-Code for Hypersonic Flows. In: AIAA 2002-3111 (2002)
- [11] Anderson, J.: Hypersonic and High-Temperature Gas Dynamics, Mc-Graw Hill, 2006
- [12] Schlichting, H.; Gersten, K.: Grenzschicht-Theorie, Springer-Verlag, Berlin, 1997
- [13] Barth, T., Longo, J.M.A.: Advanced Flight Analysis of SHEFEX-I, DGLR-Fach-Symposium AG STAB, 2008
- [14] Barth, T.: Aero- and Thermodynamic Analysis to SHEFEX I, Engineering Applications of Computational Fluid Mechanics, Vol. 1, 2007
- [15] Koch, A.: Stochastic Variation of a Sharp-Edged Re-entry Vehicle, AIAA-2009-7428, 16th AIAA/DLR/DGLR International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, Bremen, To be published, Oktober 2009
- [16] Sippel, M., Weihs, H.: Systematic Assessment of Advanced "Sharp-Edged" Lifting Body Re-entry Configurations, 60th International Astronautical Congress, Daejeon, Republic of Korea, To be published, Oktober 2009