

# STEUERUNG PERIODISCHER FLUGBAHNEN ("SKIP"-TRAJECTORIES) VON LUFTFAHRZEUGEN IM HYPERSCHALL

J. Klevanski, M. Sippel, A. van Foreest  
Systemanalyse Raumtransport (SART), DLR, Köln-Porz

## ÜBERSICHT

Die Verwendung der periodischen Flugbahnen (die so genannten "Skip-Trajectories") für zukünftige Hyperschall-Luftfahrzeuge kann eine effiziente Lösung der zahlreichen technischen Probleme anbieten, wie, z.B., Erhöhung der Antriebseffizienz, der Flug-Reichweite, Verminderung der thermodynamischen Belastungen u. a.

In Rahmen von Forschungsstudien für Konzepte von Hyperschallluftfahrzeugen, die im DLR, Gruppe Systemanalyse Raumtransport (SART) in der letzten Zeit laufen, ist die Verwendung periodischer Flugbahnen für zwei ausgewählte Konzepte der Hyperschallluftfahrzeuge untersucht worden. Für die mathematische Simulation wurde ein modulares Modell entwickelt, einschließlich Bewegungsgleichungen, Aerodynamik, Antriebsmodell und ein mathematisches Modell des Steuerungssystems.

In dem Artikel werden die Flugbahnsteuerungssystem-Konzepte mitsamt Steuerungsalgorithmen diskutiert. Ein automatisches System soll eine periodische Flugbahn zuverlässig steuern unter Berücksichtigung der strukturellen und thermodynamischen Beschränkungen selbst bei während des Reisefluges stark veränderlicher Flugmasse. Es werden auch die Besonderheiten der Bahnsteuerung während des Steigfluges nach dem Start und des Sinkfluges vor der Landung behandelt.

### Nomenklatur

D	Widerstand	N
$I_{sp}$	Spezifischer Impuls	s (N s / kg)
L	Auftrieb	N
M	Machzahl	-
T	Schub	N
W	Gewicht	N
g	Erdbeschleunigung	m/s <sup>2</sup>
m	Masse	kg
q	Staudruck	Pa
V	Geschwindigkeit	m/s
$\alpha$	Anstellwinkel	°
$\gamma$	Flugbahnwinkel	°
$\nu$	Nickwinkel	°
$\sigma$	Rollwinkel	°
$n_x$	Axiale Beschleunigung	-
$n_z$	Normale Beschleunigung	-

### Abkürzungen, Indizes

AOA	Angle of Attack (Anstellwinkel)
GLOW	Gross Lift-Off Mass (Abflugmasse)
GNC	Guidance, Navigation, Control (Navigationssystem / Steuerungssystem)
HSCT	High Speed Civil Transport
LH <sub>2</sub>	Liquid Hydrogen
LOX	Liquid Oxygen

MECO	Main Engine Cut Off (Brennschluss)
RLV	Reusable Launch Vehicle (wieder verwendbares Raumtransport-System)
SSTO	Single Stage to Orbit (Eine Stufe zum Orbit)
TSTO	Two Stage to Orbit (Zwei Stufen zum Orbitt)
cog	center of gravity (Schwerpunktlage)
RAM	Luftatmendes Staustrahl-Triebwerk mit Unterschall-Verbrennung
SCRAM	Luftatmendes Staustrahl-Triebwerk mit Überschall-Verbrennung
RBCC	Rocket Based Combined Cycle (Antrieb mit kombinierten Arbeitsmodus, basiert auf Raketenmotor)

## 1. EINLEITUNG

Der weitere Fortschritt im interkontinentalen Flugverkehr fordert die Entwicklung einer neuen Klasse von Luftfahrzeugen — Hyperschall-Luftfahrzeuge. Von mehreren Konzepten der Hyperschall-Luftfahrzeuge werden zurzeit zwei als besonders aussichtsreich betrachtet: Das Hyperschall-Luftfahrzeug mit Raketenantrieb, das nach dem vertikalen Start mit anschließender Beschleunigung in der aktiven Phase den restlichen Flug als Gleiter antriebslos absolviert, und das Hyperschallflugzeug mit luftatmendem Triebwerk, welches auch während des Reisefluges Schub liefert.

Bei ersterem Konzept wird nach konventionellem Raketenauftieg in größerer Höhe Brennschluss erreicht und es ist das Ziel, während der Gleitphase möglichst große Flugweite zu erreichen, ohne dabei die zahlreichen Beschränkungen zu verletzen: Das sind, in erster Linie, die Wärmeverlust-Beschränkungen, die Festigkeits- und Komfortbeschränkungen. Der Einsatz einer periodischen Flugbahn (das so genannte "Skip-Trajectory"-Konzept) ermöglicht es, bei Einhaltung der oben genannten Beschränkungen, die Reichweite des Fluges deutlich zu erhöhen.

Eine noch höhere technische Herausforderung stellt das Konzept eines Hyperschallflugzeugs mit luftatmenden Triebwerken dar: Einerseits, um den Luftwiderstand zu reduzieren, ist der Reiseflug auf möglichst großen Höhen auszuführen. Andererseits, um die notwendige Effizienz des luftatmenden Antriebes zu gewährleisten, ist ein ausreichender Staudruck erforderlich. Außerdem entsteht eine enorme Wärmeverlust. Auch hier bietet eine periodische Flugbahn eine effiziente Lösung dieser Probleme. Eine solche Flugbahn besteht aus einer periodischen Sequenz von zwei Phasen: Aktive Phase – Eintauchen in

die relativ dichten Atmosphärenschichten, Einschalten des luftatmenden Antriebs, nachfolgende Beschleunigung mit gleichzeitigem Übergang zum Steigflug, und passive Phase: Eine "quasi-ballistische" Flugbahn ohne Antrieb und bei geringen aerodynamischen Kräften. Die periodische Flugbahn erlaubt es, einerseits während der aktiven Flugphase die für effiziente Antriebsfunktion notwendigen Bedingungen zu gewährleisten (Staudruck, Luftdichte u. a.), und andererseits während der passiven antriebslosen Flugphase Treibstoff zu sparen und die Abkühlung des Luftfahrzeugs bzw. des Antriebes zu ermöglichen.

Die Steuerung solcher periodischer Flugbahnen ist keine triviale Aufgabe, und die Entwicklung von konzeptuellen Steuerungsalgorithmen sollte schon während der mathematischen Simulation erfolgen.

## 2. HYPERSCHALL-LUFTFAHRZEUG MIT RAKETENANTRIEB (SPACELINER)

Eines der aussichtreichsten Konzepte von Hochgeschwindigkeitstransportmitteln für den zukünftigen interkontinentalen Flugverkehr (HTSV), basierend hauptsächlich auf der existierenden bewährten Technologie, ist ein suborbitales Luftfahrzeug mit Raketenantrieb. Dieses Konzept wurde vor kurzem unter dem Namen "SpaceLiner" von DLR vorgeschlagen [1]. So ein Luftfahrzeug könnte die superlangen Flugstrecken wie, z.B., Europa – Australien, in weniger als 90 Minuten zurücklegen.

Aus operationeller Sicht betrachtet, wäre die Einstufenkonfiguration (SSTO) bevorzugt gewesen. Andererseits, bedingt die minimal notwendige  $\Delta V$  - Anforderung von 7000 m/s ohne Verlusten die Zweistufen-Konfiguration (TSTO): Eine ebenfalls mit Raketenmotoren angetriebene Booster-Stufe und eine suborbitale SpaceLiner-Oberstufe, die eigentlich die Nutzlast transportiert. Diese zweistufige Konfiguration wurde für die weitere Entwicklung als Basis-Konzept ausgewählt [2]. Die Treibstoff-Oxidator-Kombination LOX-LH<sub>2</sub> wurde aufgrund ihrer energetischen Überlegenheit bevorzugt. Dieses zweistufige, vollständig wieder verwendbare Transportsystem wurde mit Rücksicht auf extreme Zuverlässigkeit entwickelt.



ABB. 1. SpaceLiner-Konzept von DLR SART.

Das SpaceLiner-Konzept ist in ABB. 1 dargestellt, und die wichtigsten Daten der suborbitalen Passagier-Stufe SpaceLiner sind in der TAB 1 aufgelistet.

Die Raketenmotoren der Boosterstufe und der suborbitalen Stufe sind alle vom gleichen Typ eines Hauptstrom-

triebwerts mit moderatem Brennkammerdruck. Alle Triebwerke arbeiten gleichzeitig vom Start bis zum Brennschluss.

TAB 1. Wichtigste Daten von SpaceLiner (suborbitale Oberstufe)

Gesamtlänge [m]	63
Spannweite [m]	40
Rumpfdurchmesser [m]	6
Nasenradius [m]	0,75
Referenzfläche [ $m^2$ ]	461
Referenzlänge [m]	63
Leermasse [kg]	87212
Nutzlastmasse [kg]	8495
Rest- und Reservetreibstoff	3500
Treibstoffmasse [kg]	180000
Abflugmasse [kg]	271505
Brennschluss-Masse [kg]	100000

### 2.1. Mathematisches Modell

Die aerodynamischen Charakteristika der suborbitalen Oberstufe vom SpaceLiner sind mit Hilfe von DLR-Programm HOTSOSE gerechnet worden. Das Anwendungsprogramm HOTSOSE wurde überwiegend für aerodynamische Voranalyse in Hyperschall eingesetzt.

Die Gleitzahl-Charakteristika  $CL/CD = f(M)$  sind in den ABB. 2 dargestellt. Das auf der NEWTON-Methode basiertes Anwendungsprogramm HOTSOSE berücksichtigt auch die thermochemischen Phänomene und liefert für die Hyperschallgeschwindigkeiten plausible Ergebnisse.

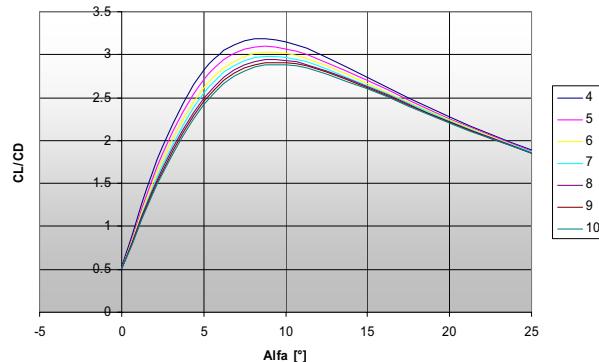


ABB. 2. Aerodynamische Daten der suborbitalen Oberstufe vom SpaceLiner im Hyperschall.

### 2.2. Steuerungsgesetze

Während der Aufstiegsphase wird der SpaceLiner auf suborbitale Geschwindigkeit beschleunigt. Die Separation der Boosterstufe passiert nach 158 s bei der Geschwindigkeit von ca. 2,4 km/s in einer Flughöhe von 70 km. Danach beschleunigt die suborbitale Stufe des SpaceLiners weiter auf die Geschwindigkeit von ca. 6,7 km/s und erreicht dabei eine Flughöhe von 100 km. Die Aufstiegsphase endet mit dem Brennschluss.

Das Steuerungssystem des SpaceLiners hat während der Abstiegsphase die folgenden Aufgaben:

- Einhaltung von strukturellen und thermodynamischen Beschränkungen während des Wiedereintritts in die dichten Atmosphärenschichten.
- Gewährleistung von maximal erreichbarer Reichweite des Gleitfluges.
- Navigieren zum Zielpunkt

Die Verwendung von periodischen Bahn erleichtert es, die maximale Reichweite zu erhöhen [1], [3].

Die Steuerung der periodischen Flugbahn wird mit Hilfe eines integralen Anstellwinkel-Reglers umgesetzt. Die Steuerungsalgorithmen des Anstellwinkel-Reglers sind im Folgenden erläutert.

Der Term des Steuerungsgesetzes  $\varepsilon_{nz}$  wird benutzt, um die normale Beschleunigung zu beschränken:

$$(1) \quad \begin{aligned} & \text{if}(n_z > n_{z\_set}) \quad \varepsilon_{nz} = (n_{z\_set} - n_z)K_{n_z} \\ & \text{if}(n_z \leq n_{z\_set}) \quad \varepsilon_{nz} = 0 \end{aligned}$$

Die Beschränkung  $n_{z\_set}$  wird auf ca. 1,5 gesetzt. Dieser Term wird beim "Eintauchen" nur dann aktiv und vermindert dementsprechend den Anstellwinkel, wenn die normale Beschleunigung die gesetzte Beschränkung erreicht.

Der andere Term  $\varepsilon_\alpha$  ist für die Anstellwinkel-Werte verantwortlich. Die Soll-Werte vom Anstellwinkel  $\alpha_{set} = f(M)$  entsprechen dem maximalen CL/CD-Verhältnis für die aktuelle Machzahl.

$$(2) \quad \varepsilon_\alpha = (\alpha_{set} - \alpha)K_\alpha; \quad \begin{aligned} & \text{if}(\varepsilon_\alpha < \varepsilon_{\alpha \min}) \varepsilon_\alpha = \varepsilon_{\alpha \min} \\ & \text{if}(\varepsilon_\alpha > \varepsilon_{\alpha \max}) \varepsilon_\alpha = \varepsilon_{\alpha \max} \end{aligned}$$

Das komplette Steuerungsgesetz des Integralreglers lenkt den Anstellwinkel vom SpaceLiner:

$$(3) \quad \alpha_{cs} = \int(\varepsilon_{nz} + \varepsilon_\alpha)dt$$

Es ist zu beachten, dass die Beschränkungen von beiden Termen des Integralreglers so ausgewählt sind, dass die Begrenzung der normalen Beschleunigung immer die höchste Priorität hat.

Das Navigationssystem führt das Luftfahrzeug während der Reiseflug-Phase auf kürzestem Weg zu dem Zielpunkt. Während des gesamten Fluges wird die optimale Flugrichtung (Flug entlang "Orthodrome" - Segment vom Erd-Großkreis). Der ermittelte Ziel-Azimut  $\psi_{t \arg}$  wird dem Kurs-Regler übergeben. Der Kurs-Regler berechnet den notwendigen Rollwinkel und lenkt das Flugzeug:

$$(4) \quad \dot{\sigma} = (\psi_{t \arg} - \psi_{cur})K_\psi + n_z \sin \sigma \quad |\sigma| \leq \sigma_{\max}$$

Die Besonderheit der Flugrichtungssteuerung bei einer periodischen Flugbahn ist, dass die Azimut-Korrektion nur während des Fluges bei ausreichend großem Staudruck effizient ist.

### 2.3. Flugbahnsimulation

Die dargestellten Ergebnisse der mathematischen Simulation beinhalten die Abstiegsphase vom Brennschluss bis zum Landeanflug. Der Zeitpunkt  $t = 0$  s entspricht dem Brennschluss. In den ABB. 3 und ABB. 4 sind die Veränderungen der Flughöhe und der Machzahl dargestellt.

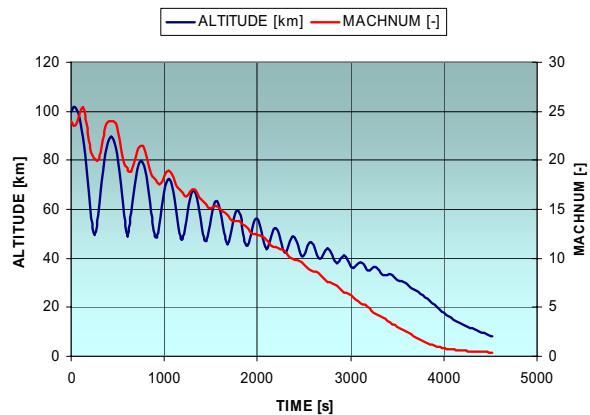


ABB. 3. Machzahl und Flughöhe des SpaceLiners während der Abstiegsphase

Die Dauer einer Skipping-Periode verändert sich von ca. 300 s am Anfang der Abstiegsphase bis zu ca. 200 s am Ende der periodischen Flugbahn. Die Amplitude der Skipping-Schleifen wird immer kleiner, und nach der Zeit  $t > 3500$  s beginnt der gleichmäßige Gleitflug.

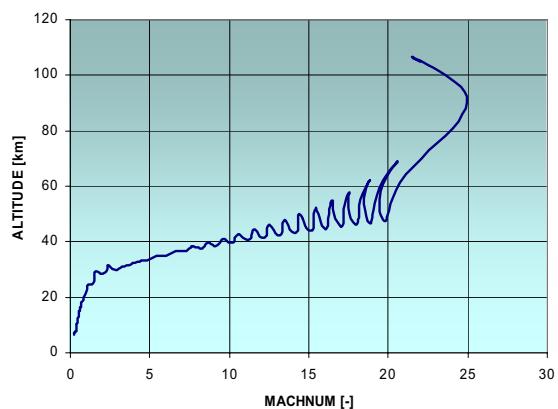


ABB. 4. Flughöhe als Funktion von Machzahl während der Abstiegsphase.

Die Verläufe der axialen Beschleunigung  $n_x$  und der normalen Beschleunigung  $n_z$  sind in ABB. 5 dargestellt. Die axiale  $n_x$  Beschleunigung erreicht den minimalen negativen Wert von ca. -0,235 g in der Zeit  $t = 250$  s. Die normale Beschleunigung  $n_z$  ist von dem Steuerungssystem auf den Wert ca. 1,5 g begrenzt. Bei Skipping schwenkt die normale Beschleunigung zwischen 0 und 1,5 g und stabilisiert sich nach dem Übergang zum gleichmäßigen Gleitflug auf den Wert  $n_z \approx 1$ .

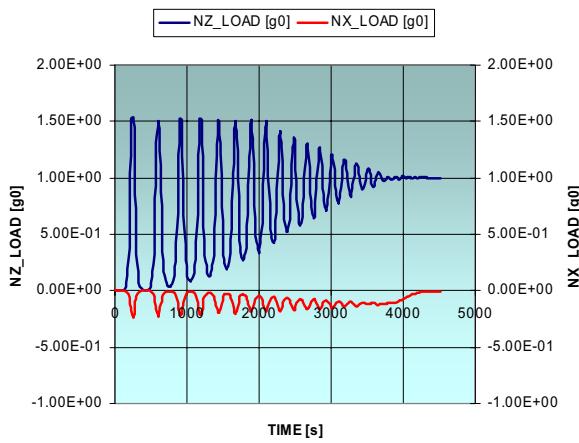


ABB. 5. Normale und axiale Beschleunigungen während der Abstiegsphase

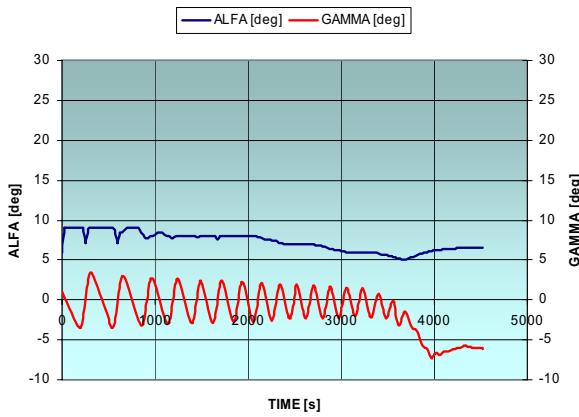


ABB. 6. Anstellwinkel und Bahnwinkel während der Abstiegsphase

Die Veränderungen des Anstellwinkels  $\alpha$  und des Bahnwinkels  $\gamma$ , sind in ABB. 6 dargestellt. Der Verlauf des Anstellwinkels zeigt anschaulich, wie das Steuerungssystem die normale Beschleunigung begrenzt (siehe Anstellwinkel-Reduzierung bei 250 s, 600 s, 925 s), sonst entspricht der Anstellwinkel dem optimalen CL/CD – Verhältnis.

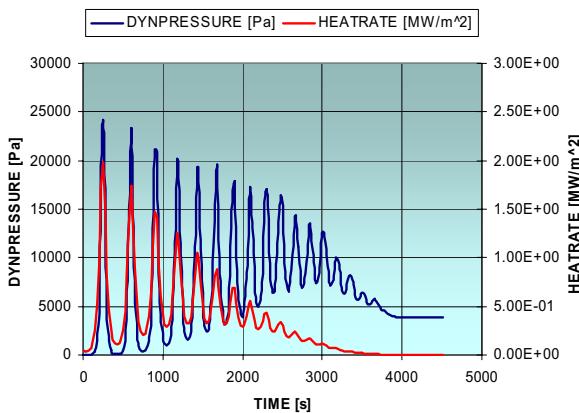


ABB. 7. Staudruck und Wärmestrom während der Abstiegsphase.

Das ABB. 7 zeigt den Staudruck und den Wärmestrom im Staupunkt. Während der Abstiegsphase in der Zeit  $t = 250$  s erreicht der Staudruck seinen maximalen Wert  $q \approx 24$  kPa.

Der Wärmestrom im Staupunkt wird nach einer empirischen Formel berechnet [7]. Für den angenommenen Naseradius  $R_n = 0,75$  m erreicht der Wärmestrom im Staupunkt den maximalen Wert von ca. 2 MW/m<sup>2</sup>. Eine genauere Analyse mit Hilfe von HOTSOSE zeigt gute Übereinstimmung mit der vereinfachten empirischen Formel. Die Aspekte der technischen Realisierbarkeit sind in [1] ausführlich diskutiert.

Bei der Verwendung der periodischen Flugbahnen könnte die Reichweite vom SpaceLiner in der Abstiegsphase ca. 15400 km erreichen (siehe ABB. 8 ) und ist damit um 35% höher als bei einem konventionellen Wiedereintritt [3]. Daher ist die Verwendung der periodischen Flugbahn eine technisch attraktive Lösung.

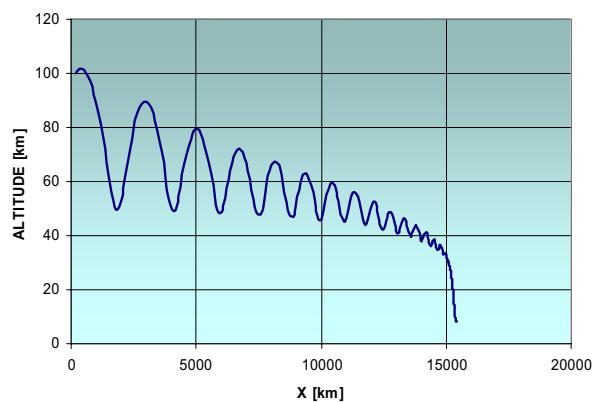


ABB. 8. Reichweite in der Abstiegsphase

### 3. HYPERSCHALLFLUGZEUG MIT LUFTATMENDEN TRIEBWERKEN (HYPER SOAR)

Die Entwicklung von einem Hyperschall-Flugzeug mit luftatmenden Triebwerken für Reiseflug mit der Machzahl ca. 8...10 stellt eine sehr große technische Herausforderung dar: Der Dauerflug mit einem Staudruck, welcher für den effizienten Antrieb notwendig ist (ca. 50 kPa), verursacht sehr hohe thermodynamische Belastungen. Daher ist es kein Zufall, dass vorgeschlagene Konzepte entsprechender Hyperschallflugzeuge relativ selten sind.

Ein innovatives Konzept eines Hyperschall-Flugzeuges, bezeichnet als "HyperSoar", wurde vom Lawrence Livermore National Laboratory in den USA vorgeschlagen. Im Jahr 1998 wurde das Konzept auf der Titelseite von Aviation Week & Space Technologie [4] präsentiert.

Nach der Aufstieg / Beschleunigungsphase mit einem RBCC (Rocket Based Combined Cycle) Antrieb, schaltet das Luftfahrzeug den Antrieb ab und fliegt eine periodische Bahn ("Skipping Mode"). Solange das Flugzeug oberhalb der dichten Atmosphärenschichten fliegt, können das Antriebsystem und die Vorderkanten des Auftriebskörpers abkühlen.

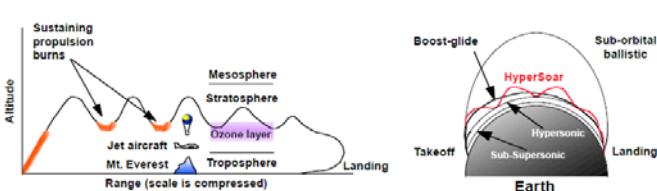


ABB. 9. Grundidee periodischer Flugbahn vom HyperSoar

Das ursprüngliche Design vom HyperSoar 1998 wurde zum Jahr 2000 wesentlich modifiziert (siehe [5] und [6]). Diese Konfiguration von HyperSoar 2000 wurde von der DLR SART-Gruppe im Jahr 2005 untersucht [7].



ABB. 10. HyperSoar Waverider Konfiguration 2000.

Die aerodynamische Form der durchgeführten Nachanalyse basiert auf der in ABB. 10 dargestellten Konfiguration, allerdings sind einige Vereinfachungen vorgenommen (siehe ABB. 11).

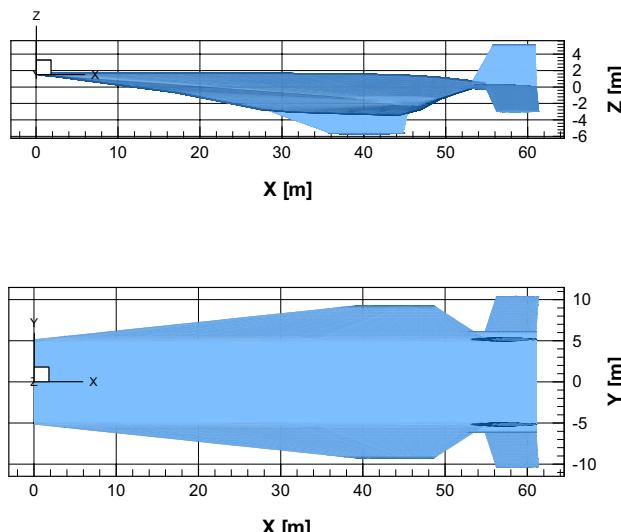


ABB. 11. HyperSoar 2000: Hauptansichten.

Die wichtigsten angenommenen Dimensionen und Massen von HyperSoar sind in der TAB 2 aufgelistet.

TAB 2. Angenommene Daten von HyperSoar 2000

Gesamtlänge [m]	61,3
Gesamtbreite [m]	20,44
Gesamthöhe [m]	10,7
Nase Radius [m]	0,05
Referenzfläche [ $m^2$ ]	1000
Referenzlänge [m]	61
Leermasse [kg]	94500
Nutzlastmasse [kg]	11100
Rest- und Reservetreibstoff	4400
Treibstoffmasse [kg]	146200
Abflugmasse [kg]	256200
Brennschluss-Masse [kg]	110000

### 3.1. Mathematisches Modell

Die aerodynamischen Daten vom HyperSoar 2000 wurden mit Hilfe der DLR-Programme CAC [8] und HOTSOSE gerechnet. Die Gleitzahl-Charakteristika  $CL/CD = f(M)$  sind in den ABB. 12 und ABB. 13 dargestellt.

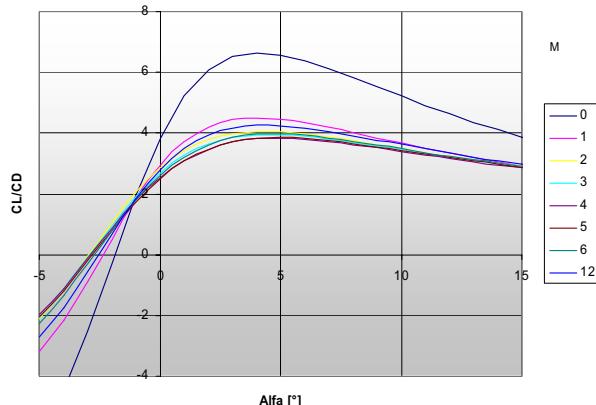


ABB. 12. Aerodynamische Daten von HyperSoar (berechnet mit CAC).

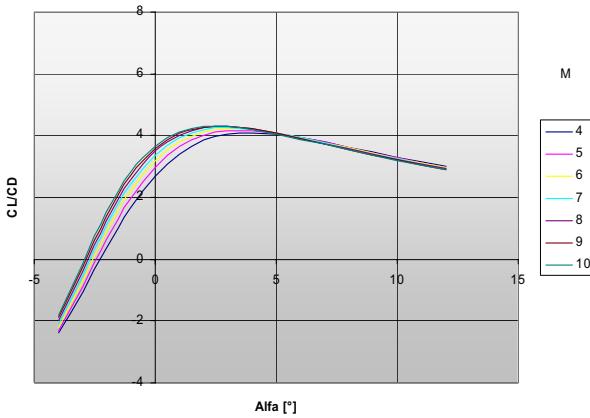


ABB. 13. Aerodynamische Daten von HyperSoar (berechnet mit HOTSOSE).

Es gibt keine genauen veröffentlichten Daten zu Antrieb-Charakteristika von HyperSoar. Es wurde angenommen, der Antrieb von HyperSoar funktioniert in drei Betriebsmodi:

- Ejector Rocket Mode ( $M = 0 \dots 2,5$ )
- Staustrahl Mode mit Unterschall-Verbrennung (RAM) ( $M = 2,5 \dots 4$ )
- Staustrahl Mode mit Überschall-Verbrennung (SCRAM) ( $M > 4$ )

Die für das stark vereinfachte Antriebs-Modell benutzten Daten sind in ABB. 14 und ABB. 15 dargestellt. Weitere Untersuchungen [7] zeigen, dass die Realisierung derartiger Antriebsleistungen extrem ehrgeizig ist und jenseits heutiger technischer Möglichkeiten liegt.

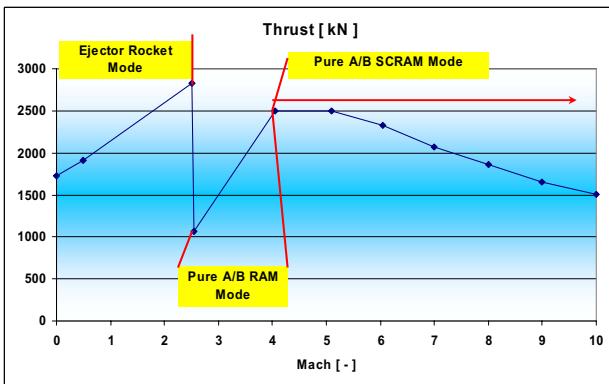


ABB. 14. Annahme für den Schub von HyperSoar bei  $q = 50 \text{ kPa}$

Der verfügbare Schub wird aufgrund der in ABB. 14 dargestellten Charakteristika proportional zum aktuellen Staudruck umgerechnet. Der spezifische Impuls wird als vom Staudruck unabhängig betrachtet.

Das Flugmechanik-Modell basiert auf den nicht linearisierten 3D-Bewegungsgleichungen in CAUCHY-Form.

Das gesamte mathematische Modell ist modular aufgebaut und schließt auch die GNC Steuerungsalgorithmen ein [9].

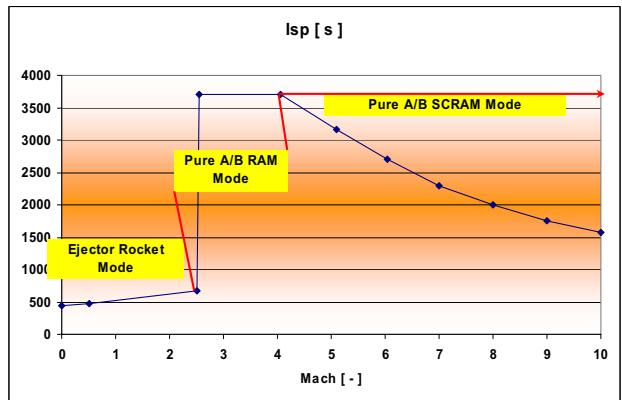


ABB. 15. Annahme für den spezifischen Impuls von HyperSoar

Die Aufgaben des Steuerungssystems während der unterschiedlichen Flugphasen und die Steuerungsgesetze ("control law") sind unten behandelt.

### 3.2. Steuerungsgesetze in der Aufstieg-Phase

Eine effektive Bahn-Kontrolle während der Aufstiegsphase ist für den Erfolg der gesamten Mission besonders wichtig, weil es notwendig ist, die Reiseflugbedingungen mit den minimalen Treibstoffverbrauch zu erreichen und gleichzeitig alle strukturelle Beschränkungen zu beachten.

Einerseits, sind während der Aufstiegsphase mehrere strukturelle Beschränkungen gleichzeitig zu berücksichtigen, in erster Linie:

- Die Beschleunigungsbeschränkungen: ( $n_x < 1,0$  und  $n_z < 1,5 \dots 1,6$ )
- Die Staudruck-Beschränkung: ( $q < \text{ca. } 50 \text{ kPa}$ )

Andererseits, um optimale Antriebeffizienz zu gewährleisten, muss der Aufstieg so nah wie möglich gerade zu dieser Staudruckbeschränkung  $q = 50 \text{ kPa}$  ausgeführt werden.

Die mathematischen Flugsimulationen, die in der DLR SART Gruppe durchgeführt worden sind, haben gezeigt, dass die Steuerungsgesetze für den Aufstieg eines Hyperschallflugzeuges mit sehr hohen Schub/Masse Verhältnis wie HyperSoar, komplizierter sein müssen, als solche bei einem klassischen Flugzeug mit luftatmenden Triebwerken. Das heißt, ein einfaches Folgen dem vorgesehenen Flugprofil nach dem Gesetz  $H_{\text{set}} = f(V_{\text{cur}})$  oder  $H_{\text{set}} = f(M_{\text{cur}})$ , abgeleitet von der Bedingung  $q = q_{\text{lim}} = \text{const}$  reicht nicht mehr aus: Statische und dynamische Fehler sind zu groß.

Um die Abweichungen der Aufstiegsflugbahn vom vorgesehenen Flugprofil zu reduzieren, wird das Hyperschall-Luftfahrzeug nach einem speziellen Steuerungsgesetz gelenkt, welches unten erläutert wird.

Die wichtigste Annahme bei der Algorithmusableitung ist, dass der optimale für den Antrieb Staudruck entlang der gesamten Aufstiegesflugbahn (bei gleichzeitig wachsenden Höhe und Geschwindigkeit) nahezu konstant gehalten wird.

Das bedeutet:

$$(5) \quad q = \text{const} \quad \text{oder} \quad \frac{dq}{dH} = 0$$

wobei der Staudruck ist:

$$(6) \quad q = \rho(H) \frac{V^2}{2}$$

Daraus folgt:

$$(7) \quad \frac{dq}{dH} = \frac{\partial \rho}{\partial H} \frac{V^2}{2} + \frac{2\rho V}{2} \frac{\partial V}{\partial H}$$

Die vereinfachten Bewegungsgleichungen lauten:

$$(8) \quad \begin{aligned} \dot{H} &= V \sin \gamma \\ \dot{V} &= g(n_x - \sin \gamma) \end{aligned}$$

Aus Formeln (7) und (8) folgt:

$$(9) \quad \frac{\partial V}{\partial H} = \frac{dV/dt}{dH/dt} = \frac{\dot{V}}{\dot{H}} = \frac{g(n_x - \sin \gamma)}{V \sin \gamma}$$

Nach dem Einsetzen von (9) in (7) wir haben:

$$(10) \quad \frac{dq}{dH} = \frac{\partial \rho}{\partial H} \frac{V^2}{2} + \frac{\rho g V (n_x - \sin \gamma)}{V \sin \gamma} = 0$$

oder

$$(11) \quad \frac{dq}{dH} = \frac{\partial \rho}{\partial H} \frac{V^2}{2} + \frac{\rho g (n_x - \sin \gamma)}{\sin \gamma} = 0$$

Die Gleichung (11) wird um den Bahnwinkel  $\gamma$  ausgelöst:

$$(12) \quad \frac{\partial \rho}{\partial H} \frac{V^2}{2} \sin \gamma + \rho g n_x - \rho g \sin \gamma = 0$$

$$(13) \quad (2\rho g - \frac{\partial \rho}{\partial H} V^2) \sin \gamma = 2\rho g n_x$$

Nach einigen Formel-Transformationen wird das Steuerungsgesetz für den Aufstieg formuliert:

$$(14) \quad \gamma = \arcsin \left( \frac{2\rho g n_x}{2\rho g - \frac{\partial \rho}{\partial H} V^2} \right) + \Delta \gamma,$$

Das abgeleitete Steuerungsgesetz

$$(15) \quad \gamma_{\text{set}} = f(\rho(H), \frac{\partial \rho}{\partial H}(H), g, n_x, V)$$

kann mittels Anstellwinkel-Integralregler realisiert werden, wie es unten beschrieben ist.

Die gesamte Steuerung des Hyperschall-Flugzeugs wird in zwei Regelungskonturen realisiert:

- Anstellwinkel-Regler
- Schubregler

Der Anstellwinkel-Integralregler definiert den Soll-Wert des Anstellwinkels des Luftfahrzeugs:

$$(16) \quad \alpha_{\text{cs}} = \int (\varepsilon_{nz} + \varepsilon_\gamma) dt$$

Der erste Term des Steuerungsgesetzes  $\varepsilon_{nz}$  wird benutzt, um die normale Beschleunigung zu beschränken:

$$(17) \quad \begin{aligned} \text{if } (n_z > n_{z\_set}) &\quad \varepsilon_{nz} = (n_{z\_set} - n_z) K_{n_z} \\ \text{if } (n_z \leq n_{z\_set}) &\quad \varepsilon_{nz} = 0 \end{aligned}$$

Der zweite Term  $\varepsilon_\gamma$  regelt den Bahnwinkel  $\gamma$ . Während der Anfangsphase des Aufstiegs beträgt der Soll-Wert des Bahnwinkels ca. 20...27°:

$$(18) \quad \begin{aligned} \gamma_{\text{set}} &= 25^\circ \quad \varepsilon_\gamma = (\gamma_{\text{set}} - \gamma) K_\gamma; \\ \text{if } (\varepsilon_\gamma < \varepsilon_{\gamma \min}) &\quad \varepsilon_\gamma = \varepsilon_{\gamma \min} \\ \text{if } (\varepsilon_\gamma > \varepsilon_{\gamma \max}) &\quad \varepsilon_\gamma = \varepsilon_{\gamma \max} \end{aligned}$$

Nachdem der Staudruck ca. 90% von dem für den Aufstieg optimalen Niveau  $q_{\text{lim}}$  erreicht, wird  $\gamma_{\text{set}}$  nach Formel (14) bzw. (19) berechnet:

$$(19) \quad \gamma_{\text{set}} = \arcsin \left( \frac{2\rho g n_x}{2\rho g - \frac{\partial \rho}{\partial H} V^2} \right) + \Delta \gamma,$$

wobei  $\Delta \gamma = \frac{q - q_{\text{lim}}}{q_{\text{lim}}}$  ein Fehlerkorrektur-Term ist.

Hier ist zu beachten, dass der  $\varepsilon_{nz}$ -Term höhere Priorität hat als der  $\varepsilon_\gamma$ -Term, der zwischen  $\varepsilon_{\gamma \min}$  und  $\varepsilon_{\gamma \max}$  beschränkt ist.

Der Schubregler funktioniert auch nach einem Integral-Gesetz:

$$(20) \quad T = \int \varepsilon_{nx} dt; \quad 0 < T < 1$$

wobei  $T$  die Schubdrosselung darstellt.

Der Regler gewährleistet den maximal erlaubten Schub mit Rücksicht auf die Beschränkung der axialen Beschleunigung  $n_{x\_lim}$ .

Die entsprechenden Beschränkungen des Staudrucks  $q_{\text{lim}}$ , und der Machzahl  $M_{cr}$  sind durch Schubabschaltung realisiert:

$$(21) \begin{aligned} \text{if}(q \leq q_{\lim} \text{ and } M \leq M_{cr}) & \quad \varepsilon_{nx} = (n_{x\_set} - n_x)K_{n_x}; \\ \text{if}(q > q_{\lim} \text{ or } M > M_{cr}) & \quad \varepsilon_{nx} = 0; \quad T = 0 \end{aligned}$$

Der gesetzte Wert von der axialen Beschleunigung entspricht der Beschränkung:  $n_{x\_set} \approx n_{x\_lim}$ .

Die Aufstiegsphase endet, wenn die Schubumschaltungshöhe (Flughöhe, die obere Grenze des Bereiches vom effizienten luftatmenden Antrieb kennzeichnet)

$H_{s/o} \approx 40\text{km}$  erreicht worden ist:

$$(22) \begin{aligned} \text{if}(H \leq H_{s/o}) & \quad T = \int \varepsilon_{nx} dt; \quad 0 < T < 1 \\ \text{if}(H > H_{s/o} \text{ or } M > M_{cr}) & \quad T = 0; \end{aligned}$$

Während der Anfangsphase des Aufstiegs funktionieren die Raketenmotoren und die luftatmenden Triebwerke parallel in einem so genannten "Ejector Rocket Mode". Nachdem die Machzahl  $M = 2,5$  erreicht worden ist, werden die Raketenmotoren abgeschaltet, was eine schlagartige Verminderung vom Schub und, dementsprechend, der axialen Beschleunigung hervorruft. Es ist anzumerken, dass eine solche scharfe Veränderung der axialen Beschleunigung auch auf das Bahnwinkel-Steuerung einen großen Einfluss ausübt (s. Formel (19)). Dieser Effekt ist in der mathematischen Simulation gut erkennbar, aber das Regelungssystem meistert die Bahnsteuerung.

### 3.3. Steuerungsgesetze in der Reiseflug-Phase

Der Übergang zu der Reiseflug-Phase ist durch das Erreichen der entsprechenden Flughöhe ca. 40 km gekennzeichnet. Die Steuerung einer stabilen periodischen Flugbahn ("Skipping Mode") wird durch gleichzeitige Regelung bzw. Umschaltung des Schubs von den luftatmenden SCRAM-Triebwerken und durch die Steuerung des Anstellwinkels realisiert.

Die periodische Flugbahn während der Reiseflug-Phase besteht aus einer Sequenz von zwei Bahnsegmenten:

Der untere Bahnbogen (unterhalb der Flughöhe  $H \leq H_{s/o}$ ) und der obere Bahnbogen (oberhalb der Flughöhe ( $H > H_{s/o}$ )).

Der untere Bahnbogen (aktives Segment) schließt das Eintauchen in die relativ dichten Atmosphärenschichten, Einschalten des luftatmenden Antriebs, nachfolgende Beschleunigung mit gleichzeitigem Übergang zum Steigflug ein.

Der obere Bahnbogen (passives Segment) beinhaltet eine "quasi-ballistische" Flugbahn ohne Antrieb bei geringen aerodynamischen Kräften.

Die Flughöhe  $H_{s/o}$  ist die Grenzhöhe für das Ein/Ausschalten von luftatmenden SCRAM-Triebwerken.

Die wichtigsten Aufgaben der Bahnsteuerung während der Reiseflug-Phase sind unten aufgelistet:

- Gewährleistung des effizienten Funktionierens der luftatmenden SCRAM-Triebwerke durch

- rechtzeitiges Ein/Ausschalten in Abhängigkeit von aktueller Flughöhe und aktuellen Staudruck.
- Einhaltung der Beschränkung der operationellen axialen Beschleunigung  $n_x < n_{x,lim}$  ( $n_{x,lim} \approx 1,0$ ).
- Einhaltung der durchschnittlichen Reiseflug-Machzahl  $M \sim M_{cr}$ .
- Einhaltung der Beschränkung der operationellen normalen Beschleunigung  $n_z < n_{z,lim}$  ( $n_{z,lim} \approx 1,6$ ).
- Einhaltung der Beschränkung vom maximalen Staudruck  $q < q_{\lim}$  ( $q_{\lim} \approx 60 \text{ kPa}$ ).

Die ersten drei Aufgaben erledigt der Schubregler. Das entsprechende Steuerungsgesetz ist unten beschrieben:

$$(23) \begin{aligned} \text{if}(q \leq q_{\lim} \text{ and } M \leq M_{cr}) & \quad \varepsilon_{nx} = (n_{x\_set} - n_x)K_{n_x}; \\ \text{if}(q > q_{\lim} \text{ or } M > M_{cr}) & \quad \varepsilon_{nx} = 0; \quad T = 0 \\ \text{if}(H \leq H_{s/o}) & \quad T = \int \varepsilon_{nx} dt; \quad 0 < T < 1 \\ (24) \quad \text{if}(H > H_{s/o} \text{ or } M > M_{cr}) & \quad T = 0; \end{aligned}$$

Das Steuerungsgesetz des Schubreglers ist im Vergleich mit der Aufstiegsphase (siehe Formel (21) und (22)) kaum verändert worden. Als Umschaltungshöhe gilt wiederum die Flughöhe  $H_{s/o} \approx 40\text{km}$ . Wird die Machzahl-Beschränkung in einem aktiven Segment einmal erreicht, wird der Antrieb sofort ausgeschaltet. Die nächste Einschaltung des Antriebs ist erst beim nächsten "Eintauchen" erlaubt.

Die Steuerung der Perioden vom "Ein- und Auftauchen" - Zyklus und die Einhaltung der normalen Beschleunigung wird durch den Anstellwinkel-Regler geleitet.

Ähnlich zur Aufstiegsphase wird der Term des Steuerungsgesetzes  $\varepsilon_{nz}$  benutzt, um die normale Beschleunigung zu beschränken:

$$(25) \begin{aligned} \text{if}(n_z > n_{z\_set}) & \quad \varepsilon_{nz} = (n_{z\_set} - n_z)K_{n_z} \\ \text{if}(n_z \leq n_{z\_set}) & \quad \varepsilon_{nz} = 0 \end{aligned}$$

Die Beschränkung  $n_{z\_set}$  wird auf ca. 1,5...1,6 gesetzt.

Dieser Term wird bei jedem "Eintauchen" aktiv und vermindert dementsprechend den Anstellwinkel.

Der zweite Term  $\varepsilon_\gamma$  regelt den Bahnwinkel  $\gamma$  beim "Auftauchen". Der Soll-Wert des Bahnwinkels wird während der Reiseflugs auf ca.  $10^\circ$  gesetzt:

$$(26) \begin{aligned} \gamma_{set} = 10^\circ & \quad \varepsilon_\gamma = (\gamma_{set} - \gamma)K_\gamma; \\ \text{if}(\varepsilon_\gamma < \varepsilon_{\gamma \min}) & \quad \varepsilon_\gamma = \varepsilon_{\gamma \min} \\ \text{if}(\varepsilon_\gamma > \varepsilon_{\gamma \max}) & \quad \varepsilon_\gamma = \varepsilon_{\gamma \max} \end{aligned}$$

Der dritte Term  $\varepsilon_\alpha$  ist für die Anstellwinkel-Werte während des oberen Bahnbogens bis zum Anfang des "Eintauchens" verantwortlich. Die Soll-Werte  $\alpha_{set}$  sind auf ca.  $5^\circ \dots 7^\circ$  gesetzt. Diese Werte sind so ausgewählt, dass eine

stabile periodische Bahn gewährleistet wird: Sie sind in Abhängigkeit von stark veränderlicher Flugmasse stets anzupassen. Mit diesen Soll-Werten sind indirekt auch die maximalen Werte des Staudrucks  $q$  während des "Eintauchens" beeinflusst worden.

$$(27) \quad \varepsilon_\alpha = (\alpha_{\text{set}} - \alpha)K_\alpha; \quad \begin{cases} \text{if } (\varepsilon_\alpha < \varepsilon_{\alpha \min}) \varepsilon_\alpha = \varepsilon_{\alpha \min} \\ \text{if } (\varepsilon_\alpha > \varepsilon_{\alpha \max}) \varepsilon_\alpha = \varepsilon_{\alpha \max} \end{cases}$$

Das komplette Steuerungsgesetz des Integralreglers lenkt den Anstellwinkel des Hyperschall-Flugzeuges:

$$(28) \quad \alpha_{\text{cs}} = \int(\varepsilon_{nz} + \varepsilon_\gamma + \varepsilon_\alpha)dt$$

Es ist zu beachten, dass die Beschränkungen von jedem Term des Integralgesetzes so ausgewählt sind, dass die Begrenzung der normalen Beschleunigung immer die höchste Priorität hat.

Die Hauptaufgabe des Navigationssystems während der Reiseflug-Phase ist, das Luftfahrzeug auf kürzestem Weg zum Zielpunkt zu lenken. Diese Aufgabe wird mit dem Kurs-Regler erfüllt. Das Navigationssystem berechnet während des gesamten Fluges die optimale Flugrichtung (Flug entlang "Orthodrome", d.h. Segment vom Großkreis des Erdballs) und lenkt das Flugzeug. Der Folgeregelkreis realisiert die von dem Navigationssystem berechnete Flugrichtung, indem es den Rollwinkel steuert:

$$(29) \quad \begin{aligned} \text{if}(H \leq H_{s/o}) \quad \dot{\sigma} &= (\psi_{\text{targ}} - \psi_{\text{cur}})K_\psi + n_z \sin \sigma \\ \text{if}(H > H_{s/o}) \quad \dot{\sigma} &= (0 - \sigma_{\text{cur}})K_\psi \quad |\sigma| \leq \sigma_{\max} \end{aligned}$$

Die Besonderheit der Flugrichtungssteuerung bei einer periodischen Flugbahn ist, dass die Azimut-Korrektur nur während des unteren Bogen der Bahnschleife möglich ist. Die verfügbaren aerodynamischen Kräfte und, dementsprechend, die verfügbare normale Beschleunigung, deren seitliche Projektion der Flugrichtungskorrektur dient, sind in oberen Bahnbogen sehr gering. Dies führt zu größeren dynamischen Navigationsfehlern. Nichtsdestoweniger, bleibt die in der Simulation erreichte Navigationspräzision befriedigend.

### 3.4. Flugbahnsimulationen

Die Hauptziele der mathematischen Simulation der Flugbahn des Hyperschallflugzeugs HyperSoar sind sowohl die Leistungsanalyse des Gesamtkonzeptes einschließlich Abschätzung der Reisefluggeschwindigkeit, der Machzahl, der Flughöhe, des Treibstoffverbrauchs, Flugdauer und der Reichweite, als auch die Analyse der Flugmechanikbesonderheiten einer periodischer Flugbahn, einschließlich Prüfung der Steuerungsalgorithmen.

Die mathematische Simulation der Flugbahn beinhaltet die Aufstiegsphase vom Start bis zum Übergang zum Reiseflug und die Reiseflug-Phase ("Skipping Mode") bei der Machzahl  $M \approx 10$ . Die Sinkflug-Phase und die Landung wurden bei der Reichweitenabschätzung nicht simuliert, da der Treibstoff-Verbrauch in dieser Flugphase sehr gering bleibt. Anderseits kann die bei dem Sinkflug gewonnene zusätzliche Reichweite nicht zu groß werden, weil das L/D-Verhältnis bei einem solchen Hyperschall-Flugzeug relativ

gering bleibt (ca. 4 in Überschall / Hyperschall und ca. 6 in Unterschall). Die Simulation endet, wenn der Treibstoff verbraucht wird.

Die Simulation der Aufstieg / Beschleunigungs-Phase ist auf die maximale Antriebleistung gerichtet: Keine Lärmbeschränkungen sind berücksichtigt worden. Das Luftfahrzeug erreicht im transsonischen Flug eine Höhe ca. 5 km, danach erfolgt der Aufstieg mit Überschallgeschwindigkeit.

Die durchschnittliche Reiseflug-Machzahl  $M = 10$  wird schon nach ca. 500 s nach dem Start erreicht, und HyperSoar tritt in die Reiseflug-Phase: Die periodische Flugbahn ("Skipping Mode") wird eingeleitet (ABB. 16). Die schnelle Beschleunigung während der Aufstiegsphase ist dank des sehr groß angenommenen Schub / Masse-Verhältnisses möglich. Die Skipping-Periodendauer beträgt ca. 230 s.

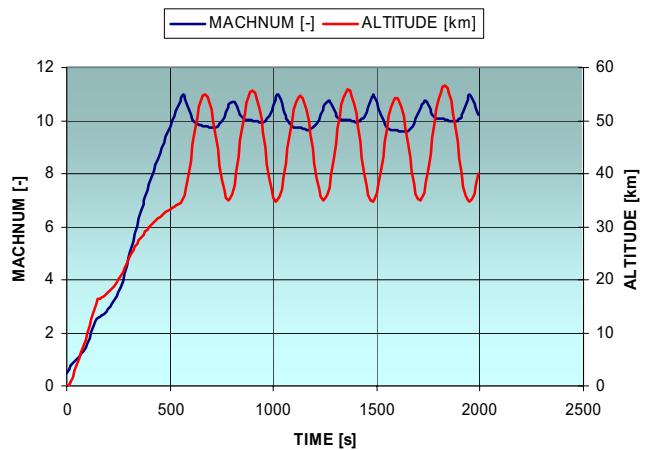


ABB. 16. Machzahl und Flughöhe während des Aufstiegs und am Anfang des Reisefluges.

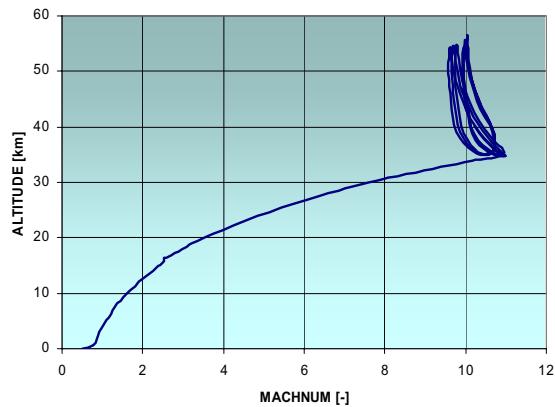


ABB. 17. Flughöhe als Funktion von Machzahl während des Aufstiegs und am Anfang des Reisefluges.

Das ABB. 17 zeigt anschaulich einen fast perfekten Aufstieg bei nahezu konstantem Staudruck ( $q \leq 50 \text{ kPa}$ ) mit anschließend nachfolgendem sehr stabilem Skipping-Mode. Dies beweist das zuverlässige Funktionieren der Steuerungsalgorithmen in der mathematischen Simulation sowohl während der Aufstiegsphase als auch während der Reiseflug-Phase.

Hier kann man auch deutlich erkennen, dass sich die nacheinander folgenden Skipping-Schleifen leicht vonein-

ander unterscheiden. Dieser Unterschied ist auf die Veränderung der Flugmasse und der atmosphärischen Bedingungen beim "Eintauchen" zurückzuführen. Trotz der sich sehr dynamisch ändernden Verhältnisse gewährleistet das Steuerungssystem eine stabile periodische Flugbahn. Bei einem Einsatz von konventionellen Bahnoptimierungs-Tools ohne Steuerungsalgorithmen wären solche Ergebnisse nicht zu bekommen.

Die normale Beschleunigung  $N_z$  und die axiale Beschleunigung  $N_x$  sind auf dem ABB. 18 dargestellt. Die axiale Beschleunigung erreicht den maximalen Wert von 1 g während der Aufstiegsbeschleunigung und den minimalen negativen Wert von -0,25 g in unteren Segmenten der periodischen Bahn während des Reisefluges, wenn der Antrieb abgeschaltet ist.

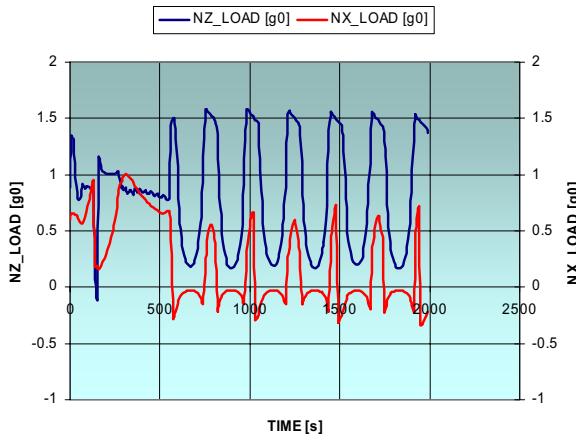


ABB. 18. Normale und axiale Beschleunigungen während des Aufstiegs und am Anfang des Reisefluges.

Die normale Beschleunigung ist im unteren aktiven Segment der periodischen Bahn definitiv von dem Steuerungssystem auf den Wert ca. 1,6 g begrenzt, und im oberen nicht angetriebenen quasi-ballistischen Bahnsegment sinkt sie auf den Wert 0,2 g (nahezu Schwerelosigkeit).

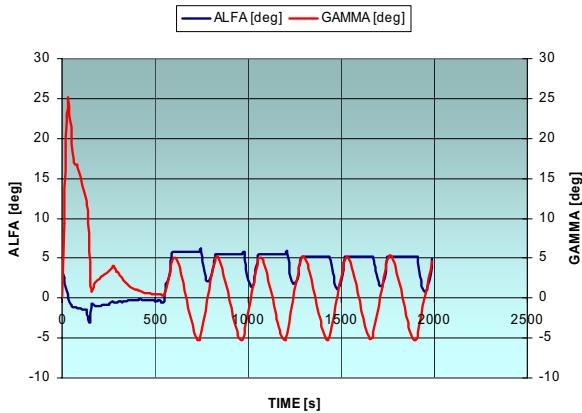


ABB. 19. Anstellwinkel und Bahnwinkel während des Aufstiegs und am Anfang des Reisefluges.

Der Verlauf des Anstellwinkels  $\alpha$  und des Bahnwinkels  $\gamma$ , dargestellt in ABB. 19, illustriert wieder eine sehr stabile periodische Bahn-Steuerung. Man kann deutlich erkennen,

wie das Steuerungssystem den Anstellwinkel reduziert, um die  $N_z$ -Beschränkung einzuhalten ( $t = 790$  s,  $1020$  s,  $1250$  s,  $1480$  s, ...).

Die Veränderung der Flugmasse und des Schubs ist in ABB. 20 dargestellt. Die Veränderung der Flugmasse während der Aufstiegsphase ist stufenlos und, besonders während der Arbeit der Triebwerke in dem Ejector Rocket Mode, sehr steil: Dort sind der Schub und der Treibstoffverbrauch am höchsten. ABB. 20 zeigt auch den charakteristischen stufenförmigen Verlauf der Flugmasse während des Reisefluges wegen des periodischen Arbeitsmodus der SCRAM-Triebwerke. Es ist zu beachten, dass die Antriebsdauer in einzelnen Skipping-Schleifen unterschiedlich ist. Das ist davon abhängig, wann die maximal erlaubte Machzahl erreicht wird, und, dementsprechend, wann das Steuerungssystem die SCRAM-Triebwerke abschaltet.

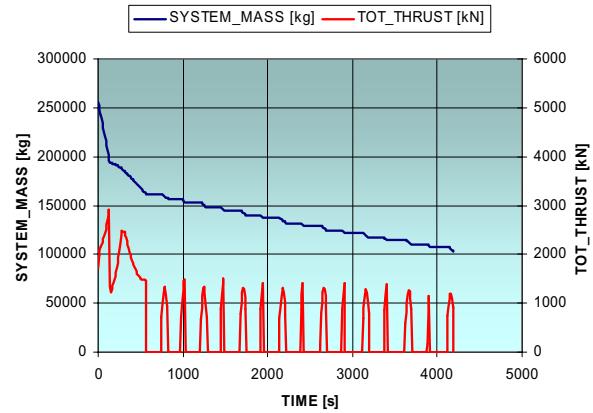


ABB. 20. Flugmasse und Shub beim Aufstieg und im gesamten Reiseflug.

Das ABB. 21 zeigt den Staudruck und den Wärmestrom im Staupunkt. Während der Aufstiegs-Phase leitet das Steuerungssystem den Flug mit nahezu konstantem Staudruck  $q \approx 50$  kPa und gewährleistet damit die optimalen Bedingungen für die Beschleunigung mit luftamtenden Triebwerken. Während der Reiseflug-Phase erreicht der Staudruck kurzfristig den maximalen Wert ca. 50 kPa. Die minimalen Werte in antriebslosen oberen Bahnsegmenten sind unterhalb von 5 kPa.

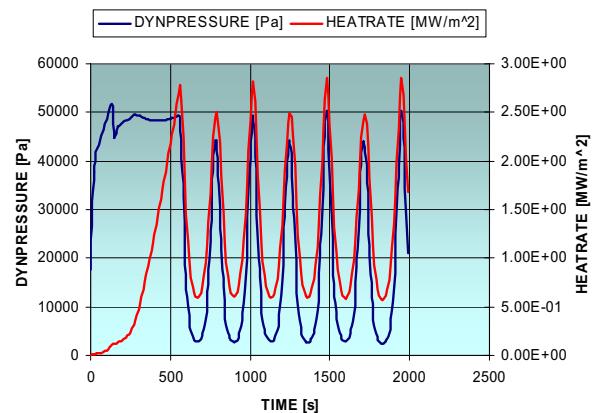


ABB. 21. Staudruck und Wärmestrom während des Aufstiegs und am Anfang des Reisefluges.

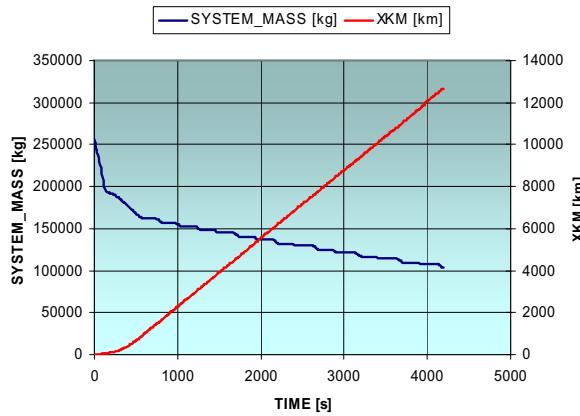


ABB. 22. Flugmasse und Reichweite beim Aufstieg und im gesamten Reiseflug (SKIPPING Mode)

Der Wärmestrom im Staupunkt wird nach einer empirischen Formel berechnet [7]. Für den angenommenen Naseradius  $R_n = 0,05$  m erreicht der Wärmestrom im Staupunkt den maximalen Wert von ca.  $2,8 \text{ MW/m}^2$ .

Wenn die minimale MECO-Flugzeugmasse ca. 110 t beträgt, könnte laut der Simulationsergebnisse die Reichweite von 12000 km in SKIPPING Mode erzielt werden (siehe ABB. 22).

Zum Vergleich: die maximale Reichweite bei dem Flug in konstanter Höhe  $H = 34$  km bei der Machzahl  $M=10$  mit nahezu optimalem L/D- Verhältnis (ca. 4) und Staudruck ( $q = 50 \text{ kPa}$ ) beträgt laut der Simulationsergebnisse nur 8425 km (siehe ABB. 23 ).

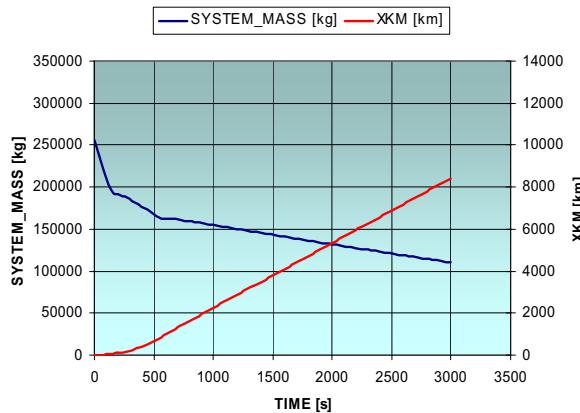


ABB. 23. Flugmasse und Reichweite beim Aufstieg und im gesamten Reiseflug (kein SKIPPING Mode)

Der Vergleich von integralen Wärmebelastungen während des gesamten Fluges zeigt auch den klaren Vorteil der periodischen Flugbahn (siehe ABB. 24). Obwohl der durchschnittliche Wärmestrom bei gleichmäßigem Reiseflug nur ca.  $2,25 \text{ MW/m}^2$  beträgt (für SKIPPING Mode erreichen die Spitzenwerte vom Wärmestrom ca.  $2,8 \text{ MW/m}^2$ ), liegt die integrale Wärmebelastungs-Kurve für die periodische Flugbahn wesentlich tiefer.

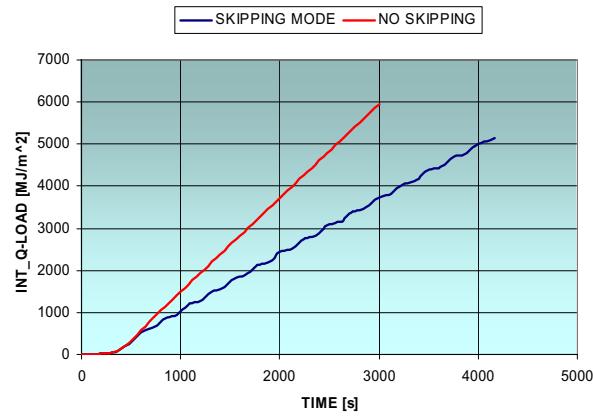


ABB. 24. Vergleich Integraler Wärmebelastungen beim Aufstieg und im gesamten Reiseflug

Allerdings muss man auf die Tatsache hinweisen, dass die periodische Flugbahn für potenzielle Fluggäste nicht attraktiv wird: Mehrfache Veränderungen der normalen und axialen Beschleunigung von maximalen Werten bis zur nahezu Schwerelosigkeit sind nicht komfortabel.

#### 4. ZUSAMMENFASSUNG

- Periodische Flugbahnen im Reiseflug ("Skipping-Mode") können die Reichweite eines Hyperschall-Luftfahrzeugs wesentlich erhöhen und, unter Umständen, die integrale Wärmebelastung reduzieren.
- Die Verwendung einer solchen Flugbahn bringt besonders große Vorteile für Hyperschallluftfahrzeuge mit luftatmenden SCRAM-Triebwerken: Skipping-Mode erlaubt es, zwischen für den luftatmenden Antrieb optimalen Flugbedingungen und zahlreichen strukturellen und thermodynamischen Beschränkungen einen rationalen Kompromiss zu finden.
- Die durchgeführten mathematischen Simulationen haben bewiesen, dass die vorgeschlagenen relativ einfachen Steuerungsalgorithmen aus Steuerungssicht den Einsatz von stabilen periodischen Flugbahnen ermöglichen.

#### 5. LITERATUR

- [1] Sippel, M., Klevanski, J., van Foreest, A., Gühan, A., Esser, B., Kuhn, M.: The SpaceLiner Concept and its Aerothermodynamic Challenges, 1<sup>st</sup> ARA-Days, Arcahon July 2006
- [2] Sippel, M., Klevanski, J., Steelant, J.: Comparative Study on Options for High-Speed Intercontinental Passenger Transports: Air-Breathing- vs. Rocket-Propelled, IAC-05-D2.4.09, October 2005
- [3] van Foreest, A.: Trajectory Analysis and Preliminary Design of a Future Spacecraft for Intercontinental Rocket Powered Passenger Flight, DLR, SART-TN 008/2005, September 2005.

- [4] Scott, W.B.: Airbreathing HyperSoar Would 'Bounce' on Upper Atmosphere, Aviation Week & Space Technology, September 7, 1998, p. 126 ff.
- [5] Carter II, P.H., Pines, D.J. , von Eggers Rudd, L: Advancement and Refinement of HyperSoar Modelling, U.S: Department of Energy, Lawrence Livermore National Laboratory, February 2000.
- [6] Carter, P.J.; Pines, J.D.; von Eggers Rudd, L.: Approximate Performance of Periodic Hypersonic Cruise Trajectories for Global Reach, Journal of Aircraft, Vol.35, No.6, November-December 1998, p.857 ff.
- [7] Sippel, M., Klevanski, J.: Definition of the LAPCAT Reference Vehicles LAPCAT-M4 and LAPCAT-M8, Issue:1, Rev. 0, LAPCAT Del. No. D.2.2.1, SART TN-005-2005, DLR-IB 647-2005/11, February 2006
- [8] Klevanski, J.; Sippel, M.: Beschreibung des Programms zur aerodynamischen Voranalyse CAC Version 2, SART TN-004-2003, DLR-IB 647-2003/04, March 2003
- [9] Klevanski, J.; Sippel, M.: Quasi-optimal Control for the Reentry and Return Flight of an RLV, 5th International Conference on Launcher Technology, Missions, Control and Avionics, S5.1, November 2003