



Deutsche Gesellschaft  
für Luft- und Raumfahrt  
Lilienthal-Oberth e.V.



ROYAL  
AERONAUTICAL  
SOCIETY  
HAMBURG BRANCH e.V.



VDI

Verein Deutscher Ingenieure  
Hamburger Bezirksverein e.V.  
Arbeitskreis Luft- und Raumfahrt

Die DGLR lädt ein zum Vortrag in Kooperation mit VDI und RAeS

# Technologische Herausforderungen des Hyperschallfluges

*Das Technologieentwicklungs- und Verifikationskonzept des Deutschen Hyperschall-  
Technologie (SÄNGER) Programms*

**Prof. Dr.-Ing. E. H. Hirschel (Vortragender)**

Universität Stuttgart; früher EADS Militärflugzeuge, München-Ottobrunn

und **Dr.-Ing. H. Kuczera** früher ASTRIUM/EADS Raumfahrt, Neue  
Transportsysteme, München-Ottobrunn



Download: <http://hamburg.dglr.de>

**Zeit: Donnerstag, 28.11.2013, 18:00 Uhr**  
**Ort: HAW Hamburg**  
**Berliner Tor 5, (Neubau), Hörsaal 01.12**

# **Technologische Herausforderungen des Hyperschallfluges**

## **Das Technologieentwicklungs- und Verifikationskonzept des Deutschen Hyperschalltechnologie-Programms 1988 – 1995**

**E. H. Hirschel<sup>\*)</sup> und H. Kuczera<sup>\*\*)</sup>**

**<sup>\*)</sup> Universität Stuttgart und früher EADS Militärflugzeuge, Ottobrunn**

**<sup>\*\*)</sup> früher ASTRIUM/EADS Raumfahrt, Neue Transportsysteme, Ottobrunn**

## **Inhalt**

- 1. Der Anstoß zum Technologieprogramm**
- 2. Die SÄNGER-Idee**
- 3. Struktur des Hyperschalltechnologie-Programms**
- 4. Das zweistufige Raumtransportsystem SÄNGER**
- 5. Ausgewählte Ergebnisse der Technologie- und Systemstudien**
- 6. Das Technologieentwicklungs- und Verifikationskonzept**
- 7. Das Ende**

**⇒ Es wird nur die Unterstufe betrachtet, weder die Oberstufen (HORUS, CARGUS), noch die Stufentrennung, auch nicht das abgeleitete M = 4,4 Passagierflugzeug HST-230.**

## **1. Der Anstoß zum Technologieprogramm**

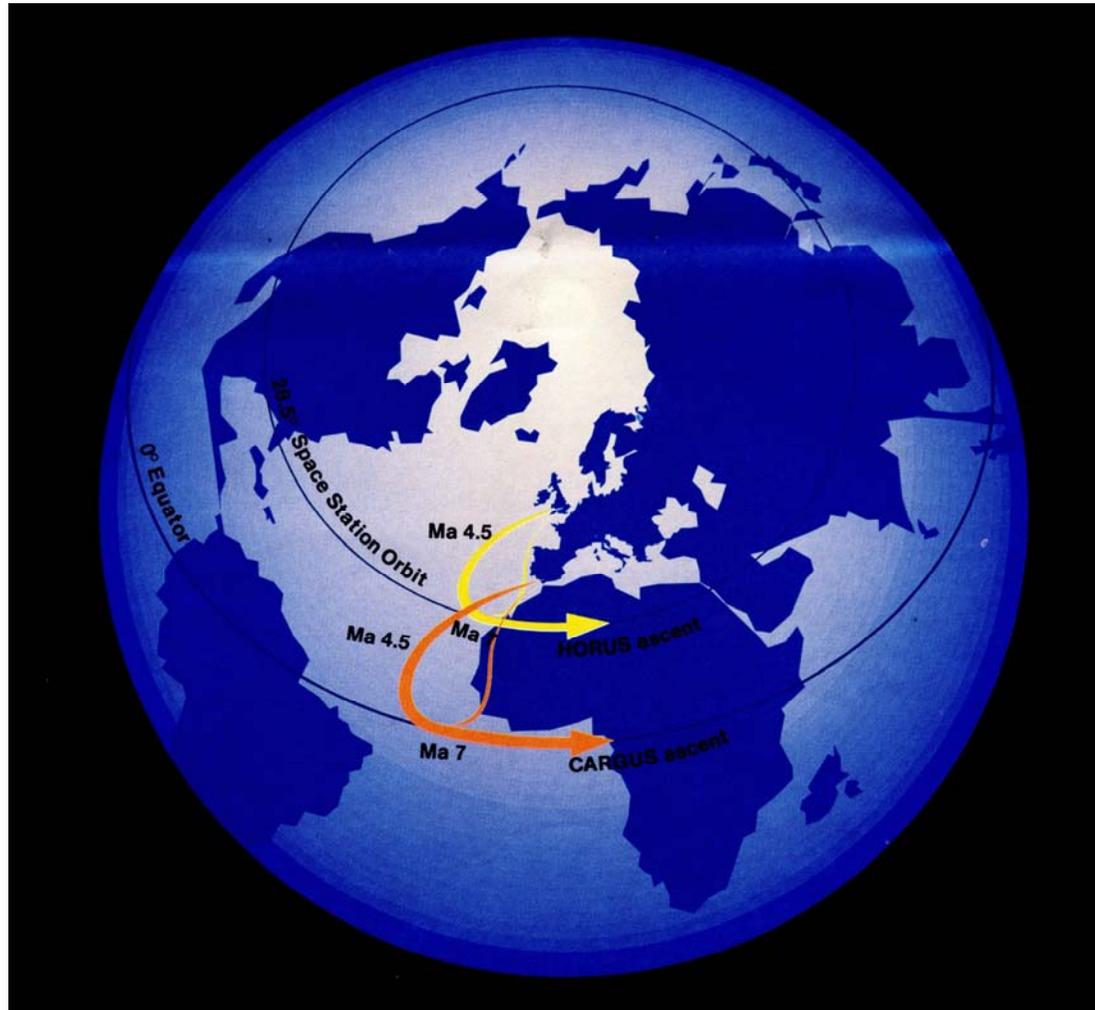
- **Deutsches nationales Raumfahrtprogramm (1962 – 1966) und EUROSPACE (1963 – 1966): zweistufiges Raumtransportsystem Junkers RT-8 (SÄNGER I). Eugen Sänger war Berater bei Junkers.**
- **1986 ESA Ratssitzung, UK schlägt Machbarkeitsstudien für zukünftige wiederverwendbare Raumtransportsysteme vor, will HOTOL einbringen.**
- **BMFT will deutsche Position auf dem Gebiet klären.**
- **MBB Raumfahrt wird um Stellungnahme zu HOTOL gebeten.**
- **E. Högenauer beauftragt D. Koelle mit Analyse des HOTOL-Vorschlages.**

## 1. Der Anstoß zum Technologieprogramm

- **D. Koelle und H. Kuczera schlagen statt HOTOL in Anlehnung an Junkers RT-8 das Konzept SÄNGER (II) als zweistufiges Raumtransportsystem mit luftatmender Unterstufe vor.**
- **H.A. Hertrich vom BMFT initiiert die „Hertrich-Studie“ 1986-1987: „Ermittlung von Schlüsseltechnologien als Ansatzpunkte für die Industrie bei der Entwicklung künftiger Überschallflugzeuge unter Berücksichtigung möglicher Hyperschallprojekte“. Betrachtet werden vier Leitkonzepte (LK) im Bereich  $M_\infty = 2,2$  bis  $12,5$ .**
- **Deutsches Hyperschalltechnologie-Programm 1988 – 1995 mit LK3 der Hertrich-Studie ( $M_\infty = 5 - 6$ ) als Unterstufen-Leitkonzept von SÄNGER: Systemstudien, Technologiestudien, Machbarkeitsuntersuchungen im Labormaßstab. Leitung: D. Koelle 1988 – 1991; H. Kuczera 1991 – 1994; P. Kania 1994-1995.**

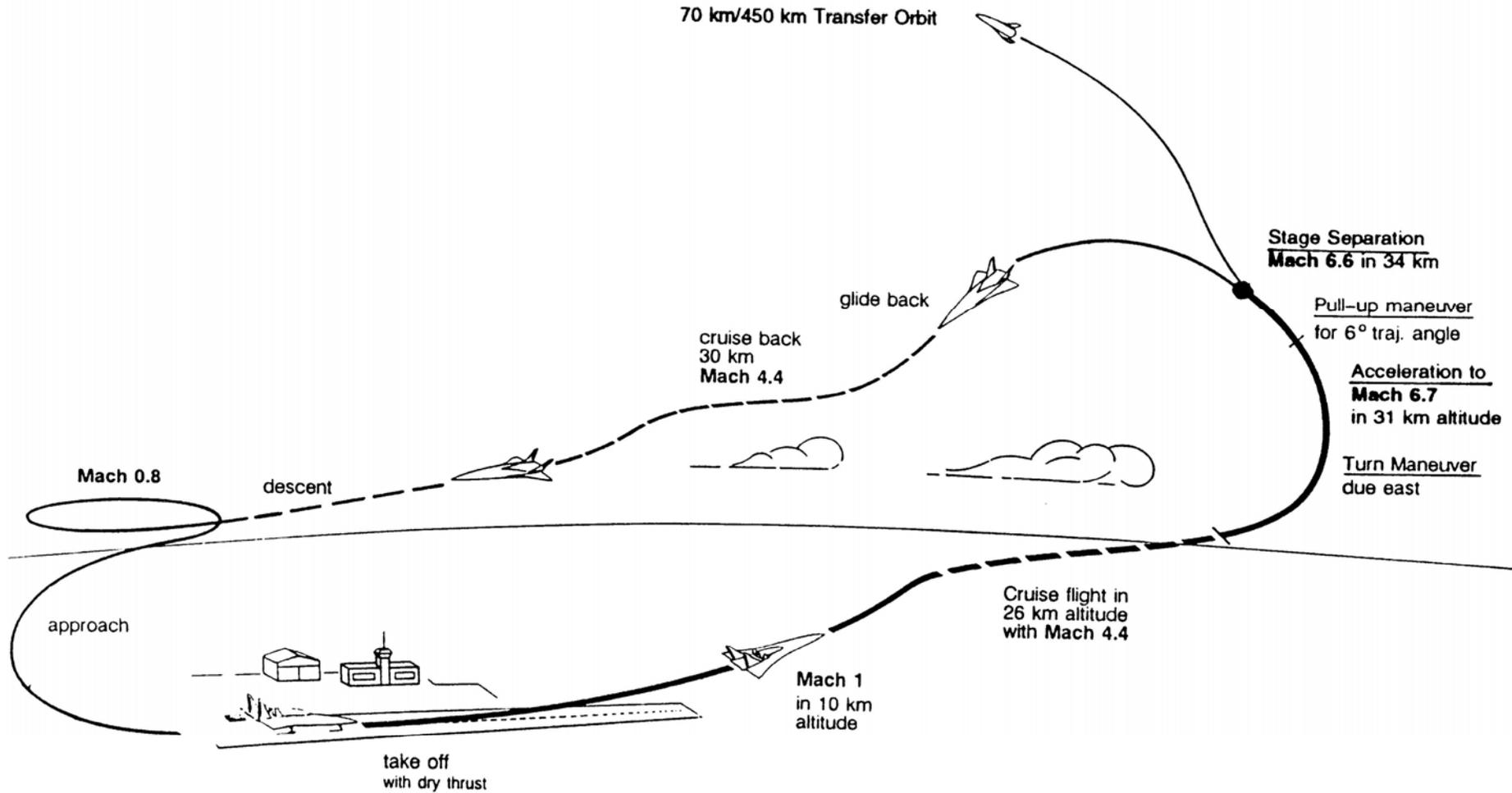
## 2. Die SÄNGER (II) -Idee

- **Europäische Autonomie beim Start von Raumtransportsystemen als geo-strategischer Ansatz.**



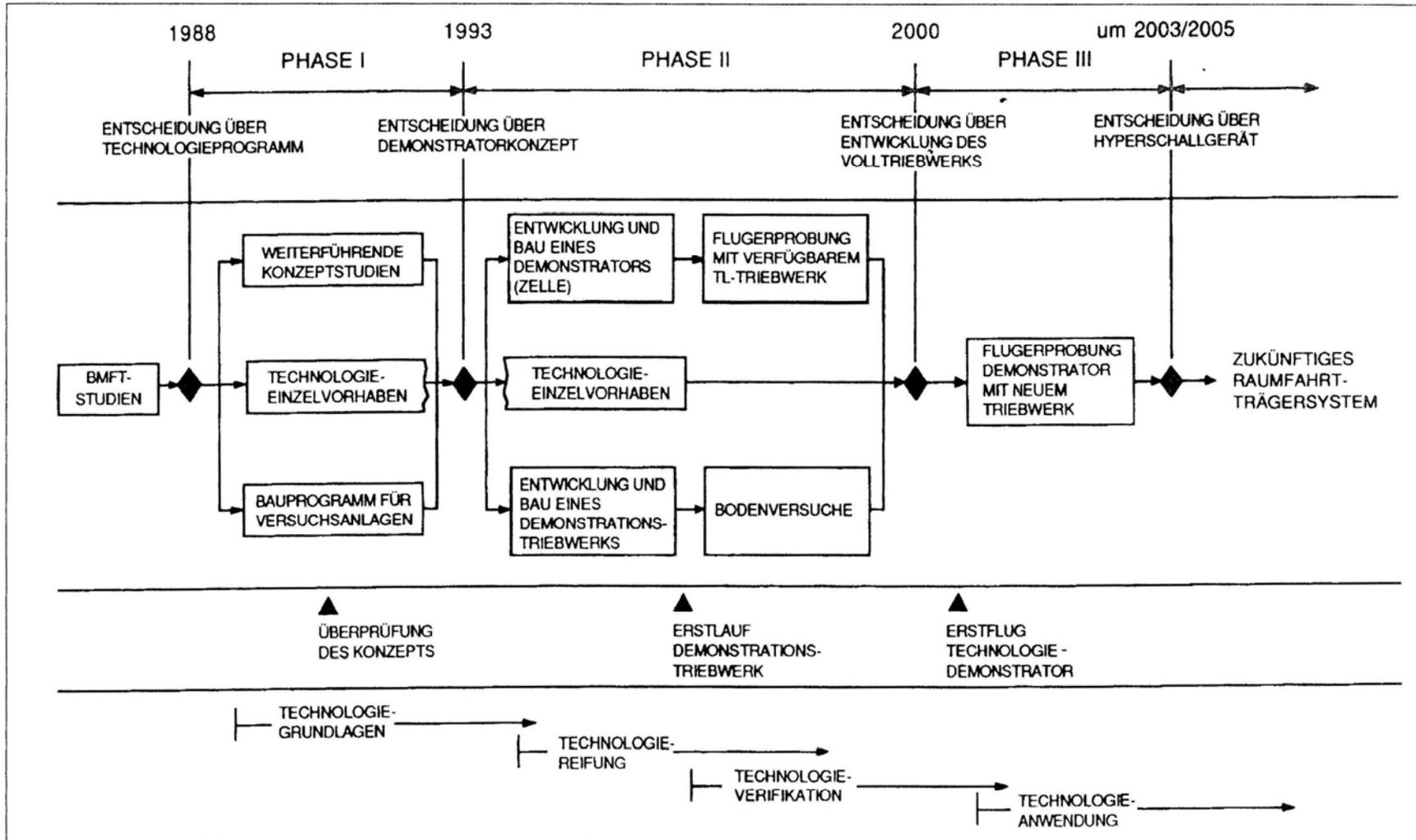
## 2. Die SÄNGER (II) -Idee

### • Schematische Flugbahn:



### 3. Struktur des Hyperschalltechnologie-Programms

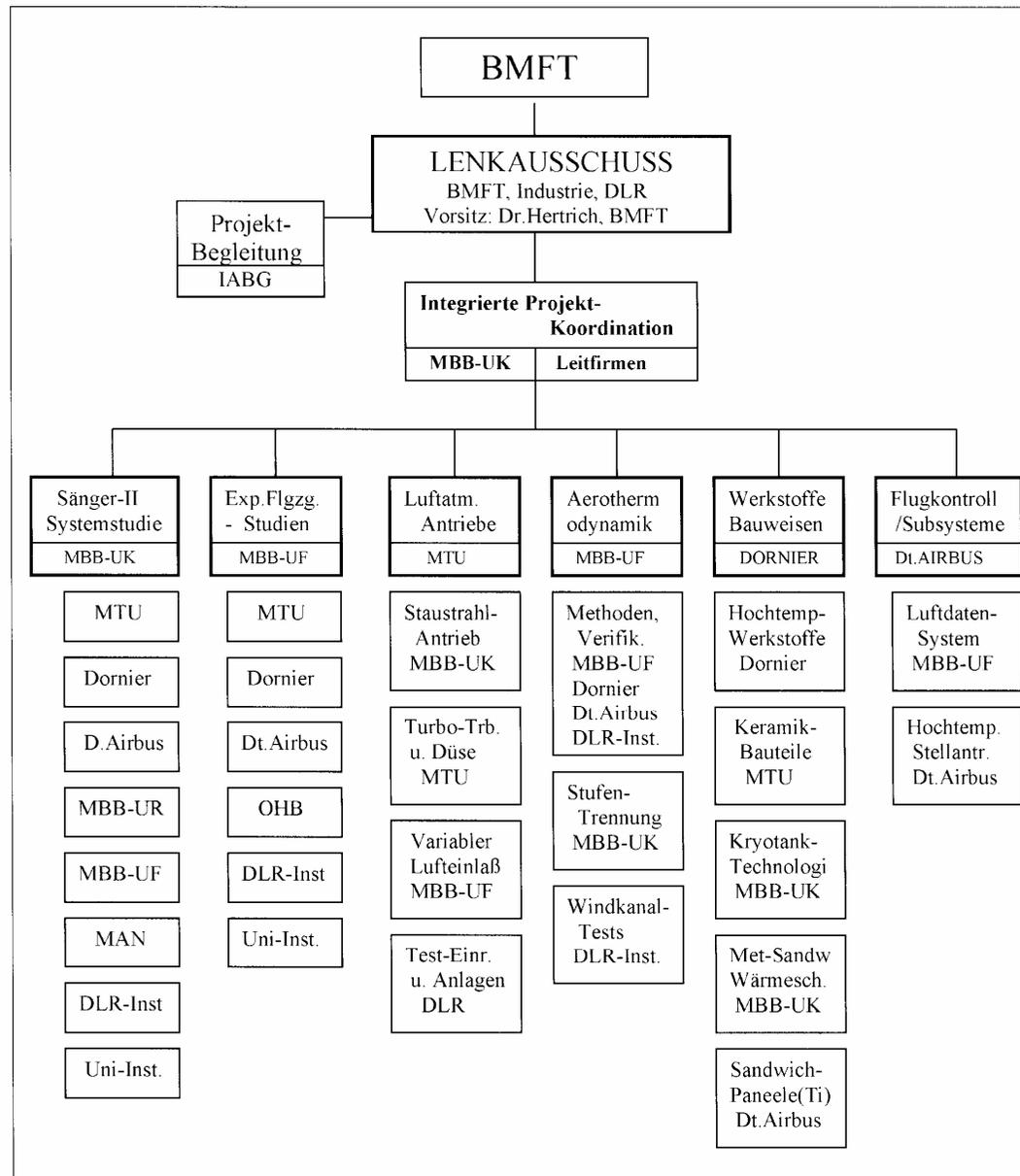
- **Ursprüngliche Planung (1988):**



- **Gesamter Mitteleinsatz (Förder- und Eigenmittel) bis 1995: ≈ 500 Millionen DM.**

### 3. Struktur des Hyperschalltechnologie-Programms

• **Organigramm (1988):**



### **3. Struktur des Hyperschalltechnologie-Programms**

- **DFG-Sonderforschungsbereiche (1989 – 2003):**

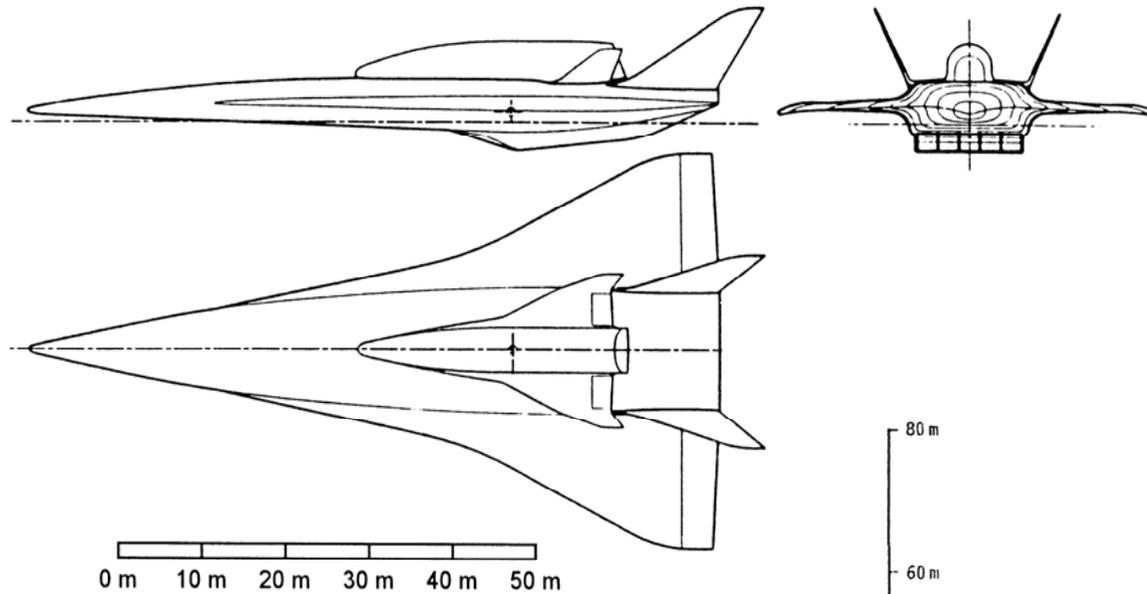
- **RWTH Aachen**  
(- **TU Braunschweig**)
- **TU und UniBw München**
- **Uni Stuttgart**

- **Internationale Partner:**

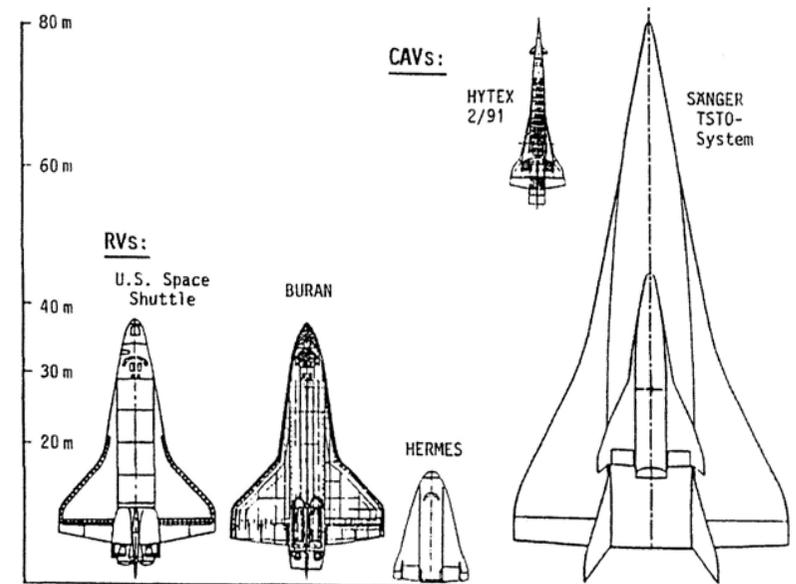
- **CFD Norway (N)**
- **Raufoss (N)**
- **Volvo (S)**
- **Saab-Scania (S)**  
(- **TsAGI, Raduga in Russland**)

## 4. Das zweistufige Raumtransportsystem SÄNGER

- **Dreiseiten-Ansicht:**



- **Konfigurations- und Größenvergleich:**



## 4. Das zweistufige Raumtransportsystem SÄNGER

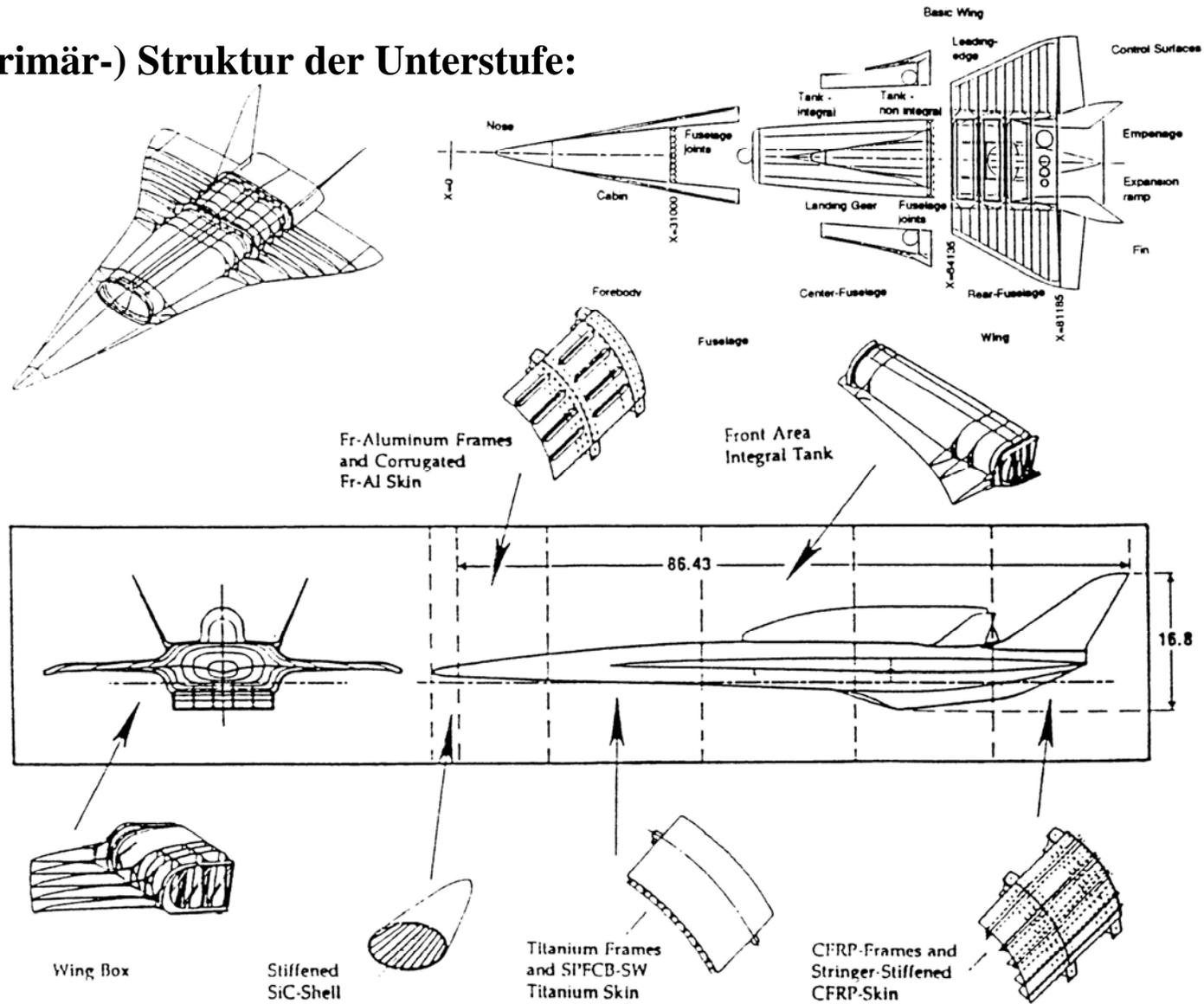
- **Kenndaten der SÄNGER-Gesamtkonfiguration (Version 4/92):**

	lower stage	upper stage
fuselage length	82,5 m	32,45 m
fuselage height	4,5 m	5,40 m
fuselage width	14,4 m	5,20 m
span width	45,1 m	17,7 m
engines	Turbo/RAM (LH2)	Rocket (LH2/LOX)
number	5	1
thrust	500 kN <sub>max</sub> each	1500 kN
payload	115 to	unmanned: 7 to
gross take-off weight	410 to (with upper stage)	115 to



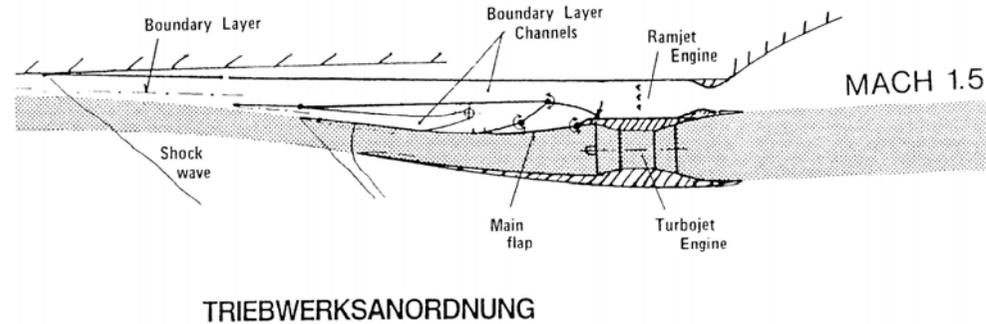
# 4. Das zweistufige Raumtransportsystem SÄNGER

- (Heiße Primär-) Struktur der Unterstufe:

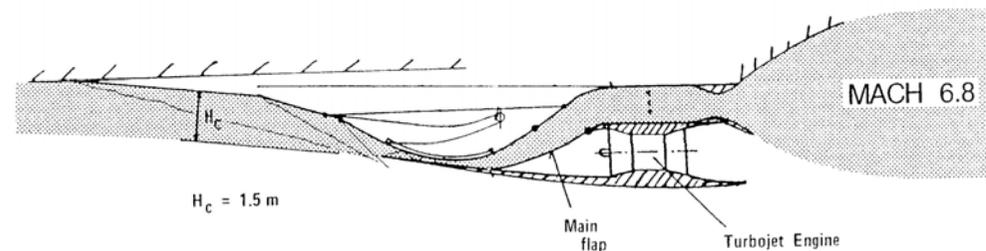


## 4. Das zweistufige Raumtransportsystem SÄNGER

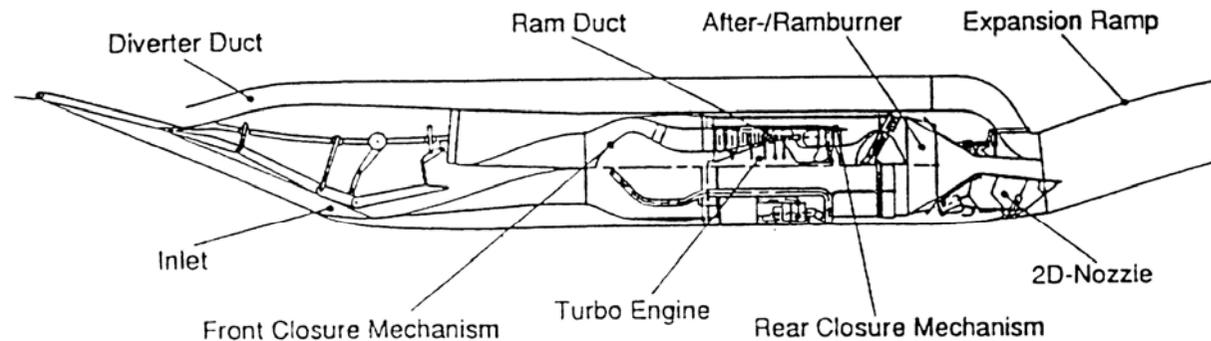
- Das ursprüngliche parallele Antriebs-Konzept:



Beide Konzepte:  
 Turbobetrieb bis  $M_\infty = 3,6$ ,  
 Staustrahlantrieb bis  
 $M_\infty = 6,8$ .

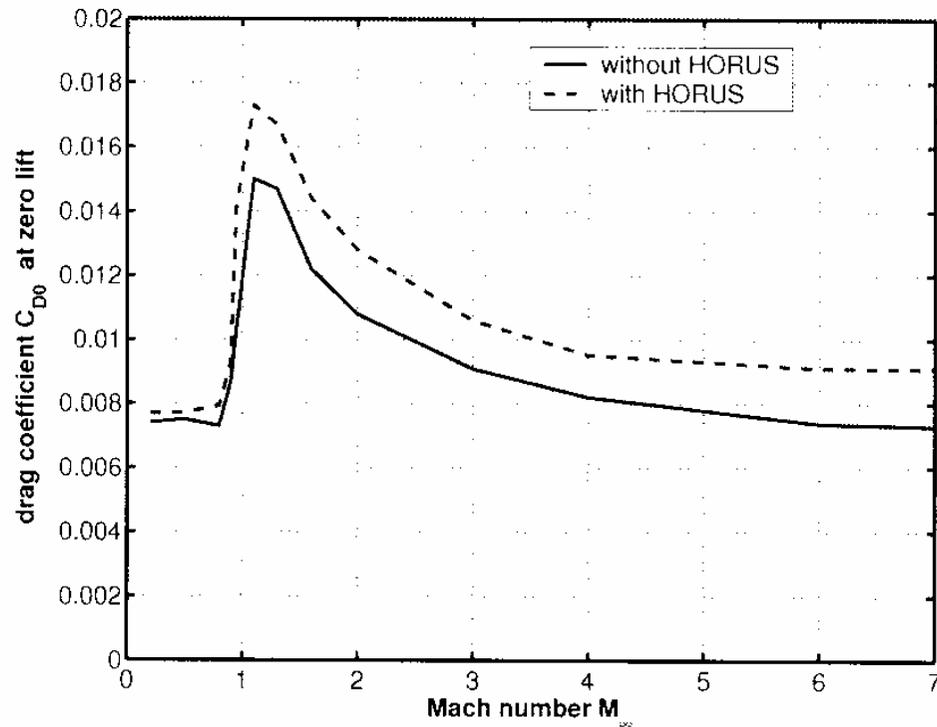


- Das endgültige (MTU-) koaxiale Kombinationsantrieb-Konzept:



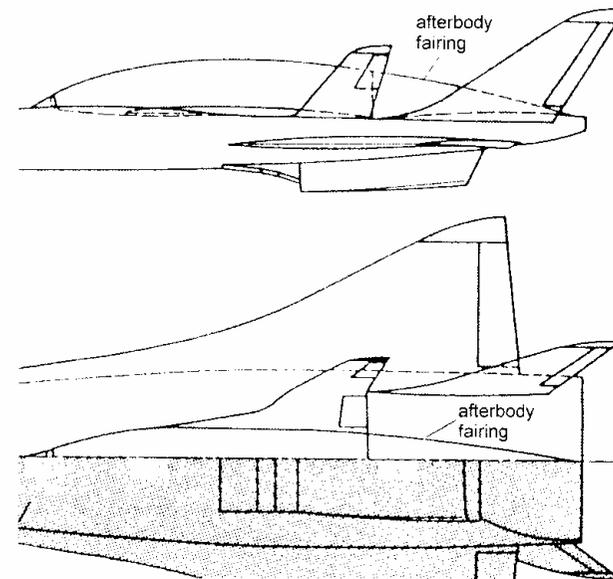
## 5. Ausgewählte Ergebnisse der Technologie- und Systemstudien

- Das Widerstandsproblem: Null-Widerstand  $C_{D0} = f(M_\infty)$ .



**Kritische Bereiche:  
Transschall  
und Hyperschall.**

⇒ **Maßnahme im Transschallbereich: Heckverkleidung der Oberstufe zur Widerstandsverringernng.**

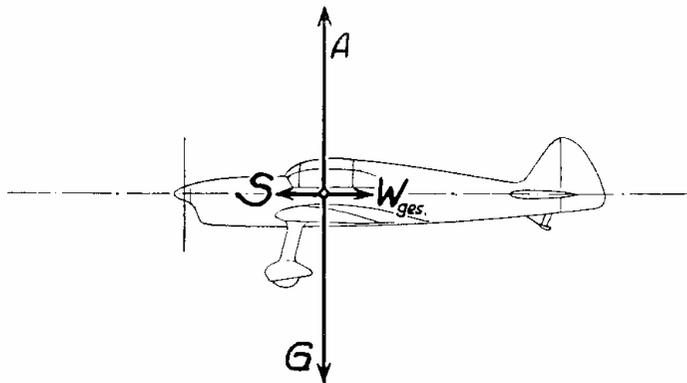


## 5. Ausgewählte Ergebnisse der Technologie- und Systemstudien

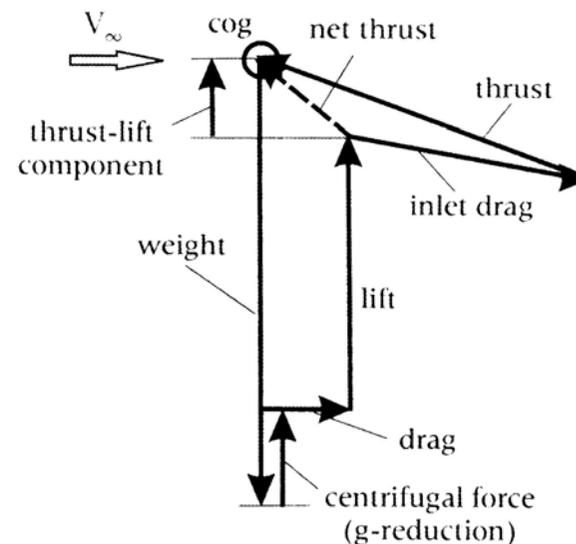
- **Luftatmender Hyperschallflug mit Vorkörper-Vorkompression der Einlaufanströmung: hochgradige Kopplung von Auftrieb und Antrieb, das Cayley'sche Entwurfsparadigma ist ungültig.**

**Vergleich der Kraftpolygone für den stationären Horizontalflug (schematisch):**

**Klassisch:**



**SÄNGER II im Hyperschall-Bereich:**

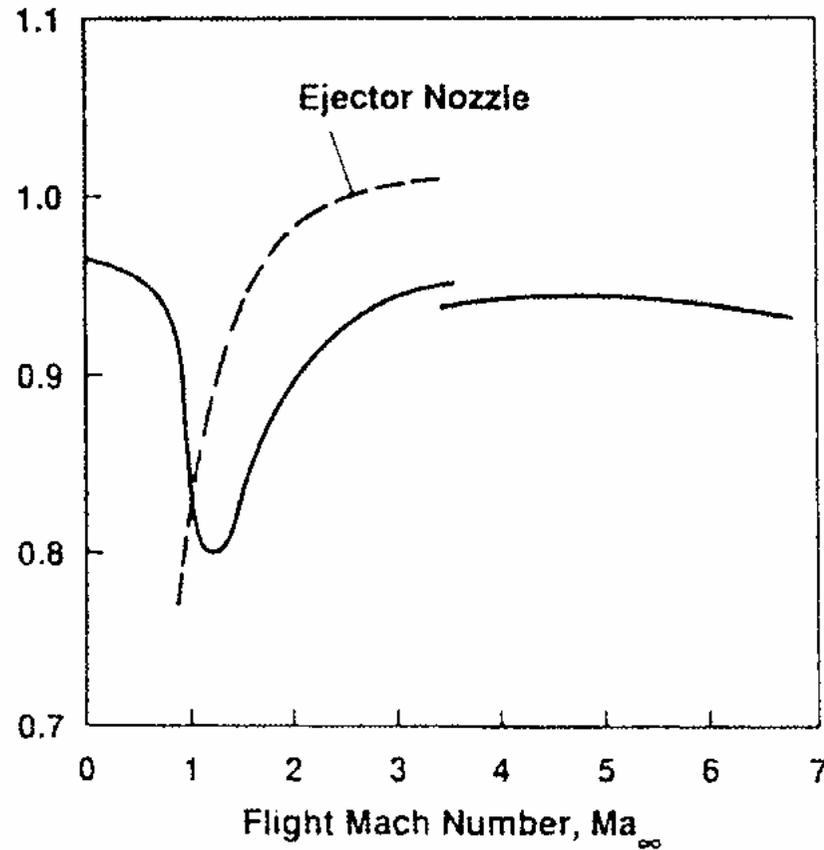


**⇒ Trimmung: Antriebs-integriert oder Zellen-autonom?**

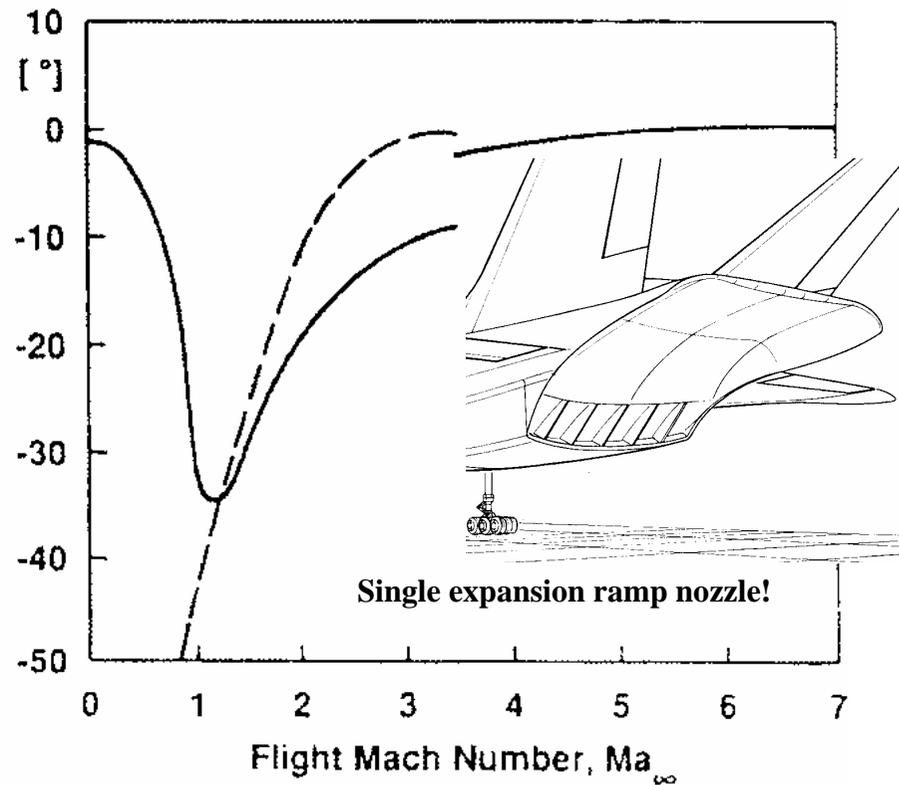
## 5. Ausgewählte Ergebnisse der Technologie- und Systemstudien

- Schub-Koeffizient und Schubvektor-Winkel über der Flug-Machzahl.

Thrust Coefficient,  $C_{FGX}$



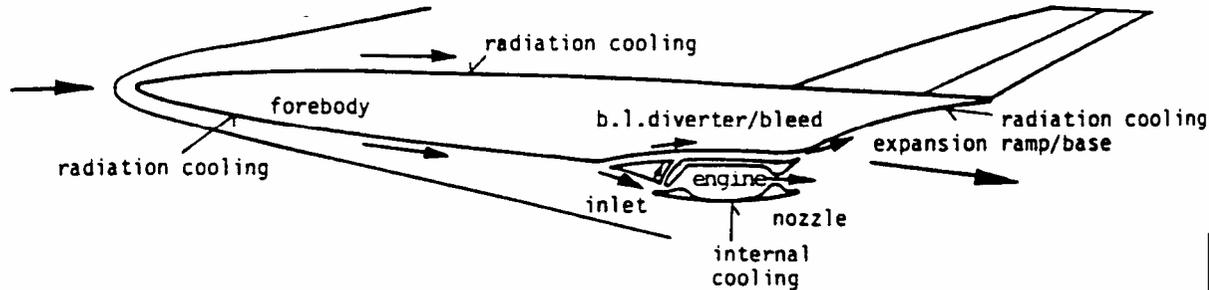
Thrust Vector Angle,  $\Delta$



⇒ **Kritische Bereiche: Transschall und Hyperschall!**

## 5. Ausgewählte Ergebnisse der Technologie- und Systemstudien

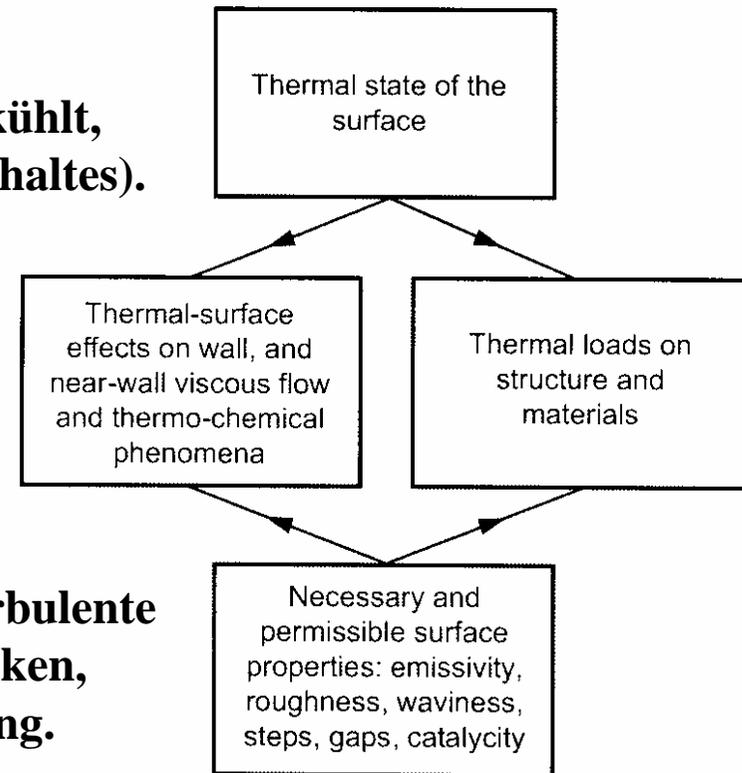
- **Reibungseffekte sind von sehr großer Wichtigkeit, starke Koppelung mit thermischen Effekten!**



⇒ **Der äußere Strömungsweg ist strahlungsgekühlt, der innere aktiv (Problem des Thermalhaushaltes).**

⇒ **Das Konzept des thermischen Zustandes der Oberfläche ( $T_w$  und  $\partial T/\partial n|_{gw}$ ) ersetzt das Stanton-Zahl-Konzept.**

⇒ **Thermische Oberflächeneffekte: laminar-turbulente Transition, Reibungskräfte, Grenzschichtdicken, Stoß/Grenzschicht-Wechselwirkung, Ablösung.**



## 5. Ausgewählte Ergebnisse der Technologie- und Systemstudien

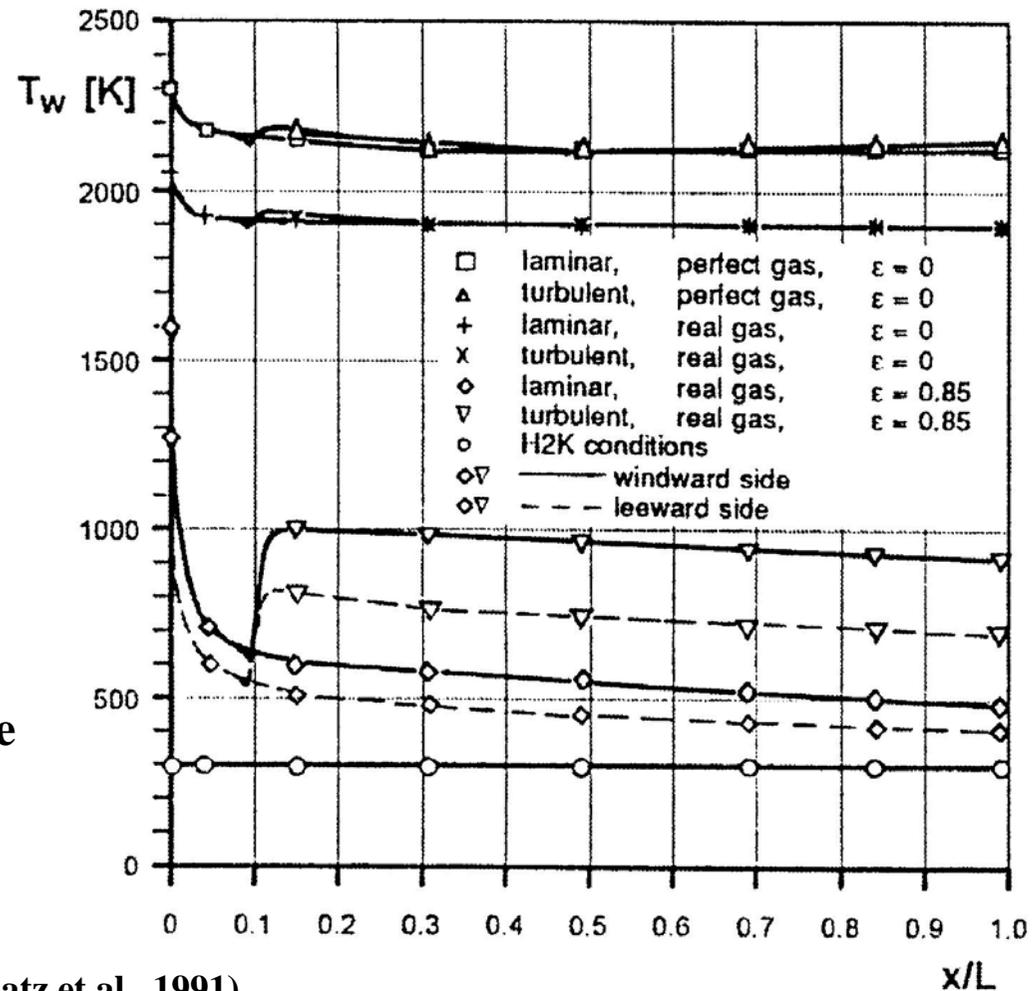
- **Der Effekt der Strahlungskühlung: strahlungsadiabate Temperatur auf dem Vorkörper, und der Einfluss der laminar-turbulenten Transition**

( $M_\infty = 6,8$ ,  $H = 33$  km).

Untere Symmetrielinie  
bis zum Einlauf:

⇒ Die Wandtemperatur beeinflusst auch die Anströmung des Einlaufes und die von Trimm- und Kontrollflächen.

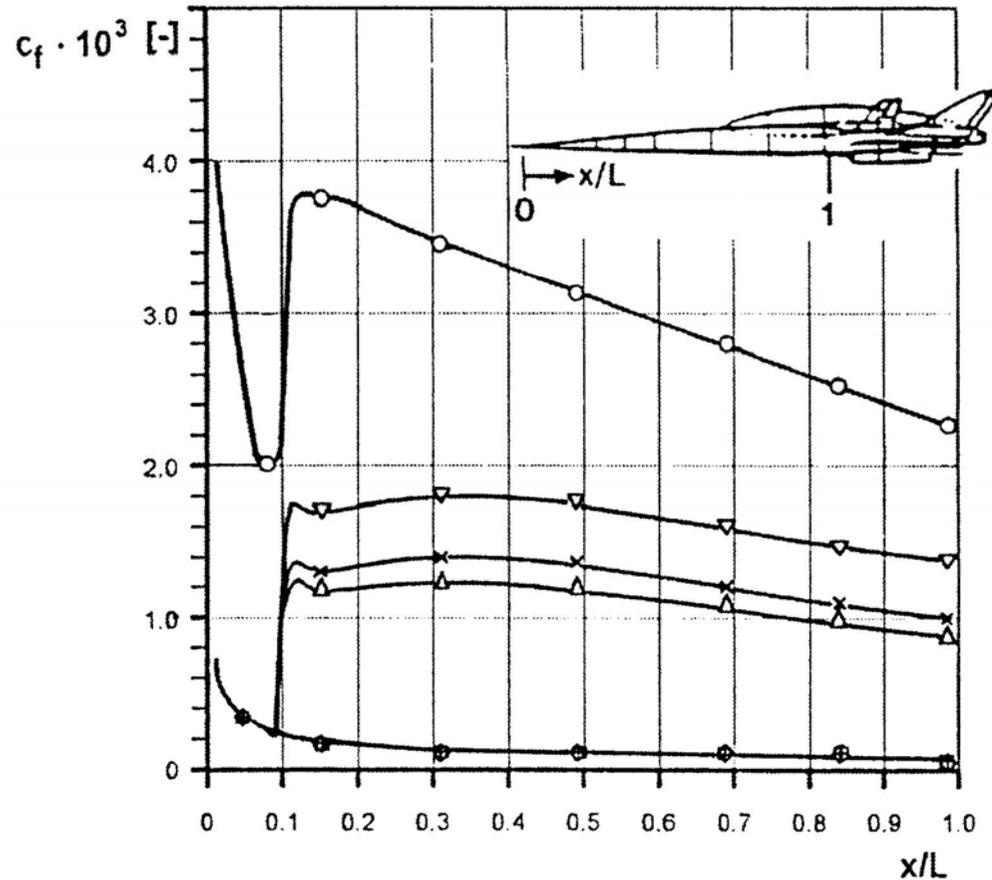
⇒ Die Windkanalsimulation ist nicht möglich, auch nicht die theoretische Vorhersage der Transitionslage, NASP/X-30: Faktor 2 im GTOW!



(M.A. Schmatz et al., 1991)

## 5. Ausgewählte Ergebnisse der Technologie- und Systemstudien

- Die Auswirkung der Oberflächentemperatur auf den Reibungswiderstand.

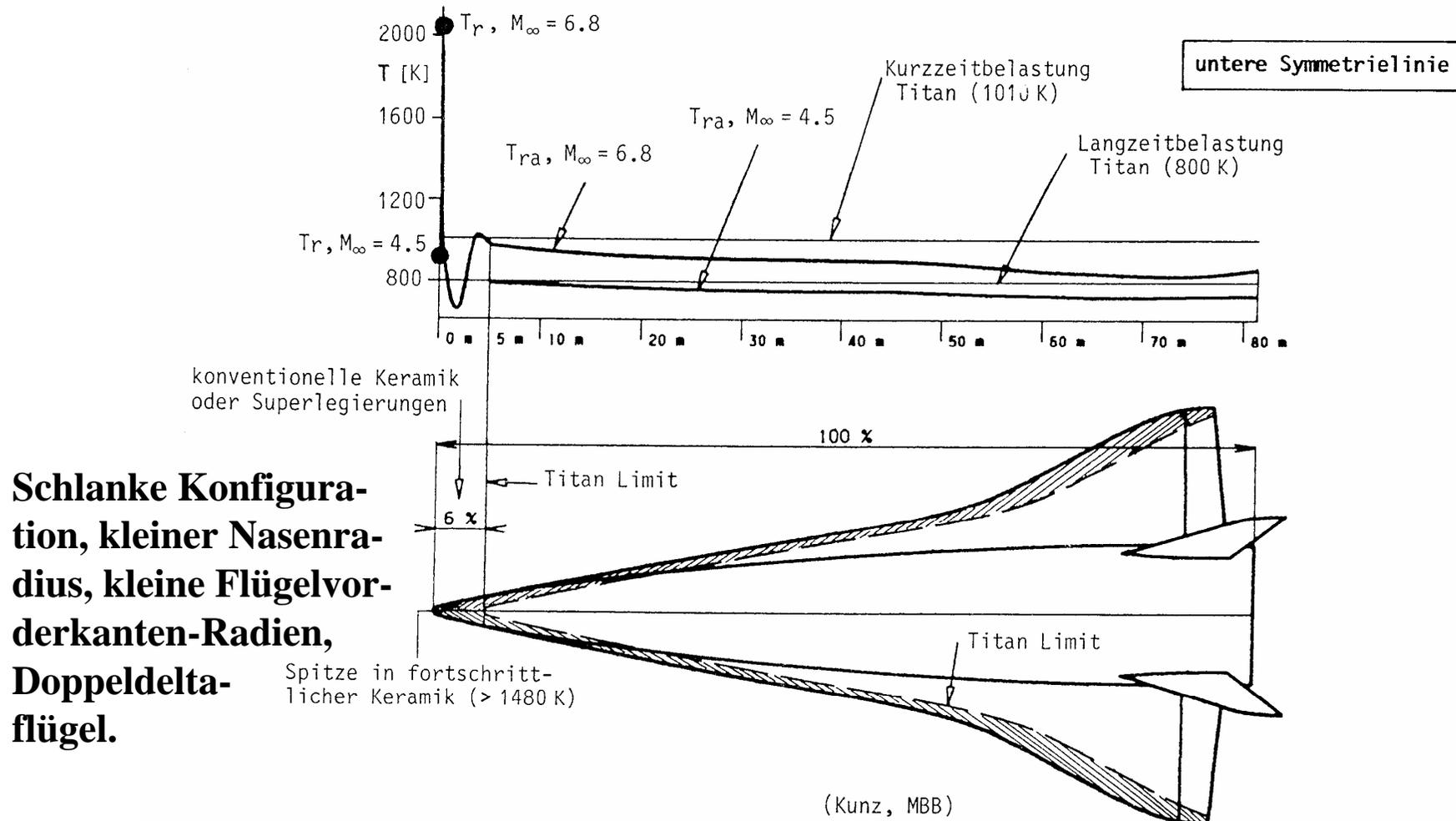


(M.A. Schmatz et al., 1991)

⇒ Großer Anteil des Reibungswiderstandes am Gesamtwiderstand!

## 5. Ausgewählte Ergebnisse der Technologie- und Systemstudien

### • Strahlungskühlung vs. Wellenwiderstand $\Rightarrow$ Materialkonzept.



$\Rightarrow$  Problem der Edney V/VI und Edney IV Wechselwirkungen!

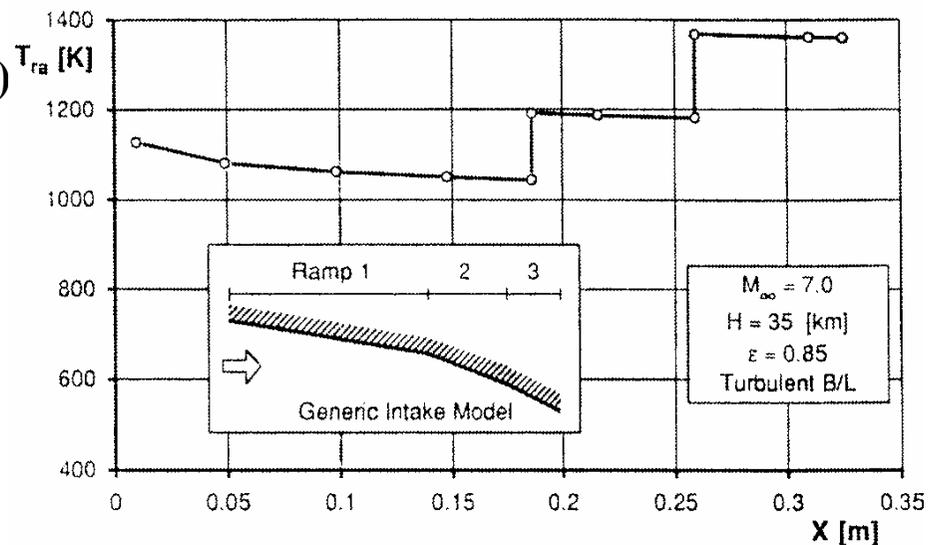
## 5. Ausgewählte Ergebnisse der Technologie- und Systemstudien

- **Problem der Rampenströmung: Überschall-Kompressionsrampen (Einlauf, Trimm- und Kontrollflächen)  $\Rightarrow$  sprunghafter Anstieg des Druckes und der Einheits-Reynoldszahl und damit Anstieg der Wärmelasten und der Wand-schubspannung (im Extremfall Gefahr der Oberflächen-Erosion), dazu in den Ecken Edney VI Wechselwirkung!**

$\Rightarrow$  **Beispiel Temperatursprünge an den Rampen eines Einlaufs (ohne die Edney VI Wechselwirkung!)**

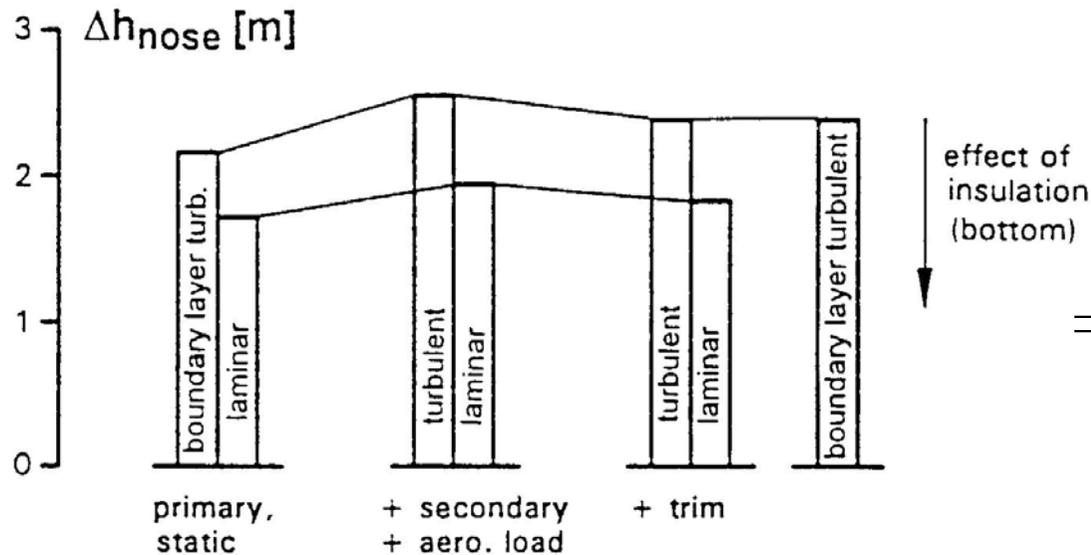
(H.-U. Georg, 1996)

$\Rightarrow$  **Ausweg: C/SIC Keramik-Einlaufbauteile.**



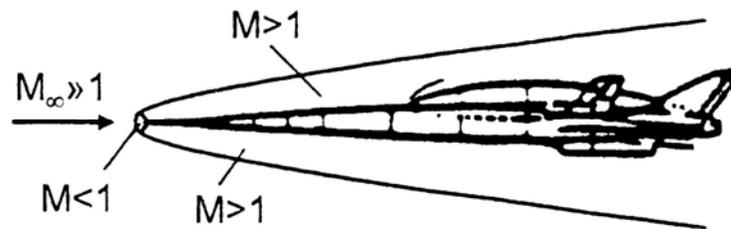
## 5. Ausgewählte Ergebnisse der Technologie- und Systemstudien

- Die mögliche Verformung des Vorkörpers aufgrund der Temperaturdifferenzen unten/oben und die aerothermoelastischen Eigenschaften der Zelle.



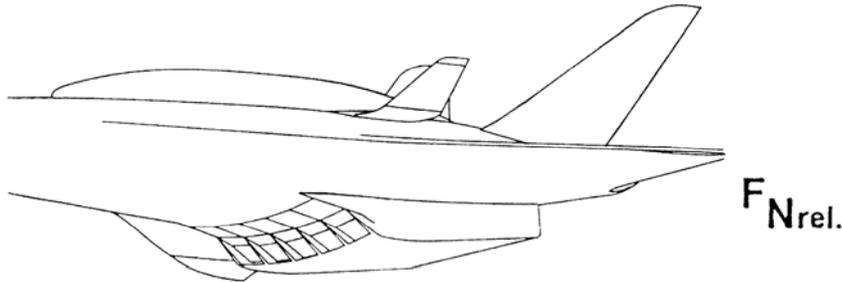
⇒ Ausnutzung der Verformung für statisch indifferente Längsstabilität im Hyperschall: Verringerung des Trimmwiderstandes.

(W. Staudacher, J. Wimbauer, 1993)



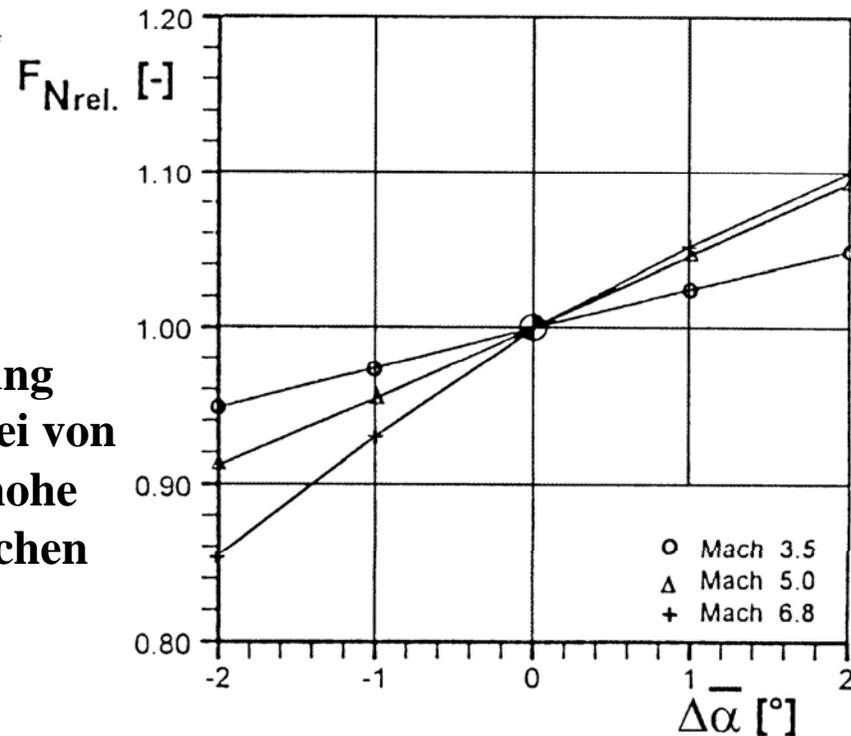
## 5. Ausgewählte Ergebnisse der Technologie- und Systemstudien

- **Einlauf-Vorkompression durch den Vorkörper und die Nettoschub-Empfindlichkeit.**



**Vorkörper-Vorkompression**  
 $(\alpha_{incl} = 9,4^\circ)$ : bei  $M_\infty = 6,8$  Verkleinerung der Einlauf-Fangfläche um Faktor zwei von  $38,8 \text{ m}^2$  auf  $\approx 20 \text{ m}^2$ . Aber dafür sehr hohe  $\alpha$ -Empfindlichkeit! Einfluss der statischen und der dynamischen Aerothermoelastizität des Vorkörpers?!

⇒ Flugregelung möglich?



(R. Schaber, 1994)

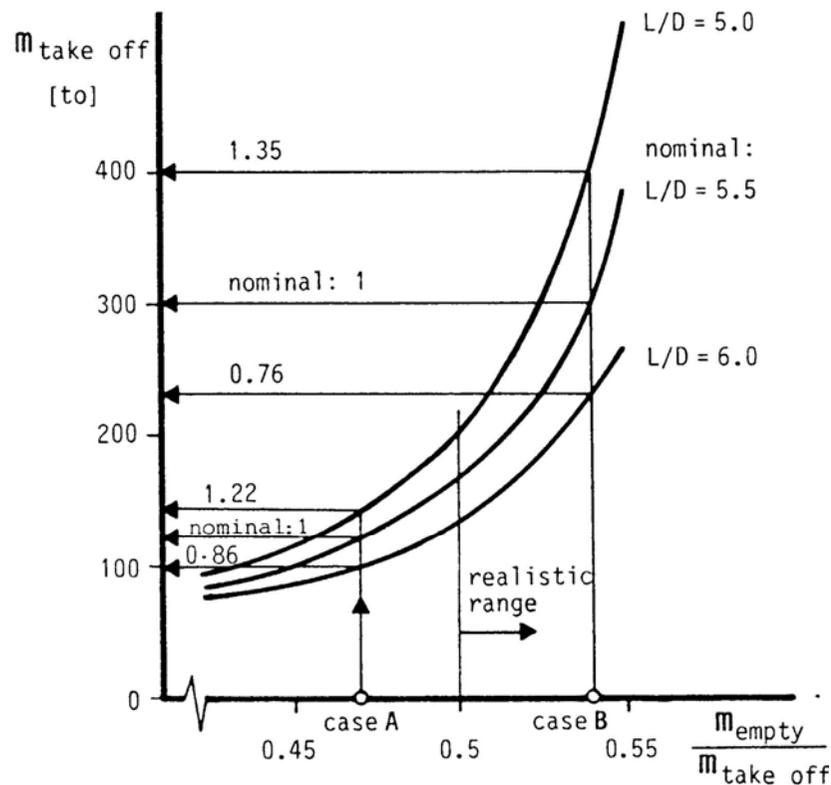
## **5. Ausgewählte Ergebnisse der Technologie- und Systemstudien**

- **Der Antrieb und seine Komponenten.**
  - **Einlauf: Edney V/VI und Edney IV Wechselwirkungen (shock-on-lip Problem!).**
  - **Innenströmungen: viskose und thermischen Oberflächeneffekte.**

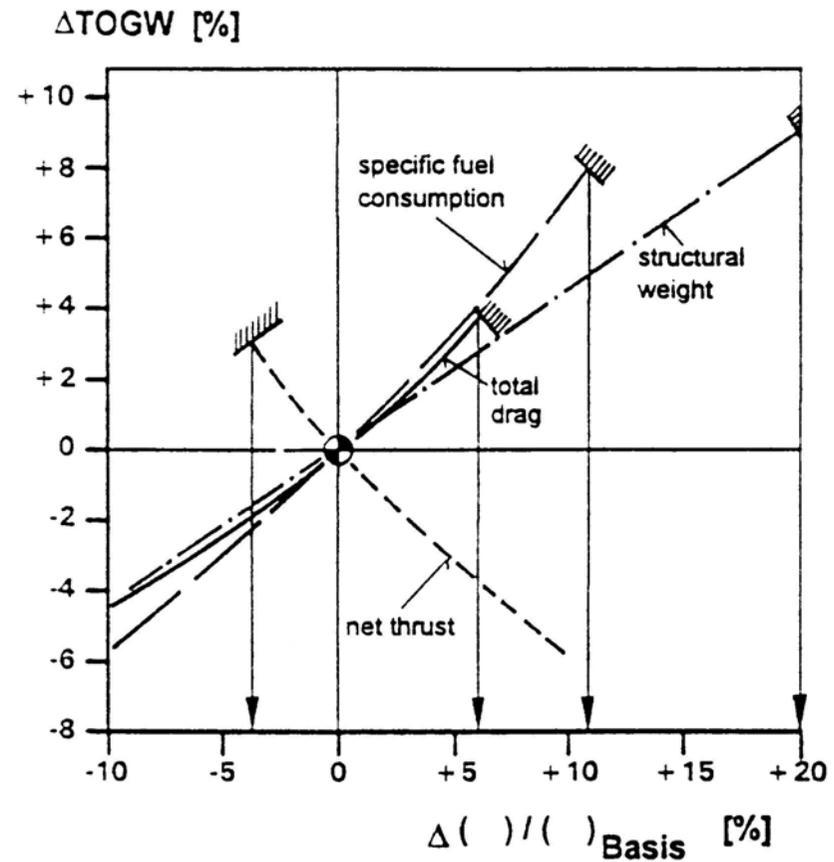
**⇒ Hohe mechanische und thermische Lasten, extremer Leichtbau, aktive Kühlung, große Formtreue bei Einlauf und Düse erforderlich!**

## 5. Ausgewählte Ergebnisse der Technologie- und Systemstudien

- Empfindlichkeiten allgemein, im Hintergrund ist der sehr kleine Nutzlast-Faktor des TSTO-Systems SÄNGER (2 – 4 Prozent).



(H. Lifka, 1987)



(W. Staudacher, J. Wimbauer, 1993)

## **6. Das Technologieentwicklungs- und Verifikationskonzept**

- **Perspektiven und Grob-Planung der Meilensteine des angestrebten europäischen (ESA) TSTO-Programms „Future European Space Transportation Investigations Programme (FESTIP)“:**
  - **Herbst 1995 Bodentest des Antriebs beim AEDC (free-jet test von Einlauf, Brennkammer mit 50 cm Ø und Düse).**
  - **Ende 1995 Ende von Phase I des Technologieprogramms.**
  - **1996 – 2005 Phase II (FESTIP I und II), Technologieentwicklung, Entwicklung und Bau von Experimental-Vehikeln (EV).**
  - **1997 Erstflug von EV1, 2000 von EV2, 2003 von EV3.**
  - **2005 – 2020 Phase III des Technologieprogramms, Technologiereifung.**
  - **2006 Beginn der Entwicklung des TSTO-Systems SÄNGER.**
  - **2016 Erstflug und Systemidentifikation/Enveloppenöffnung bis 2020, regulärer Einsatz ab 2020.**

## **6. Das Technologieentwicklungs- und Verifikations-Konzept**

- **Themen des TEV-Berichtes (70 Textseiten, 61 Referenzen, 64 Bilder, 28 Tabellen):**
  - **Das Referenzkonzept.**
  - **“beyond the reference concept”-Betrachtungen bis  $M_\infty = 12,5$  mit Überschall-Staustrahlantrieb)**
  - **Das Entwurfsproblem des Referenzkonzeptes.**
  - **Technologieforderungen des Referenzkonzeptes und der Experimental-Vehikel.**
  - **Potentiale und Defizite der Bodensimulationsanlagen und der numerischen Simulation.**
  - **Technologieentwicklungs- und Verifikations-Strategien.**
  - **Zulassungsfragen (Experimental-Vehikel, TSTO-System SÄNGER).**

## **6. Das Technologieentwicklungs- und Verifikationskonzept**

- **Das Entwurfsproblem des Referenzkonzeptes (I):**

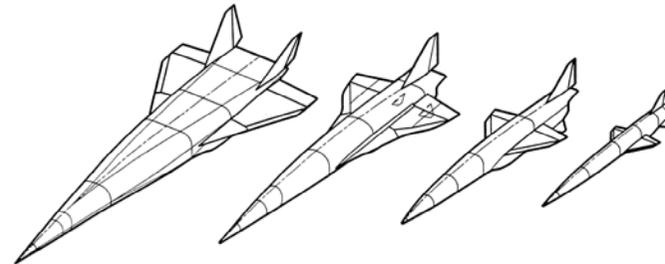
- **Sehr große Empfindlichkeiten der SÄNGER-Unterstufe hinsichtlich Aerodynamik (laminar-turbulenter Übergang!), Antrieb und Antriebsintegration bei gleichzeitiger sehr stark nichtlinearer Kopplung der Auftriebs- und Antriebsfunktion (das Cayley'sche Entwurfparadigma ist ungültig!).**
- **Die statischen und dynamischen aerothermoelastischen Eigenschaften von Zelle und Antriebssystem sind von sehr großer Wichtigkeit, aber sehr problematisch:**
  - **späte Strukturtests, soweit sie überhaupt möglich sind,**
  - **die rechnerische Bestimmung ist nur für ideal-elastische, nicht aber für real-elastische Strukturen möglich (Fügestellen-Problem!),**
  - **sehr kleiner Nutzlast-Faktor des TSTO-Systems.**
- **Die klassische Definitions- und Entwicklungsvorgehensweise des Flugzeugbaus ist nicht mehr anwendbar.**

## **6. Das Technologieentwicklungs- und Verifikationskonzept**

- **Potentiale und Defizite der Bodensimulationsanlagen und der numerischen Simulation. Sehr kritisch, risikoreich und teilweise unmöglich sind:**
  - **Bestimmung und Verifikation von Lage und Form des laminar-turbulenten Übergangsgebietes, des Reibungswiderstandes, der viskosen Einlaufanströmung, der Effektivität der aerodynamischen Trimm- und Kontrollflächen, der thermischen Lasten.**
  - **Die Zellen-Antriebsintegration (Vorkompression, Aerothermoelastik).**
  - **Realistische Versuchsanlagen-Verifikation des Ram/Scram Einlaufs.**
  - **Realistische Versuchsanlagen-Verifikation (free-jet testing) des Ram/Scram Antriebssystems (Einlauf, Triebwerk, Düse) (2 m Durchmesser, 30 m Länge).**
  - **Versuchsanlagen-Test und -Verifikation der statischen und speziell der dynamischen aerothermoelastischen Eigenschaften der heißen Primärstruktur (80 m Länge,  $T_{\text{Struktur}} \approx 1000 \text{ K}$ ).**

## 6. Das Technologieentwicklungs- und Verifikationskonzept

- **Technologieentwicklungs- und Verifikations-Strategien (I):**
  - **Entwicklung eines nach-Cayley'schen Entwurfsparadigmas.**
  - **Sehr weitgehender Einsatz rechnerischer Simulation (disziplinäre und multi-disziplinäre numerische Simulation und Optimierung): Transfer-Modell-Ansatz ⇒ Virtuelles Produkt.**
  - **Ausbau der strömungsphysikalischen und der strukturphysikalischen Modellbildung (Grundlagenforschung!). Entwicklung der „Heißen Experimental-technik (HET)“.**
  - **Gezielte Entwicklung und Einsatz von Experimental-Vehikeln (Datenakquisition, Technologieverifikation, Gewinnung konfigurativer und operativer Erfahrung).**
  - **Sehr tiefgehende System- und Empfindlichkeitsanalysen schon in den ganz frühen Definitions-Subphasen!**
- **Im Technologieprogramm untersuchte Experimental-Vehikel:**



## 6. Das Technologieentwicklungs- und Verifikationskonzept

- **Technologieentwicklungs- und Verifikations-Strategien (II):**
    - **Um den geo-strategische SÄNGER-Ansatz umzusetzen, ist das Folgende erforderlich:**
      - **Langfristige Bedarfs- und Anforderungs-Planung.**
      - **Europa-weites pragmatisches und Fähigkeits-orientiertes Vorgehen.**
      - **Längerfristige und kontinuierliche Technologie-Entwicklung.**
      - **Längerfristige und kontinuierliche Grundlagen-Entwicklung.**
      - **Kohärente Versuchsanlagen-Strategie (Erstellungszeiten!).**
      - **Kohärente Experimental-Flugzeug-Strategie (Erstellungszeiten!).**
  - **Geschätzter Mittelaufwand für Phase II (1996 – 2005): 4,38 Milliarden DM.**
  - **Geschätzter Mittelaufwand für die Entwicklung des TSTO-Systems SÄNGER:  $\approx 45$  Milliarden DM  $\pm 25$  Prozent (TRANSCOST-Modell, D. Koelle).**
- $\Rightarrow$  20 Jahre bis zum Erstflug. Generell sehr große Risiken: technologisch, operationell, terminlich, finanziell, politisch!**

## **7. Das Ende (I)**

- **Phase I des Hyperschalltechnologie-Programms wurde (wie geplant) Ende 1995 beendet.**
- **Der geplante „free-jet“ Test des Antriebs beim AEDC konnte nicht mehr erfolgen.**
- **FESTIP war dann keine eigentliche Fortsetzung des Programms. FESTIP I von 1995 bis 1998 mit einem internationalen integrierten Team in Ottobrunn war im wesentlichen Konzeptstudien von raketentriebenen Raumtransportsystemen gewidmet.**
- **„Technologien für künftige Raumtransportsysteme TETRA“ und „Ausgewählte Systeme und Technologien für künftige RTS-Anwendungen ASTRA“ wurden 1998-2001 und 2001-2003 vom Bund und einigen Ländern gefördert.**
- **Die Hyperschall-SFBs in Aachen, München und Stuttgart liefen 2003 aus.**
- **Graduiertenkolleg „Aero-thermodynamische Auslegung eines Scramjet-Antriebssystems für zukünftige Raumtransportsysteme“, S, AC, K, M, 2005–2014. (⇒ USA: X-51A, X-43A)**

## **7. Das Ende (II)**

- **SFB TR40: „Technologische Grundlagen für den Entwurf thermisch und mechanisch hochbelasteter Komponenten zukünftiger Raumtransportsysteme“, M, AC, S, K, GÖ, 2008 - befasst sich mit Raketenantrieben.**
- **SHEFEX (DLR) ist ein Wiedereintritts-Thema.**
- **Die Studien (EU) Lapcat, Lapcat II (Long-Term Advanced Propulsion Concepts and Technologies) befassen sich mit Mach 5 und 8 Über- und Hyperschall-Transportfluggeräten, ähnlich das SpaceLiner-Konzept (DLR).**
- **Der geo-strategische Ansatz von SÄNGER ist in D/EU kein Thema mehr.**
- **Das Technologieentwicklungs- und Verifikationskonzept hat keine direkte Verwendung gefunden. Sollte so etwas wie SÄNGER einmal erforderlich werden, kann die erforderliche Technologie nicht aus dem Ärmel geschüttelt werden!**
- **Der luftatmende Hyperschallflug ist und bleibt eine faszinierende und technologisch äußerst herausfordernde Thematik.**

## **Zusammenfassende Literatur**

**E.H. Hirschel: “The Technology Development and Verification Concept of the German Hypersonics Technology Programme”. DASA-LME12-HYPAC-STY-0017-A (1995)**

**D. Jacob, G. Sachs, S. Wagner (eds.): “Basic Research and Technologies for Two-Stage-to-Orbit Vehicles – Final Report of the Collaborative Research Centres 253, 255, and 259”, Wiley-VCH and DFG (2005)**

**E.H. Hirschel: “Basics of Aerothermodynamics”. Springer-Verlag und Vol. 204, Progress in Astronautics and Aeronautics, AIAA (2005)**

**D.E. Koelle, P.W. Sacher, H. Grallert: “Deutsche Raketenflugzeuge und Raumtransporter-Projekte”. Bernard & Graefe, ‘Die deutsche Luftfahrt’ Band 34 (2007)**

**E.H. Hirschel, C. Weiland: “Selected Aerothermodynamics Design Problems of Hypersonic Flight Vehicles”. Springer-Verlag und Vol. 229, Progress in Astronautics and Aeronautics, AIAA (2009)**

**C. Weiland: “Computational Space Flight Mechanics”. Springer-Verlag (2010)**

**H. Kuczera, P.W. Sacher: “Reusable Space Transportation Systems”. Springer-Verlag und Praxis Publishing (2011)**

**E.H. Hirschel, C. Weiland: “Design of Hypersonic Flight Vehicles: Some Lessons from the Past and Future Challenges”. CEAS Space Journal, Vol. 1, pp. 3 - 22 (2011)**