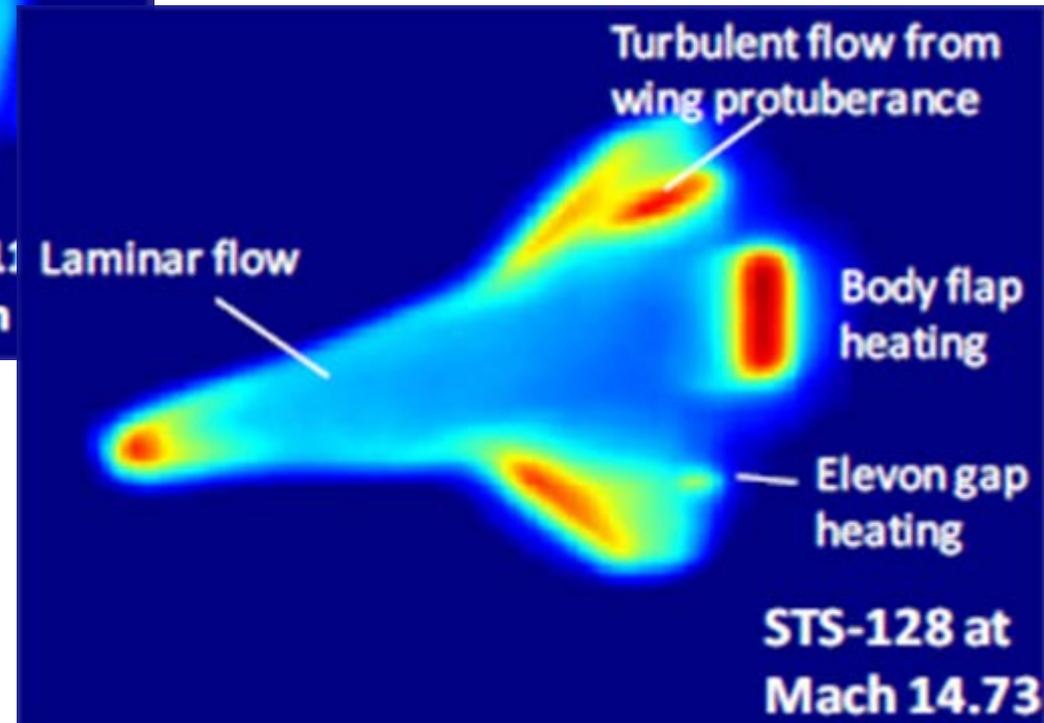
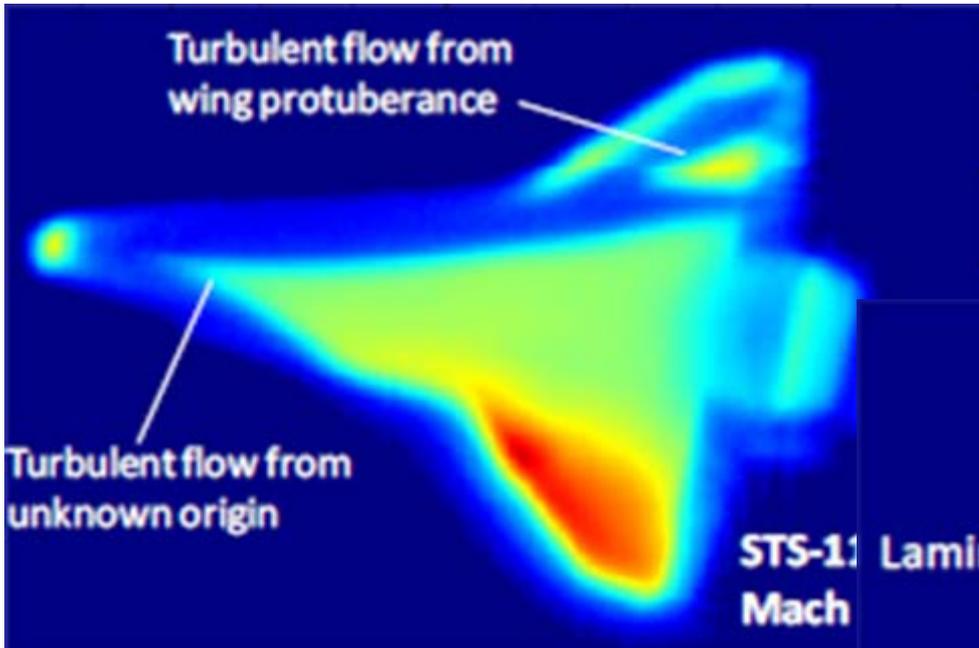




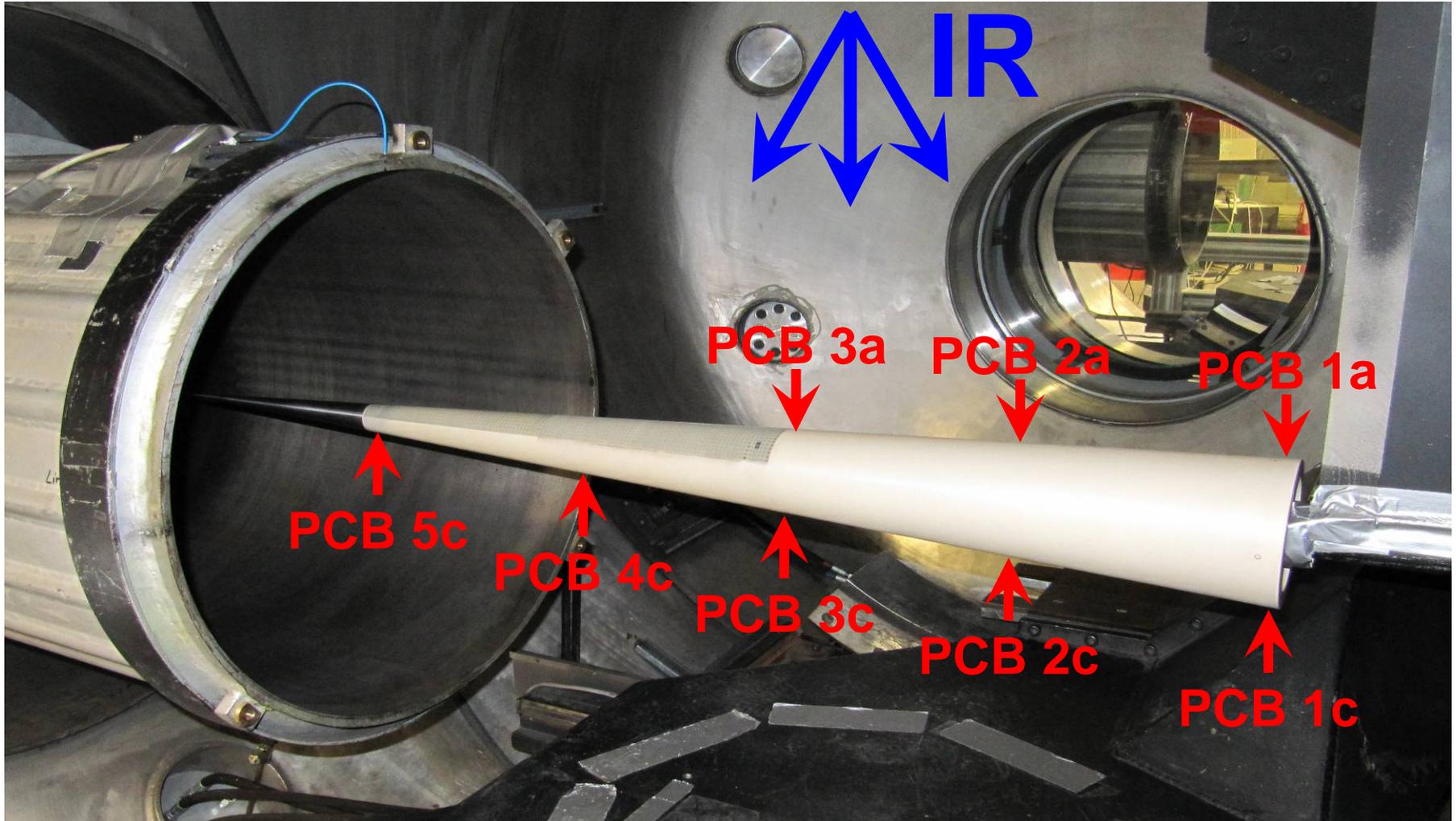
# Wissenschaftliche Ziele von ROTEX

# Motivation

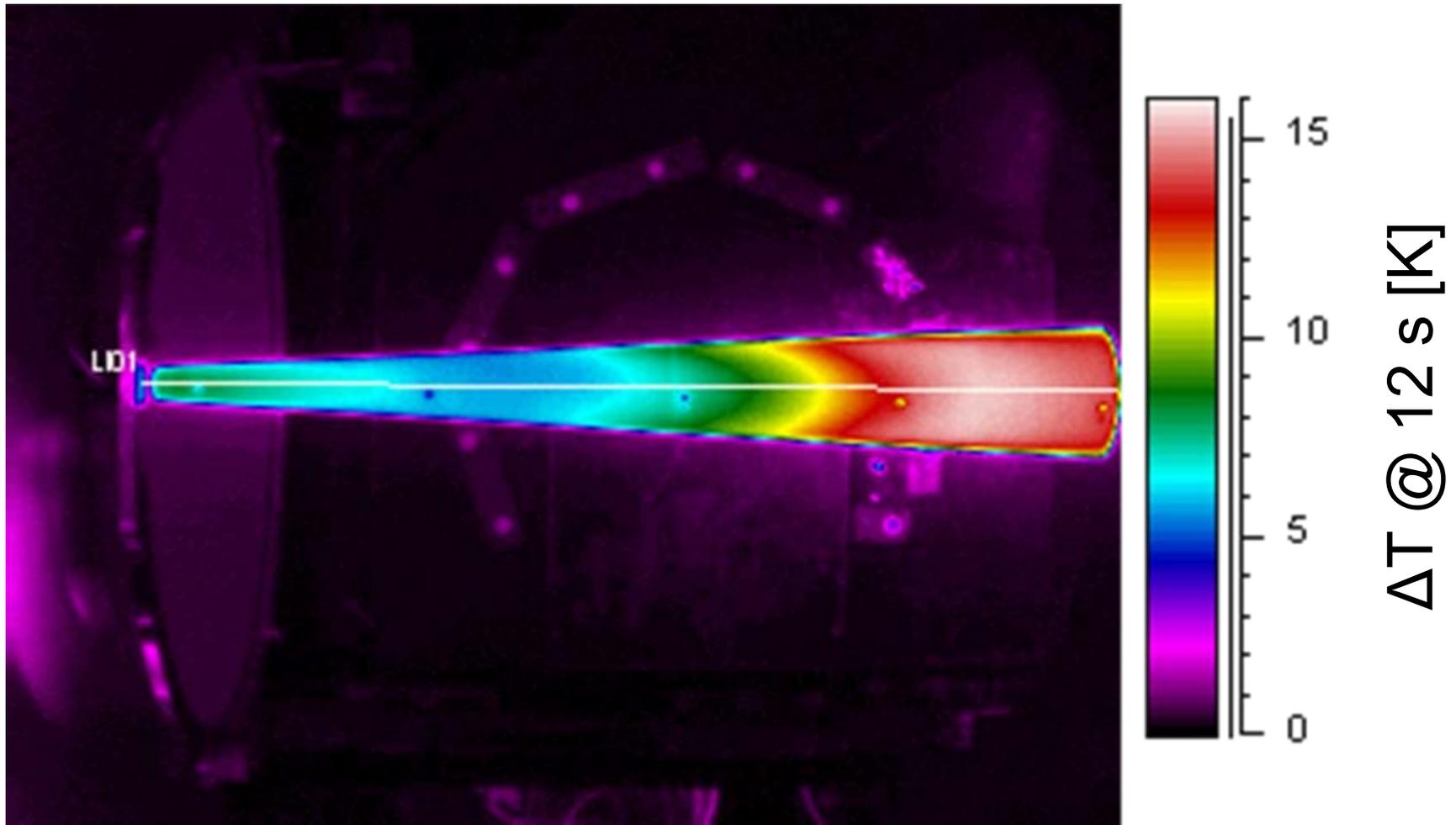


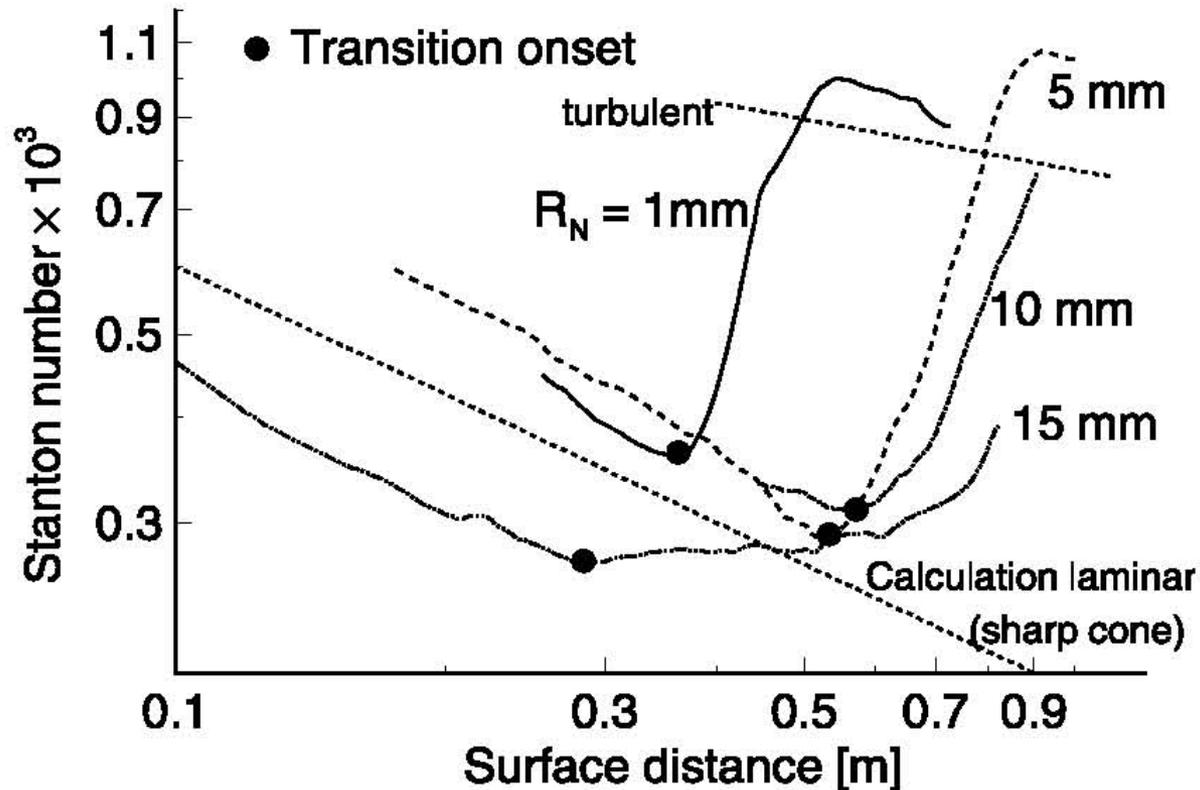
Gibson et al.  
AIAA 2010-245

## Set-up for Transition Experiments in H2K



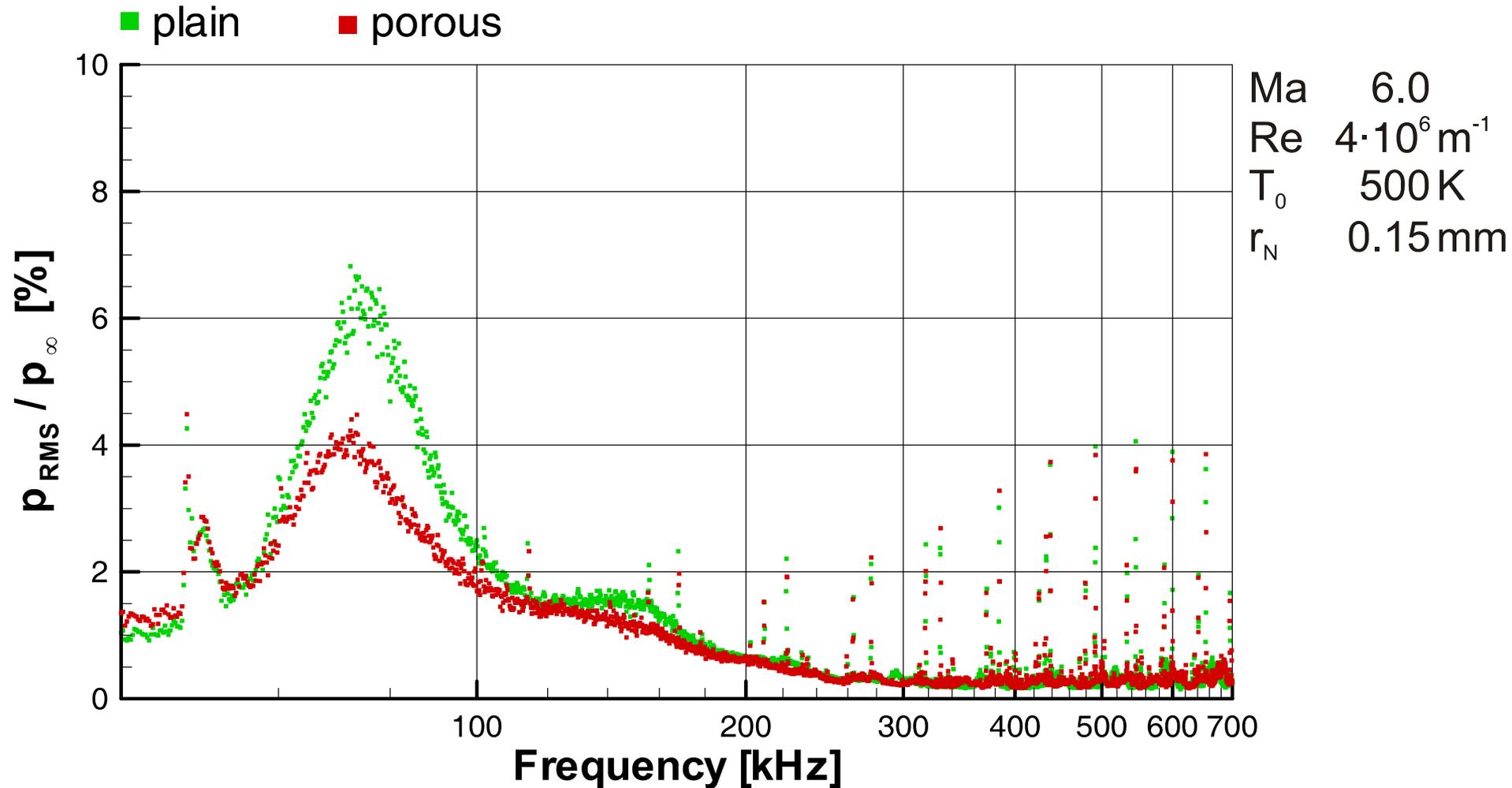
## Preparation of infrared pictures

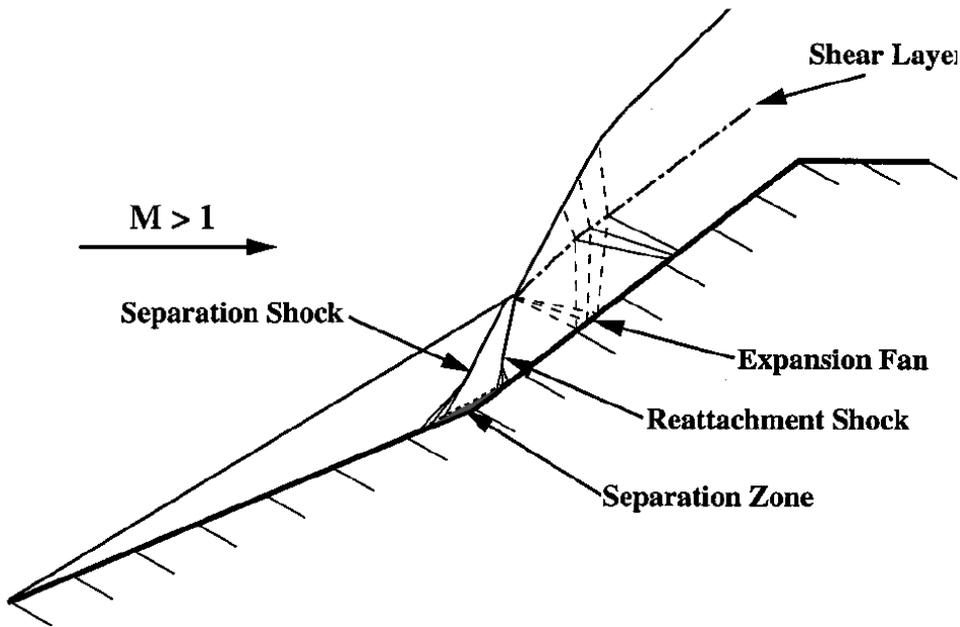




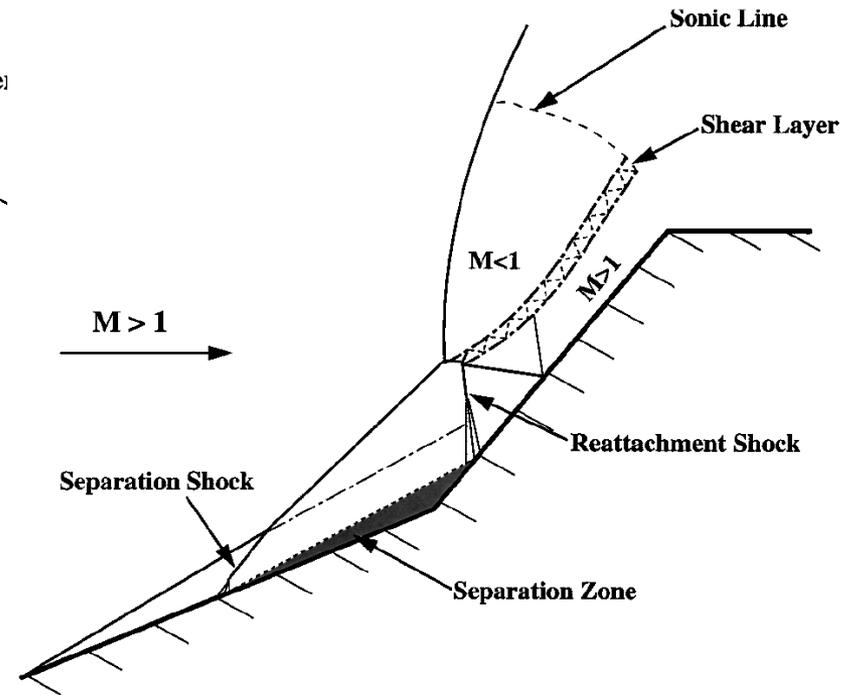
Transition tests on a sharp cone in the DLR hypersonic windtunnel H2K at  $M_\infty=6$ ,  $Re /m=19.4 \cdot 10^6$

## Surface structure





Edney type VI SWSWI (Ref. 10)



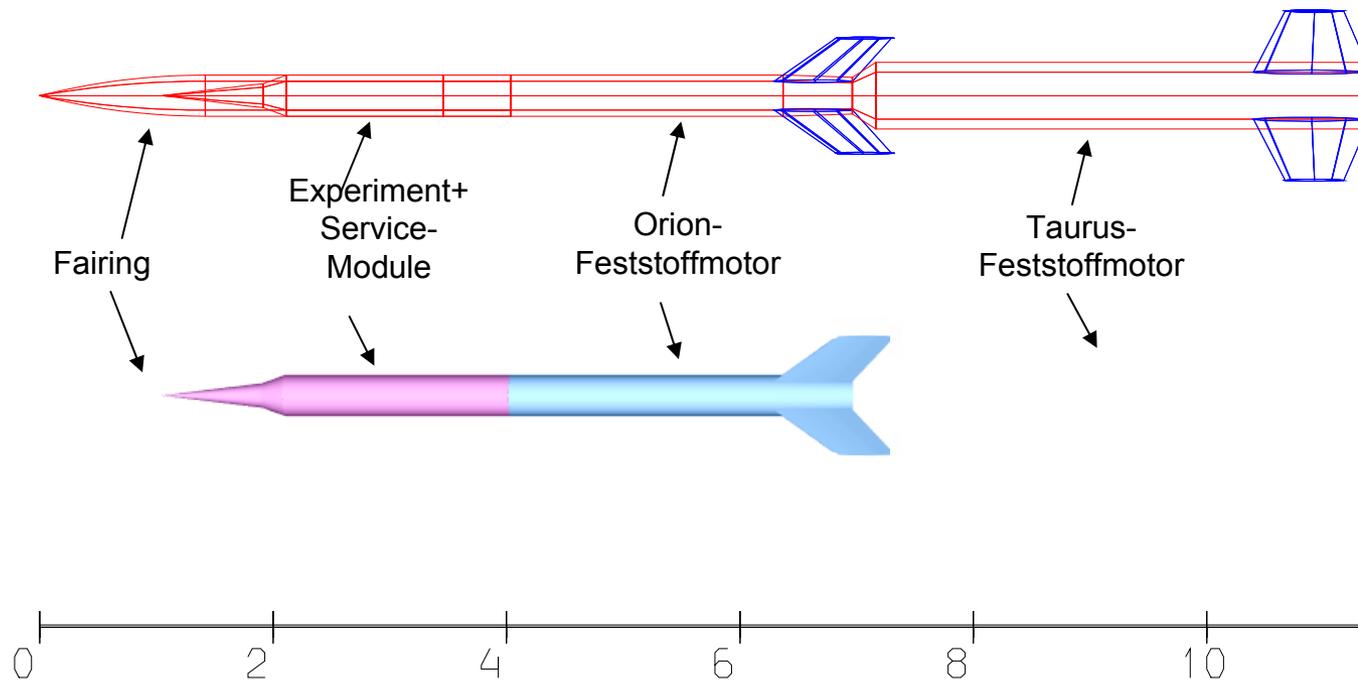
Edney type V SWSWI (Ref. 10)

## Bedarf an genauen Schubverlauf





## Höhenforschungsrakete-Konfiguration: Taurus+Orion+Nutzlast

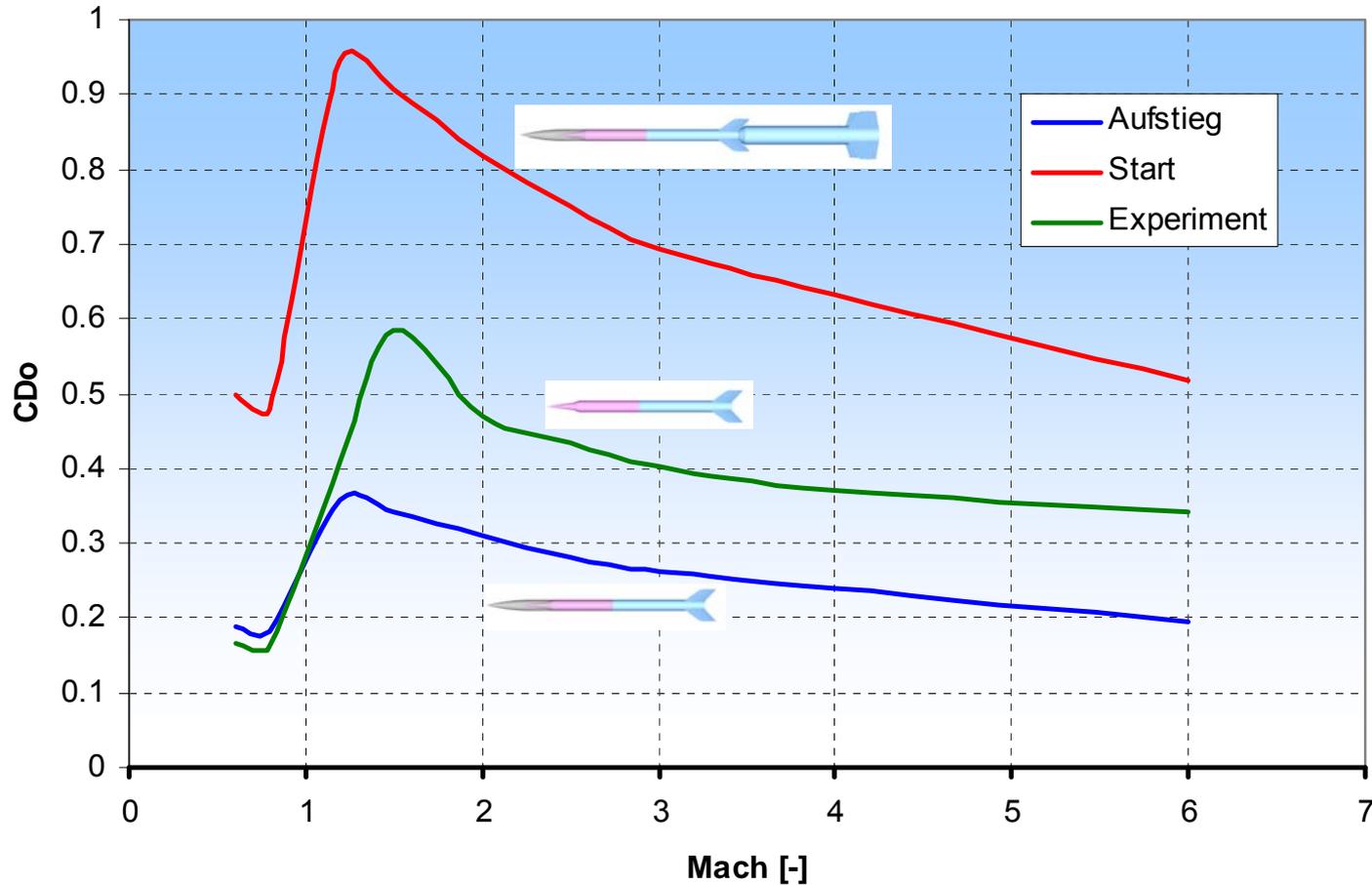


## Taurus+Orion+Nutzlast: Charakteristika

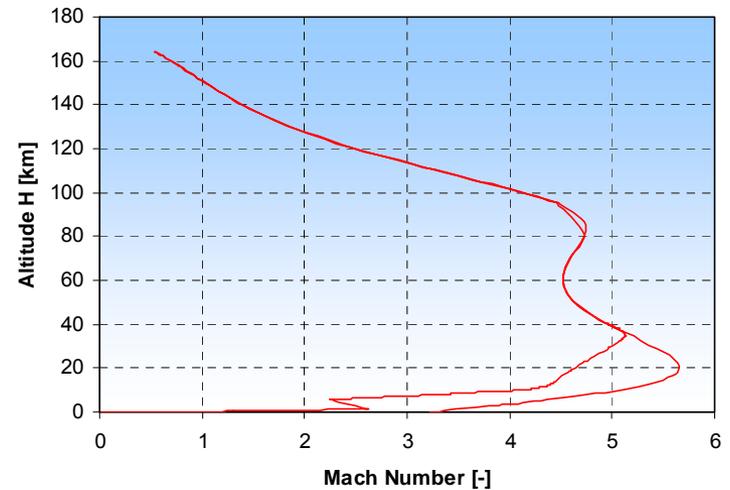
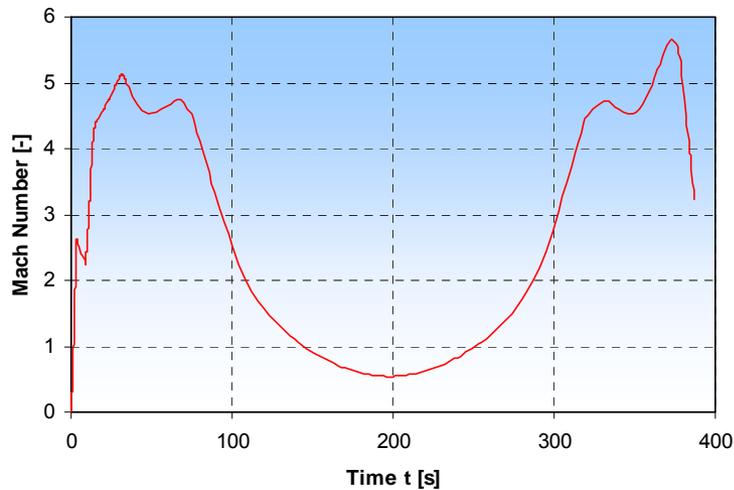
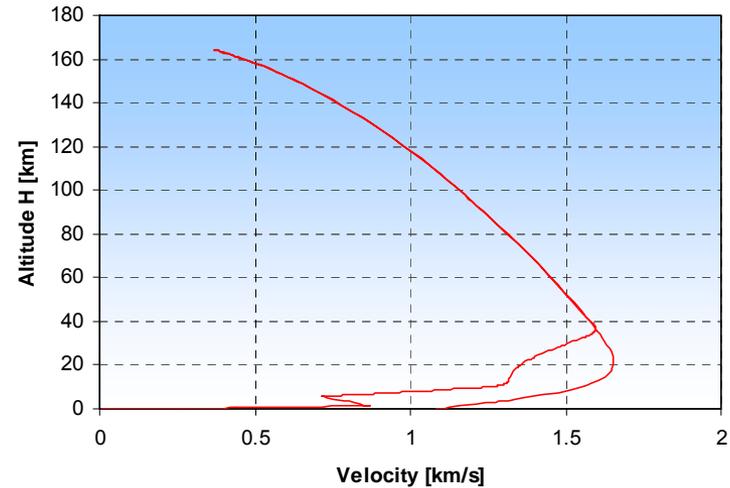
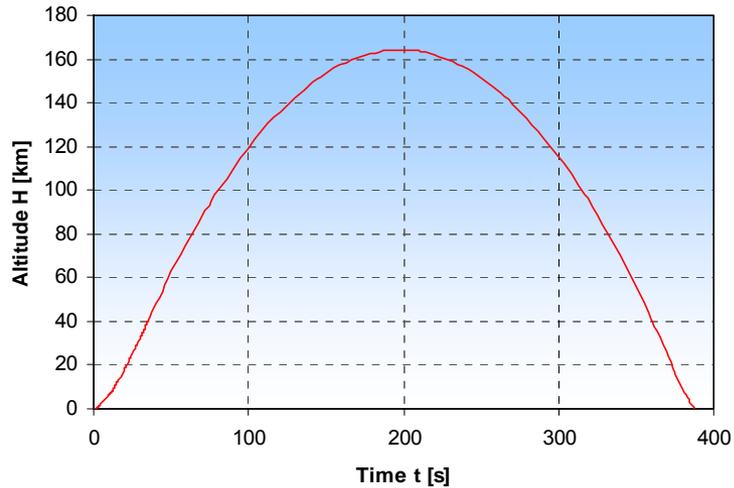


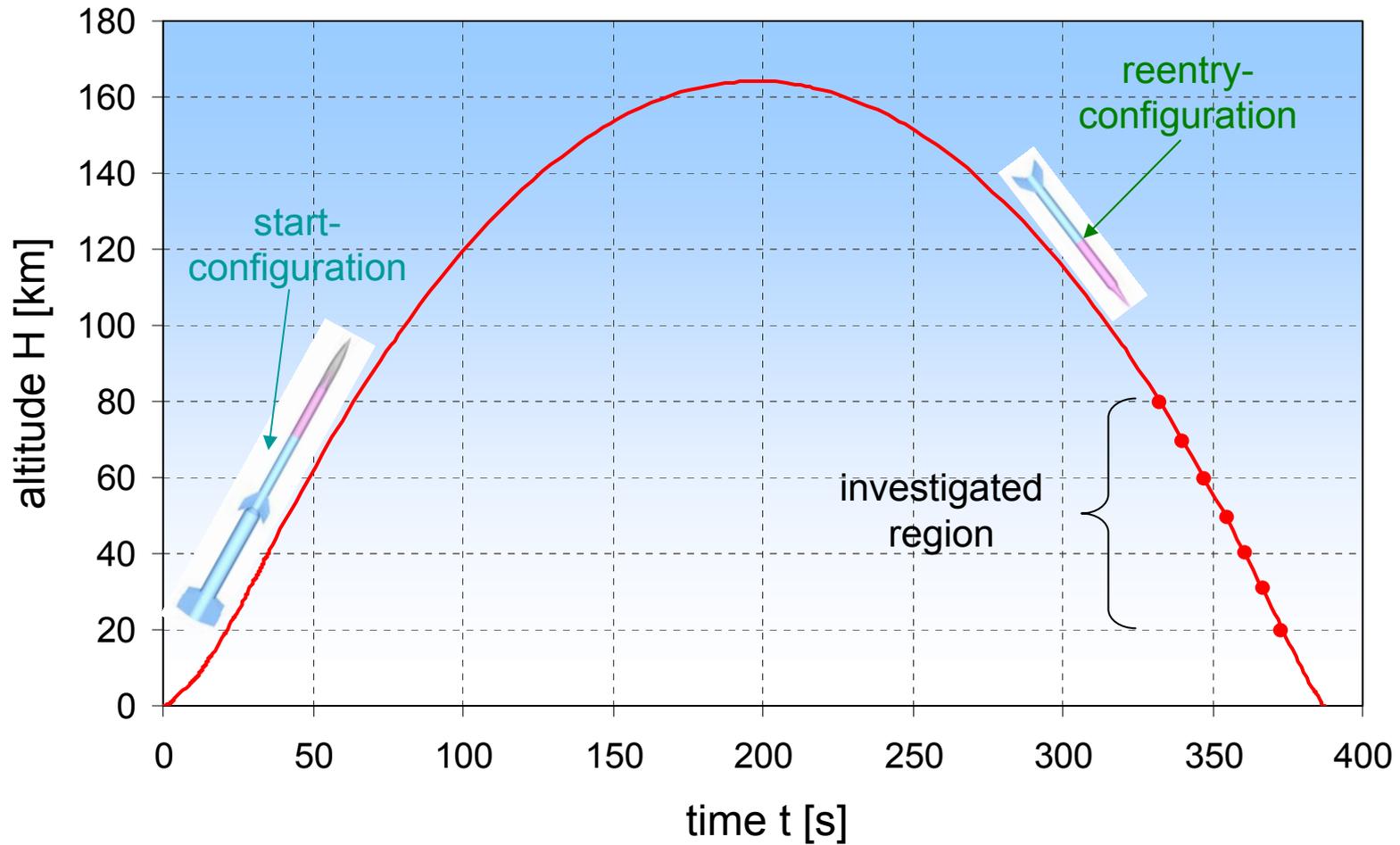
Stufe bzw. Modul	Länge [m]	Durchmesser [m]	Masse [kg]	Schub (Vak.) [kN]	Brenndauer/ Flugzeit [s]
Fairing	1.417	0.356	10	-	- / 50
Nutzlast: Experiment	1.1	0.356	47	-	- / 387
Service-Module	2.6	0.356	180	-	- / 387
2. Stufe: Orion-Feststoffmotor	2.926	0.356	400= 290+110	80	26 / 387
1. Stufe: Taurus-Feststoffmotor	4.44	0.58	1363= 761+602	457	3.5 / 3.5
Gesamt	11.4	Nominal 0.356	2000	457	3.5+5.5+26 / 387

## Aerodynamik der Forschungsrakete



## Flugbahn (1): Flughöhe, Reichweite und Machzahl

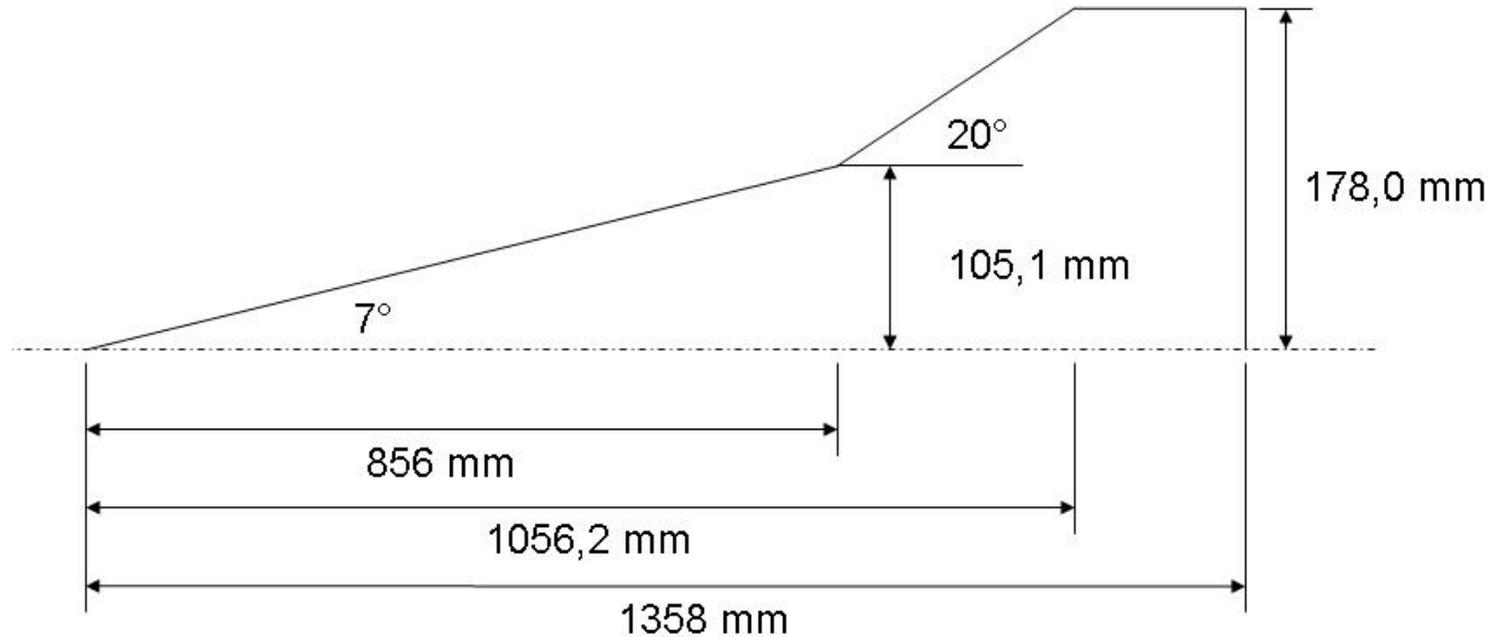




# Flight parameters at different altitudes

altitude H [km]	density $\rho$ [kg/m <sup>3</sup> ]	temperature T [K]	Ma [-]	stat. pressure $p_{\text{stat}}$ [Pa]	dyn. pressure $p_{\text{dyn}}$ [Pa]	$Re_{L=1m}$ [-]	total temperature $T_t$ [K]
80	0.000016	196.65	4.65	0.8863	15.2755	1566	1047.06
70	0.000074	217.45	4.68	4.6342	79.218	7194	1169.99
60	0.000288	245.45	4.59	20.3143	259.3465	26372	1279.68
50	0.000978	270.65	4.6	75.9448	1249.9557	87019	1416.04
40	0.003851	251.05	4.97	277.5216	5251.9023	378770	1491.28
30	0.018012	226.65	5.41	1171.8665	28079.026	1991852	1553.37
20	0.088035	216.65	5.6	5474.8887	115869.04	10229580	1575.48

$$\frac{T}{T_t} = \left( 1 + \frac{\kappa - 1}{2} \text{Ma}^2 \right)^{-1}$$

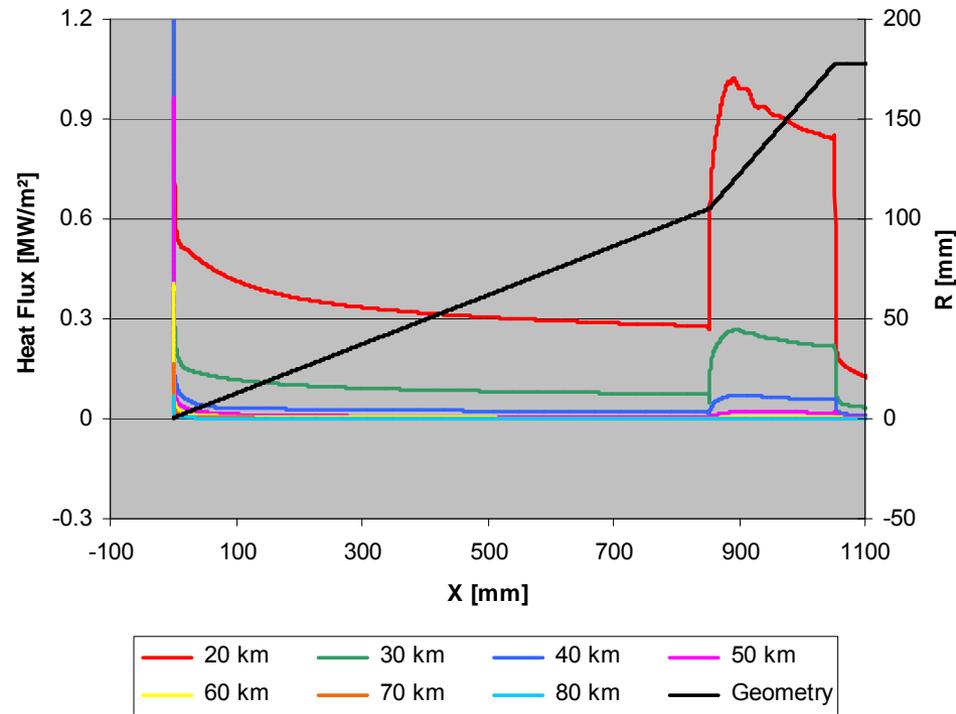
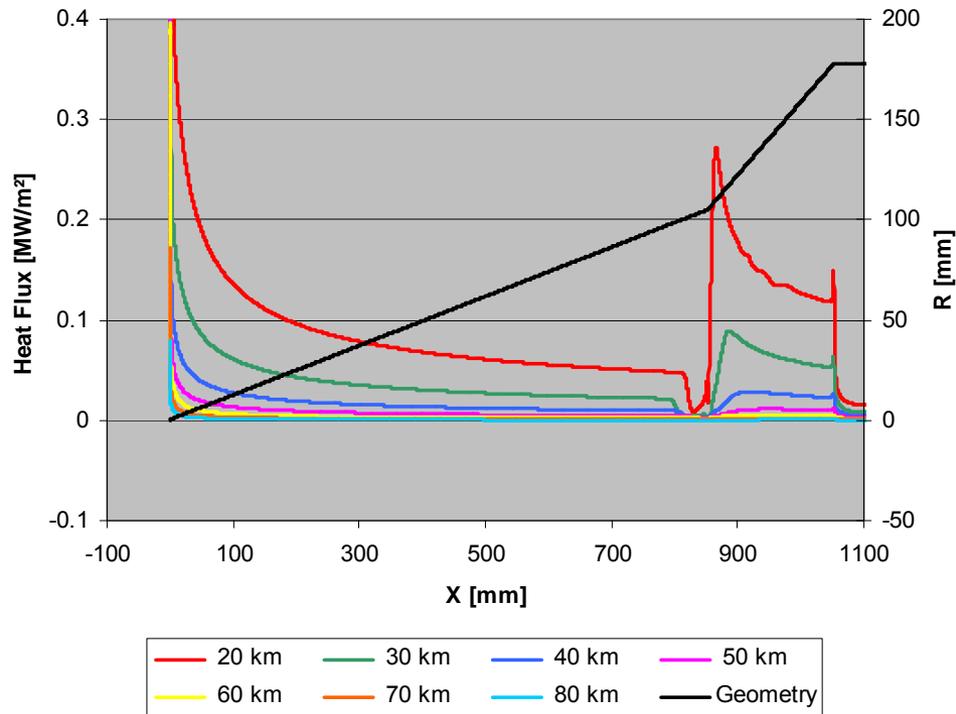


## Nutzlast für Transitionsuntersuchungen

# Heat flux

➤ laminar

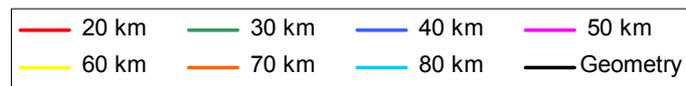
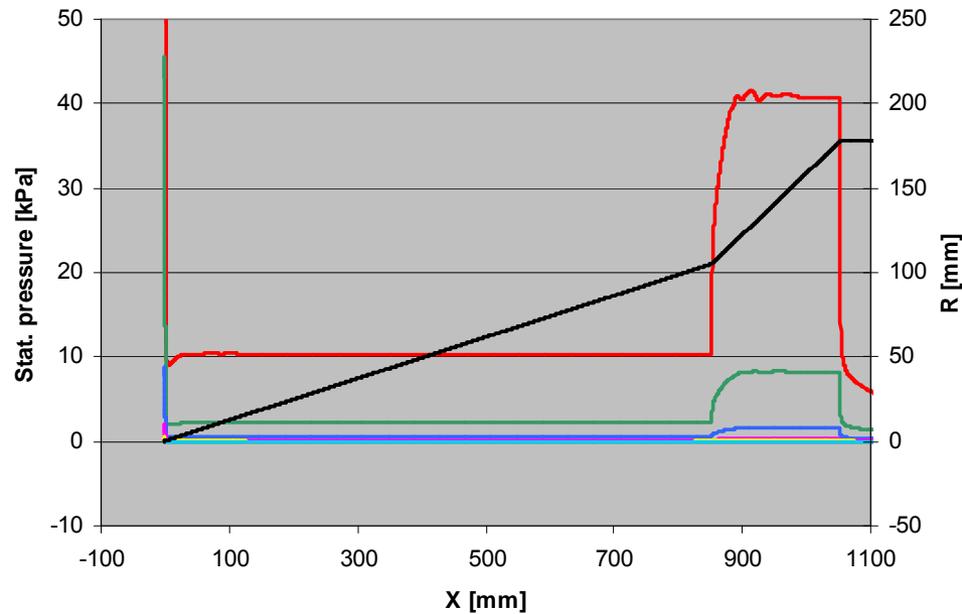
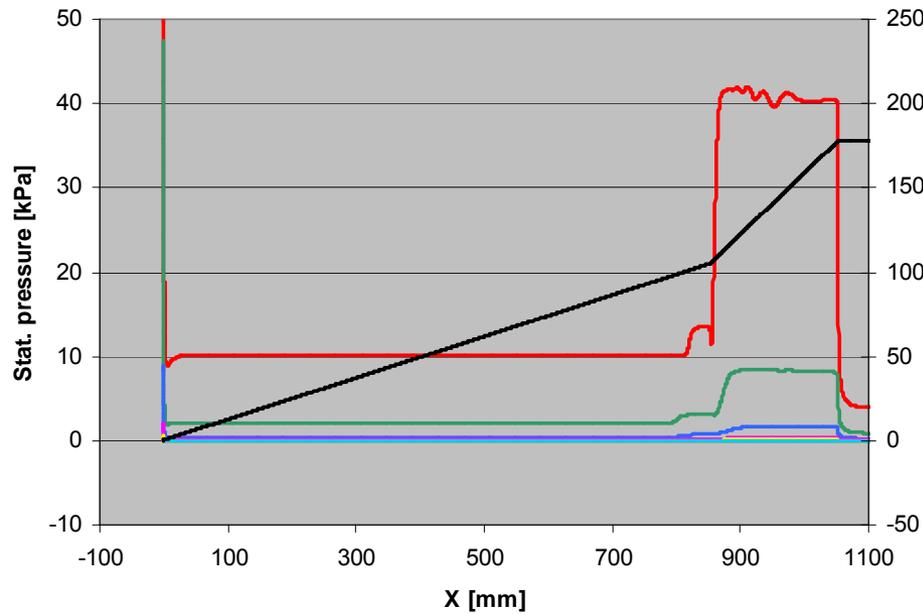
➤ turbulent



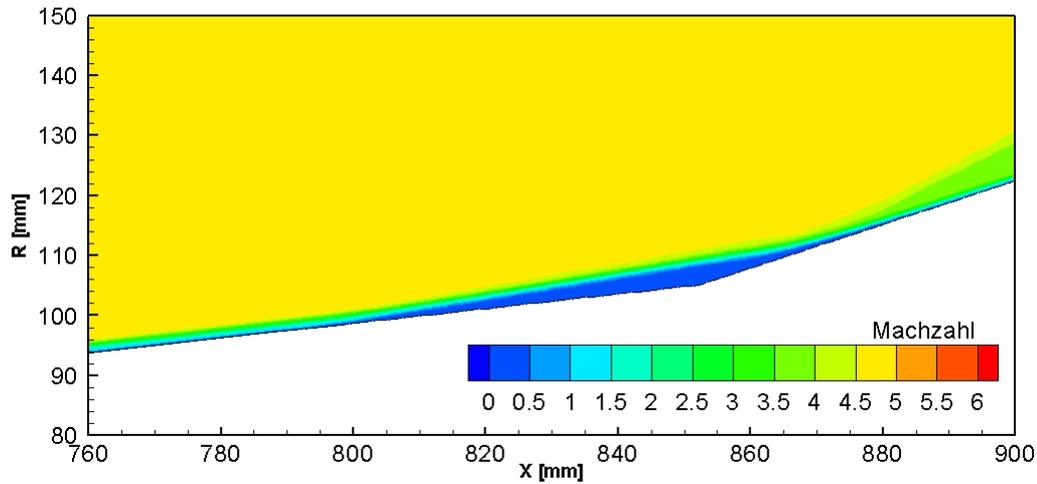
# Stat. pressure

➤ laminar

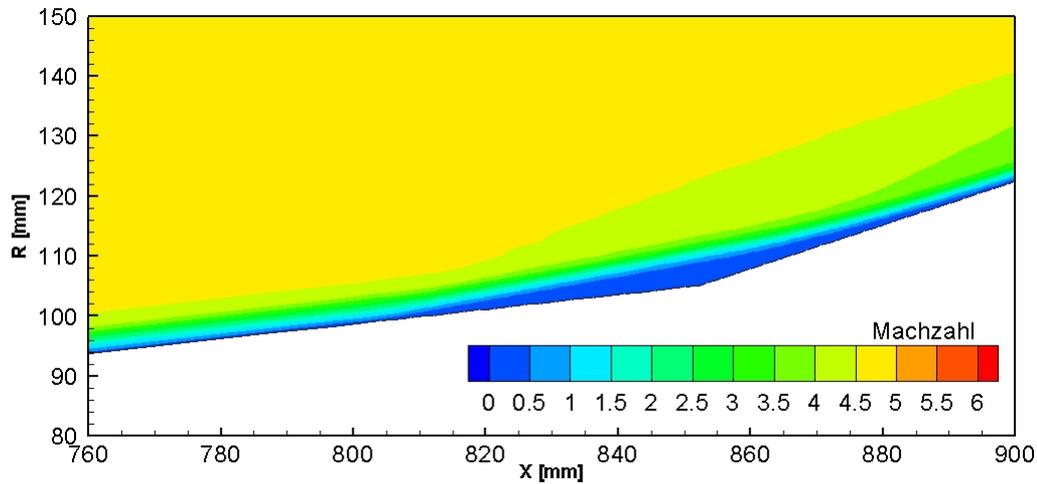
➤ turbulent



# Separation

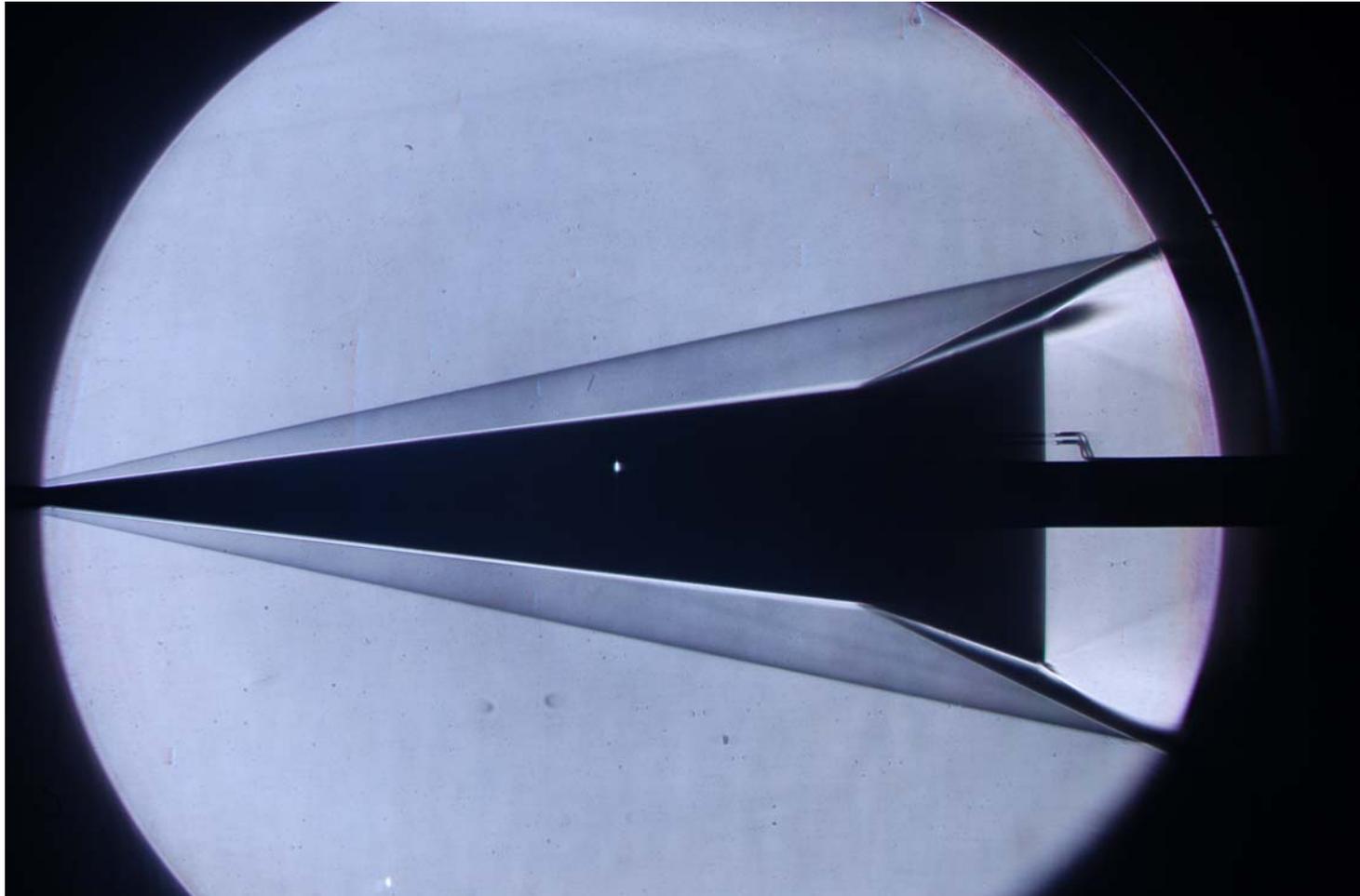


- laminar
- H=30 km

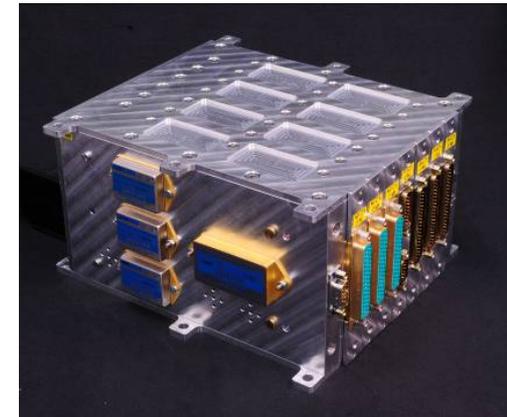
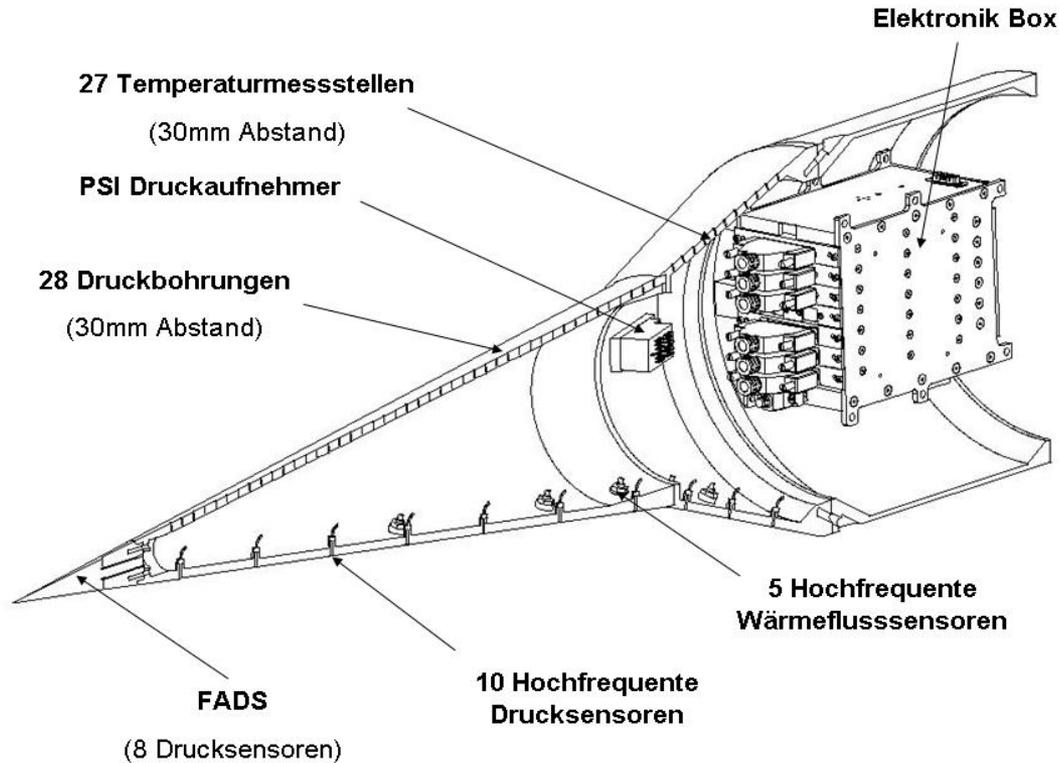


- laminar
- H=40 km

# Blockierungsexperimente am ROTEX-Modell



# Messtechnik und Datenerfassung

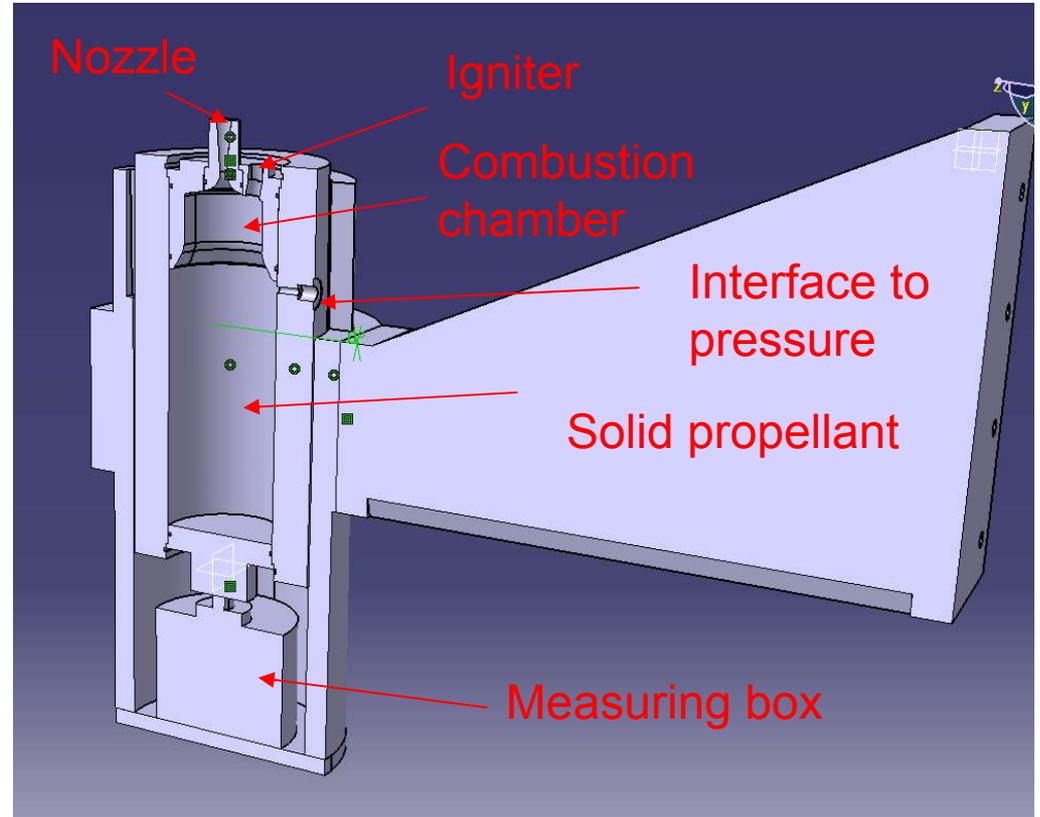


## Sensoren und Elektronikbox

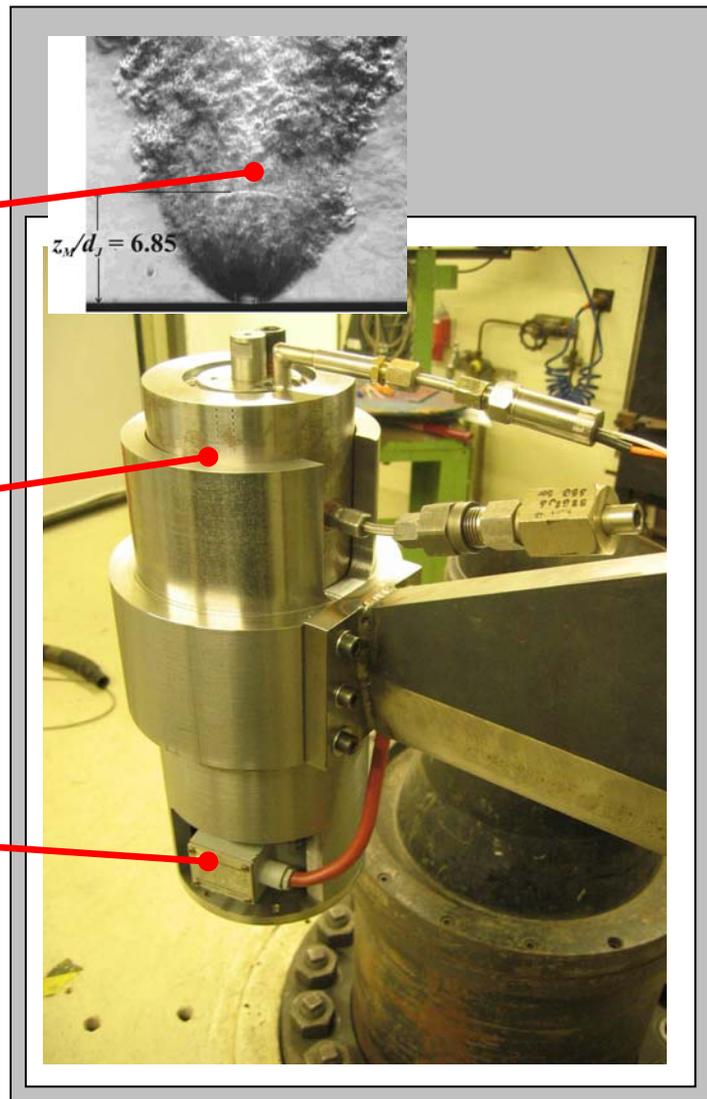
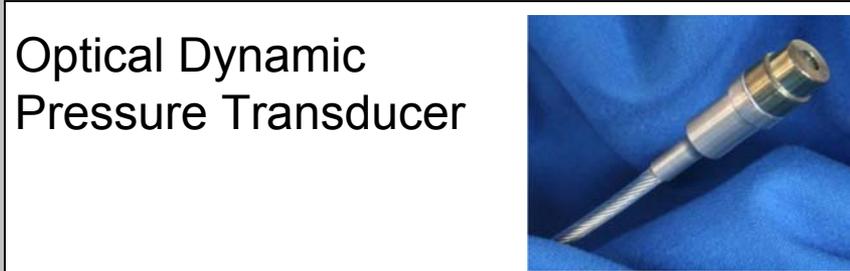


## Messtechnik und Datenerfassung

- ✓ Die Datenerfassung wird vorwiegend auf die EXPERT/SHEFEX-Hardware basieren.
- ✓ Begrenzte Datenrate über Telemetrie und die zum Teil bis 500 kHz notwendigen Aufnahmefrequenzen machen eine zusätzliche On-board-Speicherung unverzichtbar.
- ✓ Integration der Sensoren bündig mit der Oberfläche wird eine große Herausforderung.
- ✓ Für die Bodenexperimente wurden die ersten Tests zur Bestimmung der Modellgröße für die Anlagen TH2 und H2K durchgeführt.

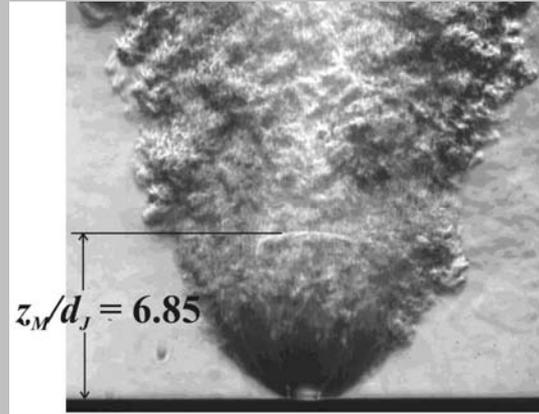


# Measurement techniques





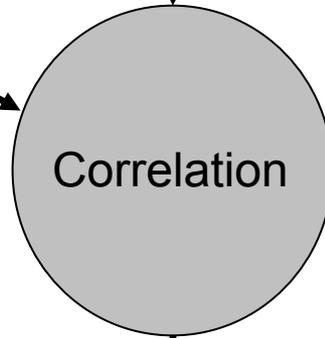
Combustion chamber pressure



Plume



Thrust



Correlation

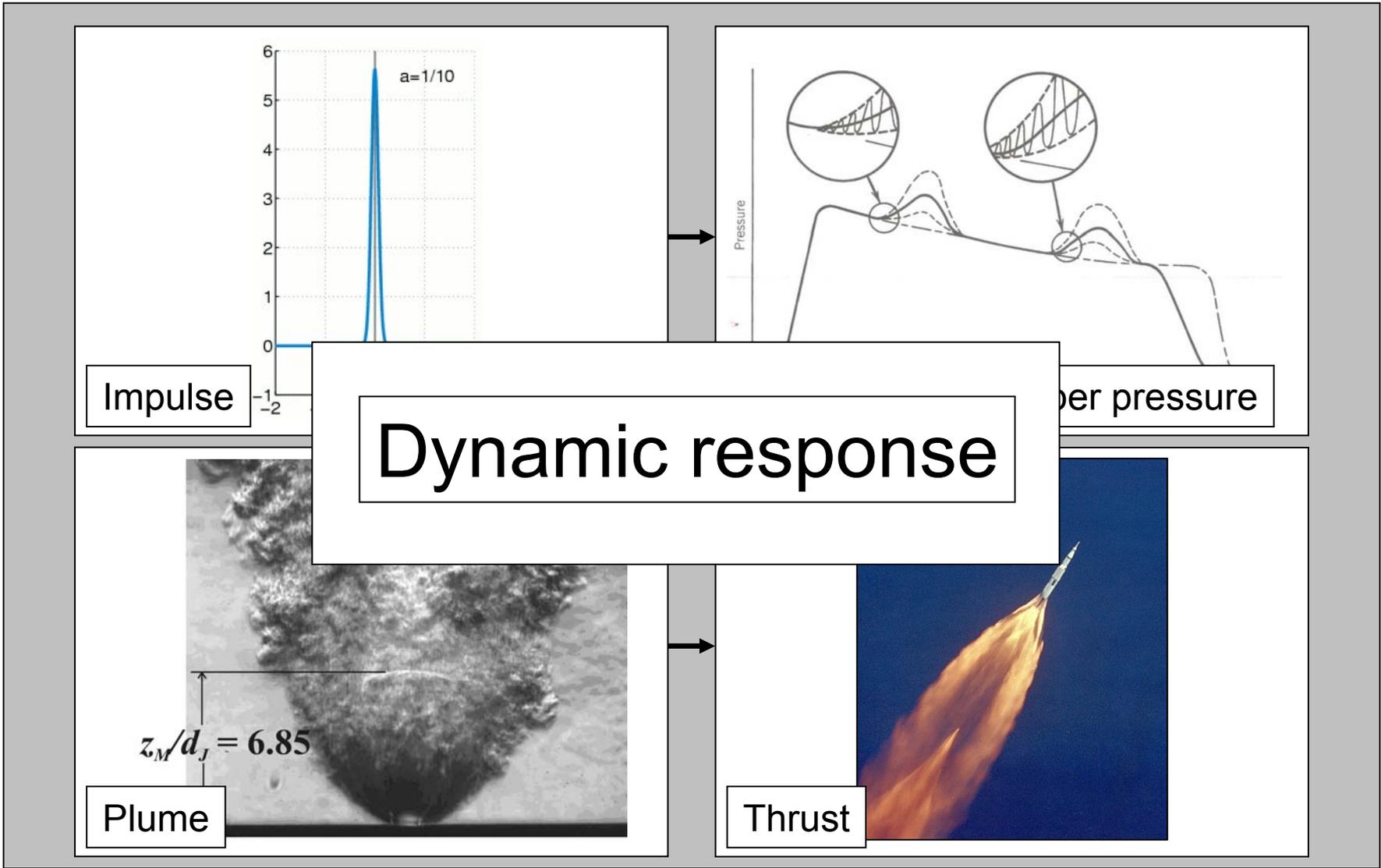
Coupling of combustion instabilities, mixing instabilities to thrust



## Chamber pressure Oscillations

- by least 5%
- often by more than 30%

Ref.: Sutton, G.P., Biblarz O., Rocket Propulsion Elements,  
John Wiley & Sons, ISBN 0-471-32642-9



## Aerodynamik

### ▪ **Berechnungen der Aerothermodynamik:**

- Berechnungen der aerodynamischen Beiwerte für:
  - Startkonfiguration (mit der Taurus-Stufe, mit dem Schubeinfluss)
  - Aufstiegskonfiguration (Orion mit Fairing nach der Separation der Taurus-Stufe, mit / ohne dem Schubeinfluss)
  - Flug- und Wiedereintrittskonfiguration (Orion mit dem Experiment-Modul nach der Fairing-Separation)

### **Aufgaben:**

- Vorentwurfsberechnungen der aerodynamischen Beiwerte mit Hilfe von vereinfachten Anwendungen (Digital DATCOM, Missile DATCOM...)
- Windkanalexperimente
- Vertiefte Analyse der Aerothermodynamik für einige kritischen Flugpunkten mit Hilfe von CFD-Programmen (Flower, ...)

### **Input (Vernetzungen):**

- Layout (Geometrie) der Forschungsrakete und Missionsverlauf (Startkonfiguration, Aufstiegskonfiguration und Wiedereintritt)
- Flugbahndaten, Flugprofile
- Schubverlauf, Massenstrom, spezifischer Impuls  $P$ ,  $dm/dt = f(t)$ ,  $I_{sp} = f(t, H)$

# Flugmechanik

## ***Berechnungen der Flugbahnen:***

- 3DoF-Simulation: Integrieren der Kraftgleichungen

### *Aufgaben:*

- Berechnungen der Flugbahndaten
- Überprüfung der Leistungen für unterschiedliche Nutzlasten
- Optimierung der Startwinkel
- Optimierung der Zündungszeiten der 2. Stufe (Dauer der „Coast-Phase“)

## ***Analyse der Stabilität und Steuerbarkeit:***

- Überprüfung der Lage des Druckpunktes bezüglich des Schwerpunktes
  - 6DoF-Simulation: Integrieren der Kraft- und Momentengleichungen
- Aufgabe:* Überprüfung der Stabilität mit Rücksicht auf die Roll-Stabilisierung

## ***Input (Vernetzungen):***

- Layout (Geometrie) der Forschungsrakete und Missionsverlauf
- Aerodynamische Beiwerte  $CL$ ,  $CD$ ,  $CM = f(Ma, \alpha, \delta) \dots$   
(für 6DoF-Simulation - Kraft- und Momentenbeiwerte um alle drei Achsen)
- Massenbilanz einschließlich der Nutzlast, Massenverlauf  $m = f(t)$   
(für 6DoF-Simulation - Trägheitsmomente  $I_x$ ,  $I_y$ ,  $I_z = f(m)$ )
- Schubverlauf, Massenstrom, spezifischer Impuls  $P$ ,  $dm/dt = f(t)$ ,  $I_{sp} = f(t, H)$

## Antrieb / Struktur

### **Schub-Berechnungen**

- Nachrechnung des Schubverlaufs für Feststoffmotoren:
  - Für die 1. Stufe
  - Für die 2. Stufe
- Ermittlung der thermomechanischen Belastungen für die Motor-Gehäuse / Düse
- Festigkeitsberechnungen für: Gesamtkonfiguration, Feststoffmotor-Boxen, Komponenten, insbesondere für die Nutzlast (Experiment-Modul)
- Berechnungen der Eigenfrequenzen für unterschiedliche Konfigurationen
- Berechnungen der Strukturmasse und der Trägheitsmomente (mit /ohne Treibstoff)

### **Input (Vernetzungen):**

- Layout (Geometrie) der Forschungsrakete und Missionsverlauf (Startkonfiguration, Aufstiegskonfiguration und Wiedereintritt)
- Flugbelastungen: Beschleunigungen, Staudruck  $a$ ,  $q = f(t)$

## System Engineering, Experiment und Messtechnik

### ***Gesamtsystem, Experiment und Messtechnik***

- Planung des gesamten Missionsverlaufs
- Planung des Transitionsexperiments
- Messtechnik
- Elektronik
- Datenerfassung und Datenübertragung

### ***Input (Vernetzungen):***

- Flugbelastungen: Beschleunigungen, Staudruck  $a, q = f(t)$
- Flugbahndaten, Flugprofile