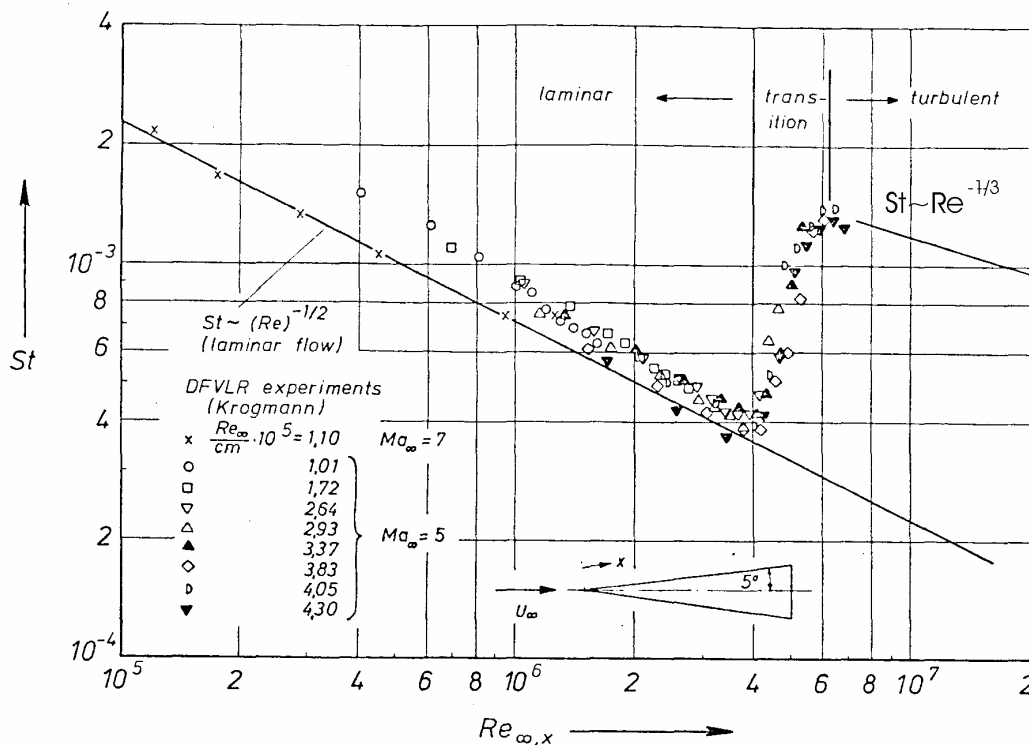


## 4.5 Der laminar- turbulente Umschlag und Wärmeübergang

Die laminare Grenzschicht ist nur bis zu einer maximalen kritischen Reynoldszahl  $Re_{krit.}$  stabil. Ab  $Re > Re_{krit.}$  erfolgte der Umschlag laminar turbulent, der mit einer starken Erhöhung des Impuls und Wärmeaustausches verbunden ist..

Die Umschlagreynoldszahl hängt ab von Machzahl, Körperform., Ansellung.

Das vorhergehende Bild 19 zeigte den laminaren Wärmeübergang an Kegeln bis zu einer Reynoldszahl von  $Re_x = 10^6$ . Steigert man die Reynoldszahl weiter so beobachtet man den in Bild 20 dargestellten Umschlag laminar- turbulent, der in einem engen Reynoldszahlbereich (Transitionsbereich) erfolgt.



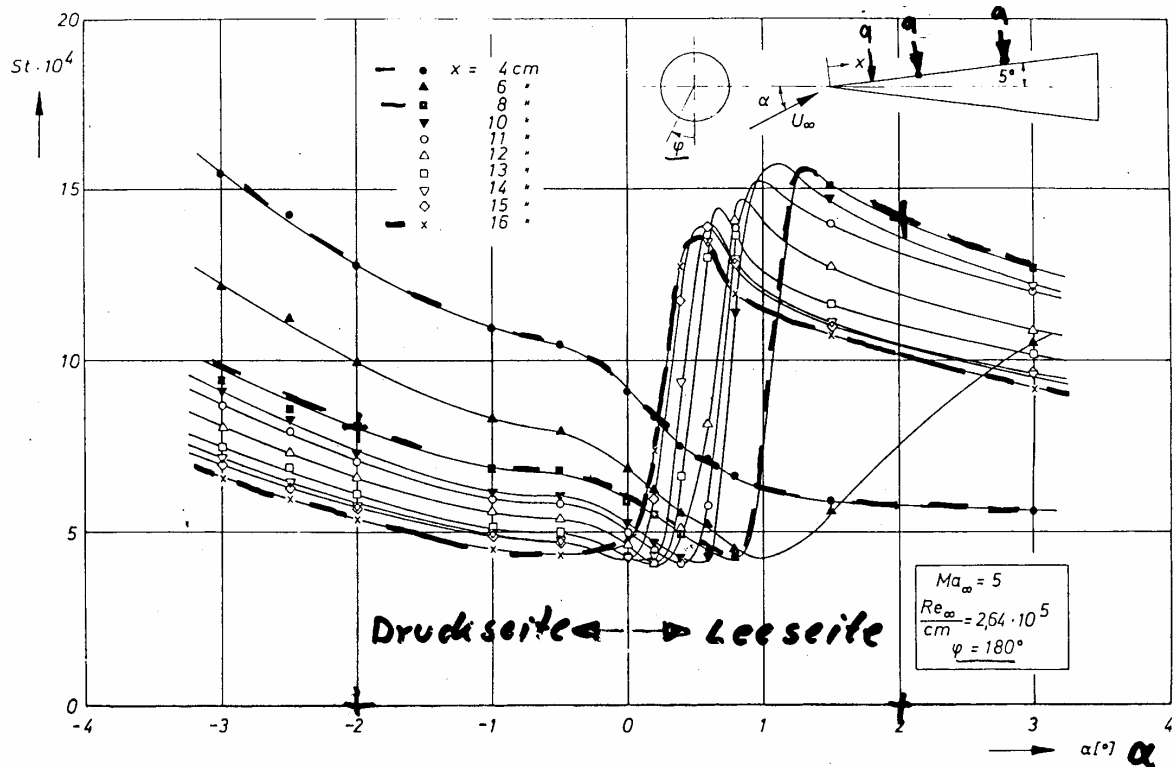
Heat transfer and boundary layer transition on a 5° cone

Abbildung 20

Die Stantonzahl steigt im Umschlagsbereich von  $St = 4 \cdot 10^{-4}$  auf  $1,2 \cdot 10^{-3}$  an, was einer dreifachen Erhöhung des Wärmeübergangs entspricht. Im turbulenten Bereich fällt dann die Stantonzahl mit  $St \sim Re^{-1/3}$  ab.

Wichtig ist, dass die Umschlagstelle sehr stark vom Anstellwinkel des Körpers und der Nasenabrundung beeinflusst wird. Dies demonstriert das folgende Bild 21 bei

dem in Abhängigkeit vom Anstellwinkel die Stantonzahlen an verschiedenen x-Positionen aufgetragen sind.



Heat transfer and transition as function of angle of attack

Abbildung 21

Die Messungen zeigen, dass sich bereits bei kleinem Anstellwinkel der symmetrische Umschlagbereich stark verändert wird. Jede Kurve in Bild 21 entspricht einer Meßposition am Kegel. Man erkennt, dass mit zunehmendem Anstellwinkel der Umschlag zunächst auf der Leeseite einsetzt und damit die leeseitige turbulente Erwärmung höher ist als die noch laminare Erwärmung auf der Druckseite.

Die noch immer bestehende Unsicherheit in der Vorhersage der Umschlagsposition und der Umschlagsreynoldszahl, war ein Hauptproblem bei der Entwicklung des US Shuttle.Orbiter Dies soll im folgenden Abschnitt kurz demonstriert werden

#### **4.51 Der laminar turbulente Umschlag am US Space Shuttle Orbiter.**

Der Umschlag der Grenzschicht vom laminaren in den turbulenten Bereich ist sehr sowohl theoretisch wie experimentell schwierig vorherzusagen:

Experimentelle Vorhersage bedeutet, dass Windkanalergebnisse auf den Freiflug übertragen werden müssen.

Folgende generelle Abhängigkeit besteht für den Flugzustand bei dem der Umschlag einsetzt und für die Umschlagsposition am Körper.

Reynoldszahl  $Re_x$

Machzahl  $Ma$

Körperform

Anstellwinkel

Wandtemperatur

Bei Innenströmungen z.B. Rohrströmung ( Durchmesser  $d$ ) tritt der Umschlag bereits bei einer kritischen Reynoldszahl von  $Re_{d,krit.} = 2000$  auf. Bei umströmten Körpern liegt die Umschlagreynoldszahl wesentlich höher. An der längs angeströmten Platte liegt der Umschlagsbereich bei  $Re_{x,krit.} \sim 10^6$ .

Beim Umschlag nehmen die Wandschubspannung und der örtliche Wärmeübergang erheblich zu. Der Wärmeübergang steigt wie in Bild 20 dargelegt um den Faktor 3. Bei der Auslegung des Wärmeschutzsystem des US Shuttle Orbiter war die Vorhersage der Umschlagszeitpunktes längs der Eintrittstrajektorie eine der wichtigsten Unsicherheitsquellen. Die in Bild 22 erläuterte Fragestellung war:

Fällt der Umschlag laminar- turbulent mit dem Zeitpunkt der maximalen laminaren Erwärmung zusammen, oder setzt der Umschlag erst nach der Phase maximaler Erwärmung ein ?

Im Folgenden werde Ergebnisse der ersten Shuttleflüge 2-4 gezeigt, wobei die Landung in Kalifornien Edwards Air Force Base erfolgte. Bild 23 zeigt den Fußabdruck der Eintrittsbahn über dem Pazifik mit einigen Zeit- und Höhenangaben.

Bild 24 zeigt Bahnwinkel, Höhe und Geschwindigkeit als Funktion der Zeit. Das Bild 25 zeigt Anstell- und Schiebewinkel. Während der Abbremsphase erfolgt der Flug mit großem Anstellwinkel von  $\alpha = 40^\circ$ . Ab  $t = 1600$  s bei  $Ma \sim 10$  wird der Anstellwinkel erniedrigt wobei der Hyperschallgleitflug zum Landegebiet beginnt.

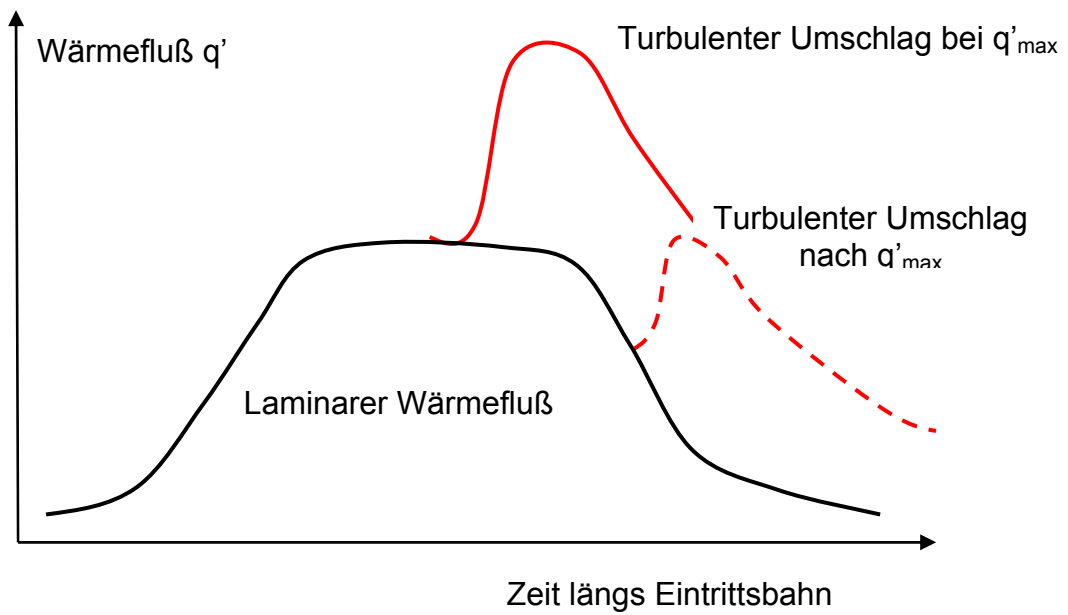


Abbildung 22 Einfluß des laminar turbulenten Umschlags auf Wärmeübergang längs Eintrittsbahn

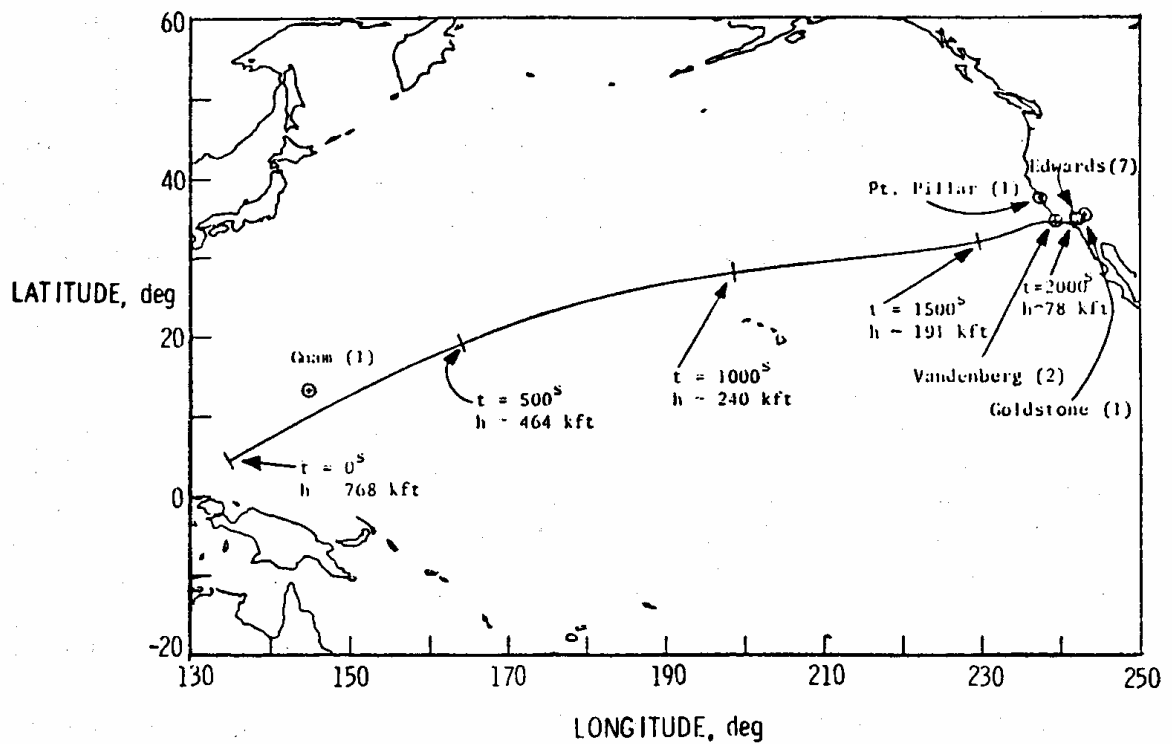


Abbildung 23 Spur der Eintrittsbahn Shuttleflug STS2

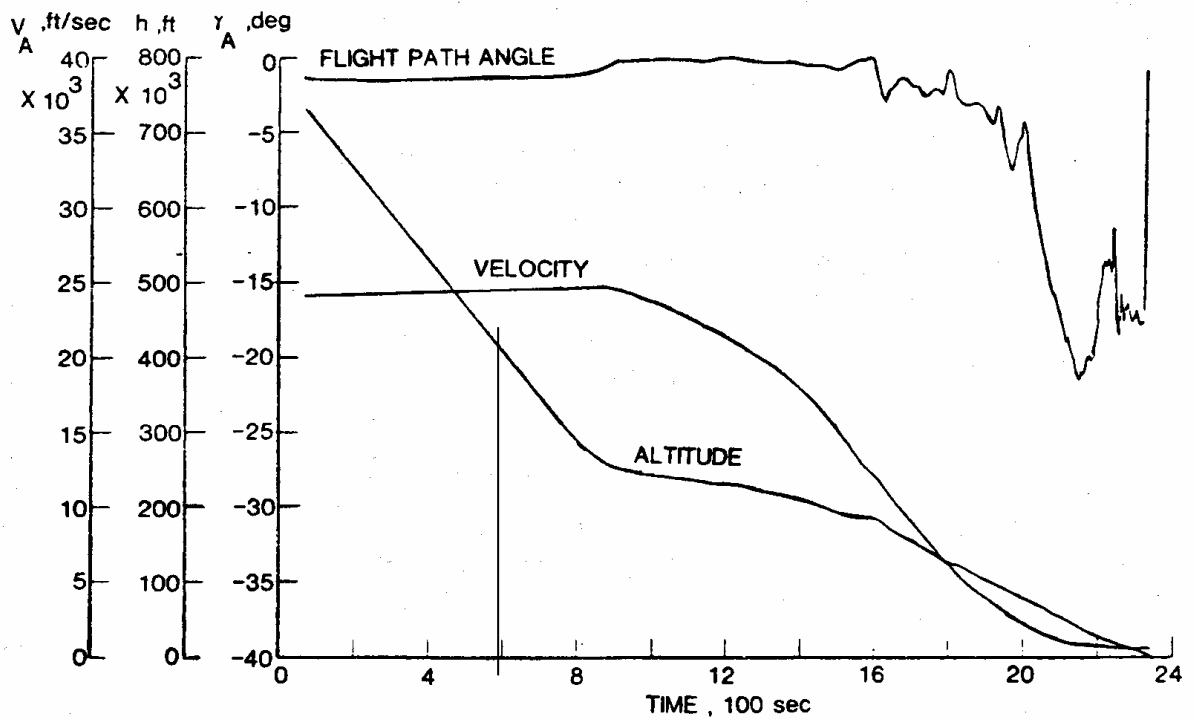


Abbildung 24 Bahnwinkel, Höhe, Geschwindigkeit Shuttleflug STS 4

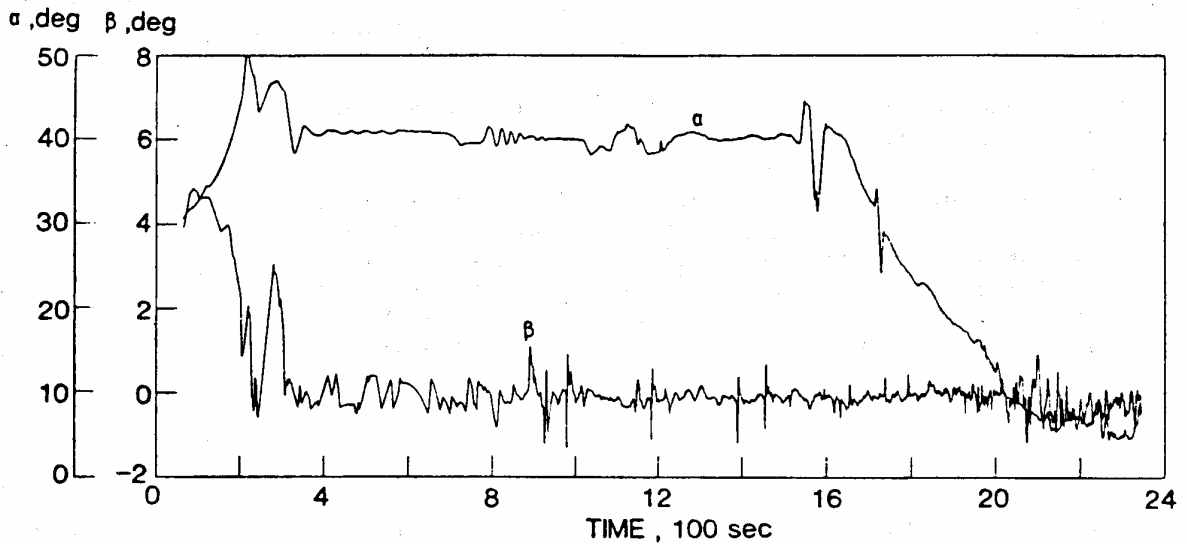


Abbildung 25 Anstell- und Schiebewinkel; Shuttleflug STS 4

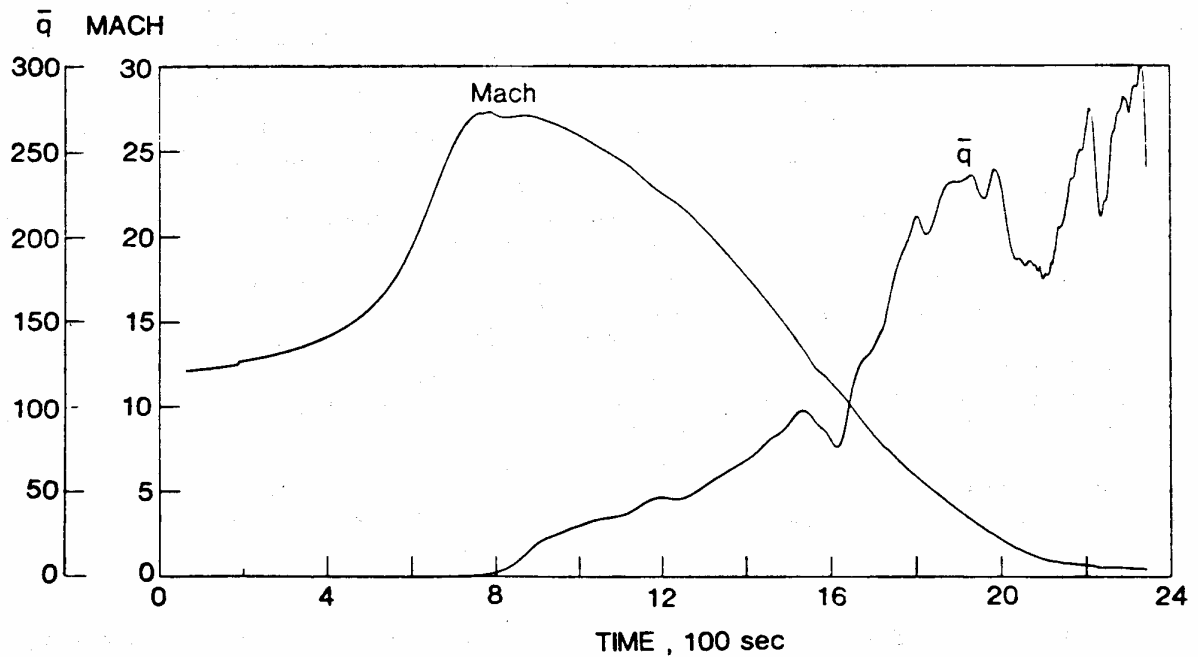


Abbildung 26 Machzahl, dynamischer Druck als Funktion der Zeit

Das folgende Bild 27 zeigt die Instrumentierung der Flügelunterseite mit Thermoelementen. Die Temperatur dieser Elemente wurde bei den ersten Flügen während des gesamten Wiedereintritts registriert.

Das Bild 28 zeigt den Temperaturverlauf an einer Meßstelle. Im Wärmeübergangsmaximum ergibt sich eine Oberflächentemperatur von  $T_w = 1200$  K. Nach dem Maximum fällt die Temperatur zunächst ab. Bei  $t = 1200$  s erscheint ein zweiter schneller Temperaturanstieg, der durch den Umschlag laminar- turbulent bedingt ist.

Unter der Annahme, dass der aerodynamische Wärmefluß im Wesentlichen abgestrahlt wird, können wir dessen Größe abschätzen.

Für den Wärmefluß gilt:

$$q'_{aero} = \sigma \varepsilon T_w^4$$

Für die Wärmeflußänderung  $\Delta q'_{aero}$  mit  $\Delta T_w$  gilt:

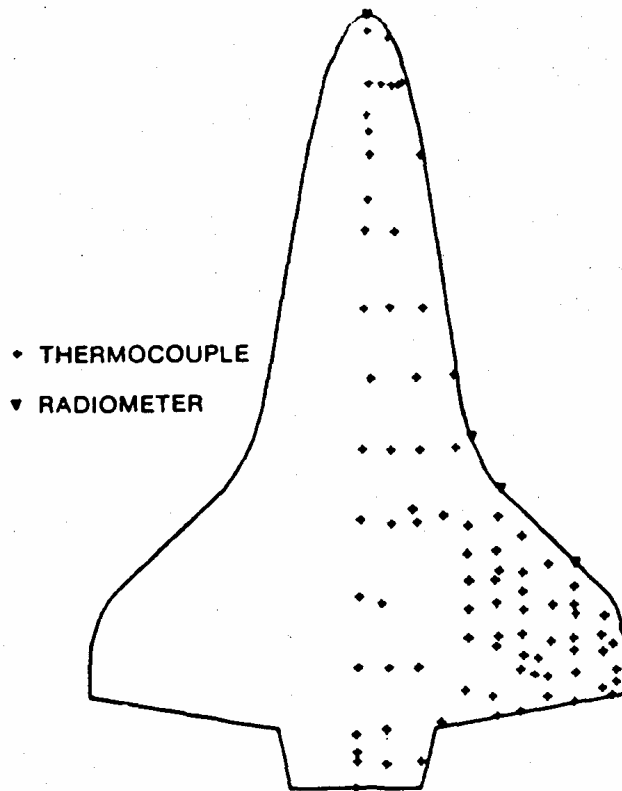
$$\frac{\Delta q'_{aero}}{q'_{aero}} = 4 \frac{\Delta T_w}{T_w}$$

mit  $\sigma = 5,6697 \cdot 10^{-8} \text{ J}/(\text{m}^2\text{K}^4)$ ,  $\varepsilon = 1$  und  $T_w = 1200$  K erhalten wir:

$$q'_{aero,max} = 117,57 \text{ kW}/\text{m}^2$$

An der Messstelle beobachten wir  $T_w = 900$  K vor dem Umschlag und einen Temperatursprung von  $\Delta T_w = 200$  K. Dies ergibt:  $\frac{\Delta q'_{aero}}{q'_{aero}} = 4 \frac{200}{900} = 0,9$ .

Der laminar turbulente Umschlag verursacht demnach eine Erhöhung des aerodynamischen Wärmeflusses um 90%, was in etwa einer Verdoppelung entspricht.



Windward surface instrument locations.

Abbildung 27 Instrumentierung der Shuttleunterseite mit Thermoelementen

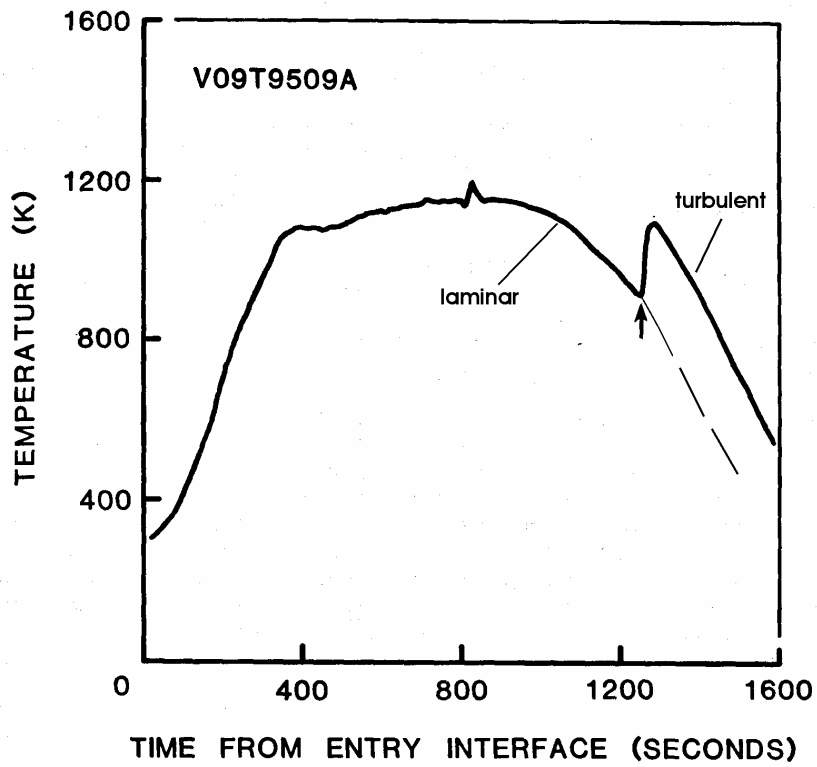
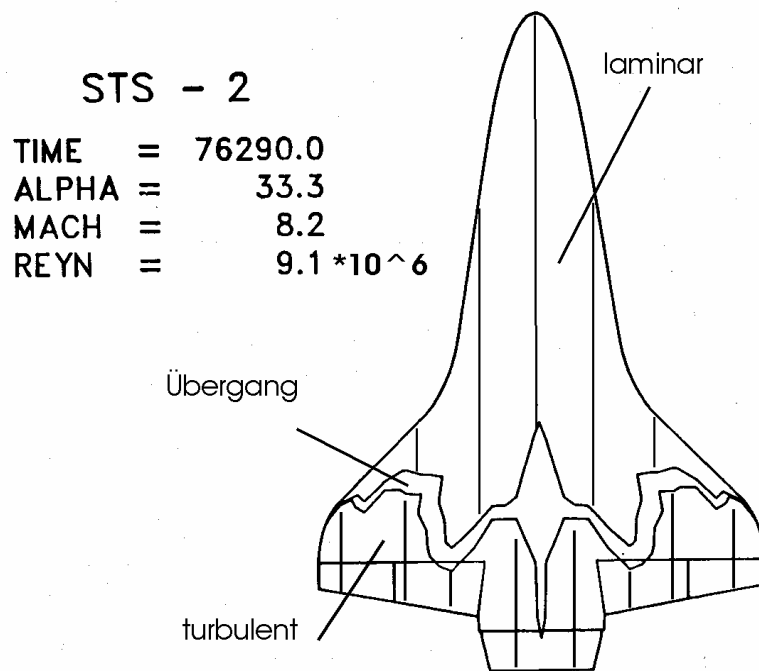
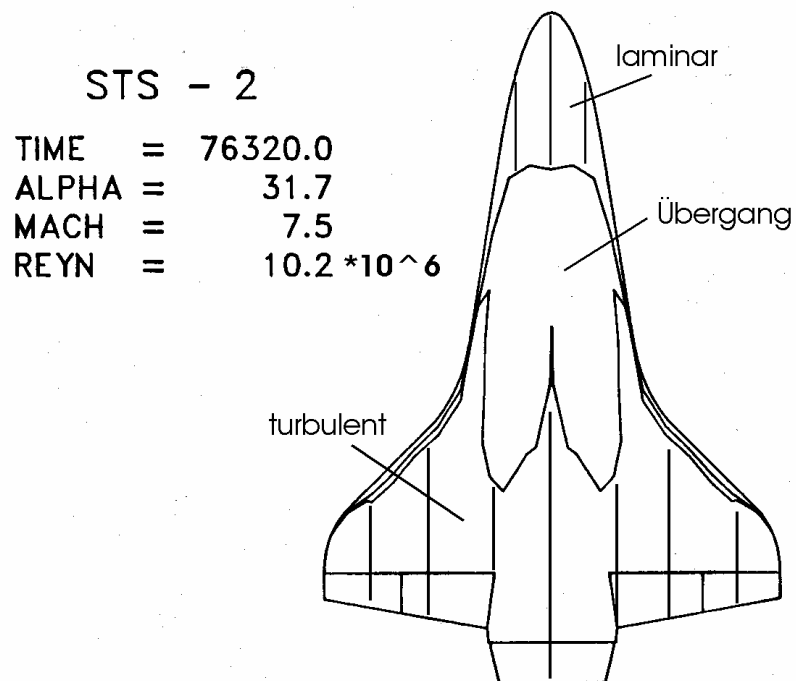


Abbildung 28 Örtliche Oberflächentemperatur als Funktion der Zeit, Shuttleflug STS-2



Bereiche mit laminarer turbulenter Strömung  
 $Re = 9,1 \cdot 10^6$

Abbildung 29 Laminare und turbulente Bereiche am Beginn des Umschlages



Bereiche mit laminarer turbulenter Strömung  
 $Re = 10,2 \cdot 10^6$

Abbildung 30 Laminare und turbulente Bereiche bei fortgeschrittenen Umschlag

Aus den Temperaturverläufen aller Meßstellen wurden die in den Bildern 29 und 30 skizzierten Bereiche der laminaren und turbulenten Strömung rekonstruiert.

Bei einer Reynoldszahl von  $Re_L = 9,1 \cdot 10^6$  sind ersten turbulente Gebiete im Heckbereich erkennbar. Bei einer Reynoldszahl von  $Re_L = 10,2 \cdot 10^6$  und 30 Sekunden später ist der turbulente Bereich nach vorne bis zur Fahrzeugmitte gewandert wobei nur mehr im vorderen Rumpfbereich die Strömung laminar ist.

Die Flugmessungen zeigten, dass der Umschlag kurz hinter dem Wärmeübergangsmaximum im Heckbereich des Shuttles einsetzt und damit keine Überlastung des Wärmeschutzsystems verursacht wird.