

0. Angewandte Strömungsmechanik I - Aerodynamik

[Vorlesungsübersicht](#)

[Vorlesungsinhalt, Aerodynamik](#)



VORLESUNGEN

Strömungslehre

5

Angewandte
Strömungsmechanik

Math. Methoden
der Strömungslehre

6

Numerische
Strömungsmechanik

7

Trainings-Kurs

8

Diplomarbeit

Strömungsmechanik Kolleg



AERODYNAMIK

- **Grundlagen der Aerodynamik**
Vogelflug
Profil und Tragflügel
- **Tragflügeltheorie**
- **Grenzschichtströmungen**
Grundgleichungen (Größenordnungsabschätzung)
Einsetzen der Turbulenz (Stabilitätstheorie)
Transitionsbeeinflussung
- **Transsonischer Tragflügel**
Stoß-Grenzschicht-Wechselwirkung
Laminarflügel



1.

Einführung

Küchemann Vision

Airbus/Boeing
Produktfamilien

Airbus A380

Film Airbus A380

Airbus A380 Rumpfunterseite

Airbus A380 Flügel

Airbus A380 Rumpfsegment

Airbus A380 Triebwerk GP7000

Airbus A380 Triebwerk Trent 900

Tragflügel neuer Technologie

Film Airbus Flügelentwicklung

Vogelflug

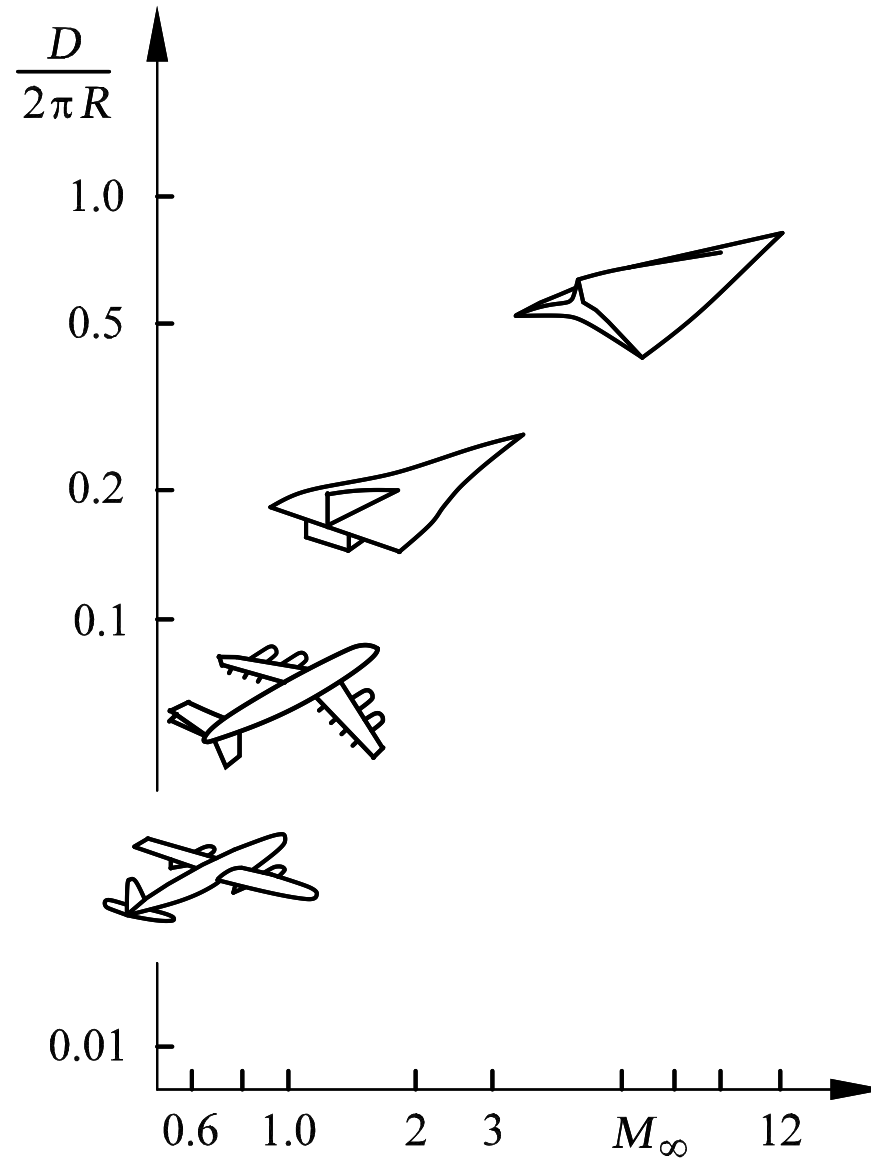
Druckverteilung

Film Albatros

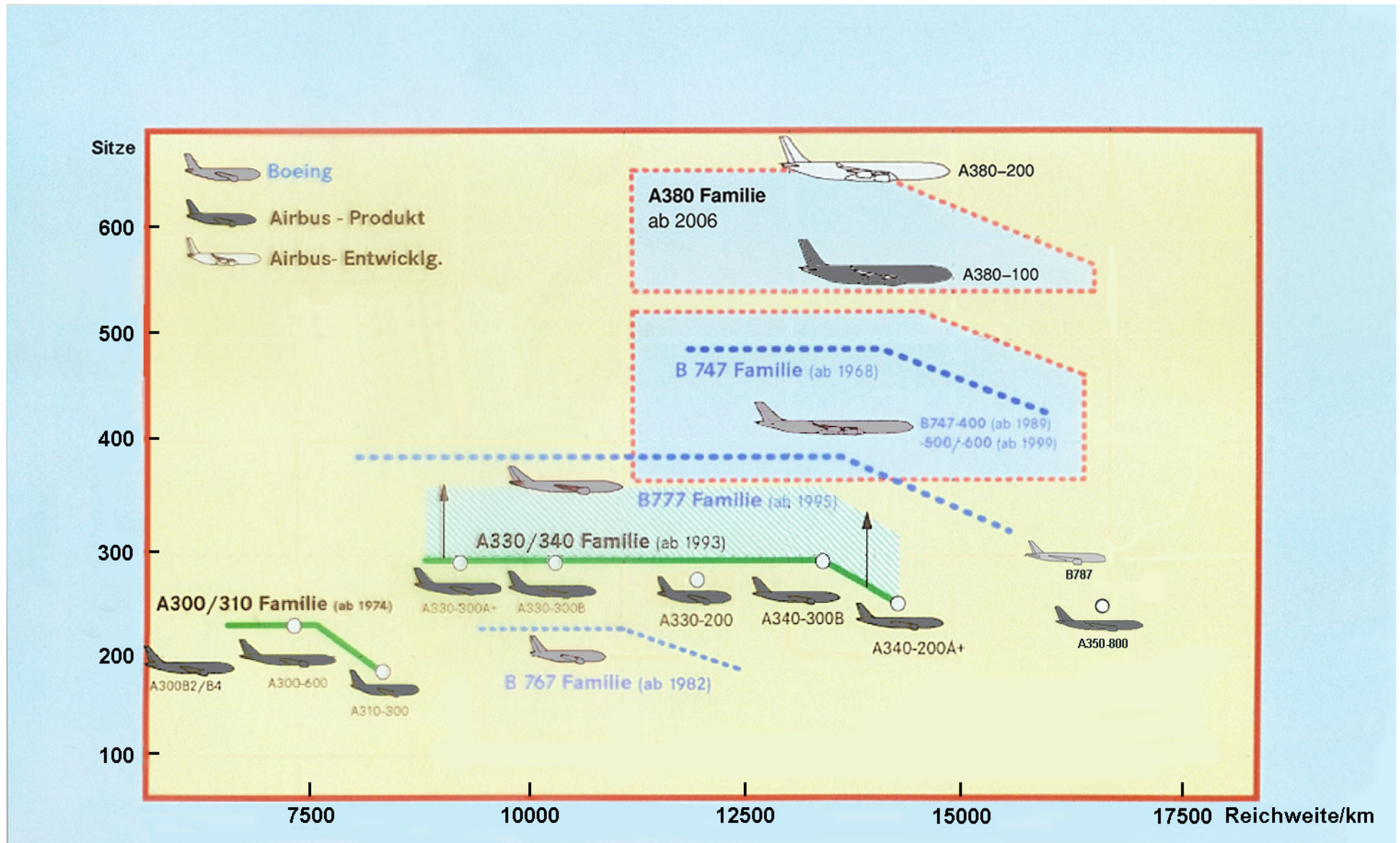
Hanggleiter



Küchemann Vision



Airbus/Boeing Produktfamilien



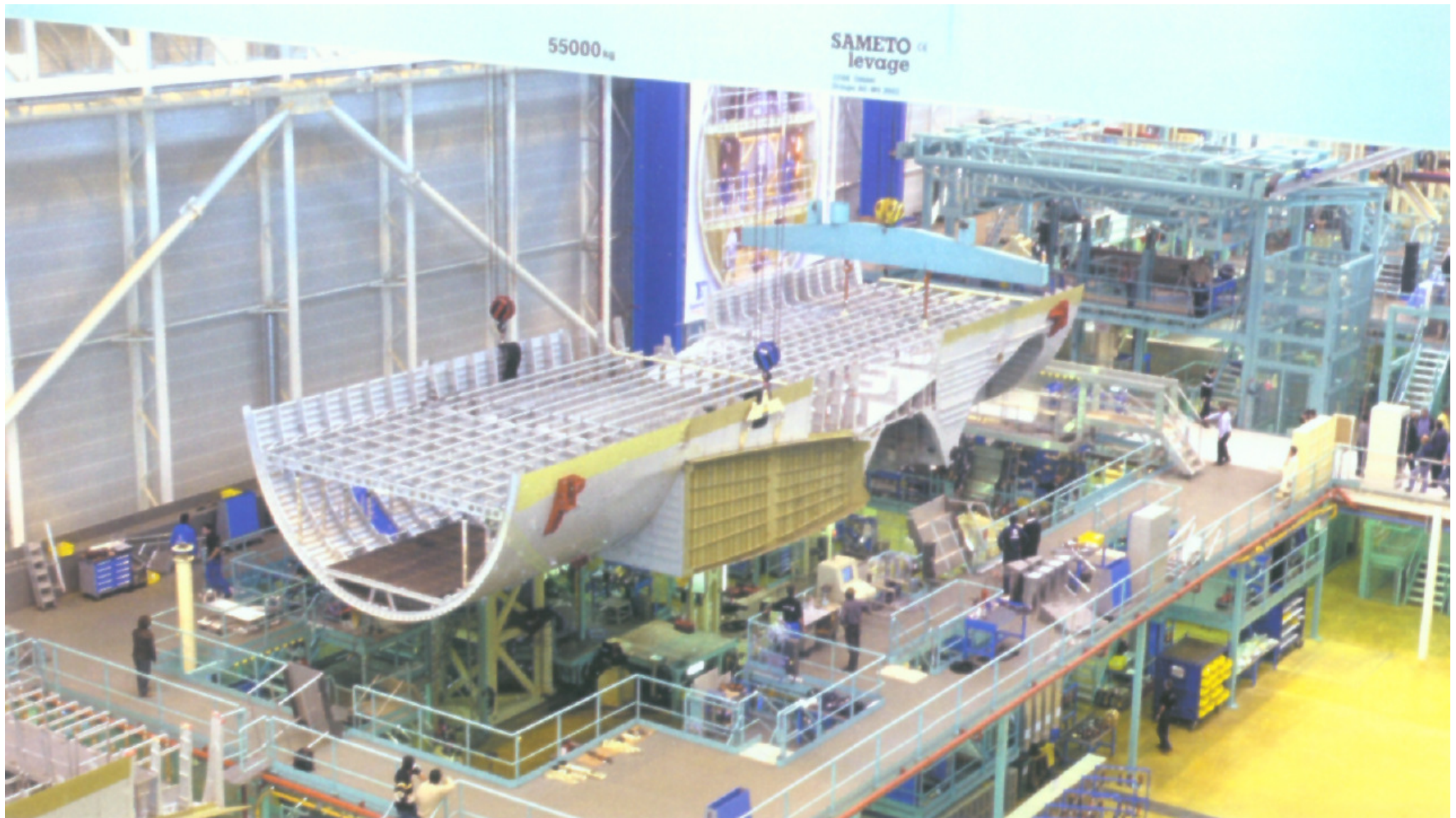
Airbus A380



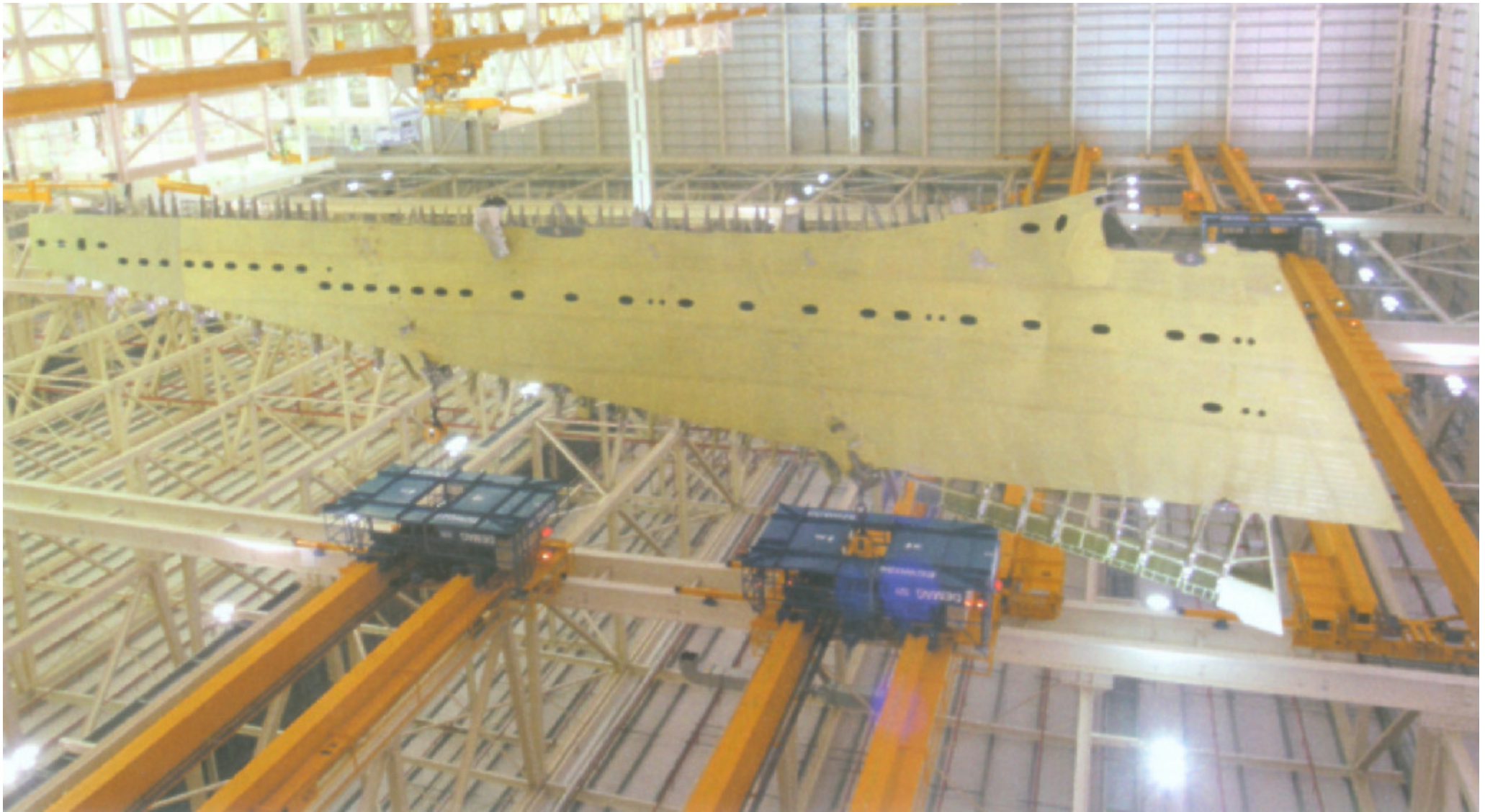
Film Airbus A380



Airbus A380 Rumpfunterseite



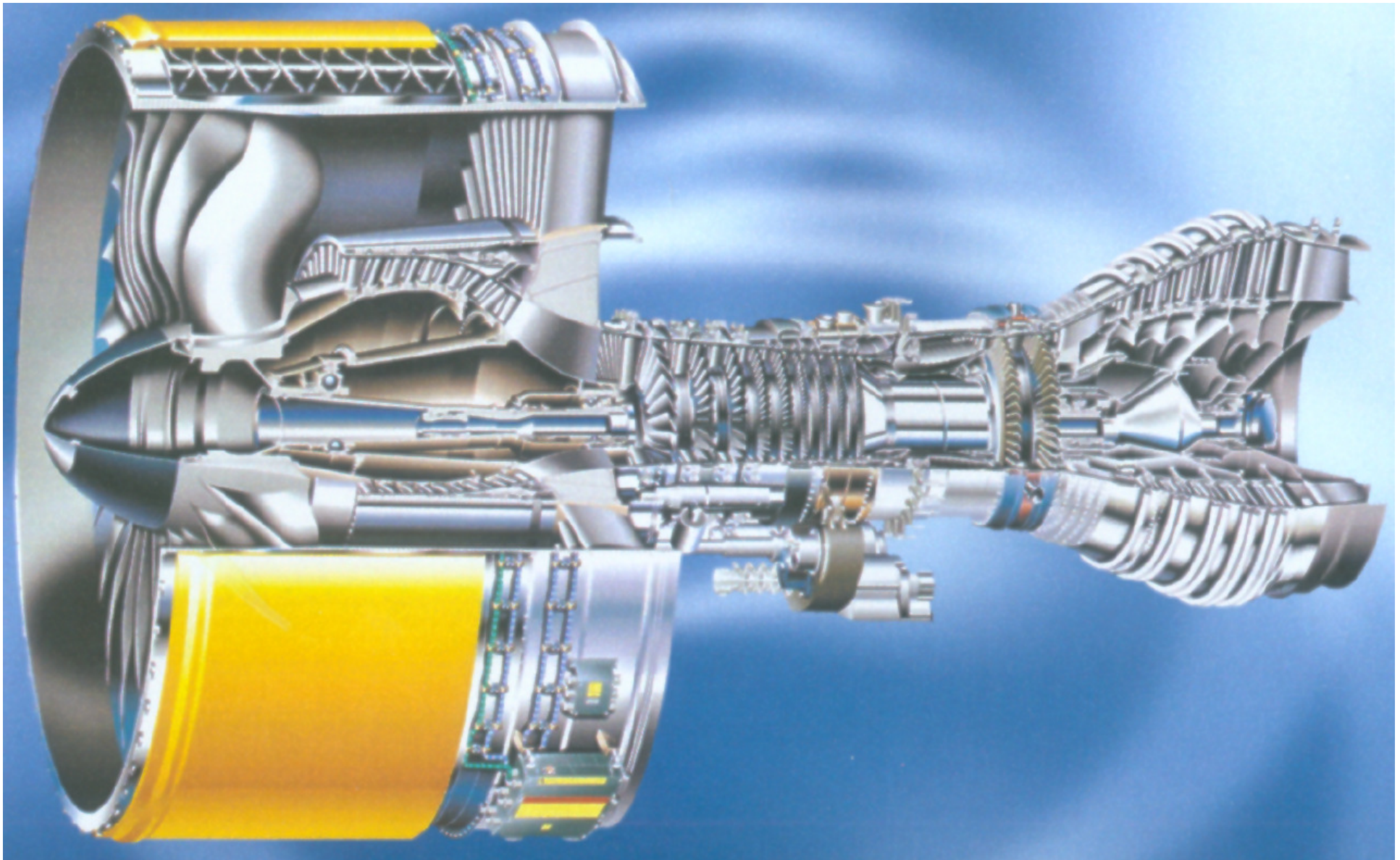
Airbus A380 Flügel



Airbus A380 Rumpfsegment



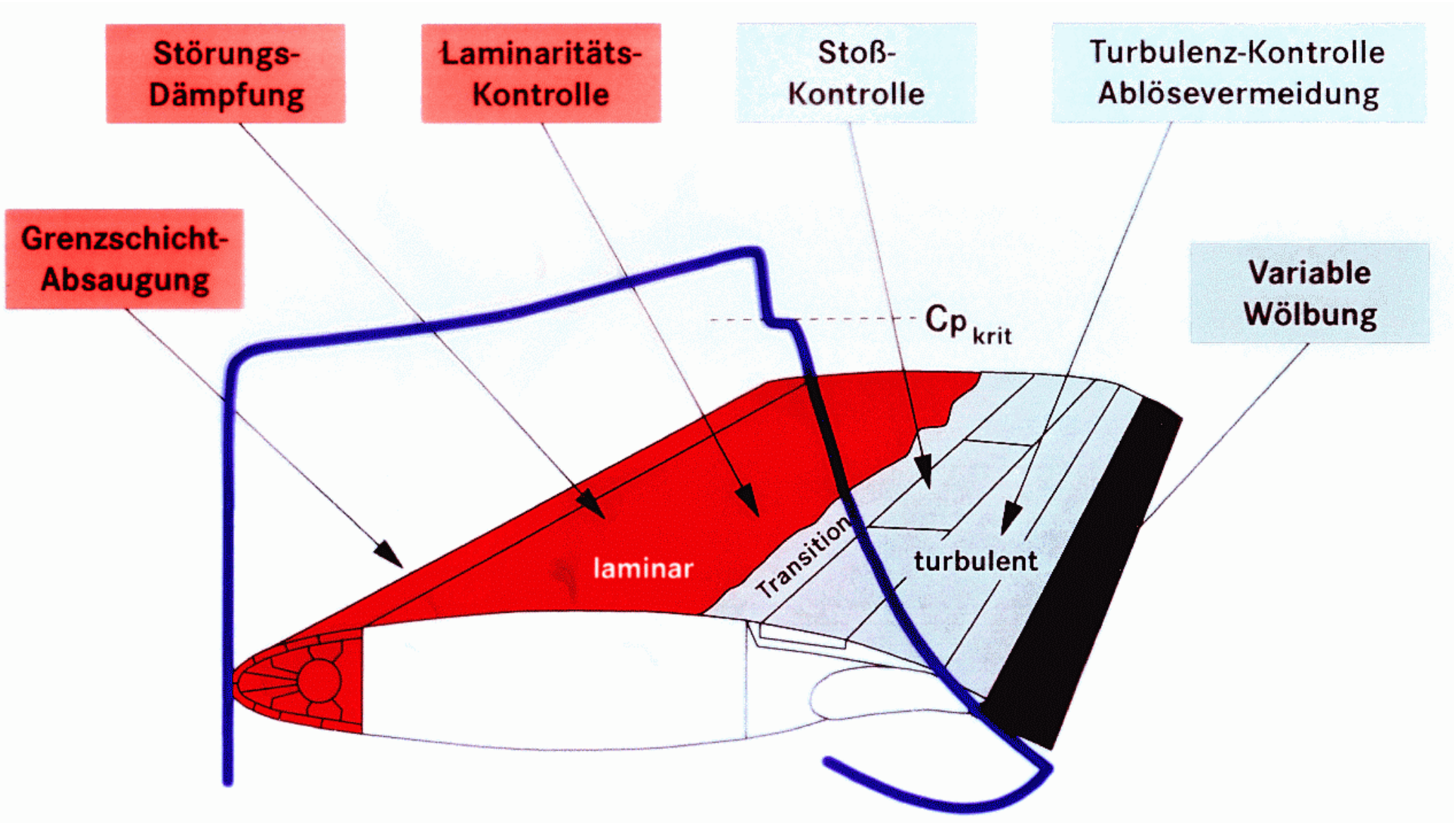
Airbus A380 Triebwerk GP7000 (Engine Alliance)



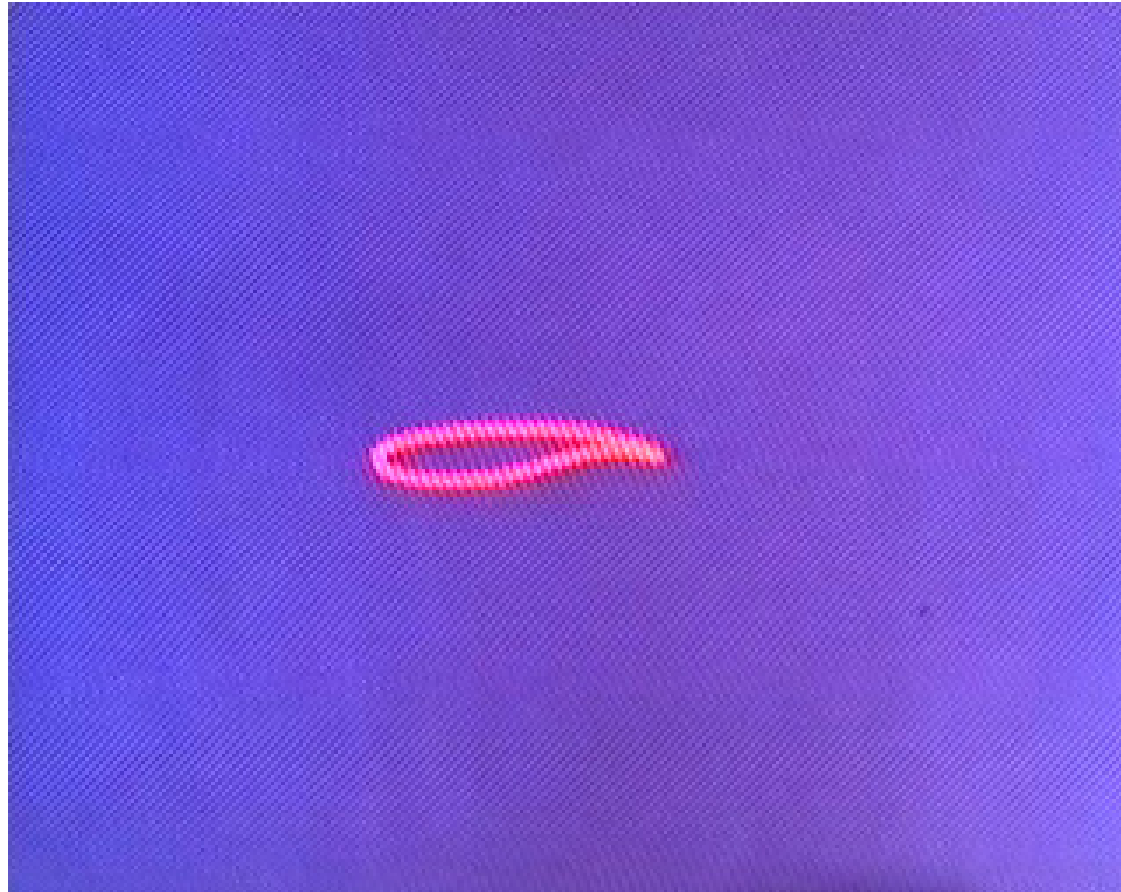
Airbus A380 Triebwerk Trent 900 (Rolls-Royce)



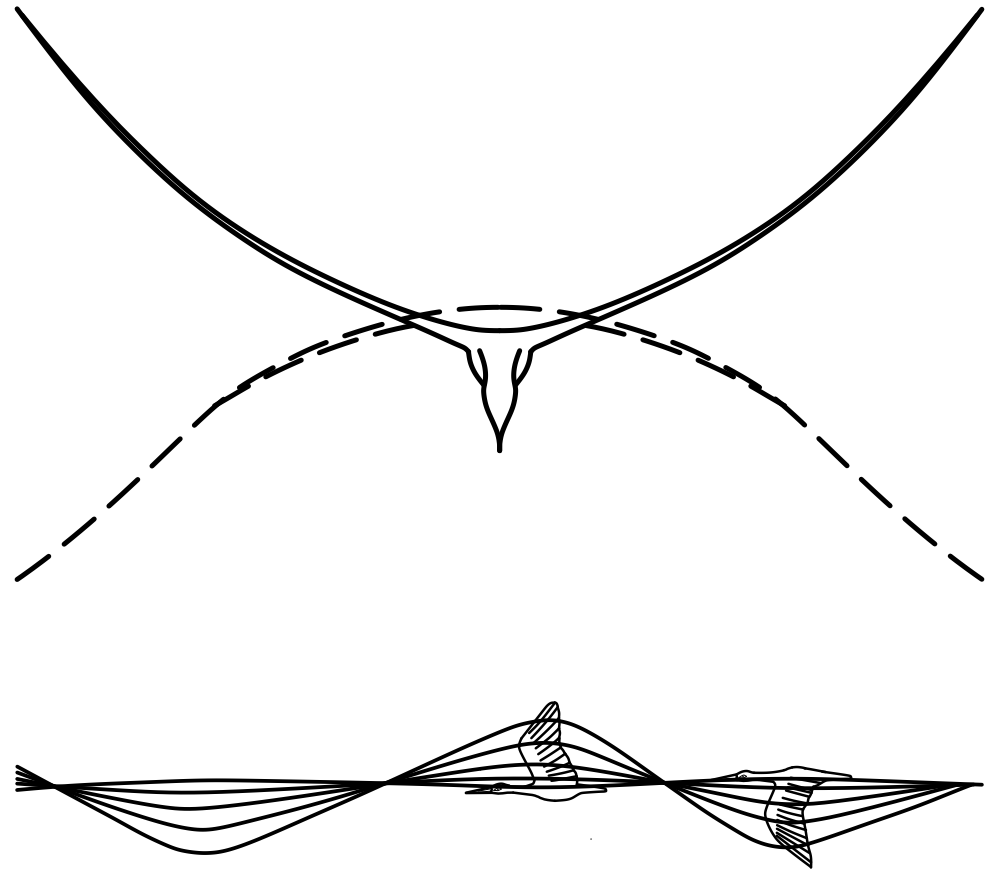
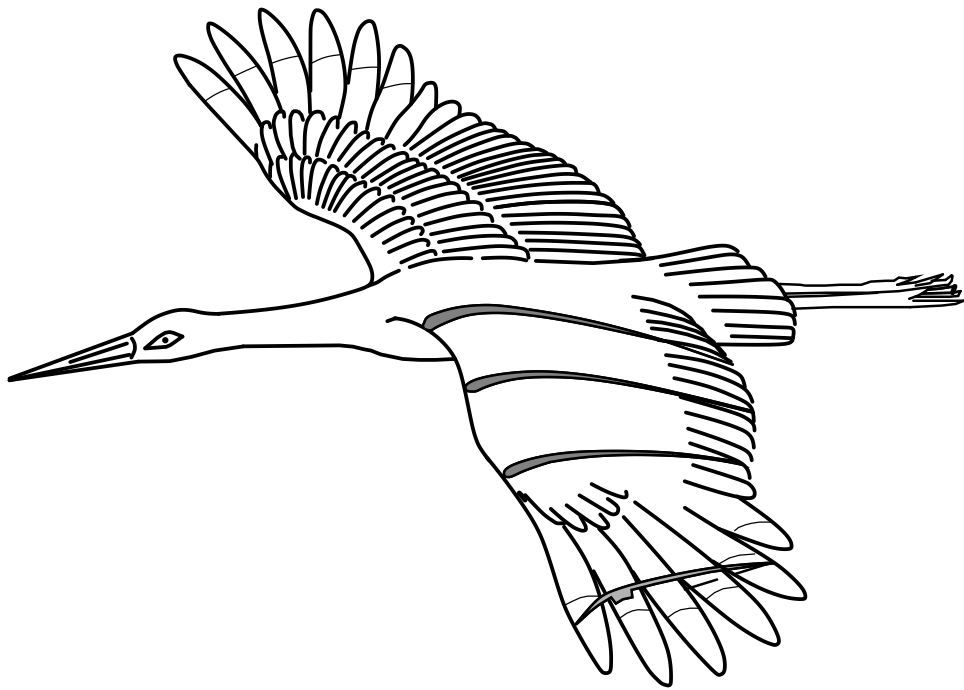
Tragflügel neuer Technologie



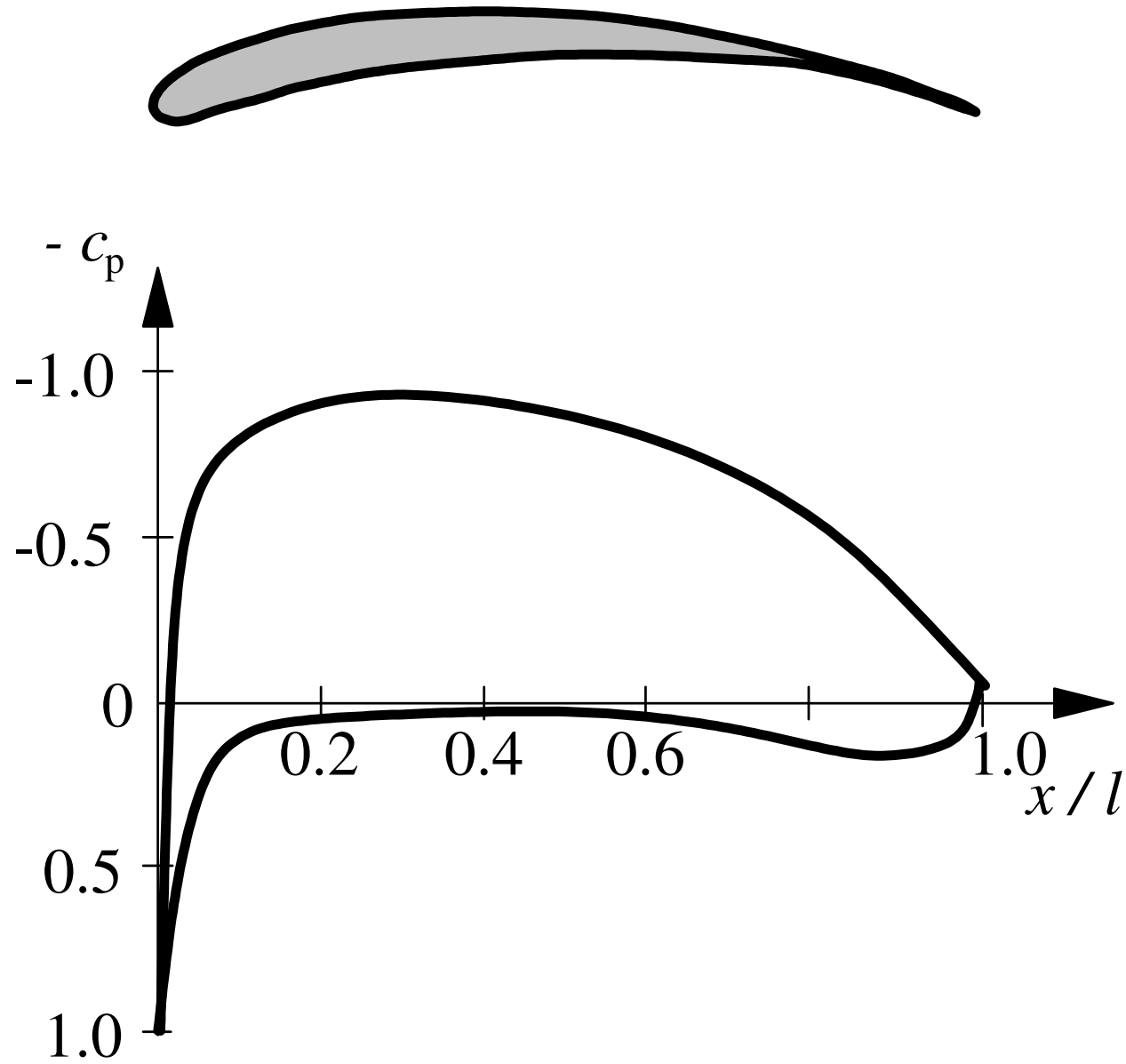
Film Airbus Flügelentwicklung



Vogelflug



Druckverteilung



Film Albatros



Hanggleiter



Film Boeing 747

Vogelflug –
Auftriebsflügel

Verkehrsflugzeug

Tragflügel und Profile

Transsonisches Profil

Auftriebs- und
Widerstandsbeiwert

Superkritisches Profil

Film Strömungsablösung

Auftriebsbeiwert

Buffeting

Film Buffeting

Polare

Druckbeiwert

Pfeilung

Randwirbel eines
Tragflügels

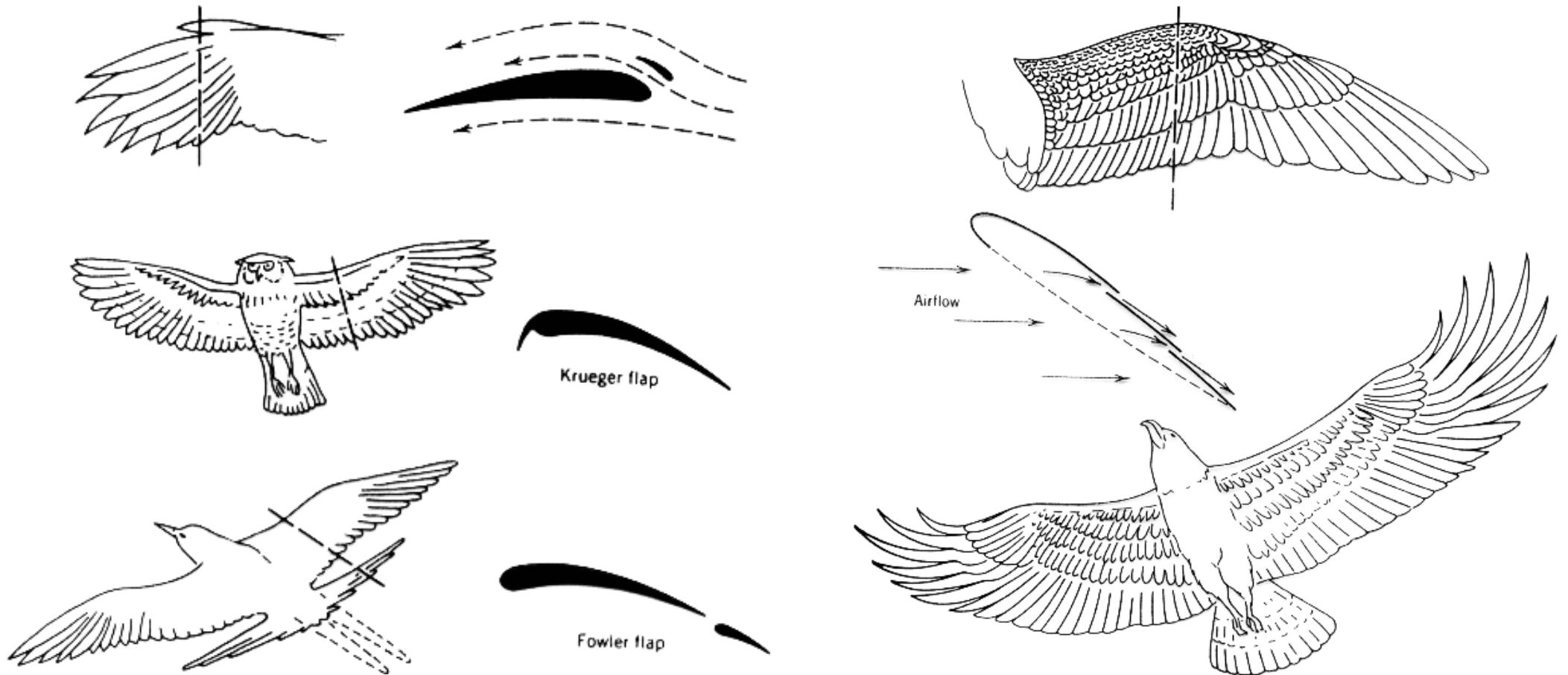
Film Randwirbel

Widerstandsanteile
eines Verkehrsflugzeugs

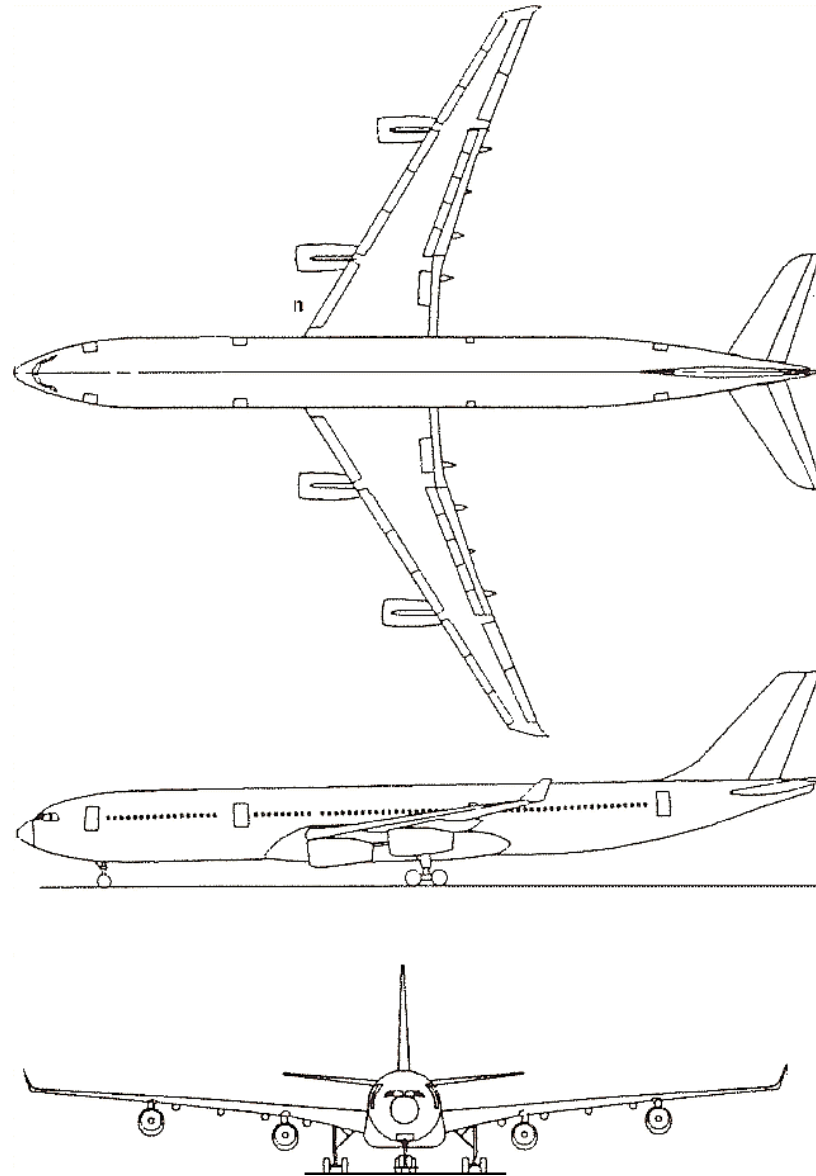
Film Boeing 747



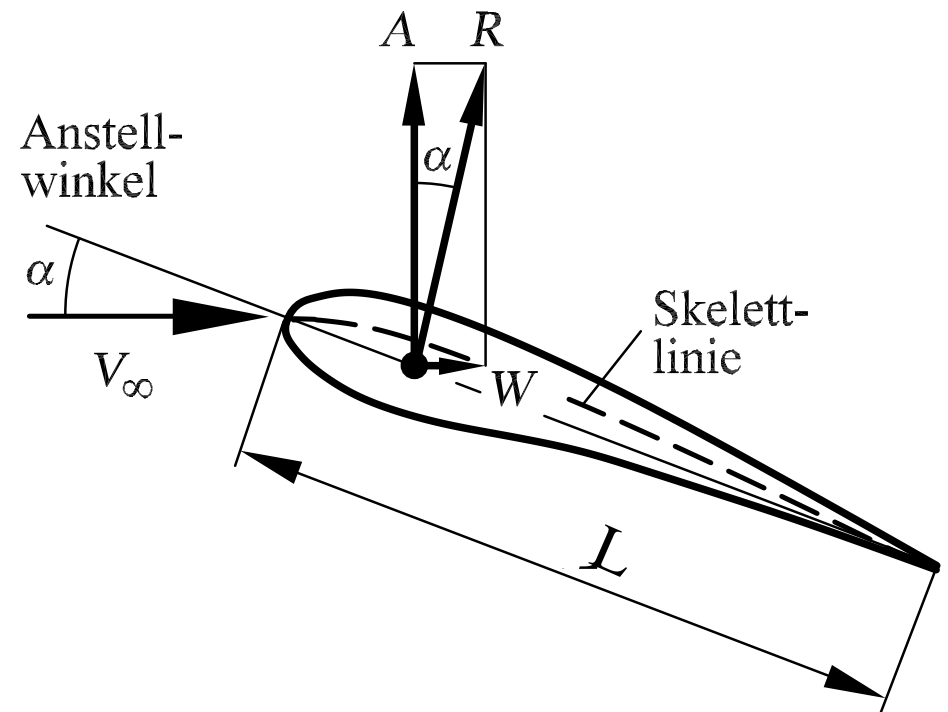
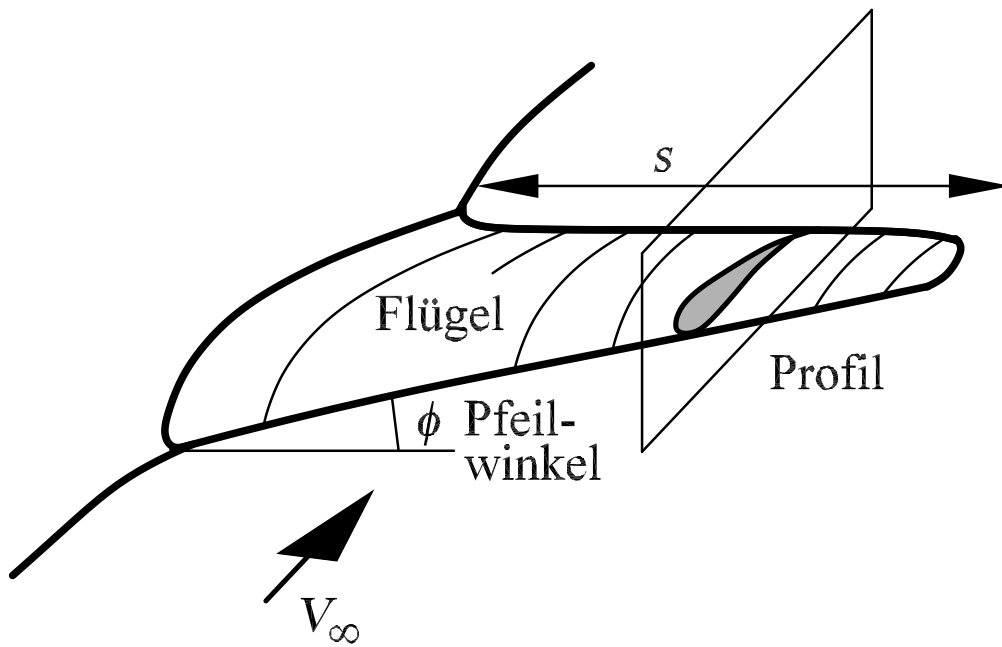
Vogelflug - Auftriebsflügel



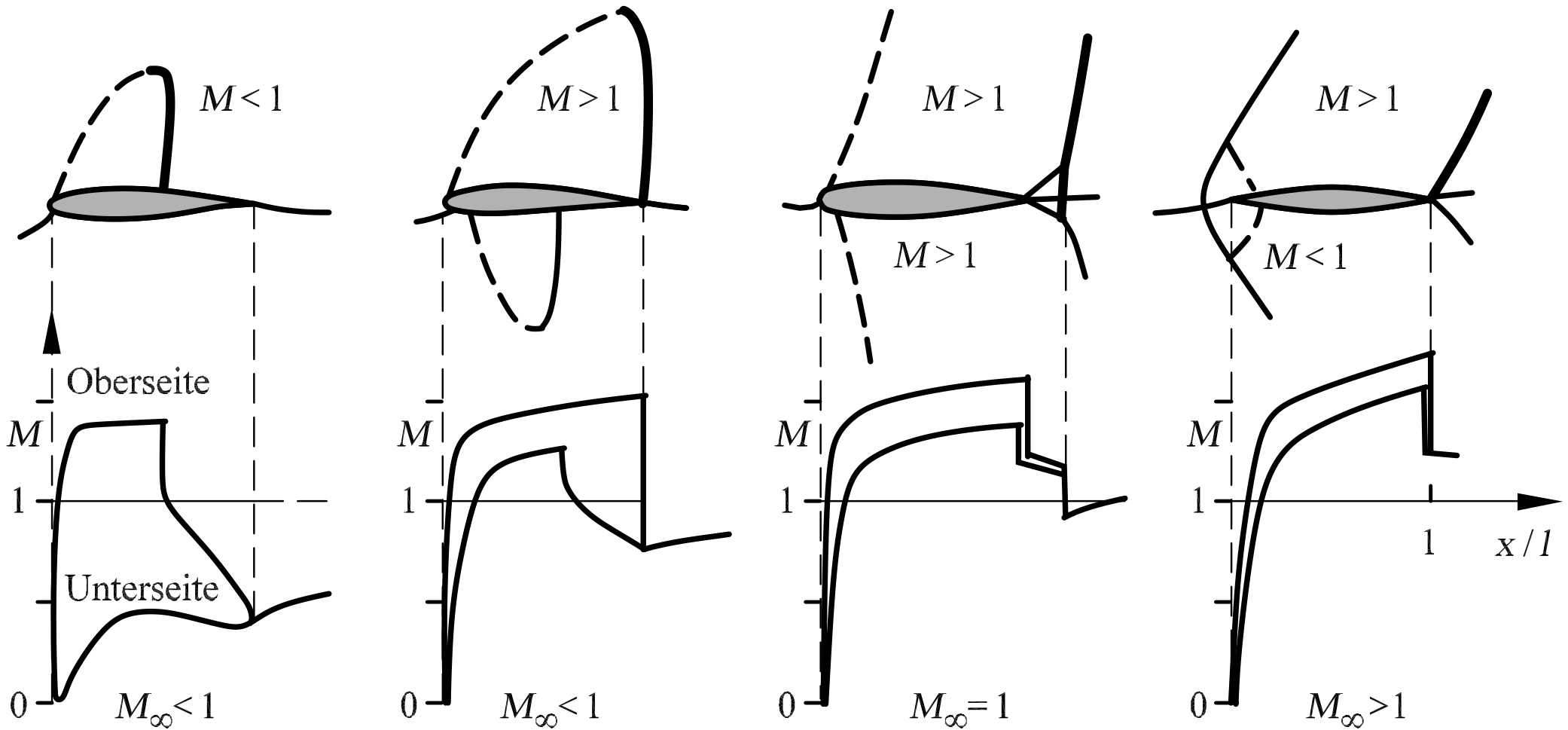
Verkehrsflugzeug



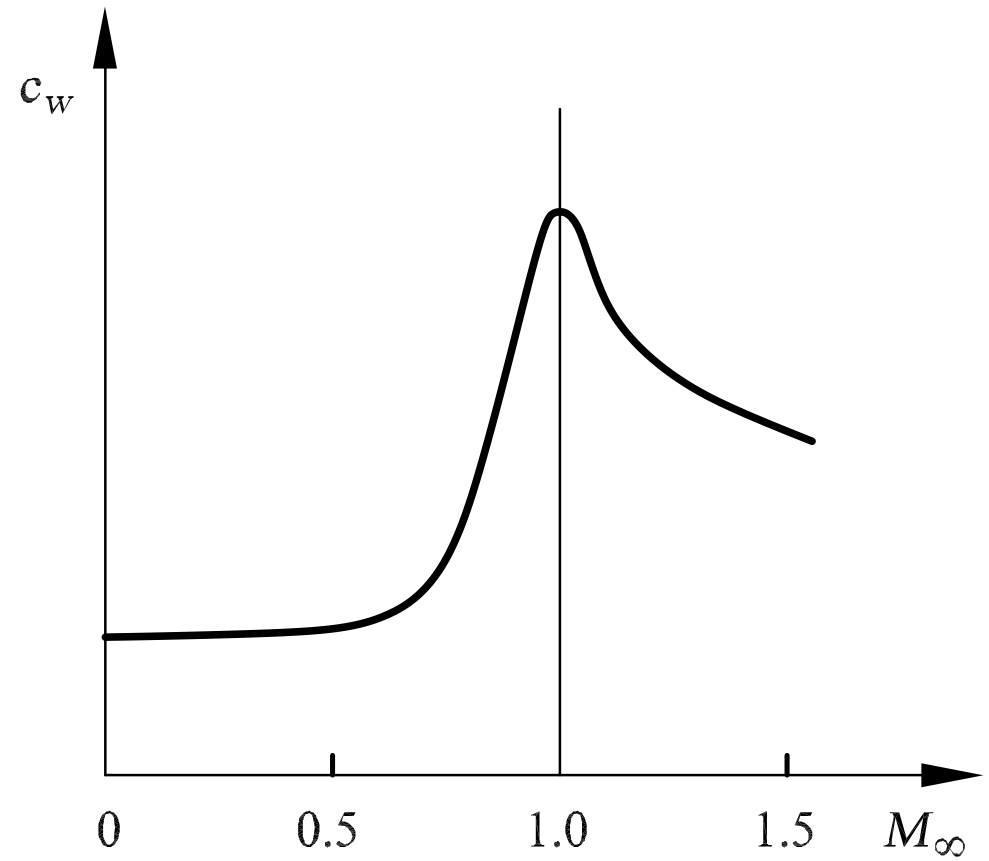
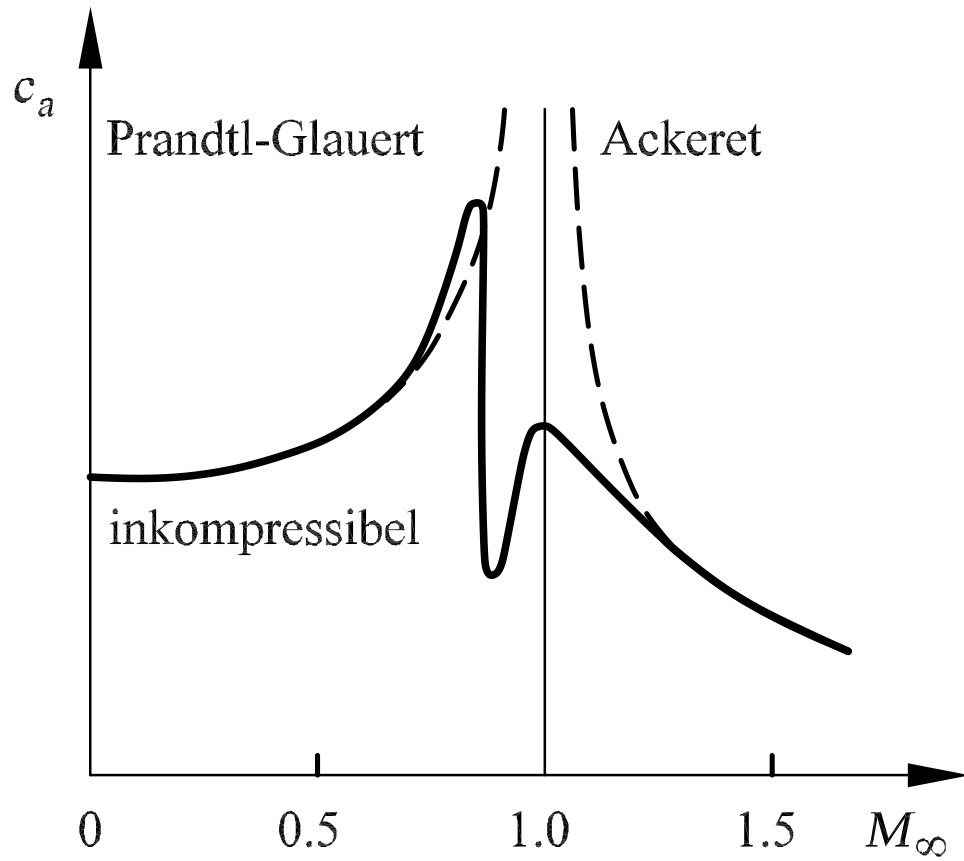
Tragflügel und Profil



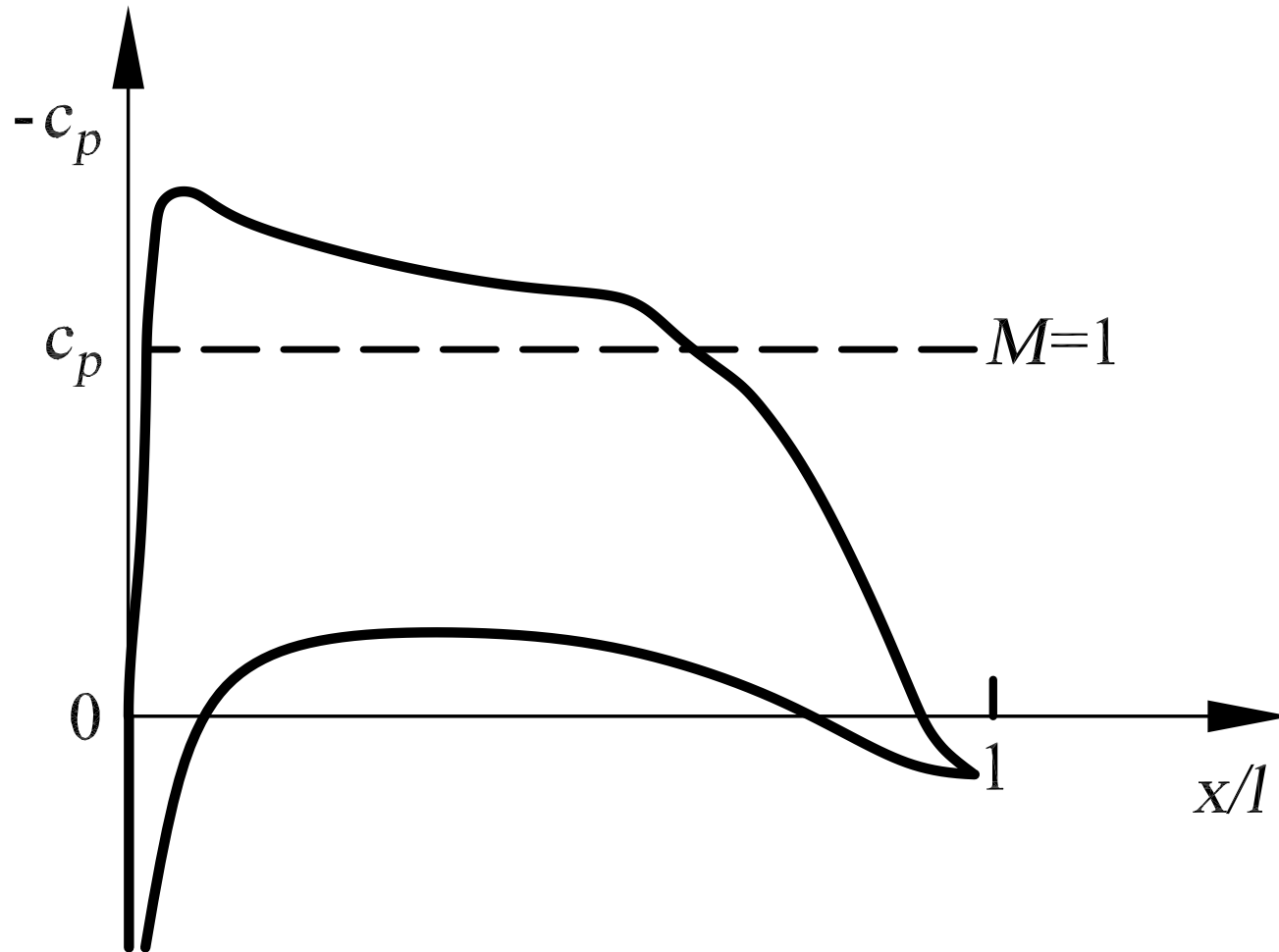
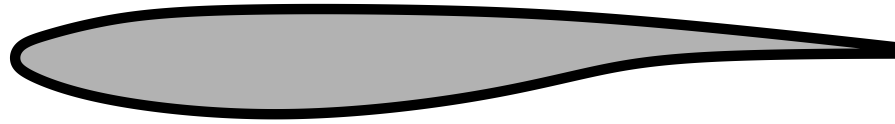
Transsonisches Profil



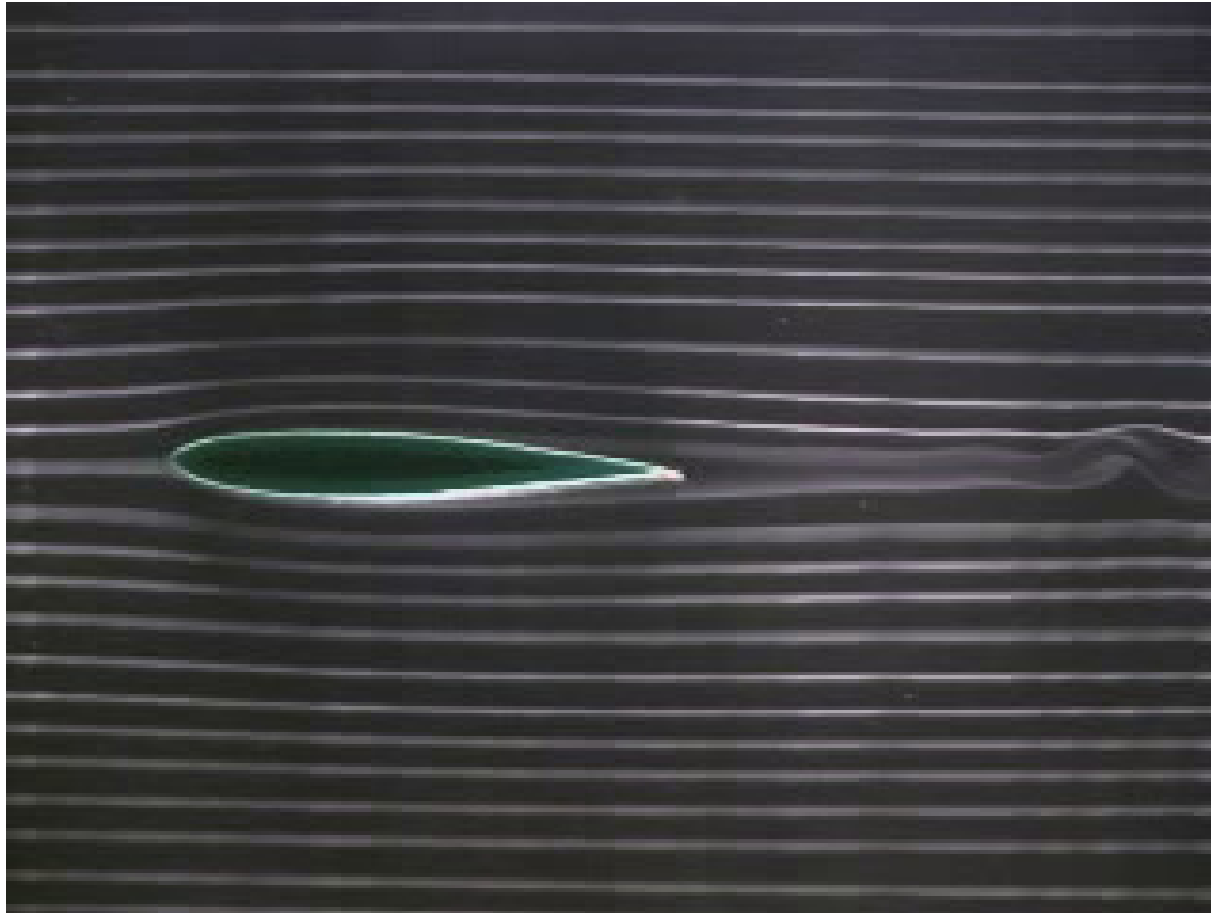
Auftriebs- und Widerstandsbeiwert, c_a und c_w



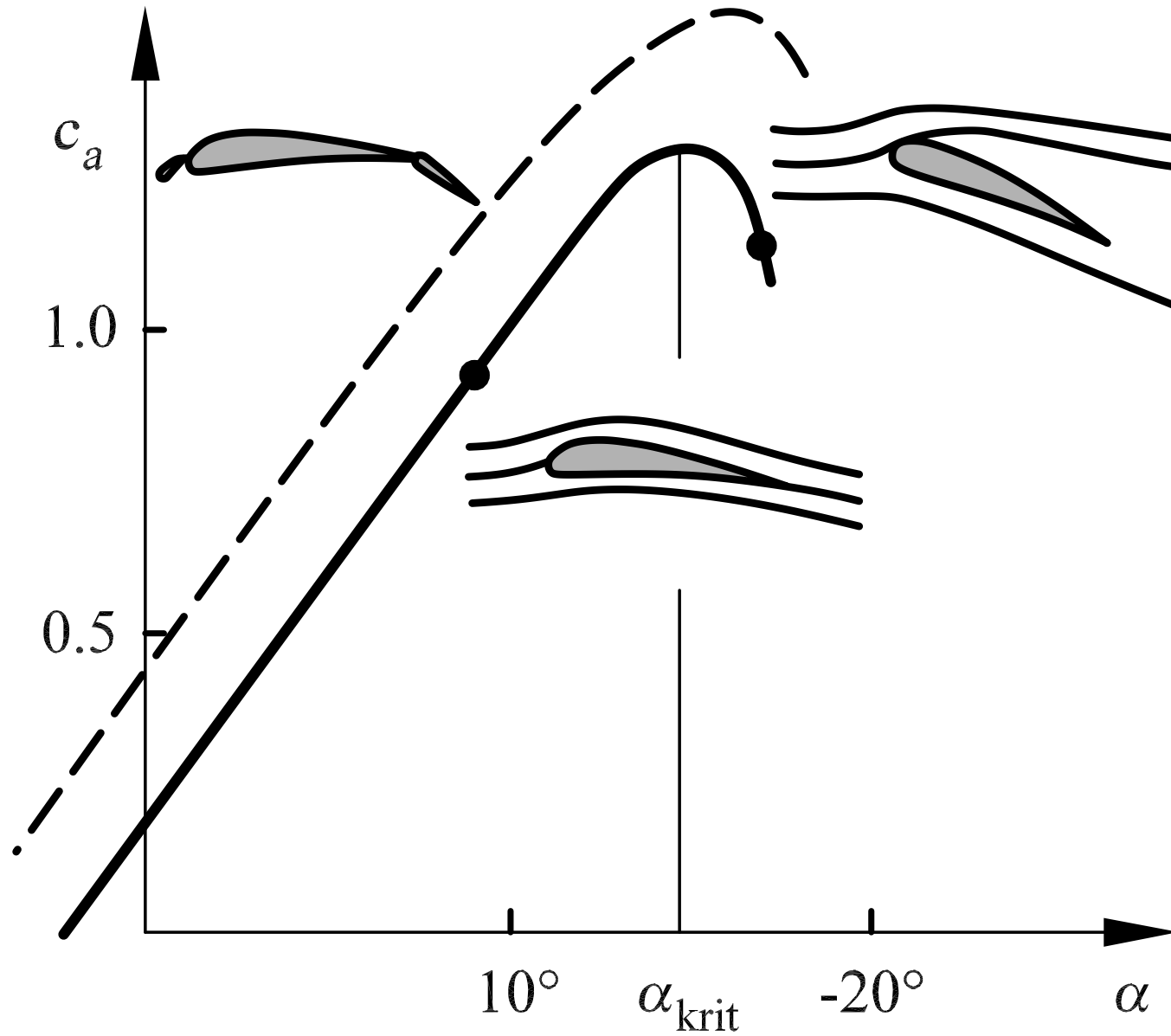
Superkritisches Profil



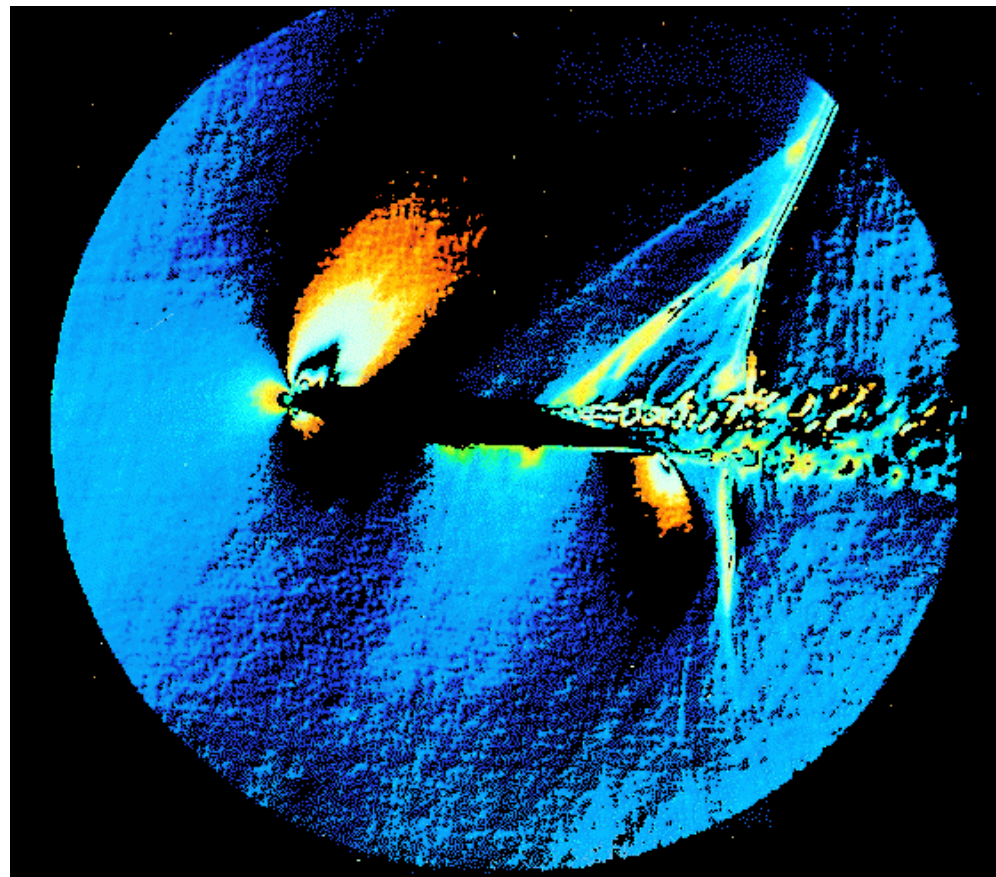
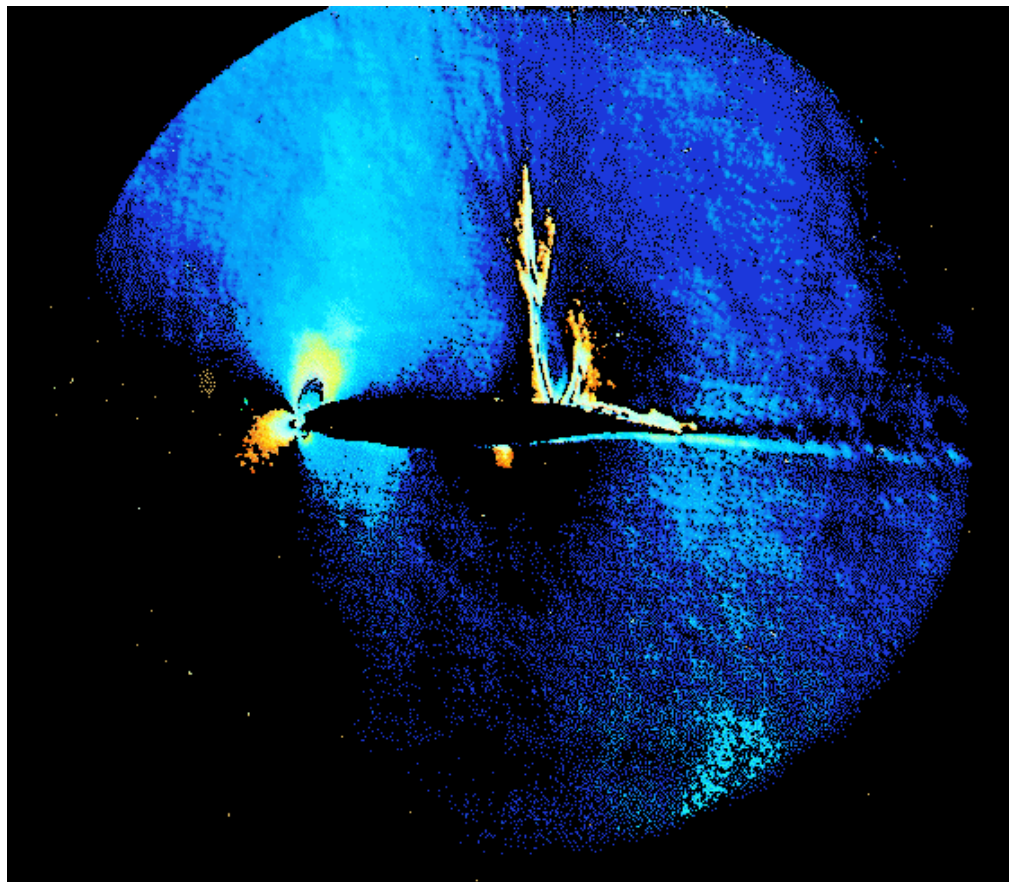
Film Strömungsablösung



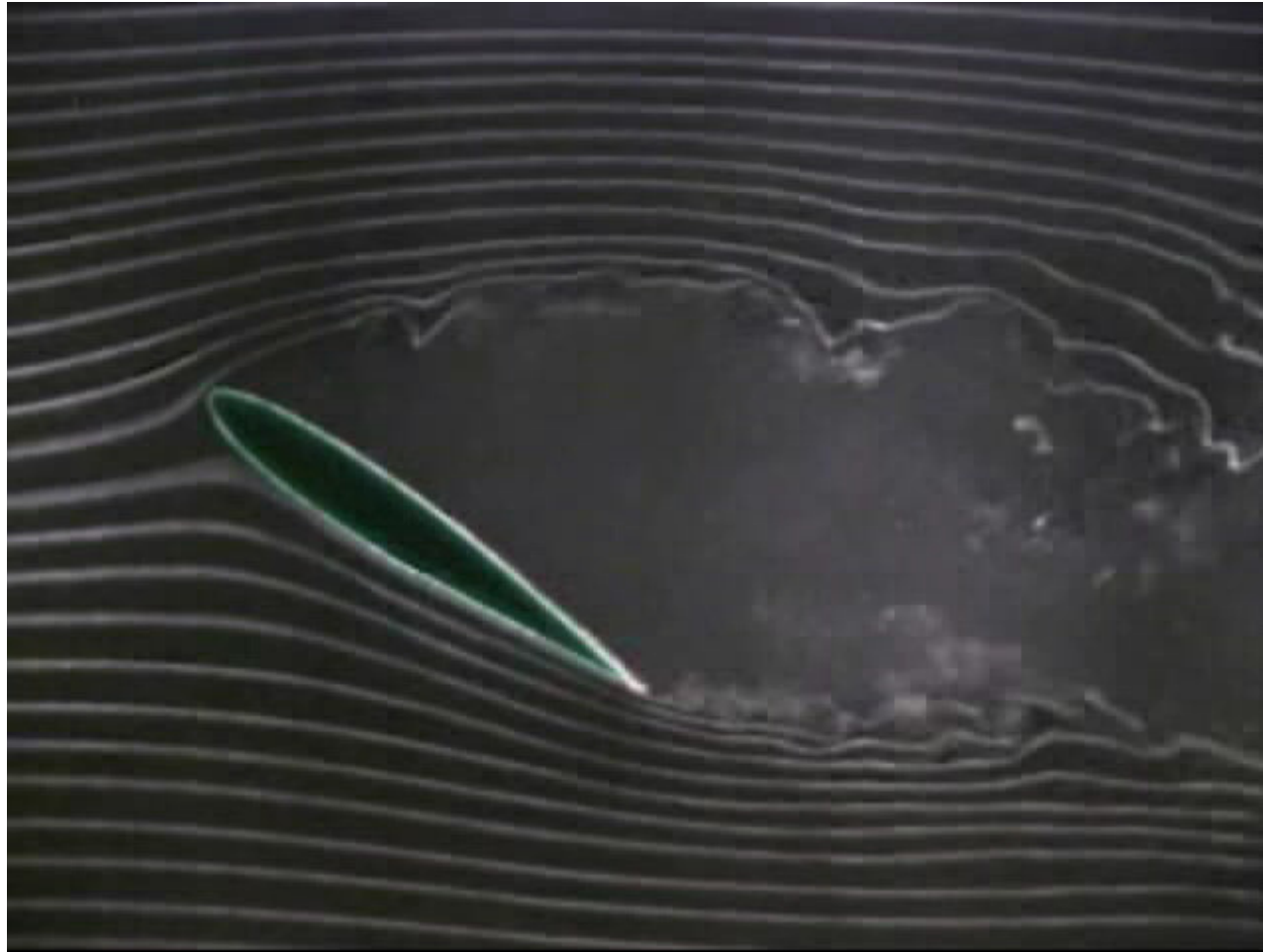
Auftriebsbeiwert c_a



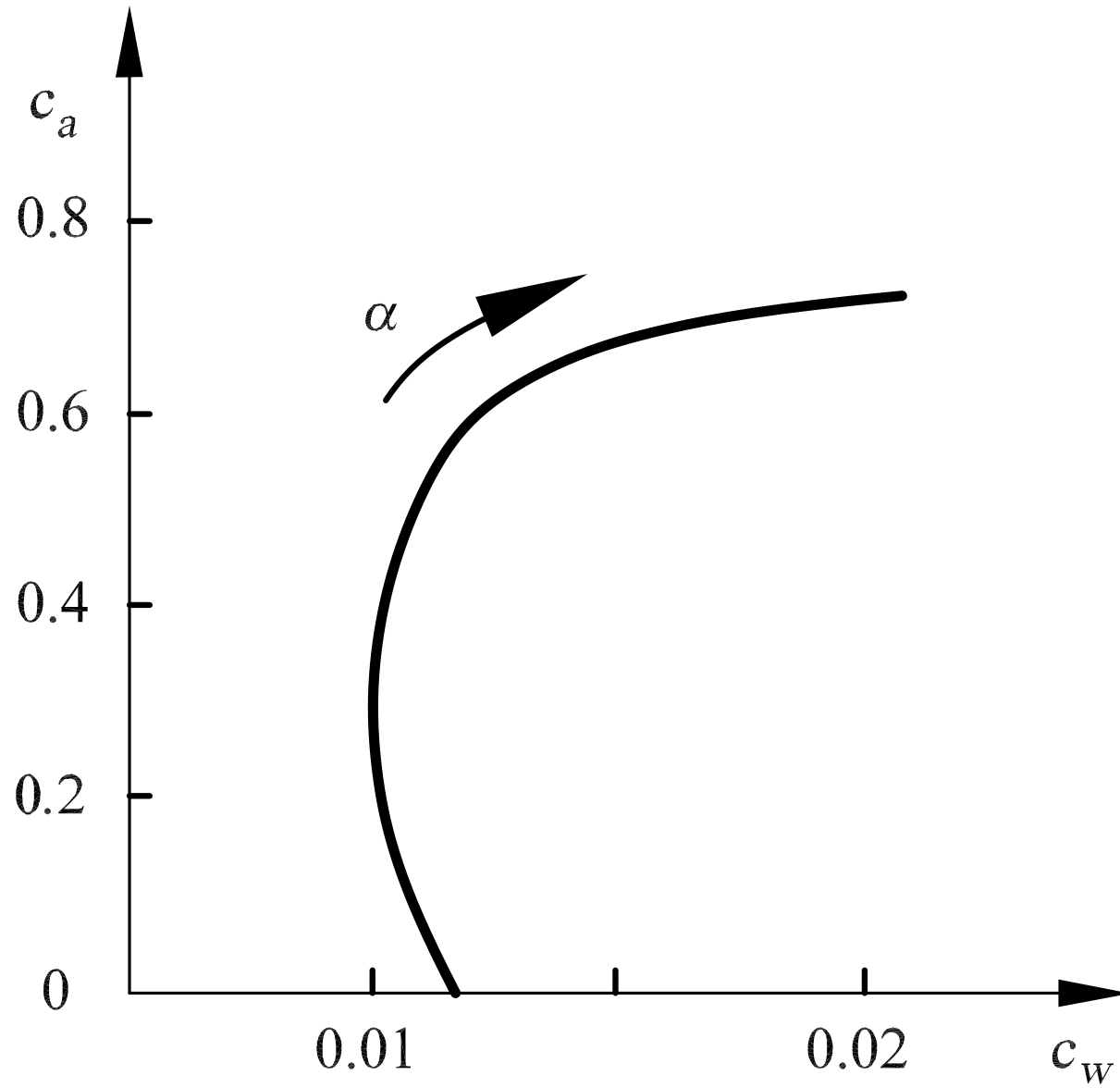
Buffeting



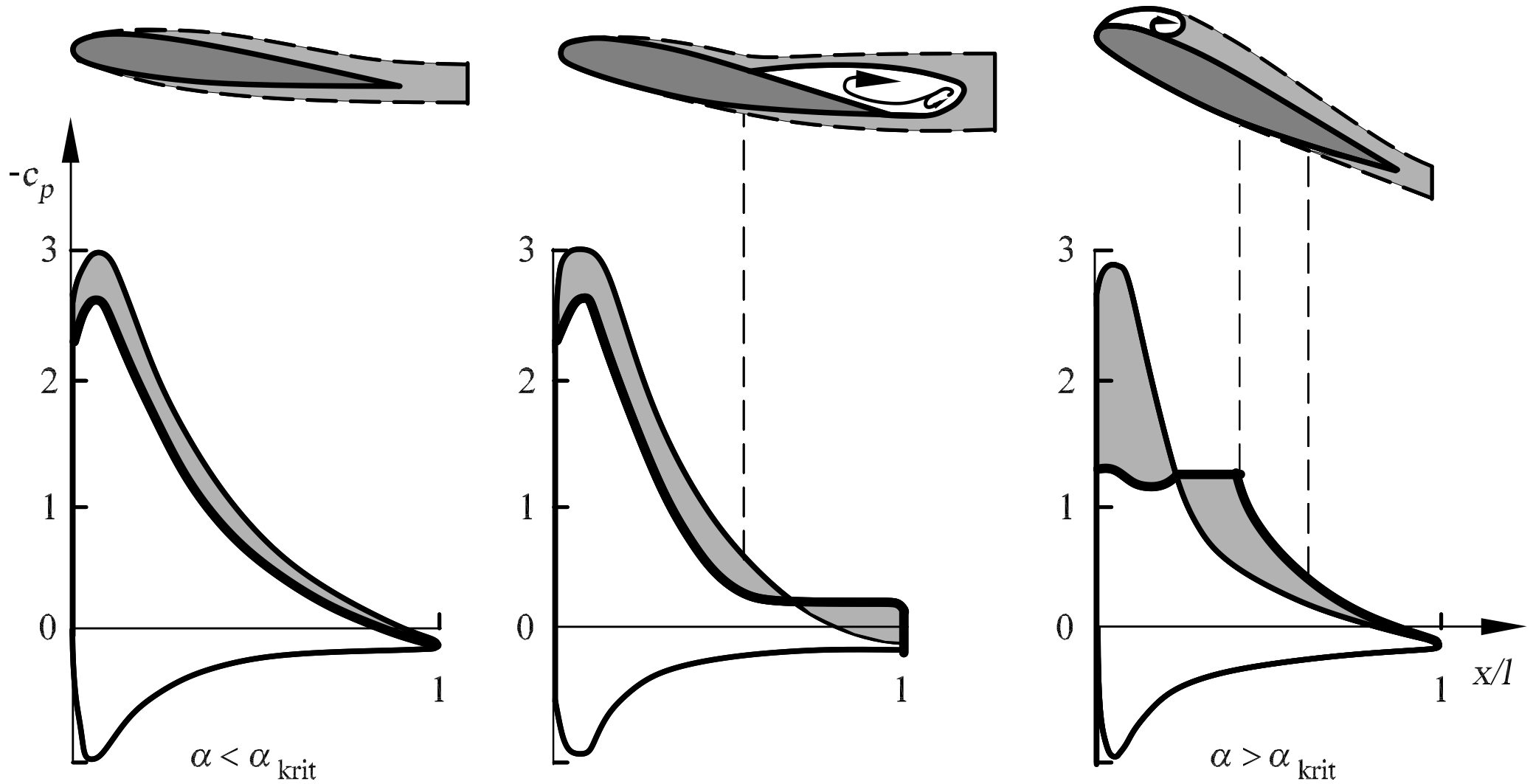
Film Buffeting



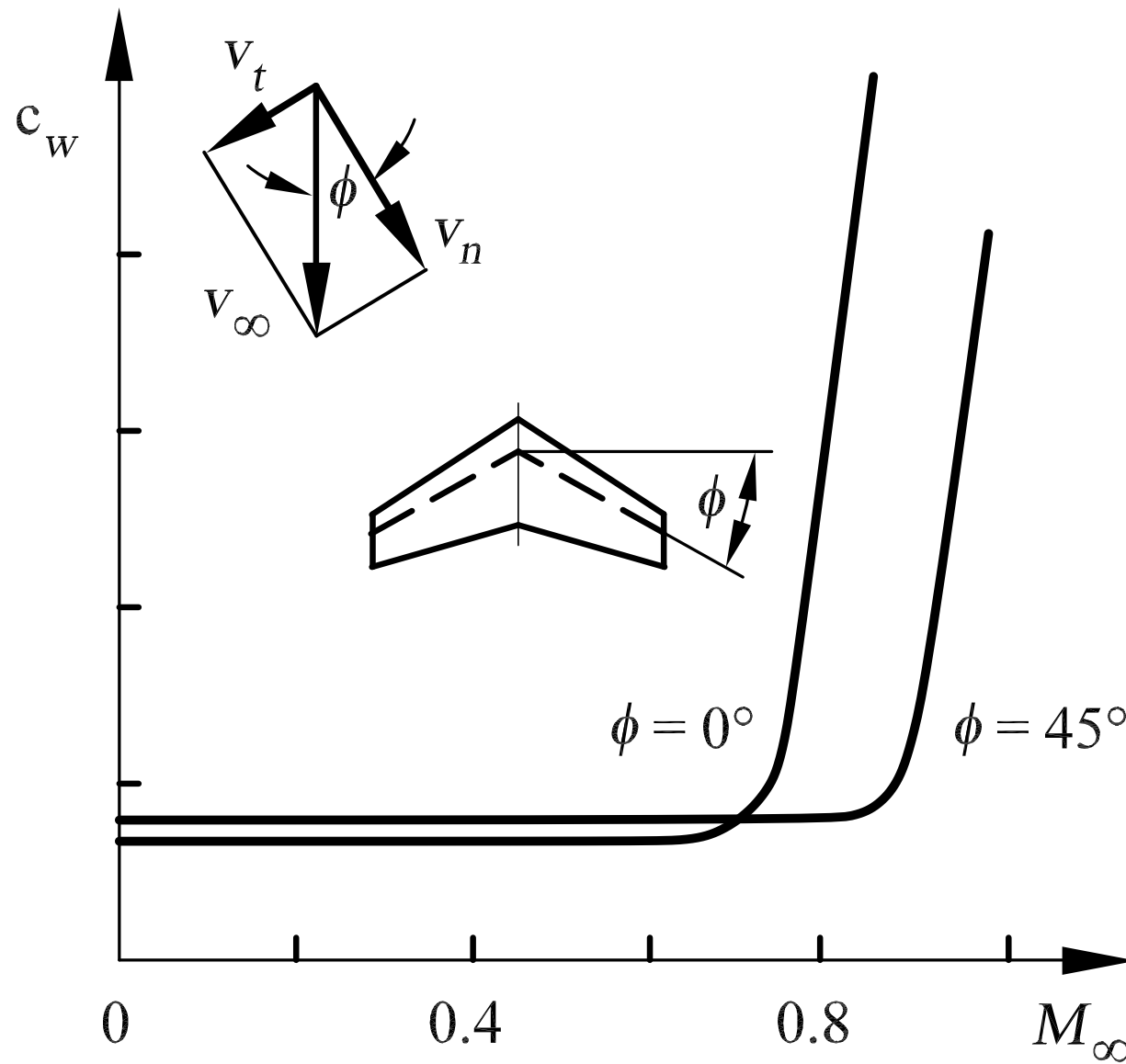
Polare



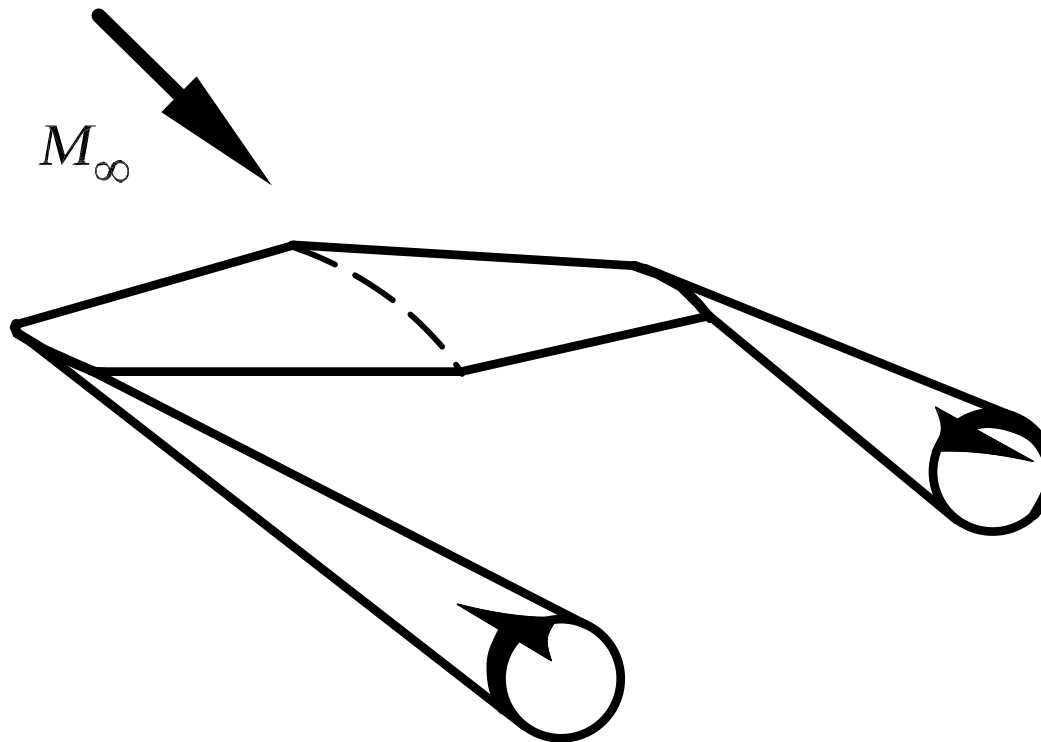
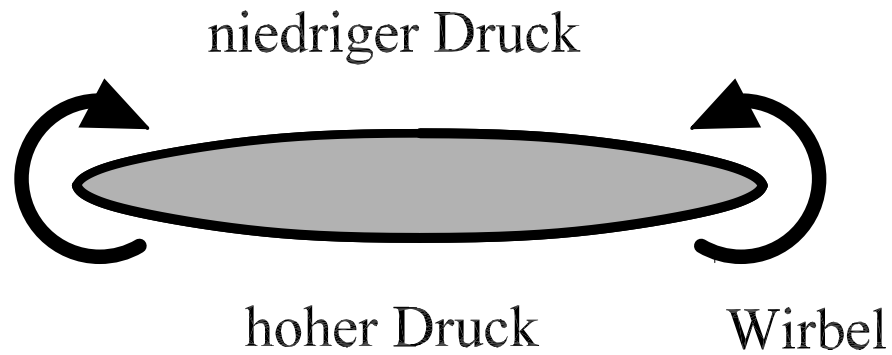
Druckbeiwert c_p



Pfeilung Φ



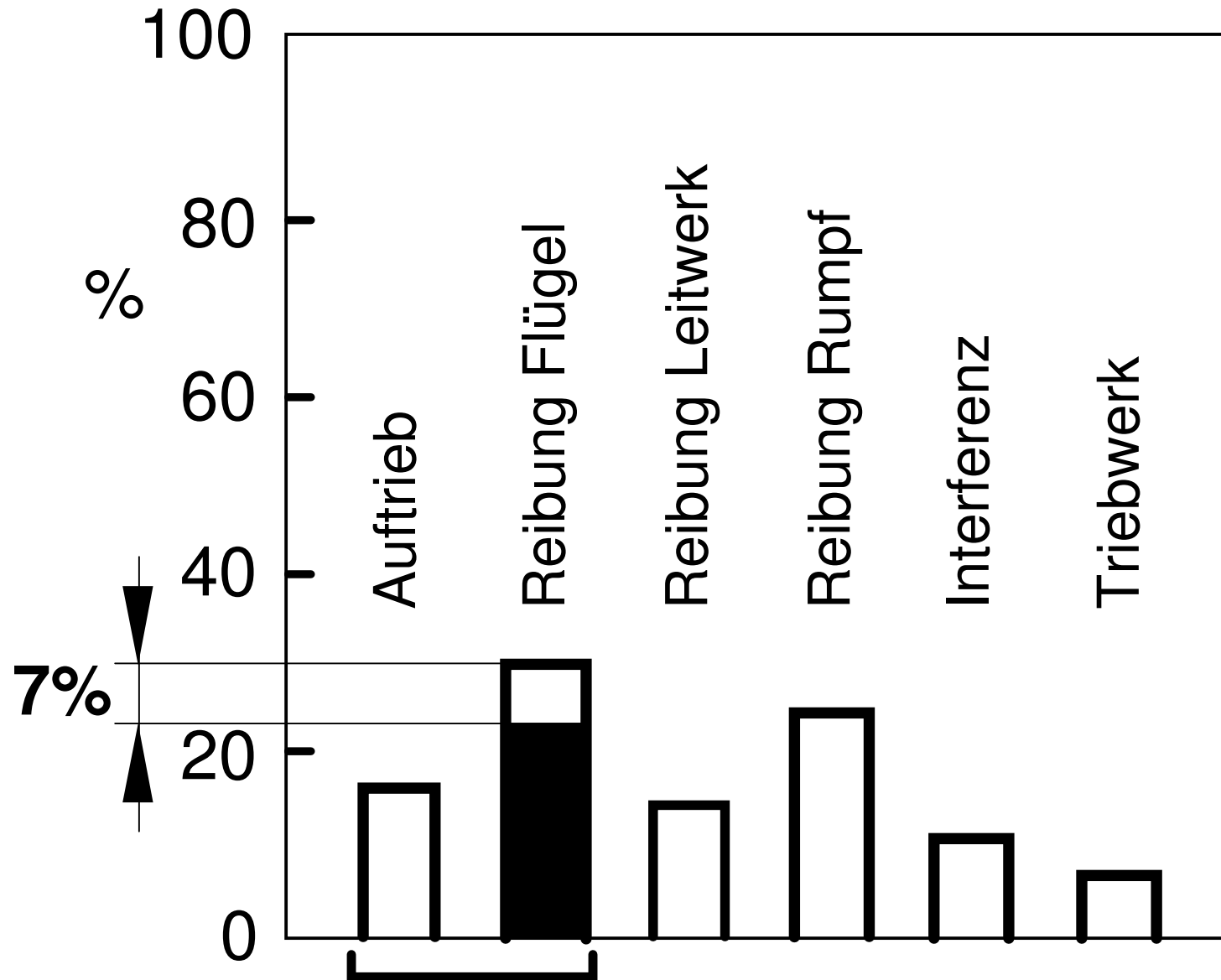
Randwirbel eines Tragflügels



Film Randwirbel



Widerstandsanteile eines Verkehrsflugzeugs



3.

Tragflügeltheorie

Elementarlösungen der Potentialgleichung

Singularitätenverteilung eines Profils

Auftriebserzeugung

Anfahrwirbel und gebundener Wirbel

Wirbelsystem am Tragflügel

Vereinfachtes Wirbelsystem am Tragflügel

Elliptische Auftriebsverteilung

Einzelner Hufeisenwirbel

Superposition von Hufeisenwirbeln

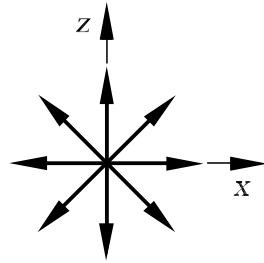
Druckverteilungen

Widerstandsanteile

Numerische Tragflügelberechnung



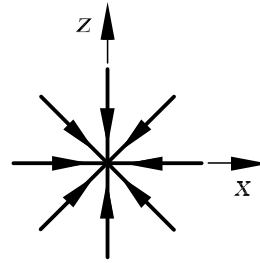
Elementarlösungen der Potentialgleichung



Quelle $Q > 0$

$$\phi(x,z) = \frac{Q}{2\pi} \cdot \ln(\sqrt{x^2+z^2})$$

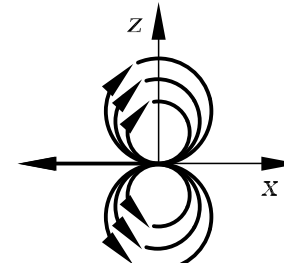
$$\psi(x,z) = \frac{Q}{2\pi} \cdot \arctan\left(\frac{z}{x}\right)$$



Senke $Q < 0$

$$\phi(x,z) = \frac{Q}{2\pi} \cdot \ln(\sqrt{x^2+z^2})$$

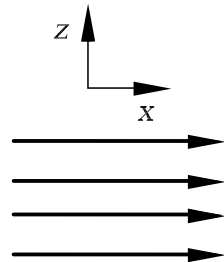
$$\psi(x,z) = \frac{Q}{2\pi} \cdot \arctan\left(\frac{z}{x}\right)$$



Dipol

$$\phi(x,z) = \frac{m \cdot z}{x^2+z^2}$$

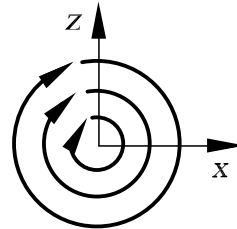
$$\psi(x,z) = -\frac{m \cdot z}{x^2+z^2}$$



Paralellströmung

$$\phi(x,z) = u_\infty \cdot x$$

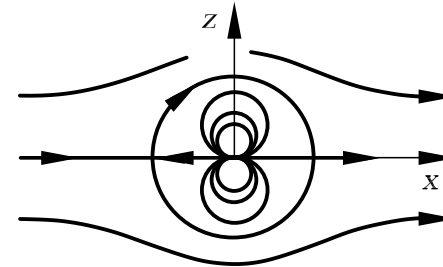
$$\psi(x,z) = u_\infty \cdot z$$



Wirbel

$$\phi(x,z) = -\frac{\Gamma}{2\pi} \cdot \arctan\left(\frac{z}{x}\right)$$

$$\psi(x,z) = \frac{\Gamma}{2\pi} \cdot \ln(\sqrt{x^2+z^2})$$



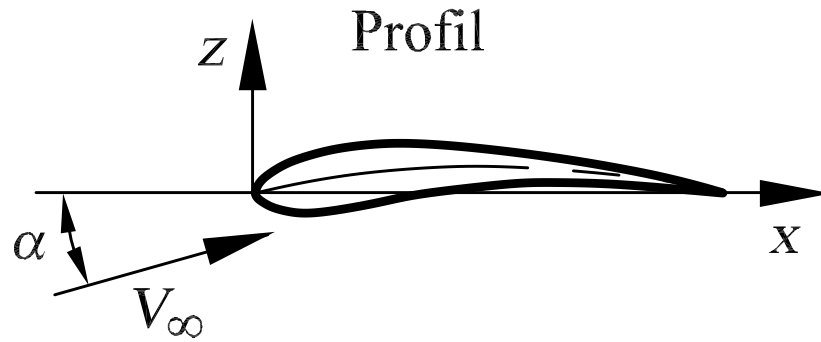
Zylinderumströmung

$$\phi(x,z) = u_\infty \cdot x \cdot \left(1 + \frac{R^2}{x^2+z^2}\right) - \frac{\Gamma}{2\pi} \cdot \arctan\left(\frac{z}{x}\right)$$

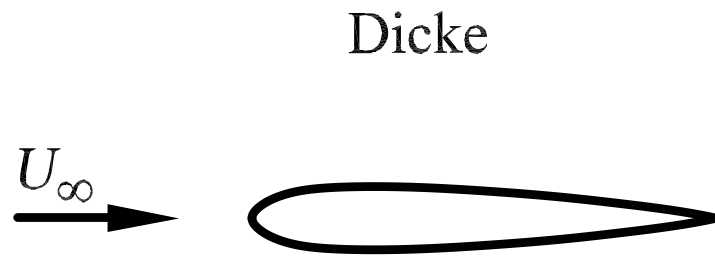
$$\psi(x,z) = u_\infty \cdot z \cdot \left(1 - \frac{R^2}{x^2+z^2}\right) + \frac{\Gamma}{2\pi} \cdot \ln(\sqrt{x^2+z^2})$$



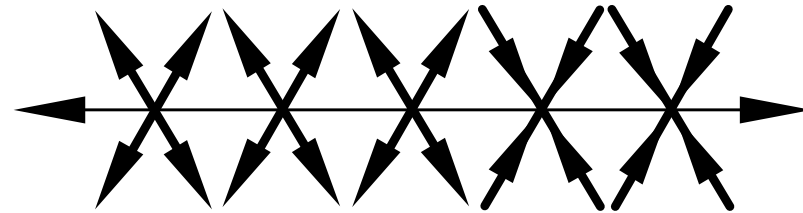
Singularitätenverteilung eines Profils



Singularitäten



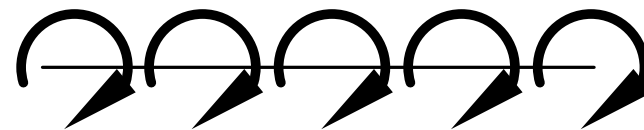
Quellen, Senken



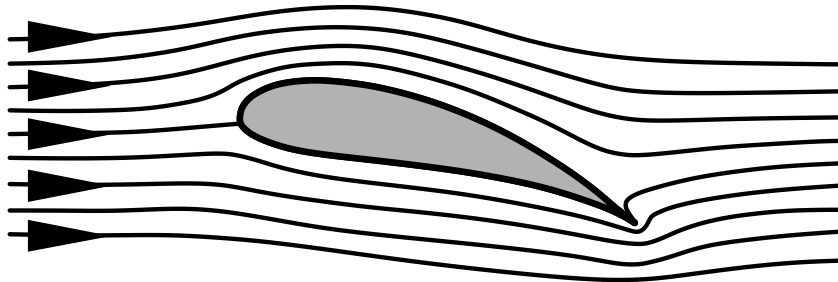
Skelettlinie, Anstellwinkel



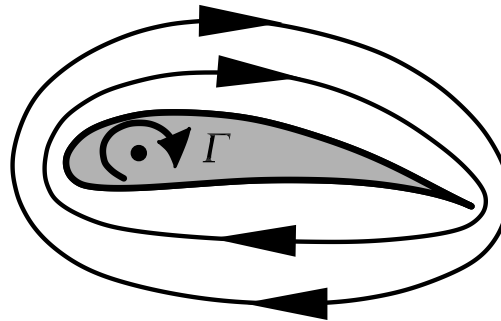
Wirbel



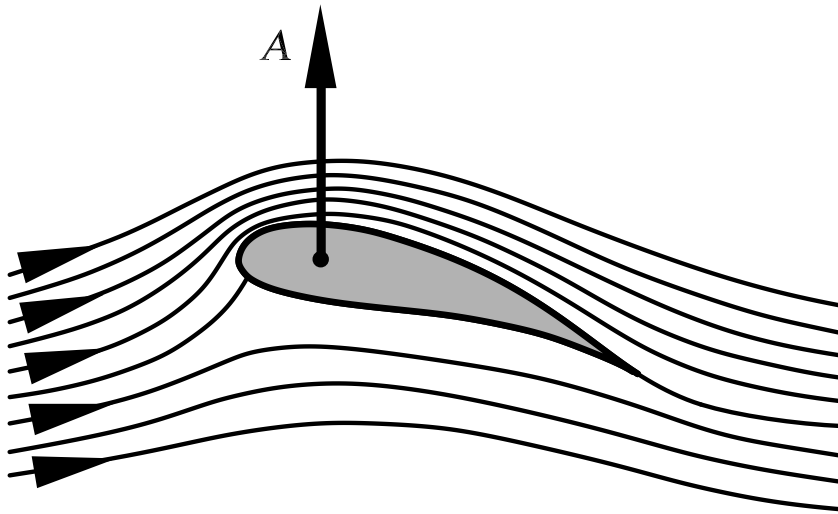
Auftriebserzeugung



ohne Auftrieb



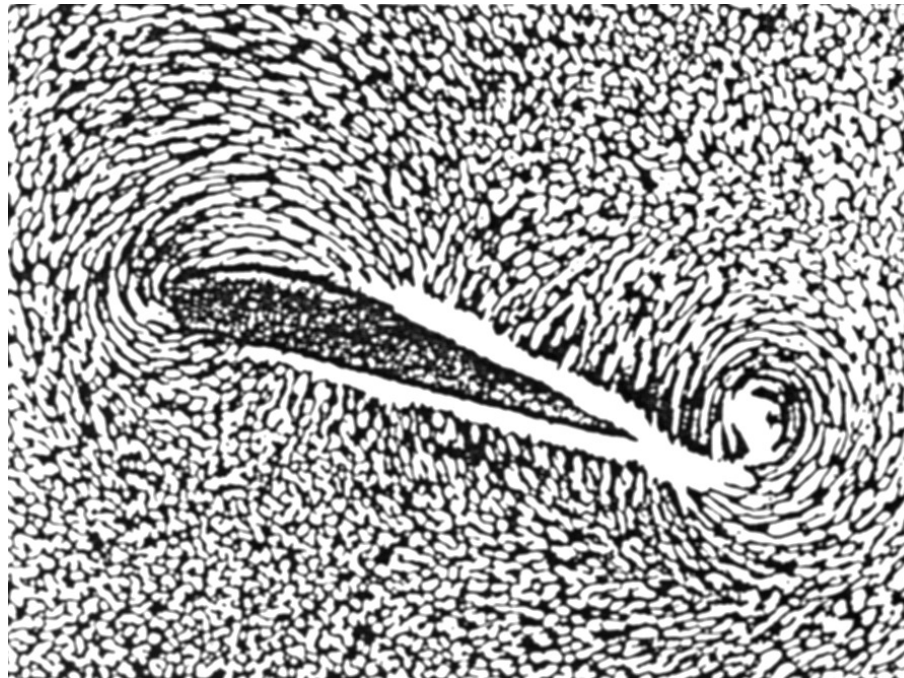
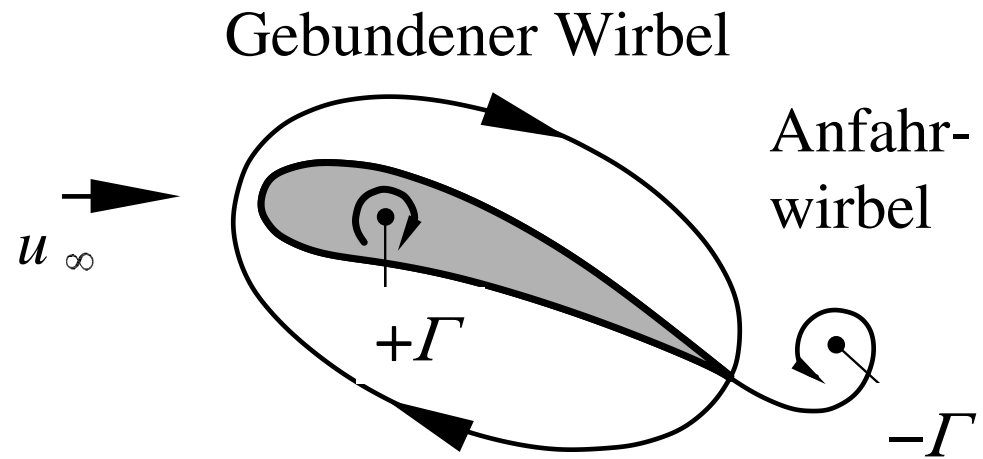
Zirkulation Γ



mit Auftrieb



Anfahrwirbel und gebundener Wirbel

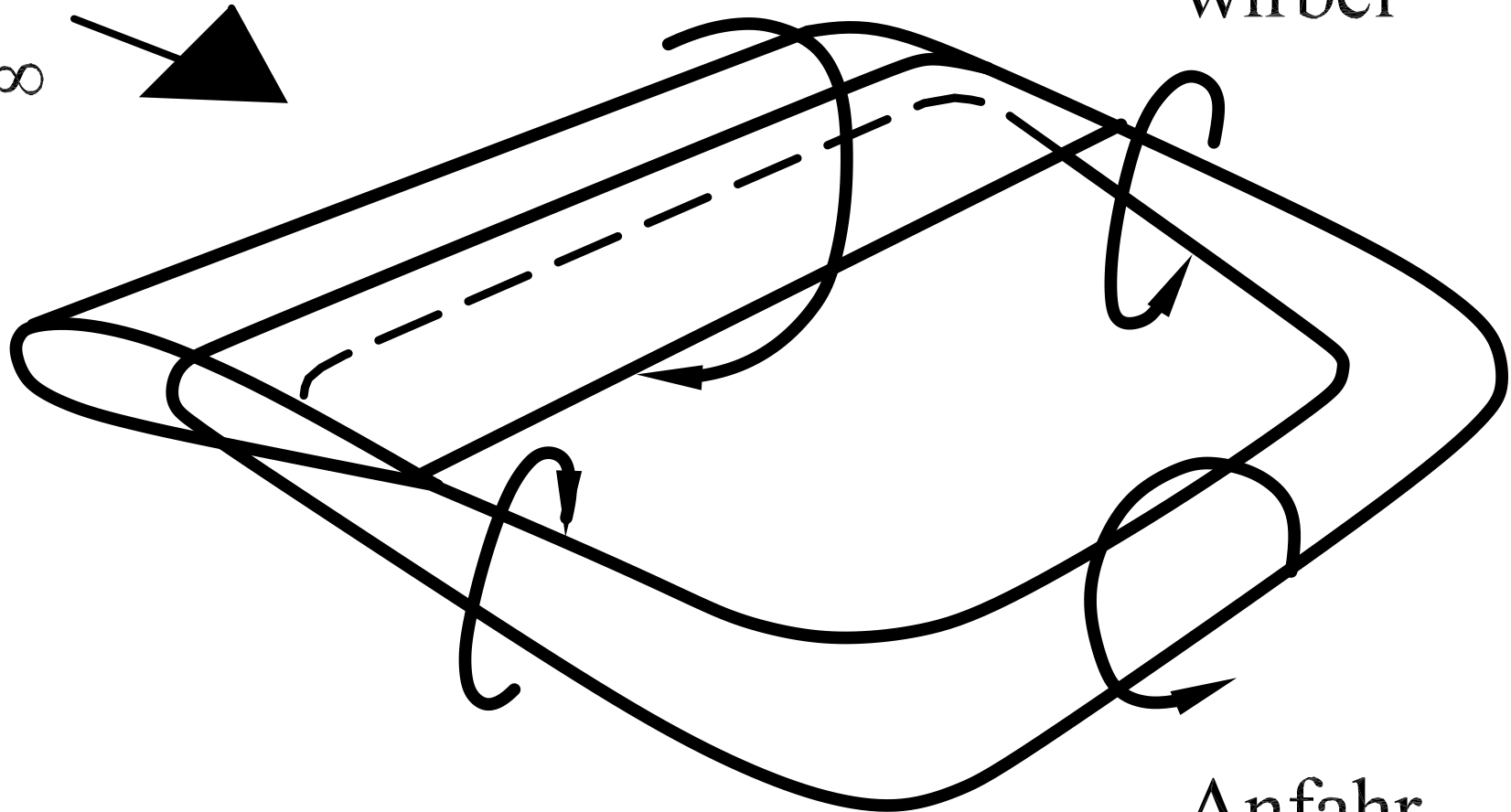


Wirbelsystem am Tragflügel

gebundener Wirbel

Rand-
wirbel

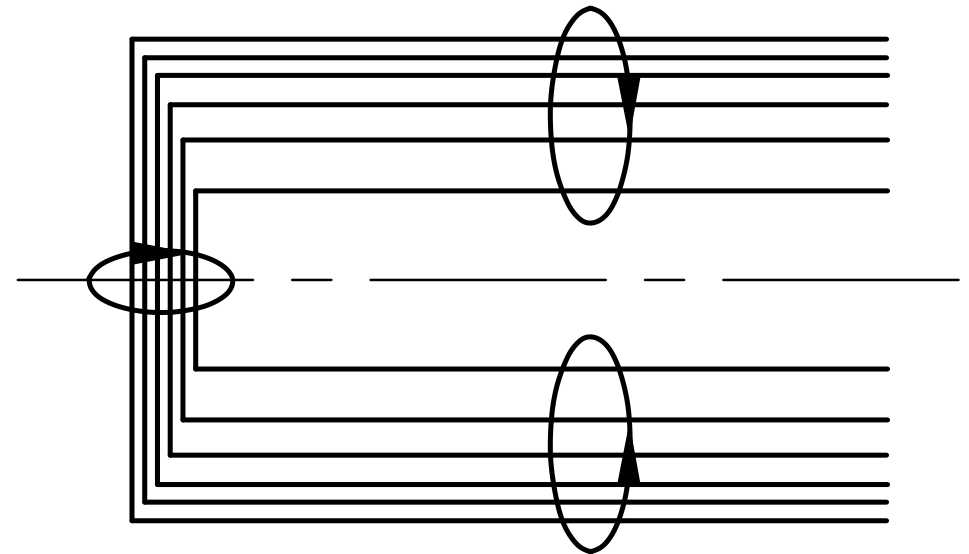
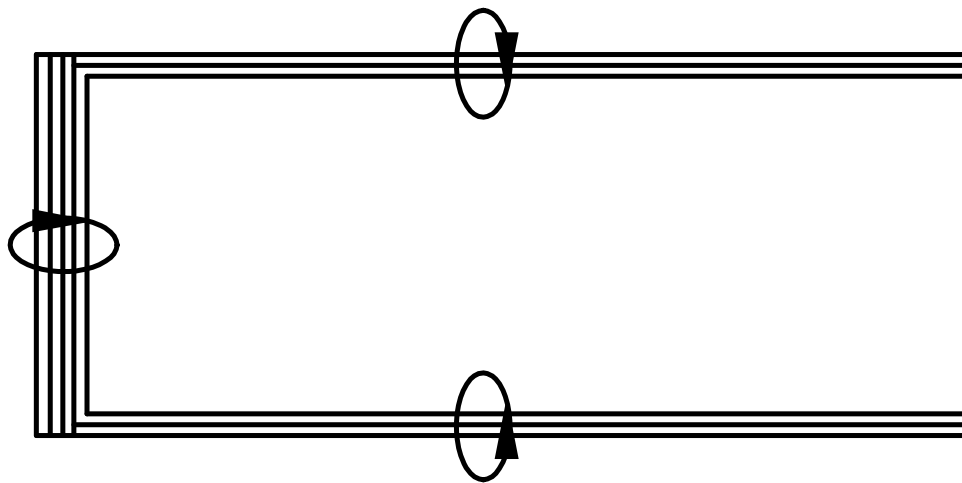
M_∞



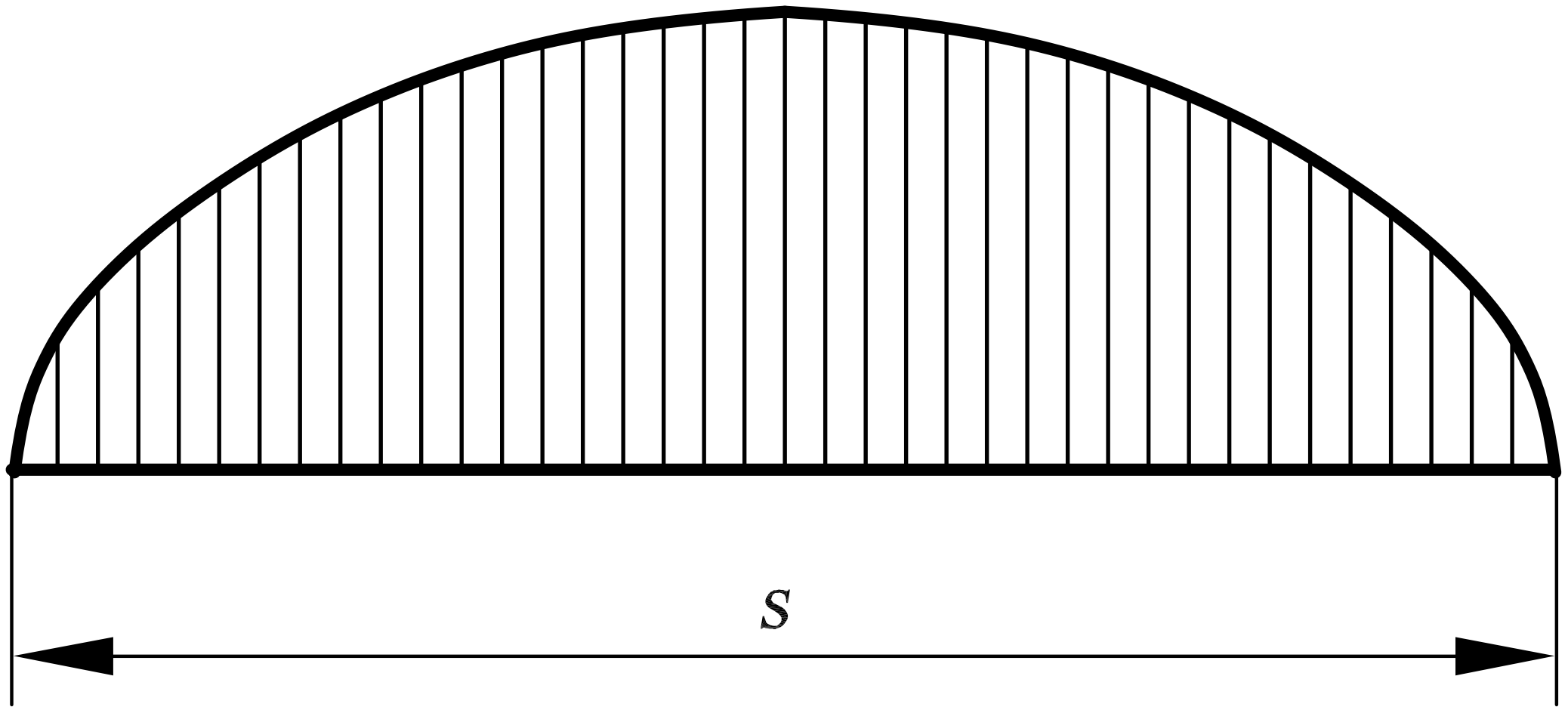
Anfahr-
wirbel



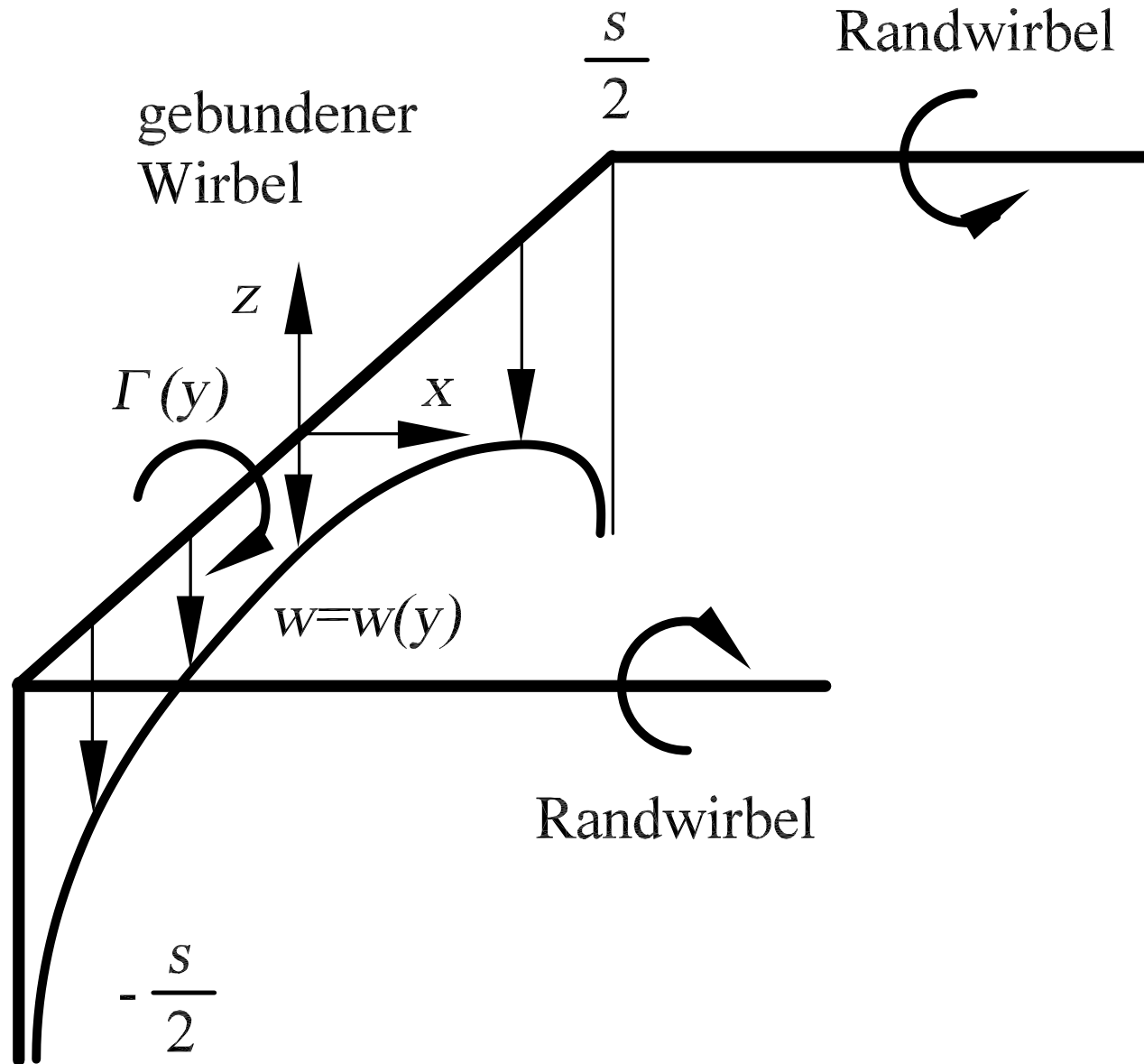
Vereinfachtes Wirbelsystem am Tragflügel



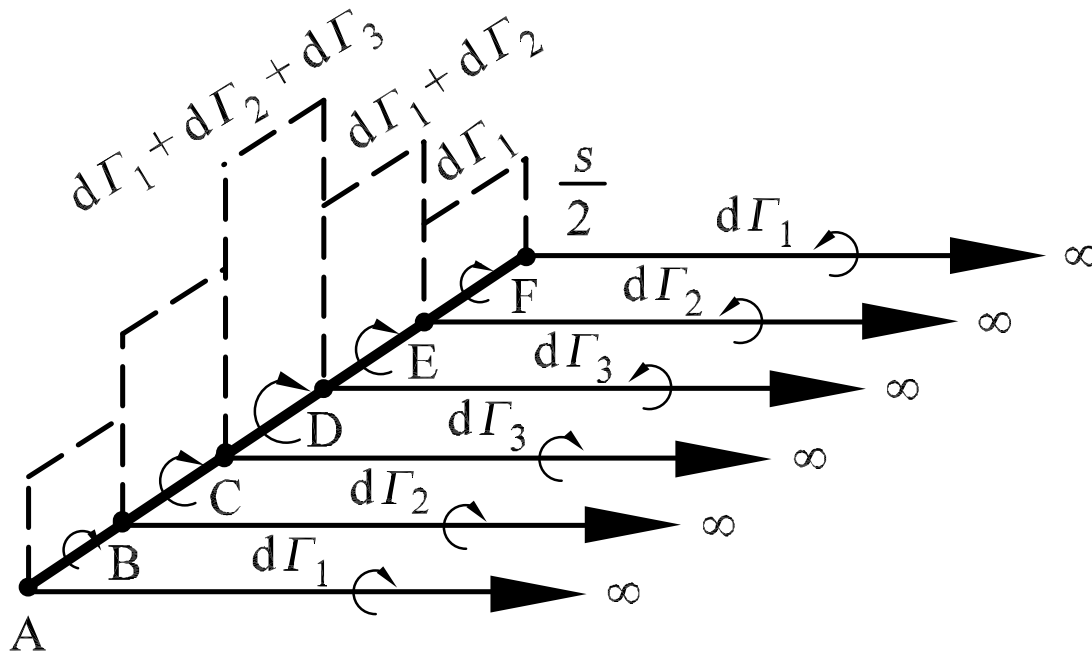
Elliptische Auftriebsverteilung



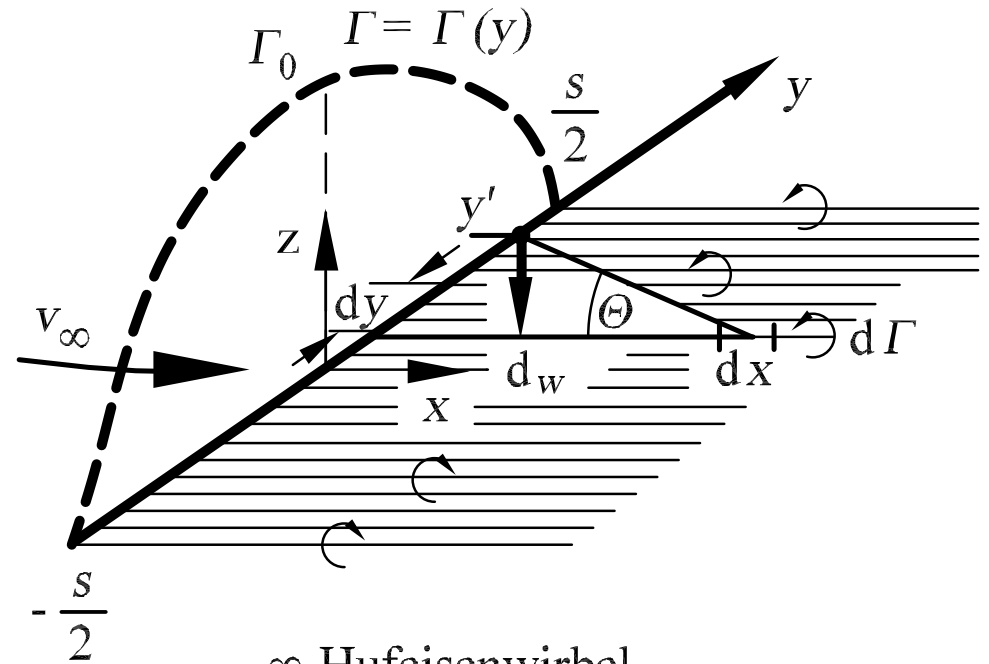
Einzelner Hufeisenwirbel



Superposition von Hufeisenwirbeln



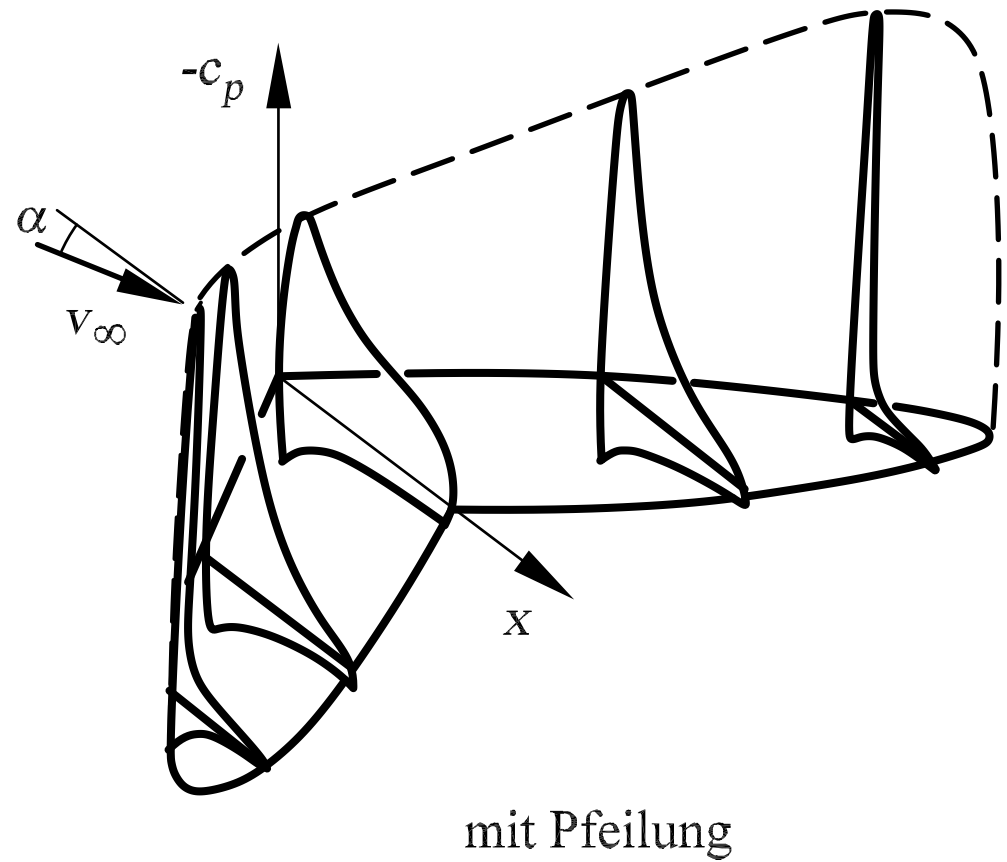
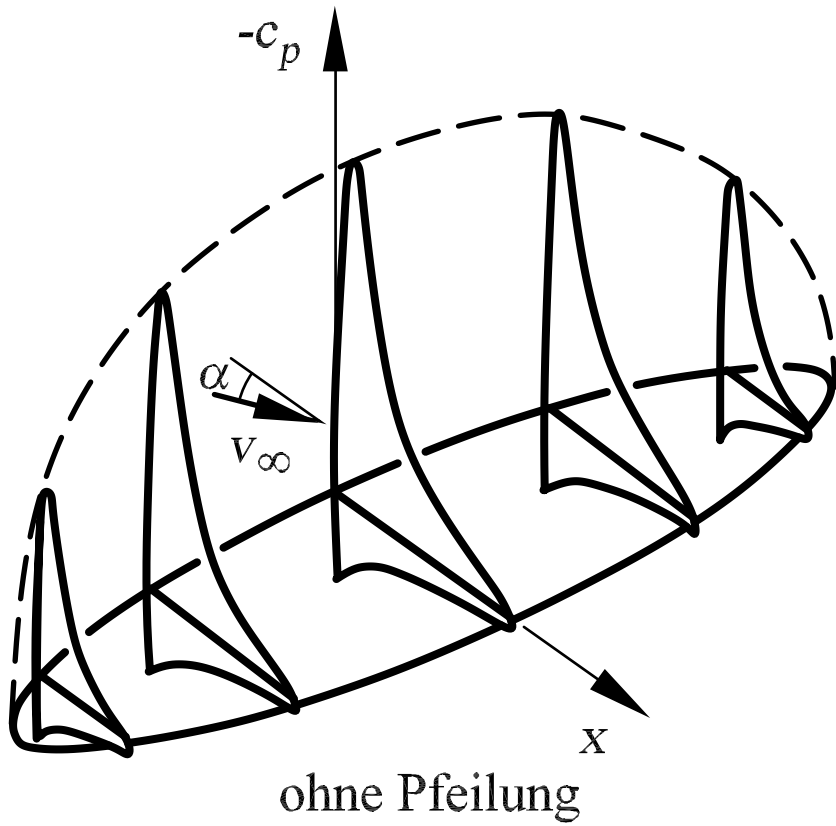
3 Hufeisenwirbel



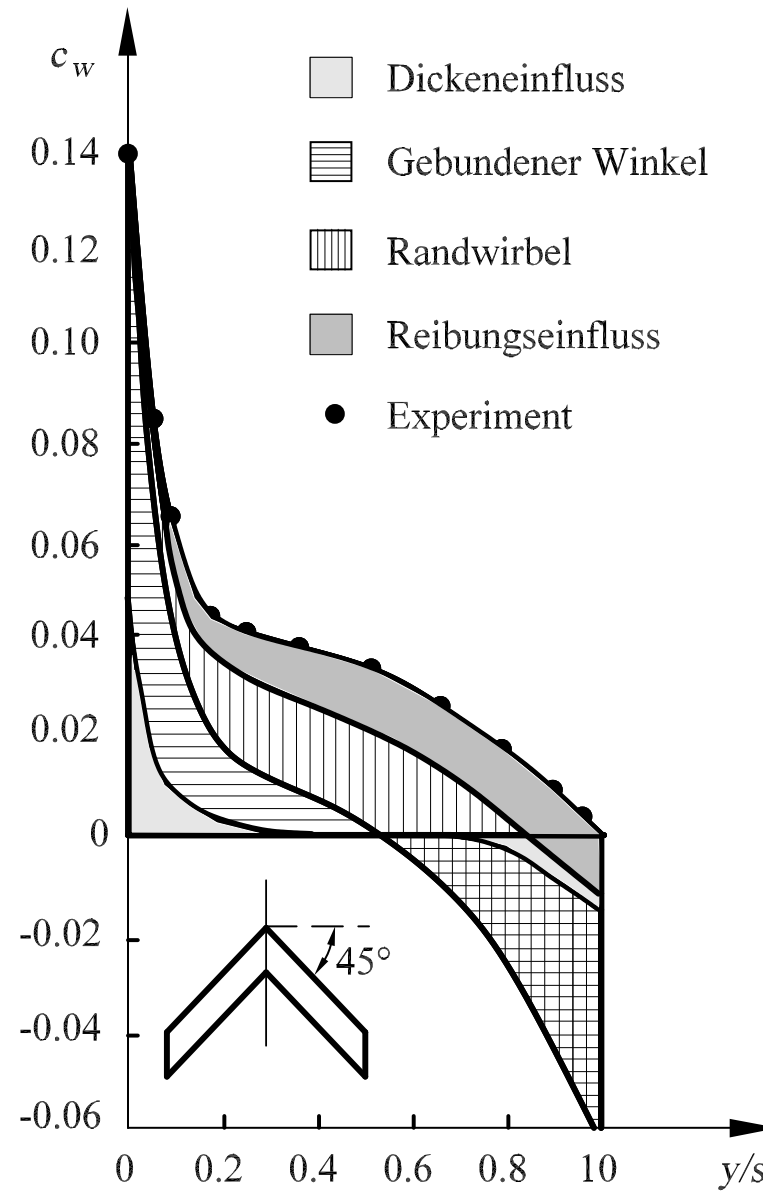
∞ Hufeisenwirbel



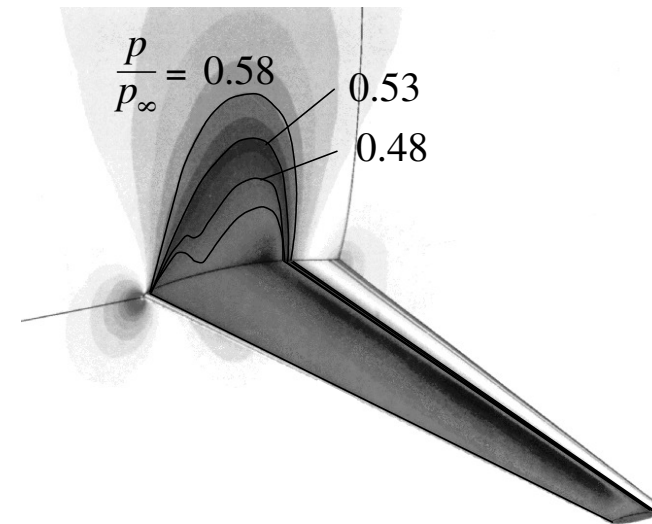
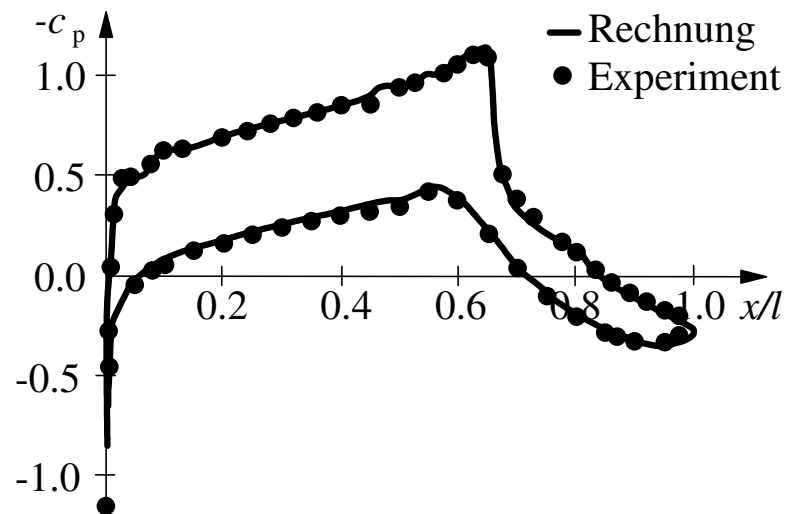
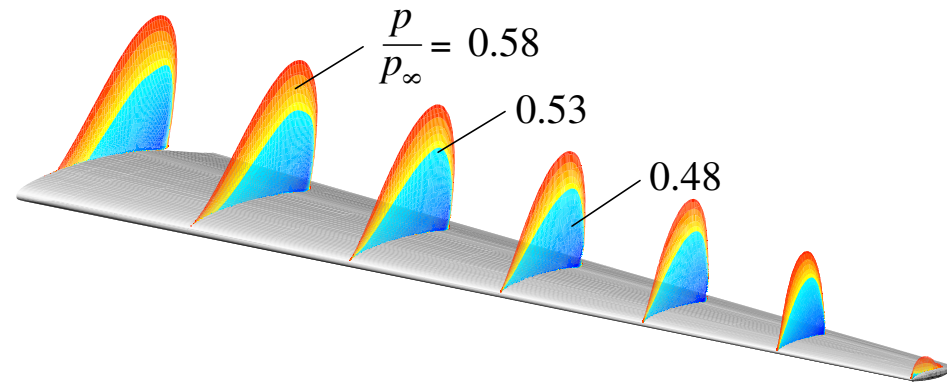
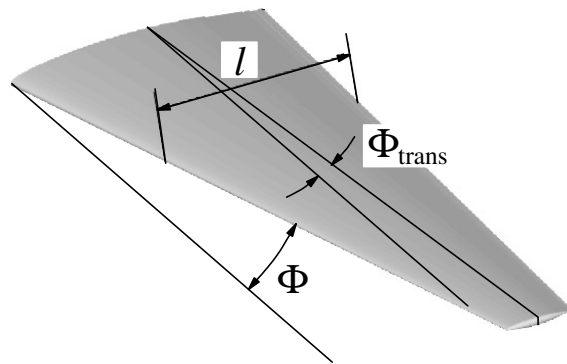
Druckverteilungen



Widerstandsanteile



Numerische Tragflügelberechnung



Druckverteilung

Isobaren



4. Grenzschichtströmungen

turbulente Grenzschichtströmung

Grenzschichtdicken

Schwankungsgrößen,
turbulente Grenzschicht

Grenzschichtgleichungen,
laminar kompressibel

Grenzschichtgleichungen,
turbulent kompressibel

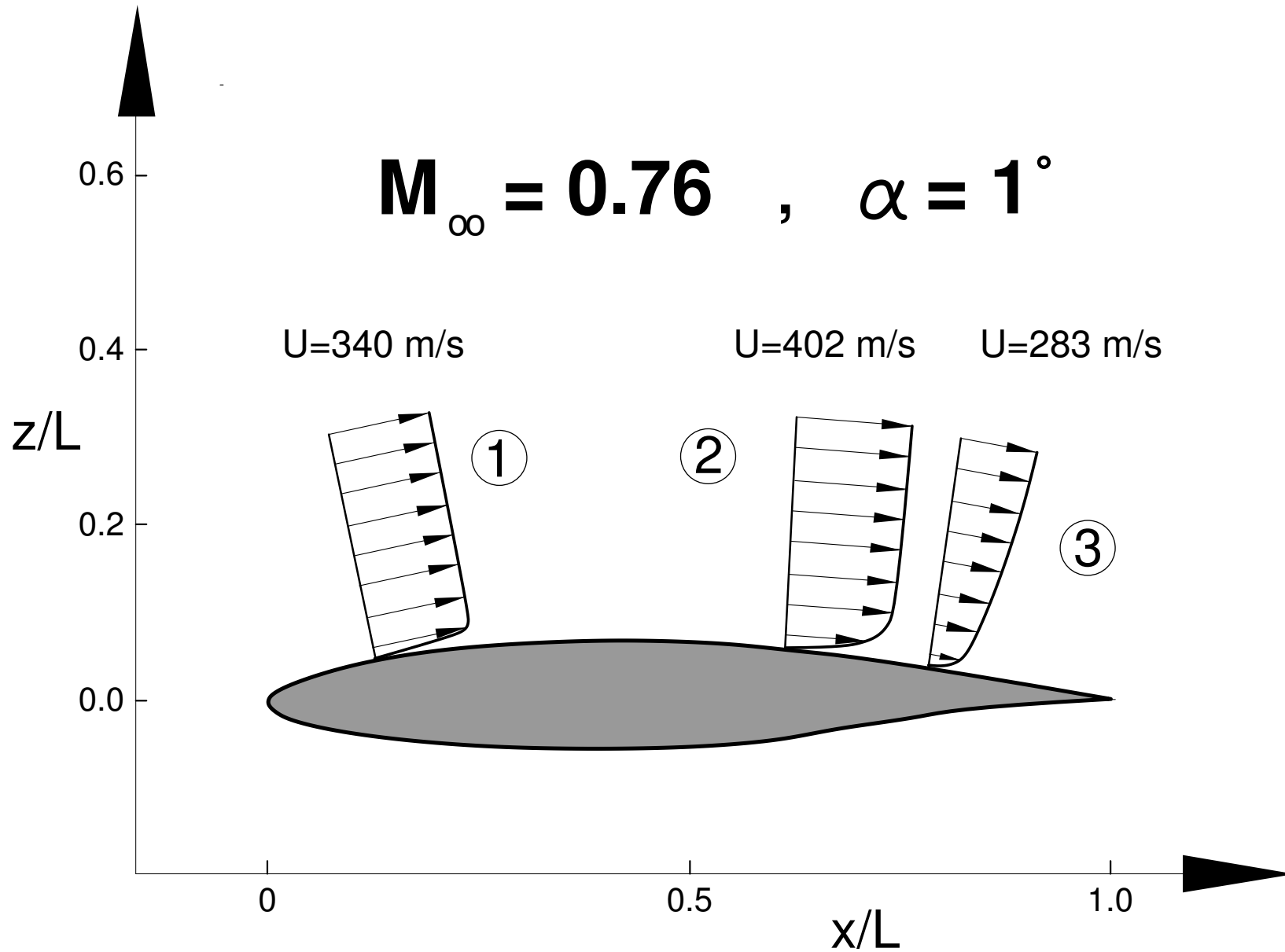
turbulente Plattengrenzschicht

Tragflügelprofil (RAE 2822)

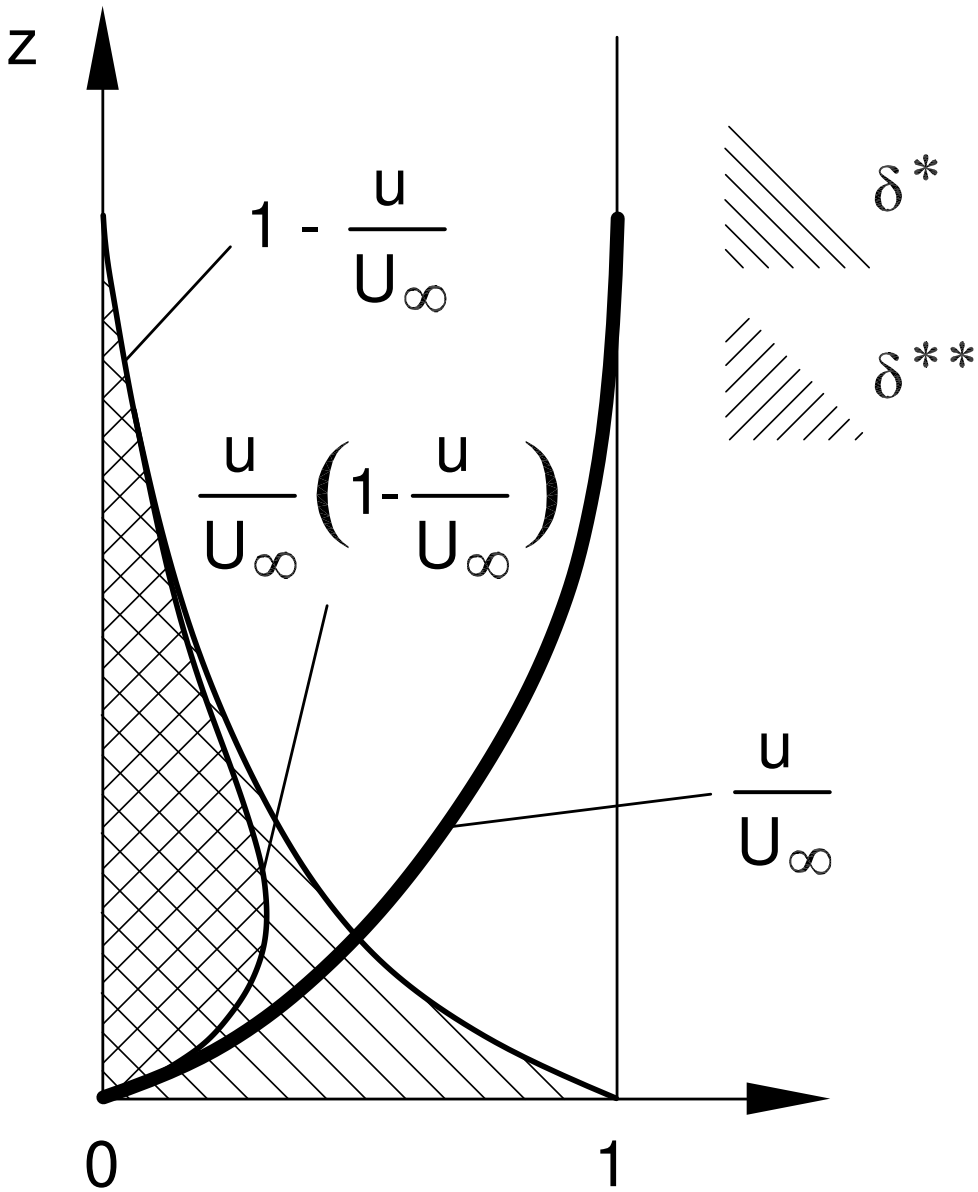
Transsonischer Tragflügel (ONERA M6)



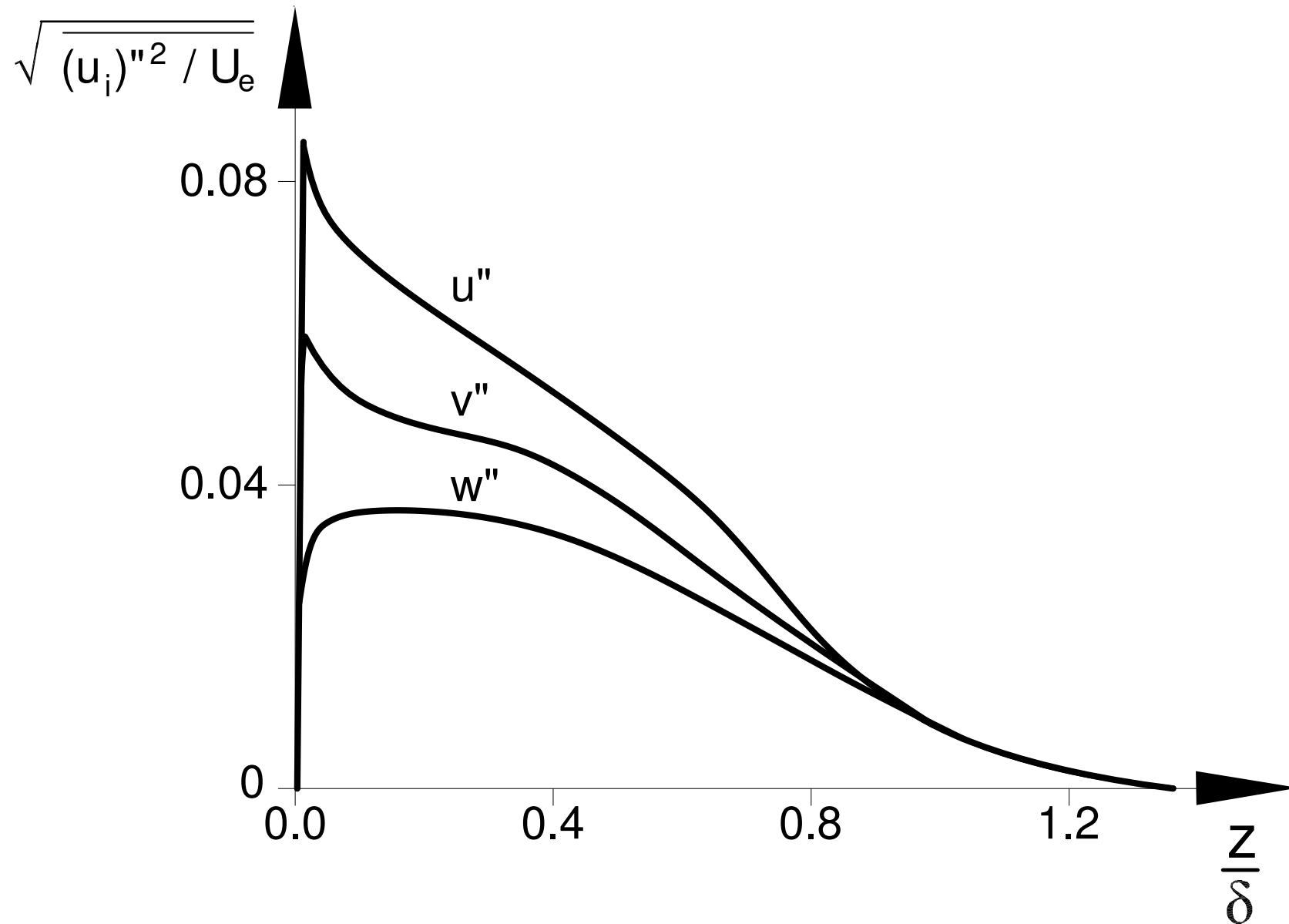
Turbulente Grenzschichtströmung



Grenzschichtdicken



Schwankungsgrößen der turbulenten Grenzschicht



Grenzschichtgleichungen der laminaren kompressiblen Strömung

$$\frac{\partial(\rho^* \cdot u^*)}{\partial x^*} + \frac{\partial(\rho^* \cdot v^*)}{\partial y^*} + \frac{\partial(\rho^* \cdot w^*)}{\partial z^*} = 0$$

$$\rho^* \cdot \left(u^* \cdot \frac{\partial u^*}{\partial x^*} + v^* \cdot \frac{\partial u^*}{\partial y^*} + w^* \cdot \frac{\partial u^*}{\partial z^*} \right) = -\frac{\partial p^*}{\partial x^*} + \frac{1}{Re_L} \cdot \frac{\partial^2 u^*}{\partial z^{*2}}$$

$$\rho^* \cdot \left(u^* \cdot \frac{\partial v^*}{\partial x^*} + v^* \cdot \frac{\partial v^*}{\partial y^*} + w^* \cdot \frac{\partial v^*}{\partial z^*} \right) = -\frac{\partial p^*}{\partial y^*} + \frac{1}{Re_L} \cdot \frac{\partial^2 v^*}{\partial z^{*2}}$$

$$u^* \cdot \frac{\partial T^*}{\partial x^*} + v^* \cdot \frac{\partial T^*}{\partial y^*} + w^* \cdot \frac{\partial T^*}{\partial z^*} = \frac{1}{Pr_\infty \cdot Re_L} \cdot \frac{\partial^2 T^*}{\partial z^{*2}} + (\kappa - 1) \cdot M_\infty^2 \cdot \left(u^* \cdot \frac{\partial p^*}{\partial x^*} + v^* \cdot \frac{\partial p^*}{\partial y^*} \right) + \frac{(\kappa - 1) \cdot M_\infty^2}{Re_L} \cdot \left(\left[\frac{\partial u^*}{\partial z^*} \right]^2 + \left[\frac{\partial v^*}{\partial z^*} \right]^2 \right)$$



Grenzschichtgleichungen der turbulenten kompressiblen Strömung

$$\frac{\partial(\bar{\rho}^* \cdot \tilde{u}^*)}{\partial x^*} + \frac{\partial(\bar{\rho}^* \cdot \tilde{v}^*)}{\partial y^*} + \frac{\partial(\bar{\rho}^* \cdot \tilde{w}^*)}{\partial z^*} = 0$$

$$\bar{\rho}^* \cdot \left(\tilde{u}^* \cdot \frac{\partial \tilde{u}^*}{\partial x^*} + \tilde{v}^* \cdot \frac{\partial \tilde{u}^*}{\partial y^*} + \tilde{w}^* \cdot \frac{\partial \tilde{u}^*}{\partial z^*} \right) = -\frac{\partial \bar{p}_s^*}{\partial x^*} + \frac{1}{Re_L} \cdot \frac{\partial^2 \tilde{u}^*}{\partial z^{*2}} - \frac{\partial(\bar{\rho}^* \cdot \overline{u''^* \cdot w''^*})}{\partial z^*}$$

$$\bar{\rho}^* \cdot \left(\tilde{u}^* \cdot \frac{\partial \tilde{v}^*}{\partial x^*} + \tilde{v}^* \cdot \frac{\partial \tilde{v}^*}{\partial y^*} + \tilde{w}^* \cdot \frac{\partial \tilde{v}^*}{\partial z^*} \right) = -\frac{\partial \bar{p}_s^*}{\partial y^*} + \frac{1}{Re_L} \cdot \frac{\partial^2 \tilde{v}^*}{\partial z^{*2}} - \frac{\partial(\bar{\rho}^* \cdot \overline{v''^* \cdot w''^*})}{\partial z^*}$$

$$\bar{\rho}^* \cdot \left(\tilde{u}^* \cdot \frac{\partial h_0^*}{\partial x^*} + \tilde{v}^* \cdot \frac{\partial h_0^*}{\partial y^*} + \tilde{w}^* \cdot \frac{\partial h_0^*}{\partial z^*} \right) = \frac{\partial}{\partial z^*} \left(\frac{1}{Pr_\infty \cdot Re_L} \cdot \frac{\partial h_0^*}{\partial z^*} - \frac{\bar{\rho}^* \cdot \overline{w''^* \cdot T^*}}{1 + (\kappa - 1) \cdot M_\infty^2} \right)$$

$$+ \frac{1}{1 + \frac{1}{(\kappa - 1) \cdot M_\infty^2}} \cdot \left(\frac{1}{Re_L} \cdot \left[1 - \frac{1}{Pr_\infty} \right] \cdot \left[\tilde{u}^* \cdot \frac{\partial \tilde{u}^*}{\partial z^*} + \tilde{v}^* \cdot \frac{\partial \tilde{v}^*}{\partial z^*} \right] - \bar{\rho}^* \cdot \tilde{u}^* \cdot \overline{u''^* \cdot w''^*} - \bar{\rho}^* \cdot \tilde{v}^* \cdot \overline{v''^* \cdot w''^*} \right)$$

$$h_0^* = c_p \cdot T^* + \frac{\tilde{u}^{*2}}{2} + \frac{\tilde{v}^{*2}}{2}$$



Grenzschichtgleichungen der turbulenten kompressiblen Strömung

$$\frac{\partial(\bar{\rho}^* \cdot \tilde{u}^*)}{\partial x^*} + \frac{\partial(\bar{\rho}^* \cdot \tilde{v}^*)}{\partial y^*} + \frac{\partial(\bar{\rho}^* \cdot \tilde{w}^*)}{\partial z^*} = 0$$

$$\bar{\rho}^* \cdot \left(\tilde{u}^* \cdot \frac{\partial \tilde{u}^*}{\partial x^*} + \tilde{v}^* \cdot \frac{\partial \tilde{u}^*}{\partial y^*} + \tilde{w}^* \cdot \frac{\partial \tilde{u}^*}{\partial z^*} \right) = -\frac{\partial \bar{p}_s^*}{\partial x^*} + \frac{1}{Re_L} \cdot \frac{\partial^2 \tilde{u}^*}{\partial z^{*2}} - \frac{\partial(\bar{\rho}^* \cdot \overline{u'^* \cdot w'^*})}{\partial z^*}$$

$$\bar{\rho}^* \cdot \left(\tilde{u}^* \cdot \frac{\partial \tilde{v}^*}{\partial x^*} + \tilde{v}^* \cdot \frac{\partial \tilde{v}^*}{\partial y^*} + \tilde{w}^* \cdot \frac{\partial \tilde{v}^*}{\partial z^*} \right) = -\frac{\partial \bar{p}_s^*}{\partial y^*} + \frac{1}{Re_L} \cdot \frac{\partial^2 \tilde{v}^*}{\partial z^{*2}} - \frac{\partial(\bar{\rho}^* \cdot \overline{v'^* \cdot w'^*})}{\partial z^*}$$

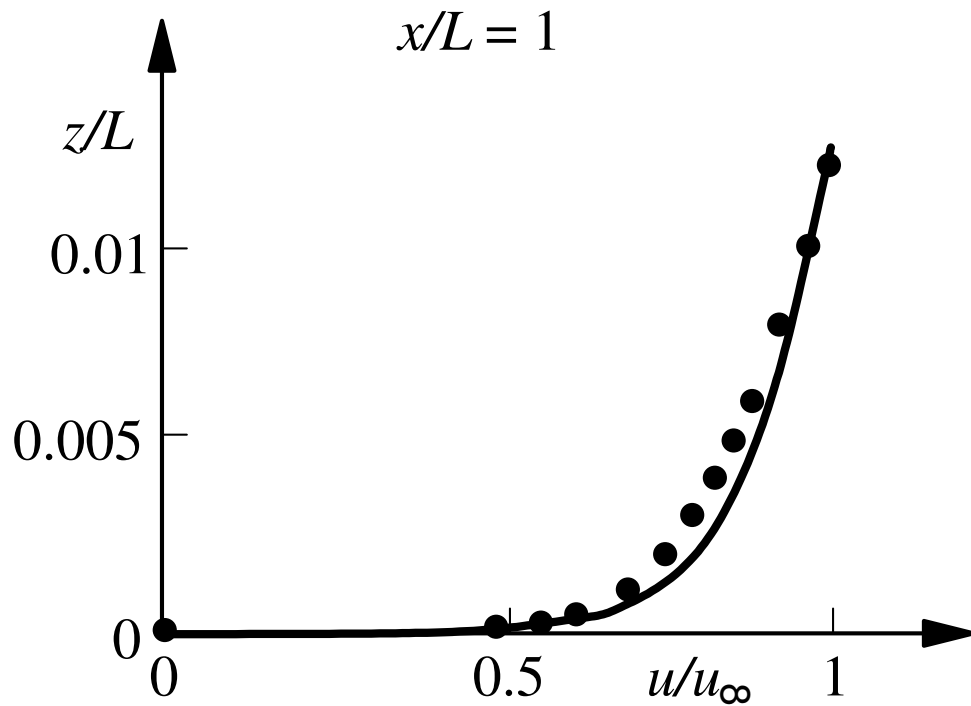
$$\bar{\rho}^* \cdot \left(\tilde{u}^* \cdot \frac{\partial h_0^*}{\partial x^*} + \tilde{v}^* \cdot \frac{\partial h_0^*}{\partial y^*} + \tilde{w}^* \cdot \frac{\partial h_0^*}{\partial z^*} \right) = \frac{\partial}{\partial z^*} \left(\frac{1}{Pr_\infty \cdot Re_L} \cdot \frac{\partial h_0^*}{\partial z^*} - \frac{\bar{\rho}^* \cdot \overline{w'^* \cdot T^*}}{1 + (\kappa - 1) \cdot M_\infty^2} \right)$$

$$+ \frac{1}{1 + \frac{1}{(\kappa - 1) \cdot M_\infty^2}} \cdot \left(\frac{1}{Re_L} \cdot \left[1 - \frac{1}{Pr_\infty} \right] \cdot \left[\tilde{u}^* \cdot \frac{\partial \tilde{u}^*}{\partial z^*} + \tilde{v}^* \cdot \frac{\partial \tilde{v}^*}{\partial z^*} \right] - \bar{\rho}^* \cdot \tilde{u}^* \cdot \overline{u'^* \cdot w'^*} - \bar{\rho}^* \cdot \tilde{v}^* \cdot \overline{v'^* \cdot w'^*} \right)$$

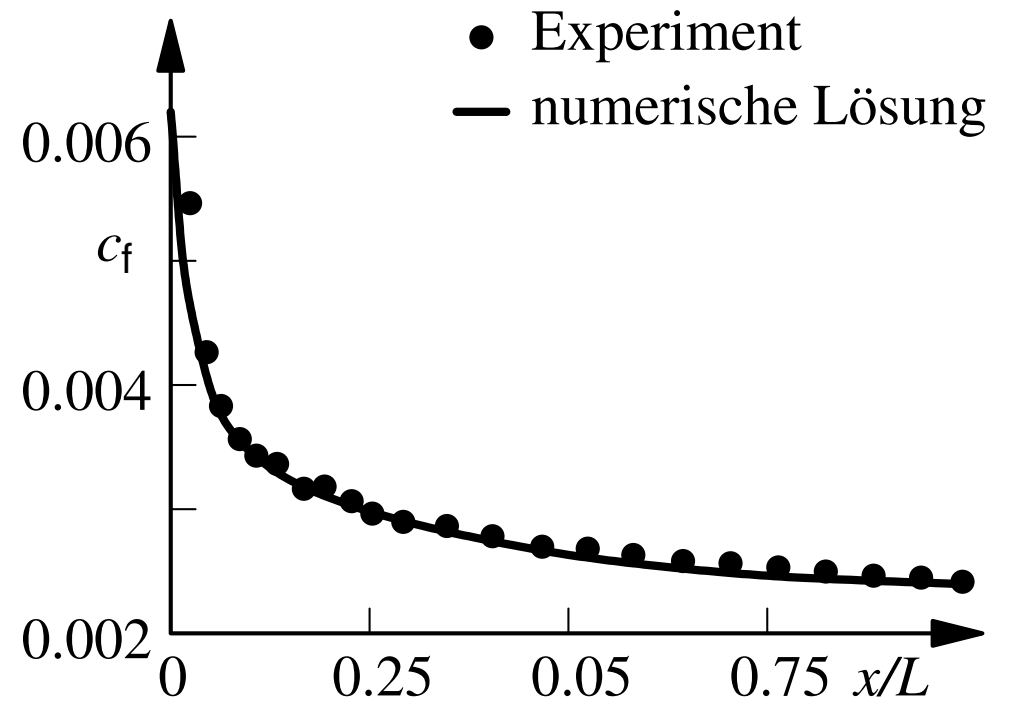
$$h_0^* = c_p \cdot T^* + \frac{\tilde{u}^{*2}}{2} + \frac{\tilde{v}^{*2}}{2}$$



Turbulente Plattengrenzschicht



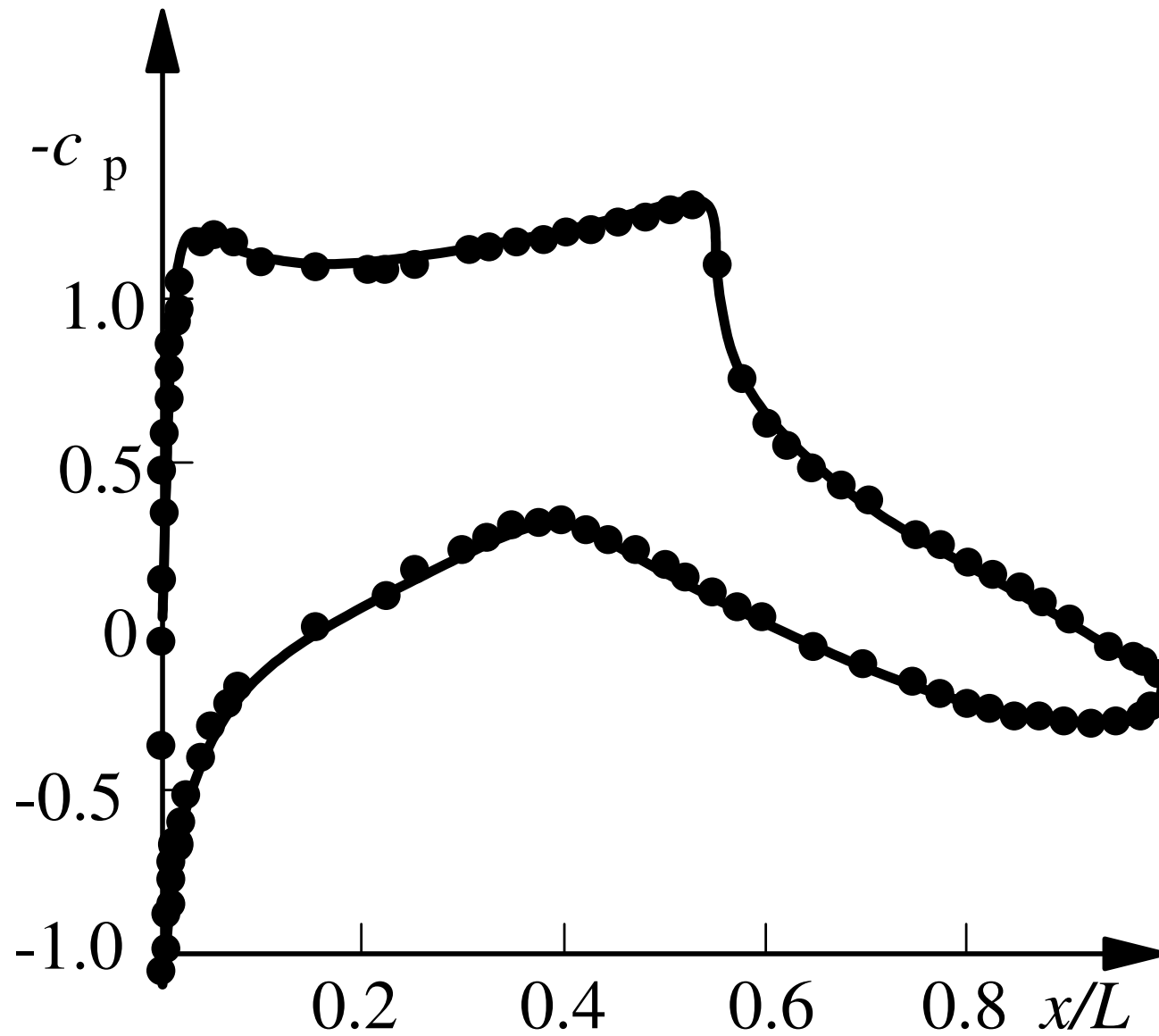
Geschwindigkeitsprofile



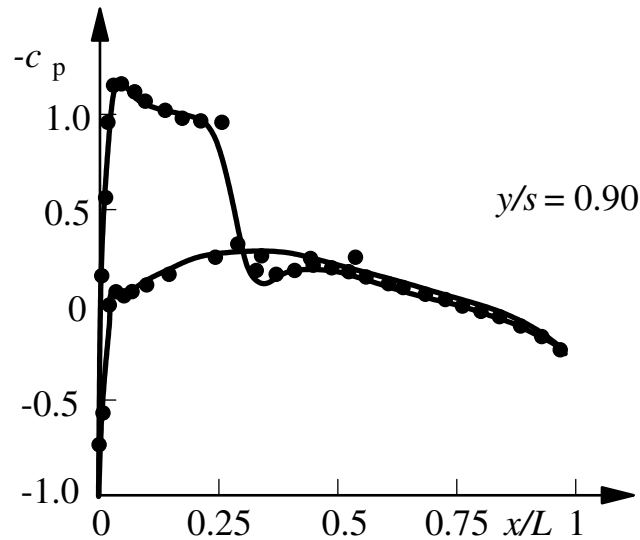
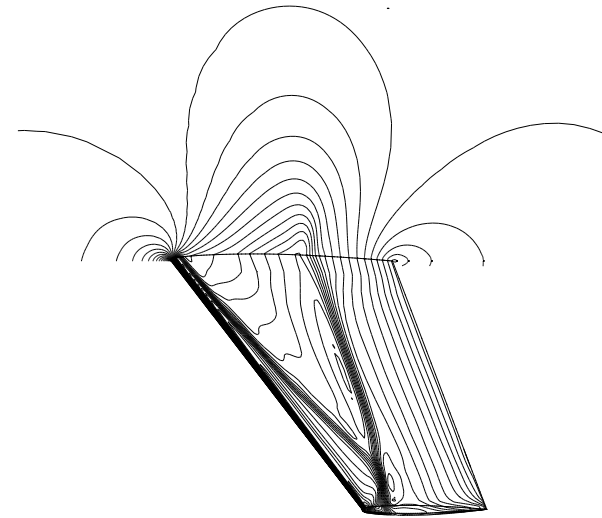
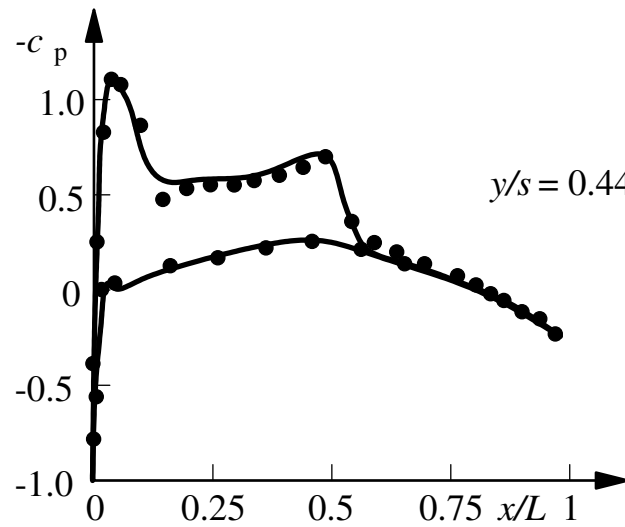
lokaler Reibungskoeffizient



Tragflügelprofil (RAE 2822)



Transsonischer Tragflügel (ONERA M6)



5. Einsetzen der Turbulenz - Stabilitätsanalyse

Transition

Film Transition

Film Transitionssimulation

Experiment Transition

Stabilitätsanalyse

Software

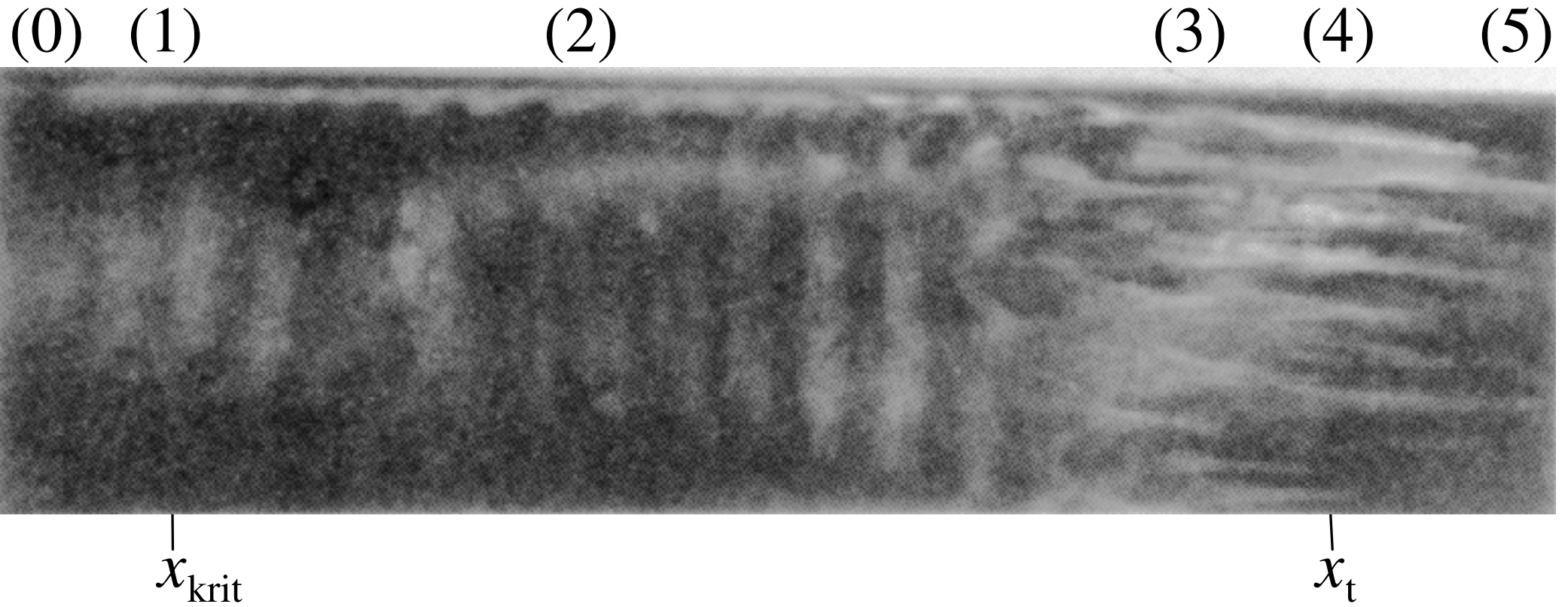
Orr-Sommerfeld-Gleichungslöser

Stabilitätsdiagramm

Stabilitätsdiagramm,
kompressible Plattengrenzschicht



Transition



Film Transition



Visualisierung der Transition in einer kompressiblen Grenzschicht

Institut für Strömungsmechanik
Technische Universität Braunschweig
Prof. Dr.-Ing. H. Oertel

Ulrich Hillmann

Jan Delfs

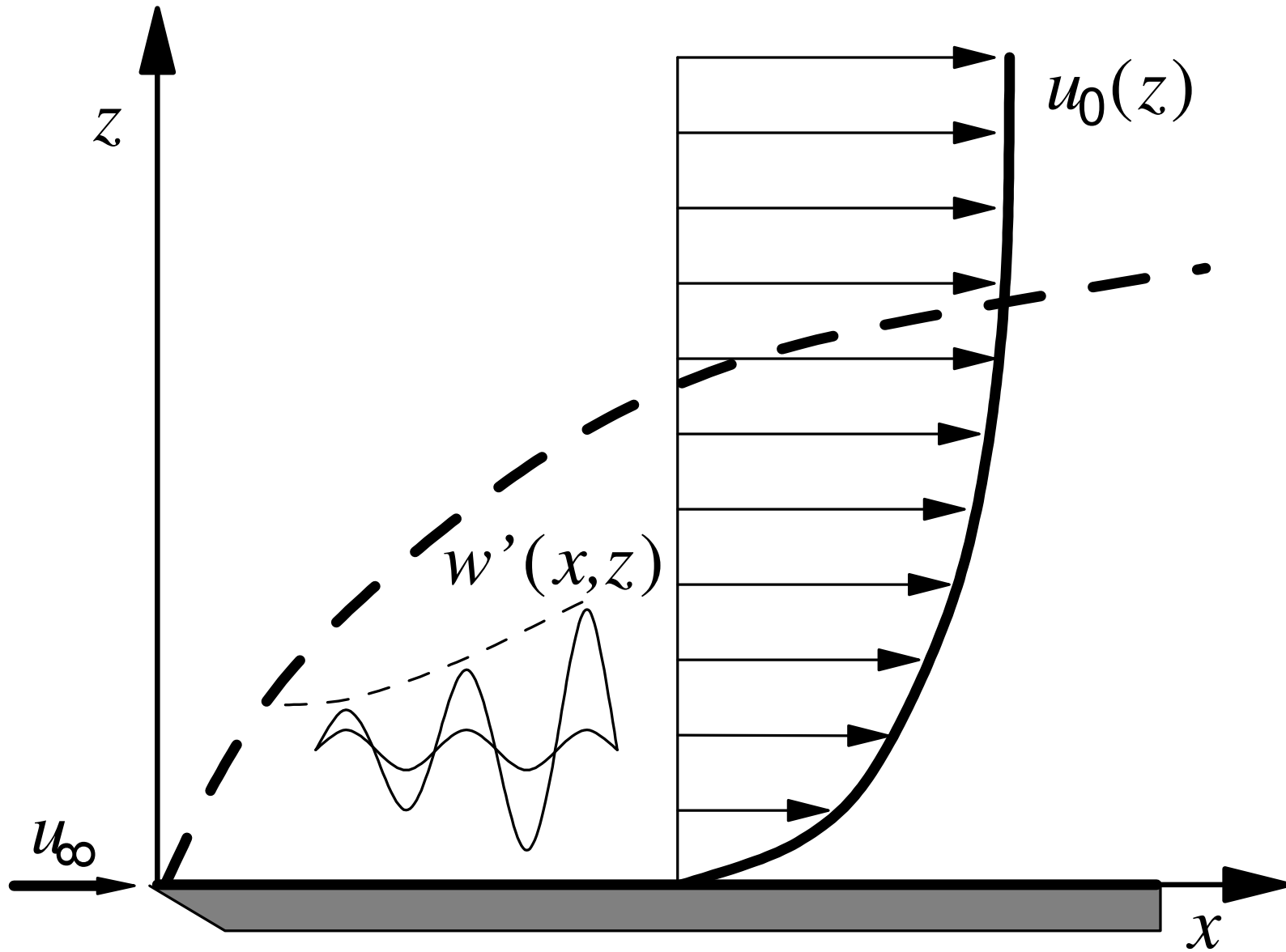
Dr. E. Laurien



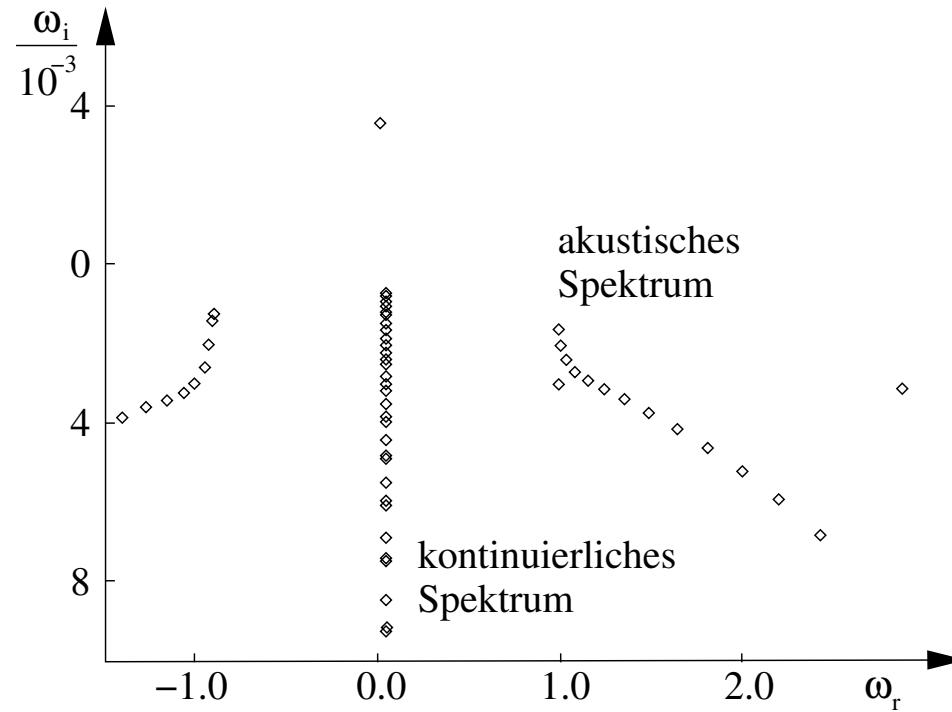
Experiment Transition



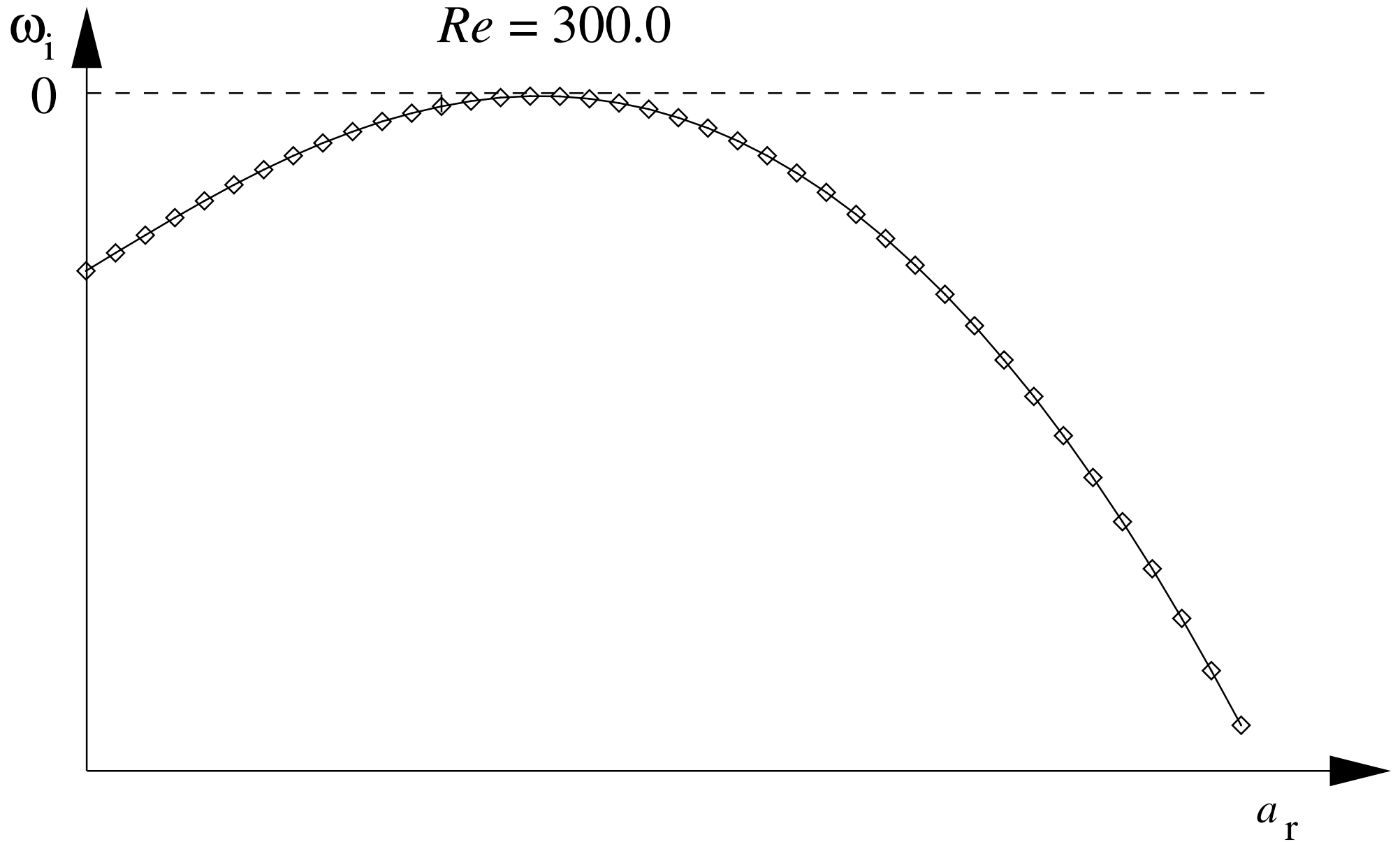
Stabilitätsanalyse



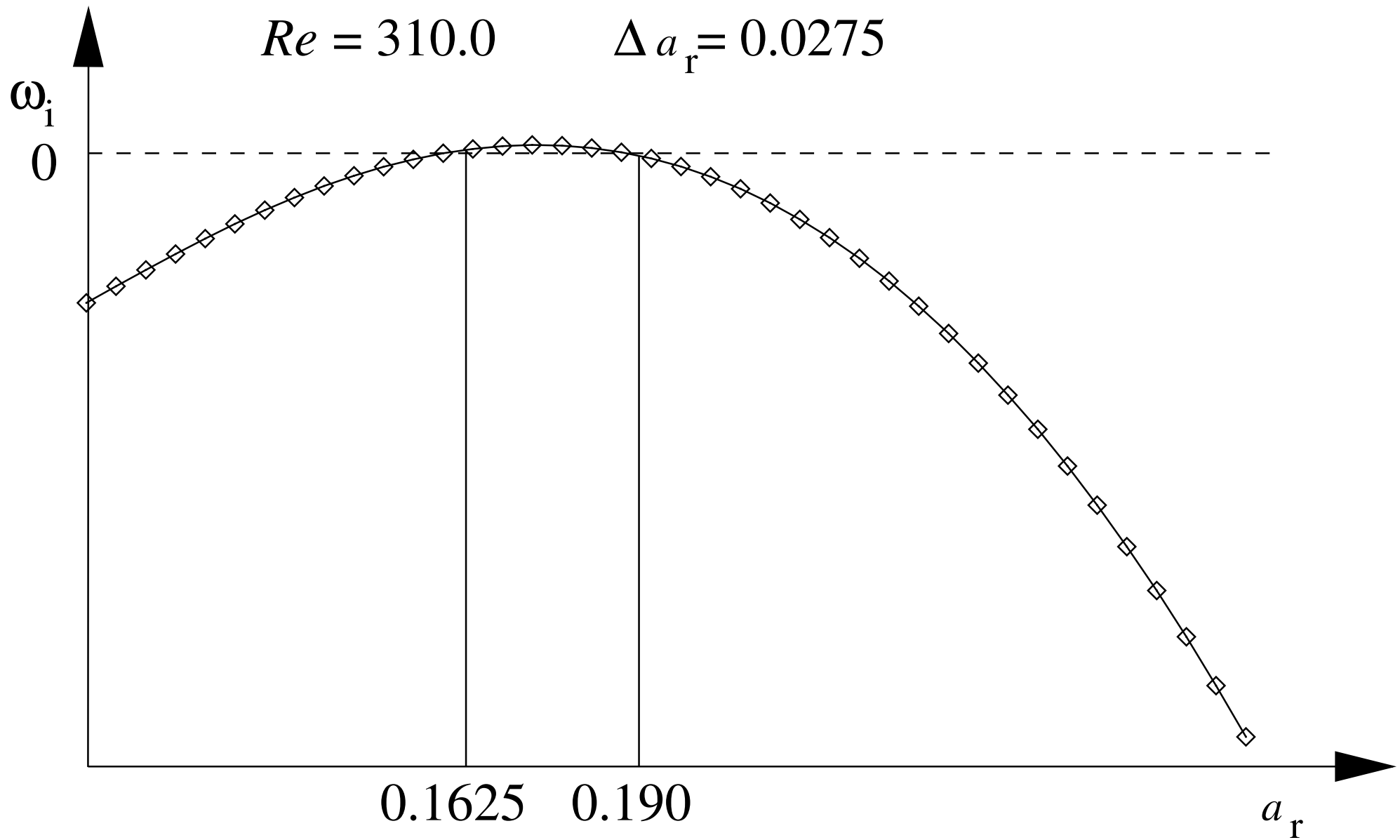
Software Orr-Sommerfeld-Gleichungslöser



Software Orr-Sommerfeld-Gleichungslöser



Software Orr-Sommerfeld-Gleichungslöser



Software Orr-Sommerfeld-Gleichungslöser 1

The screenshot shows a web browser window titled "Lehrstuhl und Institut f". The address bar contains "http://www-isl.mach.uni-karlsruhe.de/". The page content includes:

- Header:** "UNIVERSITÄT KARLSRUHE (TH)" logo and "Lehrstuhl und Institut für Strömungslehre o. Prof. Prof. e.h. Dr.-Ing. habil. H. Oertel".
- Left Navigation Menu:**
 - [Über Uns](#)
 - [Aktuelles](#)
 - [Lehre](#)
 - [Forschung](#)
 - [Industrie-projekte](#)
 - [Strömungs-mechanik-kolleg](#)
 - [Labor](#)
 - [Softwarelabor](#)
 - [Stellen-angebote](#)
 - [Studien- und Diplomarbeit](#)
 - [Faszination Strömungs-mechanik](#)
 - [33 Jahre Strömungs-mechanik](#)
- Central Content:**
 - A vertical menu with three colored boxes: red for "Lehre", green for "Forschung", and yellow for "Industrie-projekte".
 - Two side-by-side photographs of modern university buildings.
 - A search bar with "++" in the input field.



Software Orr-Sommerfeld-Gleichungslöser 2

The screenshot shows a web browser window with the following content:

- Browser Title:** Lehrstuhl und Institut f
- Address Bar:** http://www-isl.mach.uni-karlsruhe.de/
- Header:** UNIVERSITÄT KARLSRUHE (TH)
- Page Title:** Lehrstuhl und Institut für Strömungslehre
- Page Subtitle:** o. Prof. Prof. e.h. Dr.-Ing. habil. H. Oertel
- Left Navigation Menu:**
 - LEHRE
 - [Vorlesungen](#)
 - [Lehrbücher](#)
 - [Skripten](#)
 - [Filme](#)
 - [Übungen/ Klausuren](#)
 - [Internet-Sprechstunde](#)
 - [Software](#)
 - [Hauptmenu](#)
- Central Content Area:**
 - A vertical menu with three items: **Lehre** (red background), **Forschung** (green background), and **Industrie-projekte** (yellow background).
 - Two side-by-side photographs of buildings.
 - A search bar with the text "++".



Software Orr-Sommerfeld-Gleichungslöser 3

The screenshot shows a web browser window with the title 'Lehrstuhl und Institut f'. The address bar contains 'http://www-isl.mach.uni-karlsruhe.de/'. The page content is organized into sections:

- Software - Lehre**
- Strömungslehre**
 - [KAPPA - Stromfaden](#) (Online)
- Mathematische Methoden der Strömungslehre**

Linearisierung	Theorie	Download (mit Anleitung)
Stabilitätsanalyse	Theorie	Programmbeschreibung und Download (3Kb)
Strukturanalyse		Download (1.9 KB)
Galerkin-Methode		Download (1.5 KB)
Finite-Elemente-Methode		Download (0.18 KB)
Finite-Differenzen-Methode		Download (2.4 KB)
Finite-Volumen-Methode		Download (0.18 KB)
- Angewandte Strömungsmechanik**

Blasius-Grenzschicht		Download (4.3Kb)
Laminare Plattengrenzschicht		Download (6.4Mb)
Turbulente Plattengrenzschicht		Download (6.6Mb)
Orr-Sommerfeld-Gleichung - Eigenwertlöser	Theorie	Programmbeschreibung und Download (3Kb)
Profilumströmung		Download (1.5Mb)
Tragflügelumströmung		Download (1.5Mb)
Pulsierende Rohrströmung (in Arbeit)		
Pulsierende elastische Rohrströmung (in Arbeit)		
Modellventrikel(in Arbeit)		

The left sidebar contains navigation links: [Vorlesungen](#), [Lehrbücher](#), [Skripten](#), [Filme](#), [Übungen/Klausuren](#), [Internet-Sprechstunde](#), [Software](#), and [Hauptmenu](#).



Software Orr-Sommerfeld-Gleichungslöser 4


Netscape: Lehrstuhl und Institut f

File Edit View Go Communicator Help

Internet Lookup New&Cool

Back Forward Reload Home Search Netscape Print Security Shop Stop

Bookmarks Location: What's Related



LEHRSTUHL UND INSTITUT
FÜR STRÖMUNGSLEHRE
UNIVERSITÄT KARLSRUHE
O.PROF. DR.-Ing. H.OERTEL

LEHRE

[Vorlesungen](#)

[Lehrbücher](#)

[Skripten](#)

[Übungen/
Klausuren](#)

[Internet-
Sprechstunde](#)

[Software](#)

[Hauptmenu](#)

Software - Orr-Sommerfeld-Eigenwertlöser / Theorie

Das Programm KAPPA Stabilität von Dr. J. Delfs führt eine lokale zeitliche Stabilitätsanalyse für dreidimensionale, inkompressible Strömungen durch. Hierzu wird die **Orr-Sommerfeld-Gleichung**

$$\left[\left(a_\varphi u_\varphi^0 - \omega \right) \left(\frac{d^2}{dz^2} - a_\varphi^2 \right) - a_\varphi \frac{d^2 u_\varphi^0}{dz^2} + \frac{i}{Re_d} \left(\frac{d^2}{dz^2} - a_\varphi^2 \right)^2 \right] \cdot \hat{w} = 0$$

mit Hilfe eines Kollokations-Verfahrens gelöst. Als Kollokationspunkte werden die Gauss-Lobattopunkte

$$\zeta_j = \cos \left(\frac{j\pi}{n} \right) \quad \text{mit } j = 0, \dots, n \quad (2)$$

der Chebyshevpolynome auf dem Einheitsintervall $\zeta \in [-1, 1]$ eingeführt.

Das Programm dient dazu für eine vorgegebene Reynolds-Zahl und eine vorgegebene Wellenzahl die Eigenwerte zu berechnen. Die Darstellung der Eigenwerte erfolgt durch Auftragung der zugehörigen imaginären zeitlichen Anfachungsrate über dem Realteil der zeitlichen Anfachungsrate. Aus diesen Eigenwerten wird der Tollmien-Schlichting-Eigenwert (TS-Eigenwert) entnommen. Weiterhin können mit dem Programm die TS-Eigenwerte in Verbindung mit der vorgegebenen Wellenzahl und der vorgegebenen Reynolds-Zahl aus den berechneten Eigenwerten entnommen werden. Sie werden gesondert in einer Auftragung der imaginären zeitlichen Anfachungsrate über der Wellenzahl dargestellt. Erzeugt man diese Diagramme mit dem Programm für mehrere Reynolds-Zahlen und überträgt die Werte verschwindender imaginärer zeitlicher Anfachungsrate in ein Diagramm, in dem die Wellenzahl über der Reynolds-Zahl aufgetragen ist, ergibt sich das Stabilitätsdiagramm.

100%



Software Orr-Sommerfeld-Gleichungslöser 5


Netscape: Lehrstuhl und Institut f

File Edit View Go Communicator Help

Internet Lookup New&Cool

Back Forward Reload Home Search Netscape Print Security Shop Stop

Bookmarks Location: <http://www-isl.mach.uni-karlsruhe.de/> What's Related

 Das verwendete Geschwindigkeitsprofil ist mit der ungestörten Anströmgeschwindigkeit U_∞ dimensionslos gemacht, d.h. außerhalb der Grenzschicht ist die dimensionslose Geschwindigkeit gleich 1. Längen sind auf die Länge d mit

$$d = \sqrt{\frac{\nu \cdot x}{U_\infty}} \quad (3)$$

bezogen, d.h. die dimensionslose Koordinate senkrecht zur Platte lautet:

$$\eta = \frac{z}{d} \quad (4)$$

wobei z die dimensionsbehaftete Koordinate senkrecht zur Platte ist. Mit dieser Normierung liegt die Grenzschichtdicke bei $\eta = 4.99$. Weiterhin ergibt sich die mit der Länge d gebildete Reynolds-Zahl

$$Re_d = \frac{U_\infty \cdot \sqrt{\frac{\nu \cdot x}{U_\infty}}}{\nu} = \sqrt{\frac{U_\infty \cdot x}{\nu}} = \sqrt{Re_L} \quad (5)$$

welche genau proportional zur Wurzel aus der mit der Lauflänge gebildeten Reynolds-Zahl Re_L ist. Für die inkompressible Plattengrenzschicht liegt die kritische Reynolds-Zahl bei $Re_d^{krit} \approx 302$. Dies entspricht einer mit der Lauflänge gebildeten Reynolds-Zahl $Re_L^{krit} \approx 10^5$. Für $Re_d < 302$ ist die Strömung folglich stabil und alle Störungen werden gedämpft. Für $Re_d > 302$ gibt es Störungen die instabil werden, d.h. bestimmte Wellenzahlbereiche werden zeitlich angefacht (vgl. Beispielrechnungen).

LEHRSTUHL UND INSTITUT FÜR STRÖMUNGSLEHRE UNIVERSITÄT KARLSRUHE O.PROF. DR.-Ing. H.OERTEL

LEHRE

[Vorlesungen](#)

[Lehrbücher](#)

[Skripten](#)

[Übungen/ Klausuren](#)

[Internet-Sprechstunde](#)

[Software](#)

[Hauptmenu](#)

100%



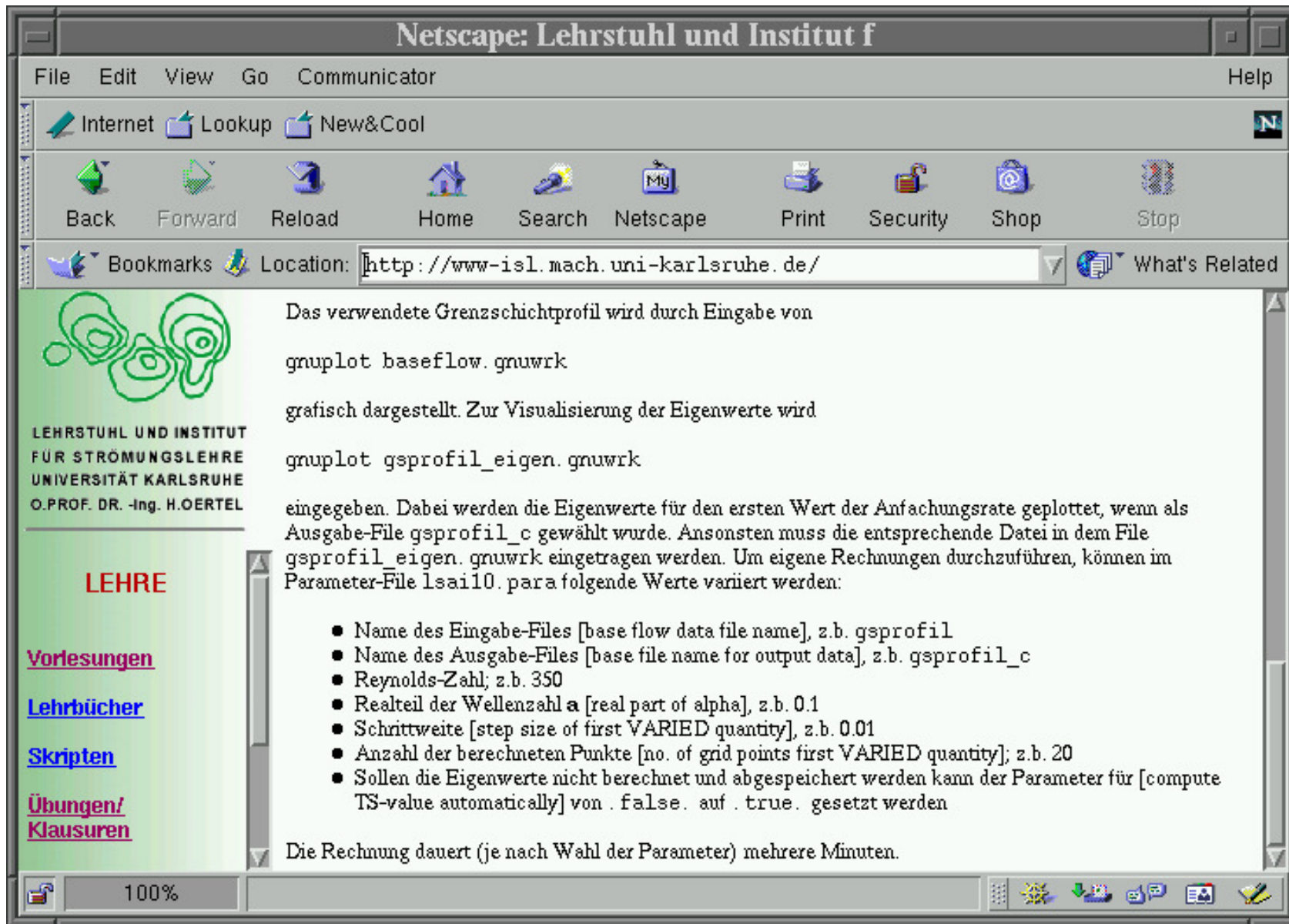
Software Orr-Sommerfeld-Gleichungslöser 6



```
xterm
islio:/user/hi10/uploads/ose> ls
baseflow                gsprofil_d
baseflow.gnuwrk         gsprofil_d.gnuwrk
gsprofil                gsprofil_e
gsprofil_a              gsprofil_e.gnuwrk
gsprofil_a.gnuwrk       gsprofil_eigen.gnuwrk
gsprofil_b              gsprofil_f
gsprofil_b.gnuwrk       gsprofil_f.gnuwrk
gsprofil_c              lsai10.para
gsprofil_c.gnuwrk       ose.out
islio:/user/hi10/uploads/ose> █
```



Software Orr-Sommerfeld-Gleichungslöser 7



The screenshot shows a Netscape browser window titled "Netscape: Lehrstuhl und Institut f". The address bar contains the URL "http://www-isl.mach.uni-karlsruhe.de/". The main content area displays text in German explaining the use of gnuplot for visualizing eigenvalues. The text includes instructions on how to use the software and a list of parameters that can be varied in the parameter file.

Das verwendete Grenzschichtprofil wird durch Eingabe von

```
gnuplot baseflow.gnuwrk
```

grafisch dargestellt. Zur Visualisierung der Eigenwerte wird

```
gnuplot gsprofil_eigen.gnuwrk
```

eingegeben. Dabei werden die Eigenwerte für den ersten Wert der Anfachungsrate geplottet, wenn als Ausgabe-File `gsprofil_c` gewählt wurde. Ansonsten muss die entsprechende Datei in dem File `gsprofil_eigen.gnuwrk` eingetragen werden. Um eigene Rechnungen durchzuführen, können im Parameter-File `lsail0.para` folgende Werte variiert werden:

- Name des Eingabe-Files [base flow data file name], z.B. `gsprofil`
- Name des Ausgabe-Files [base file name for output data], z.B. `gsprofil_c`
- Reynolds-Zahl; z.B. 350
- Realteil der Wellenzahl α [real part of alpha], z.B. 0.1
- Schrittweite [step size of first VARIED quantity], z.B. 0.01
- Anzahl der berechneten Punkte [no. of grid points first VARIED quantity]; z.B. 20
- Sollen die Eigenwerte nicht berechnet und abgespeichert werden kann der Parameter für [compute TS-value automatically] von `.false.` auf `.true.` gesetzt werden

Die Rechnung dauert (je nach Wahl der Parameter) mehrere Minuten.

LEHRSTUHL UND INSTITUT FÜR STRÖMUNGSLEHRE
UNIVERSITÄT KARLSRUHE
O.PROF. DR. -Ing. H.OERTEL

LEHRE

[Vorlesungen](#)

[Lehrbücher](#)

[Skripten](#)

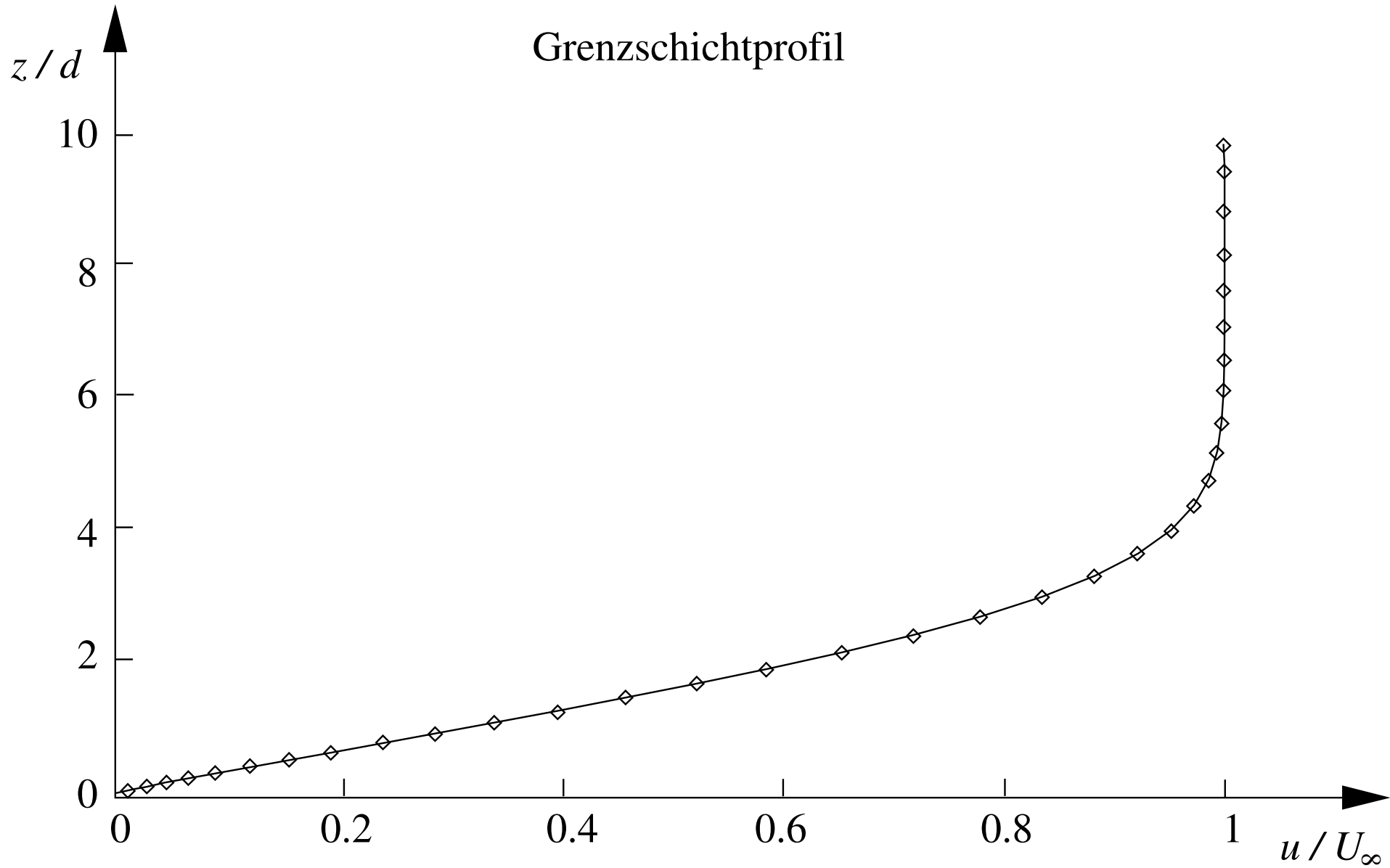
[Übungen/
Klausuren](#)



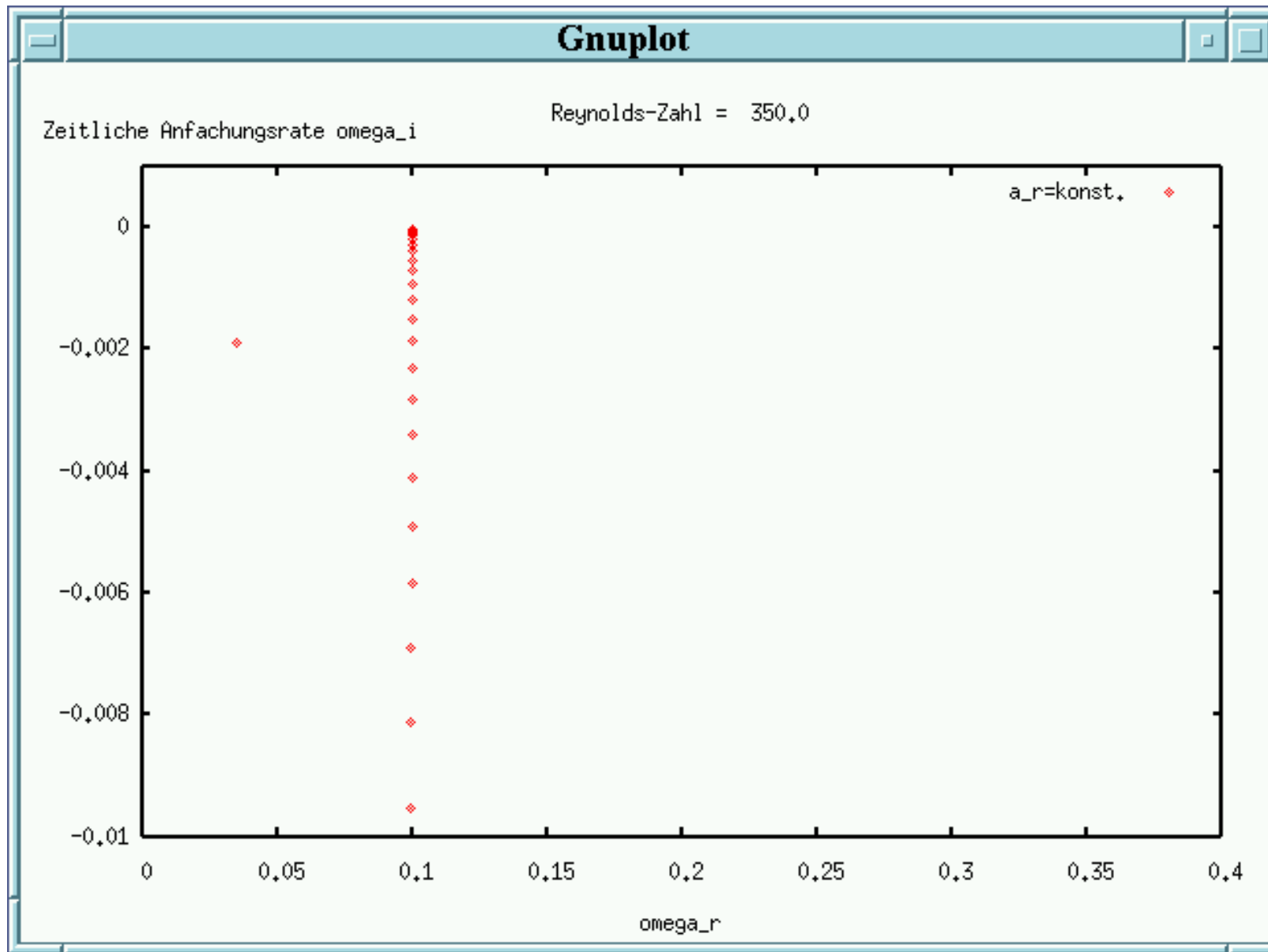
Software Orr-Sommerfeld-Gleichungslöser 8



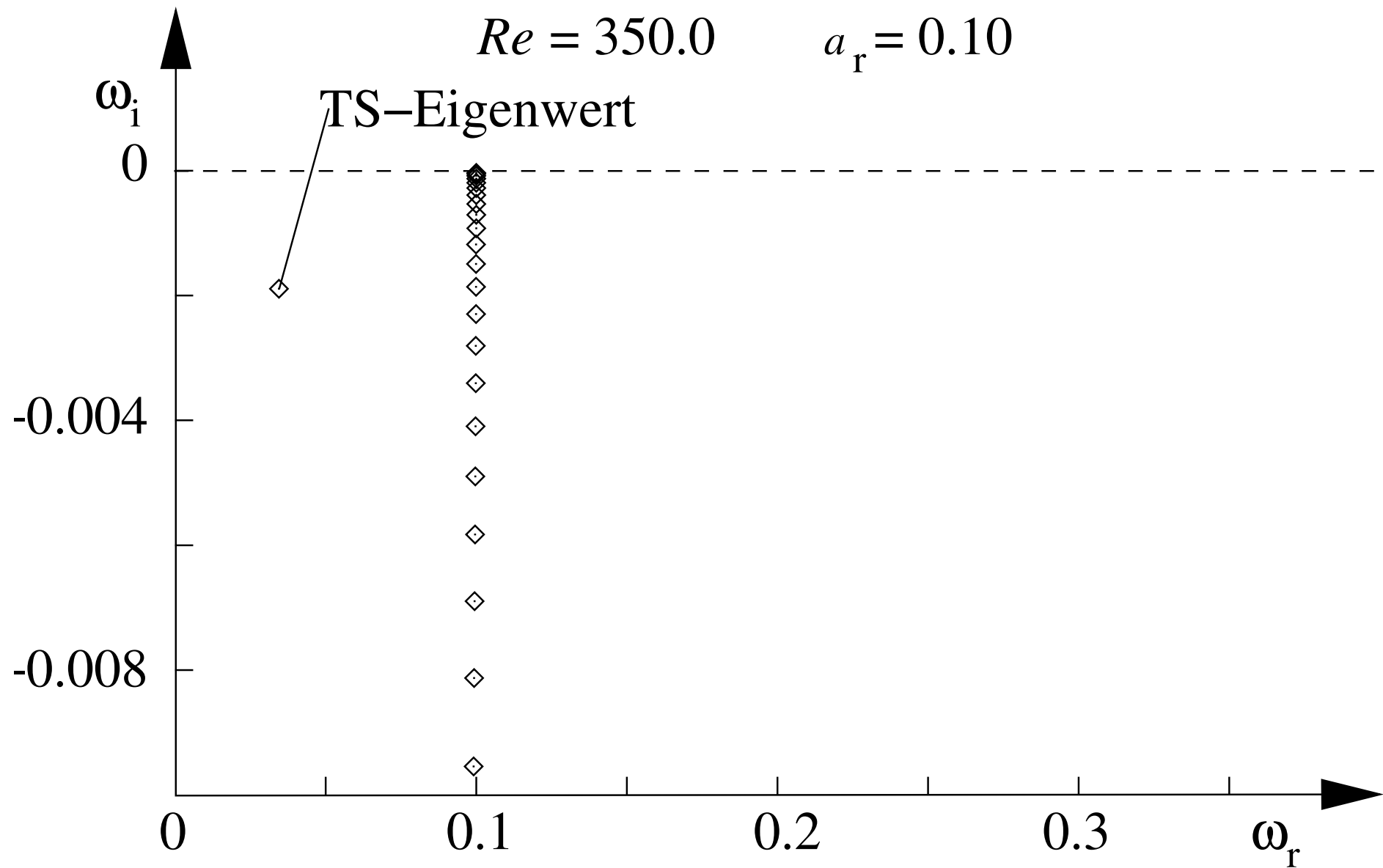
Software Orr-Sommerfeld-Gleichungslöser 9



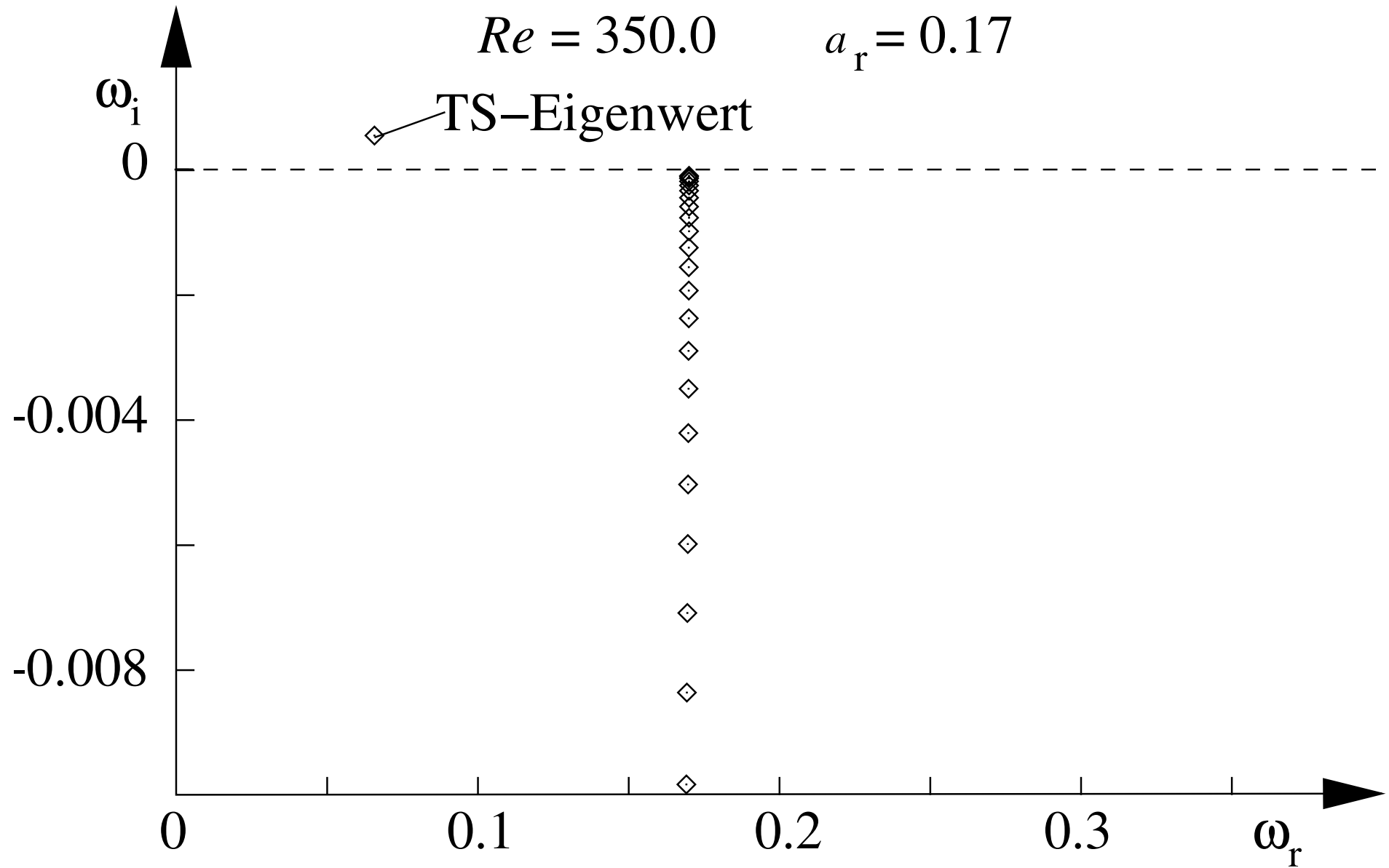
Software Orr-Sommerfeld-Gleichungslöser 11



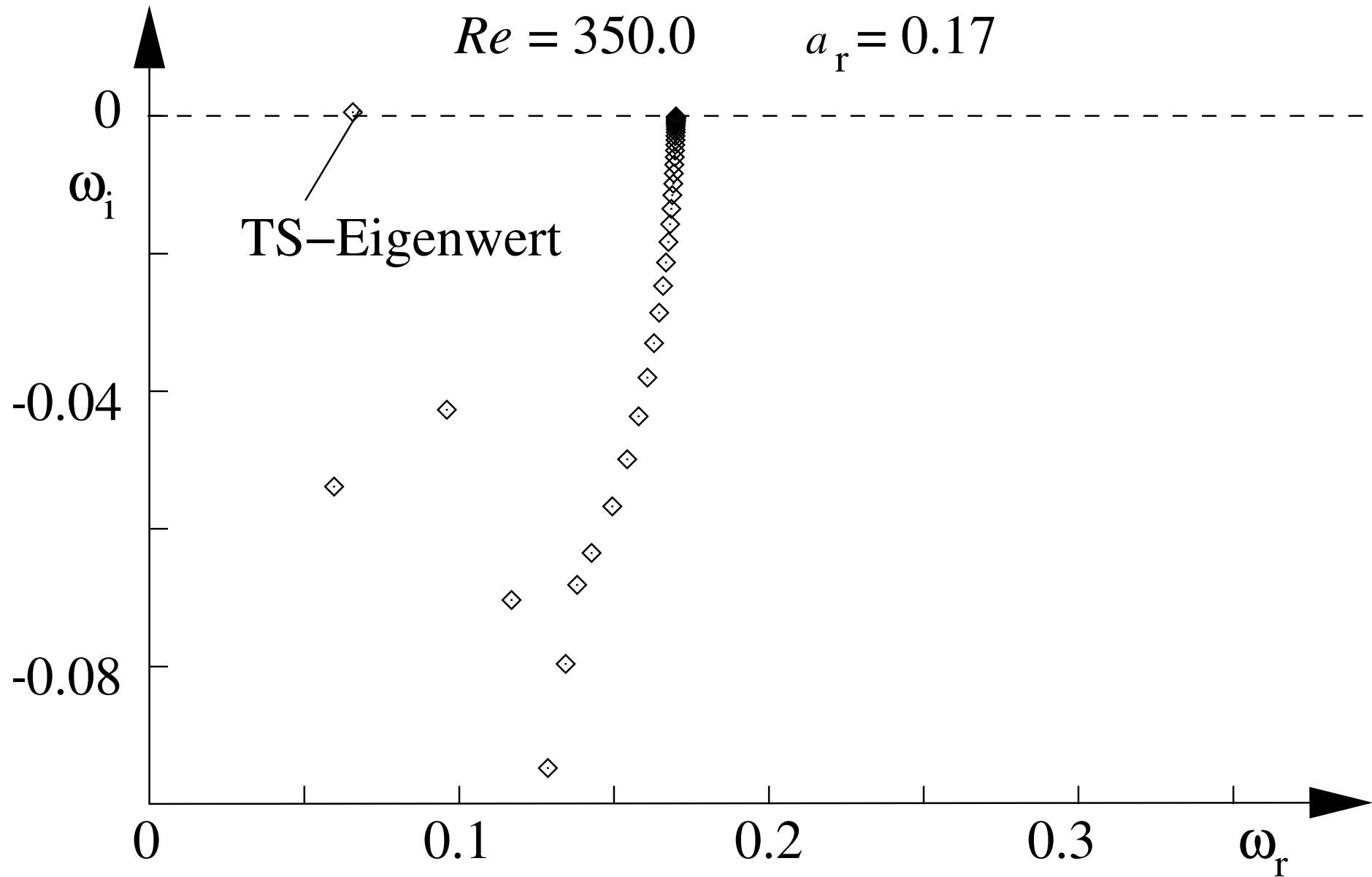
Software Orr-Sommerfeld-Gleichungslöser 12



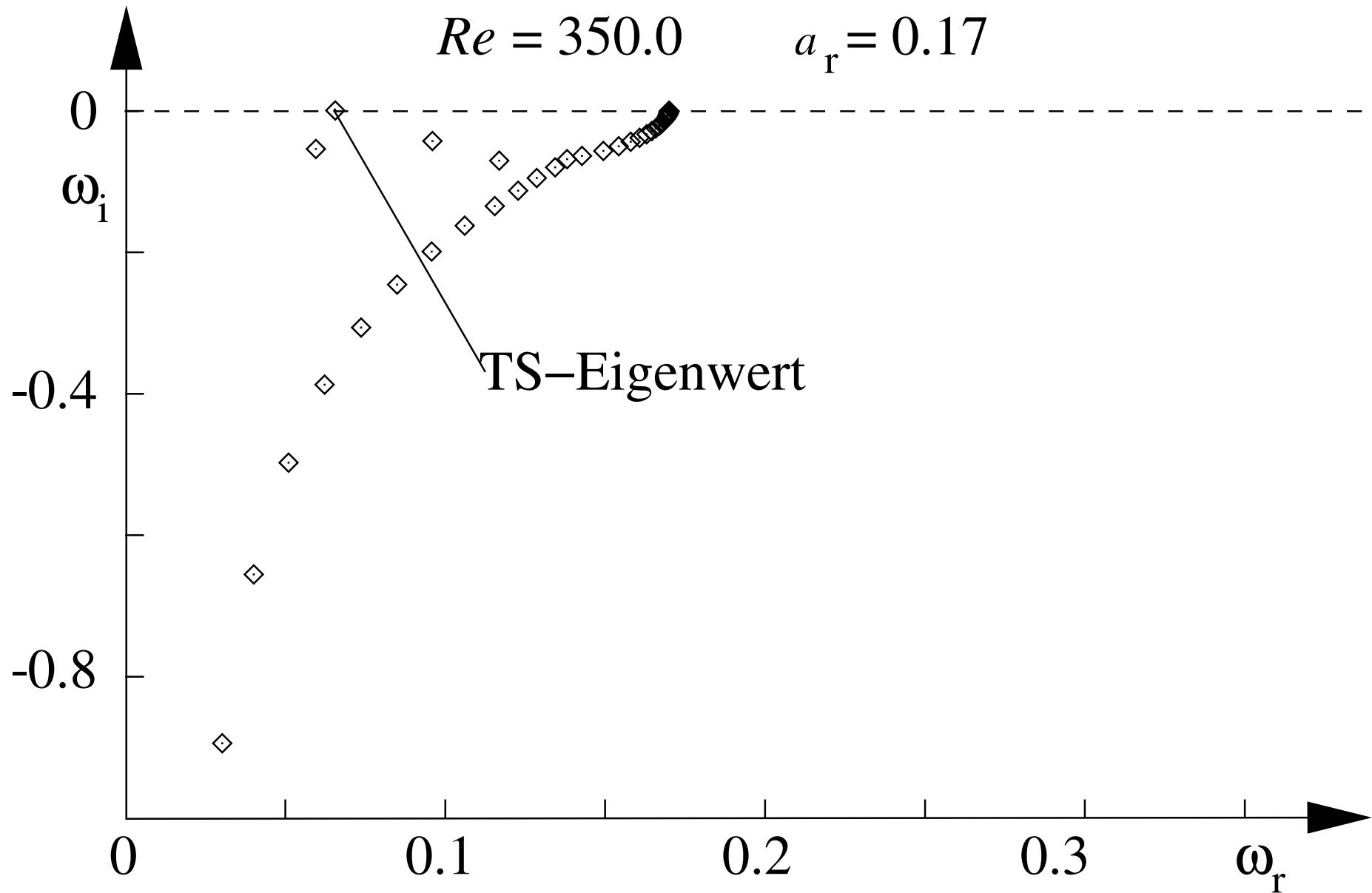
Software Orr-Sommerfeld-Gleichungslöser 12



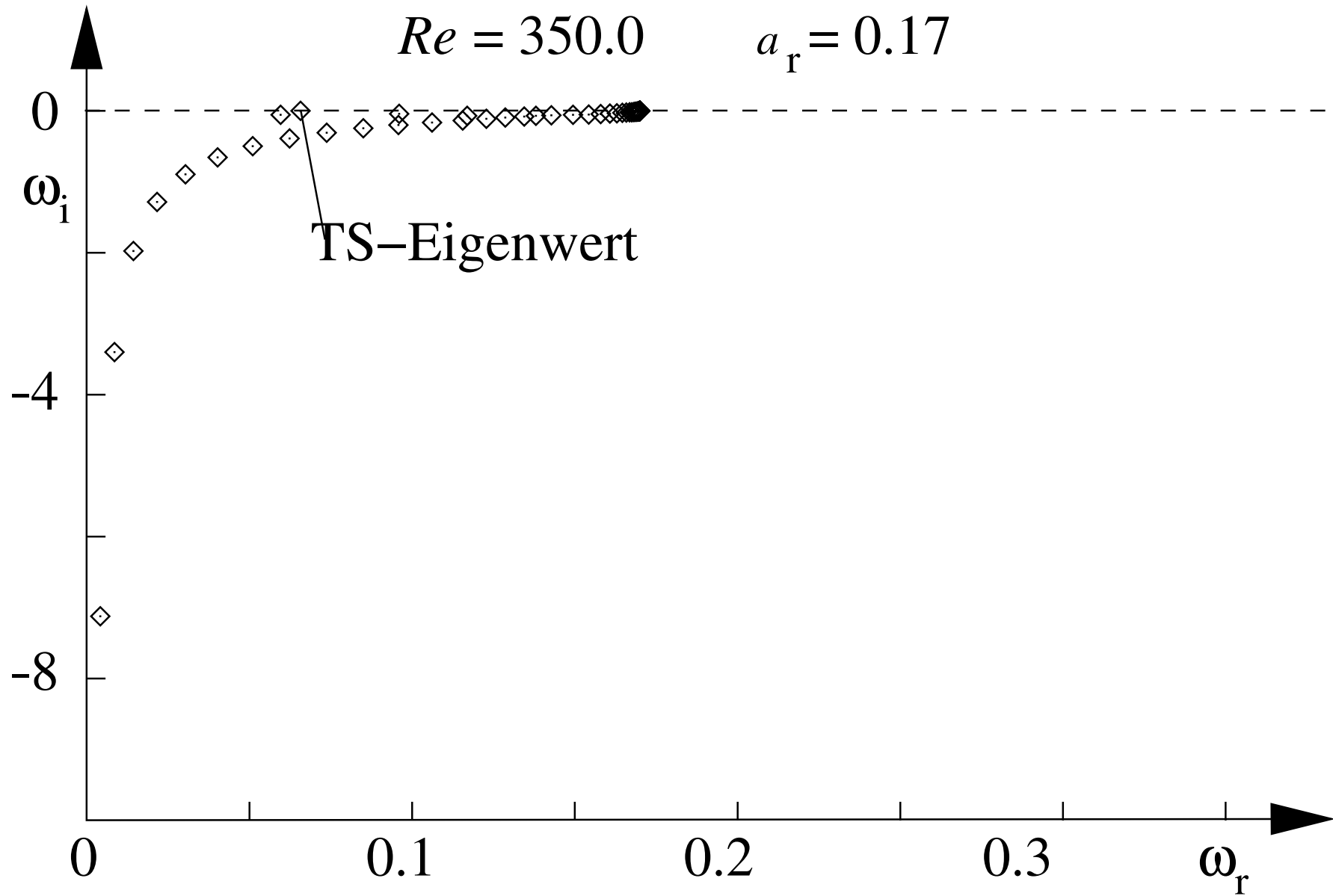
Software Orr-Sommerfeld-Gleichungslöser 14



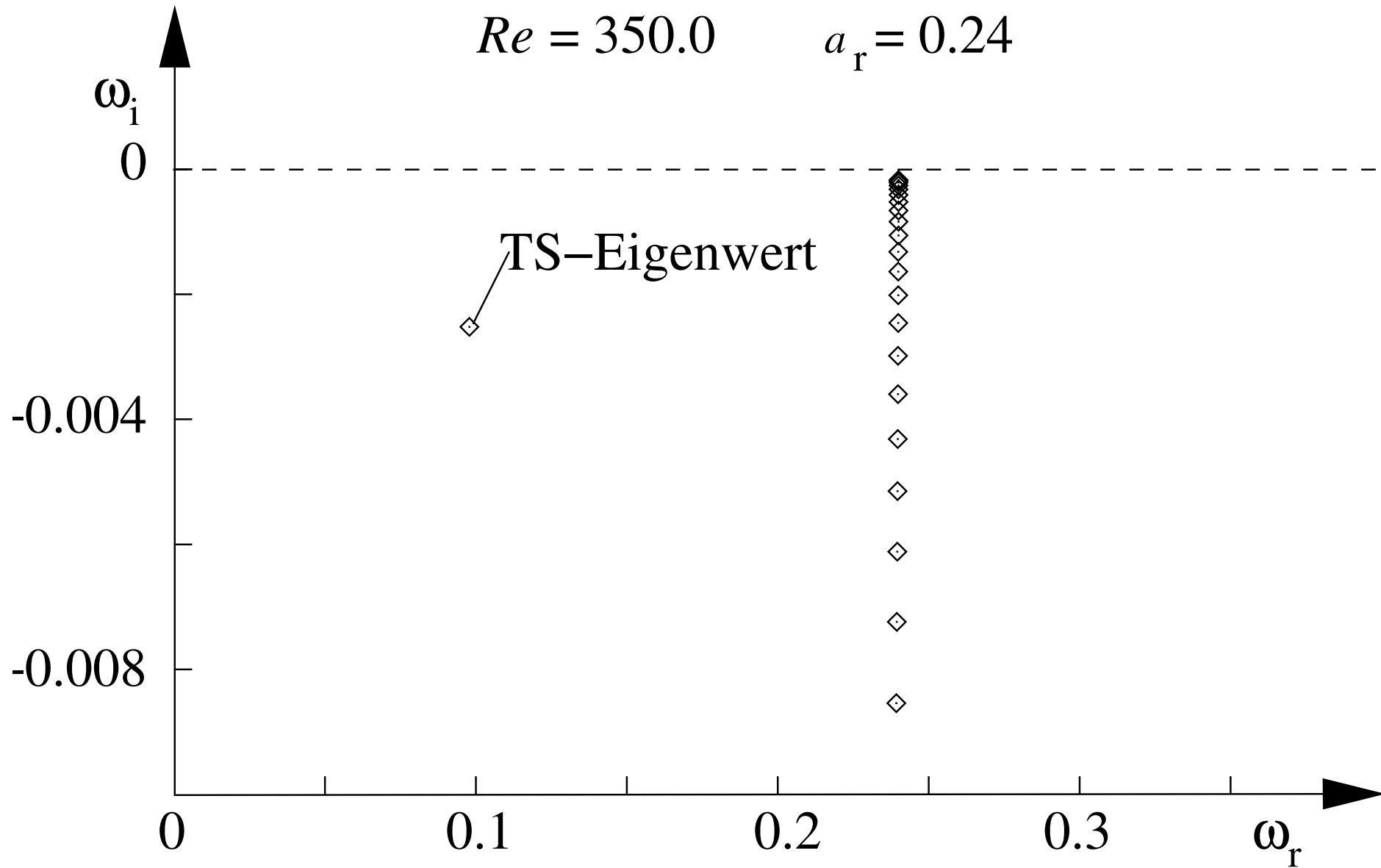
Software Orr-Sommerfeld-Gleichungslöser 15



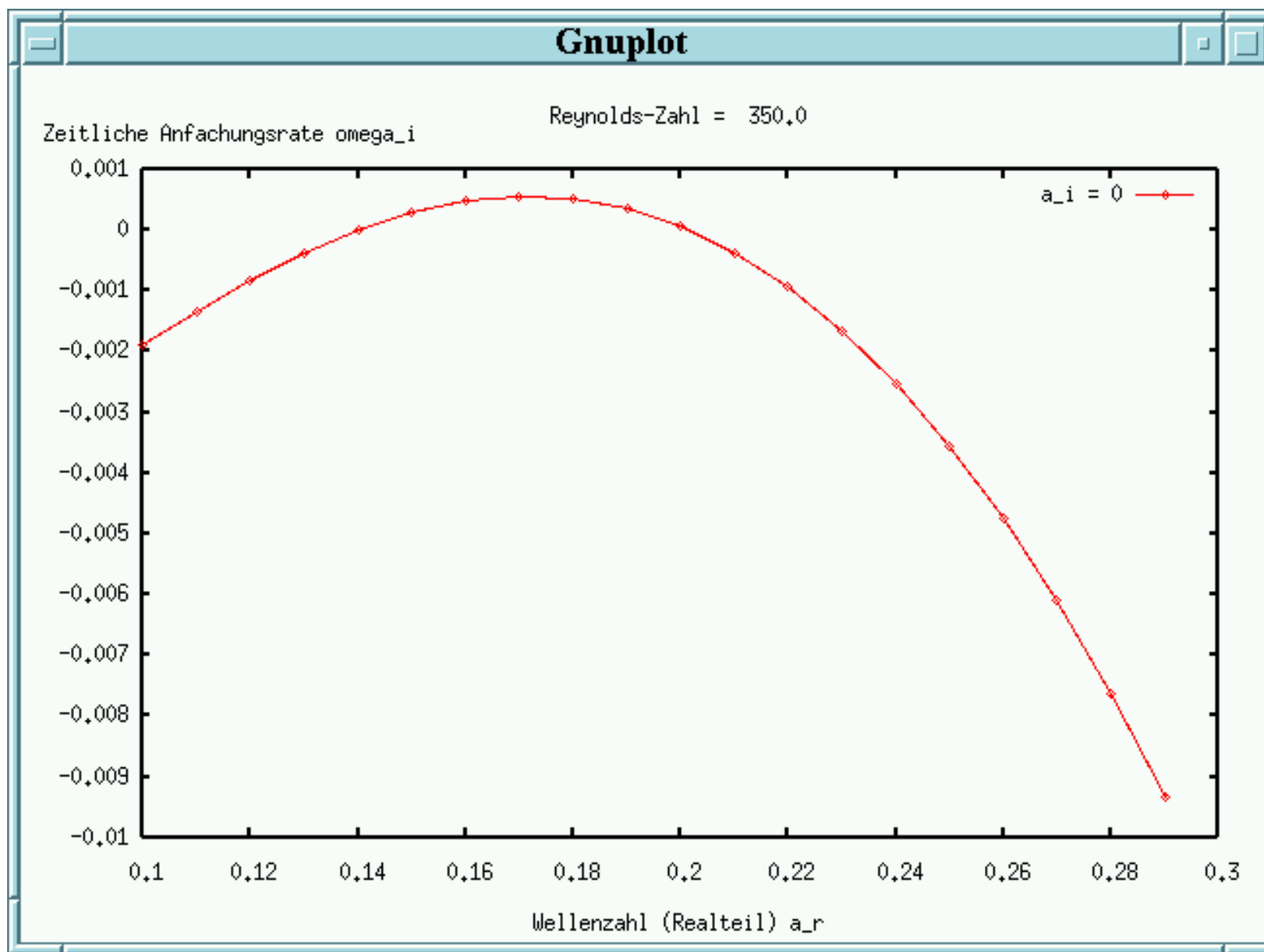
Software Orr-Sommerfeld-Gleichungslöser 16



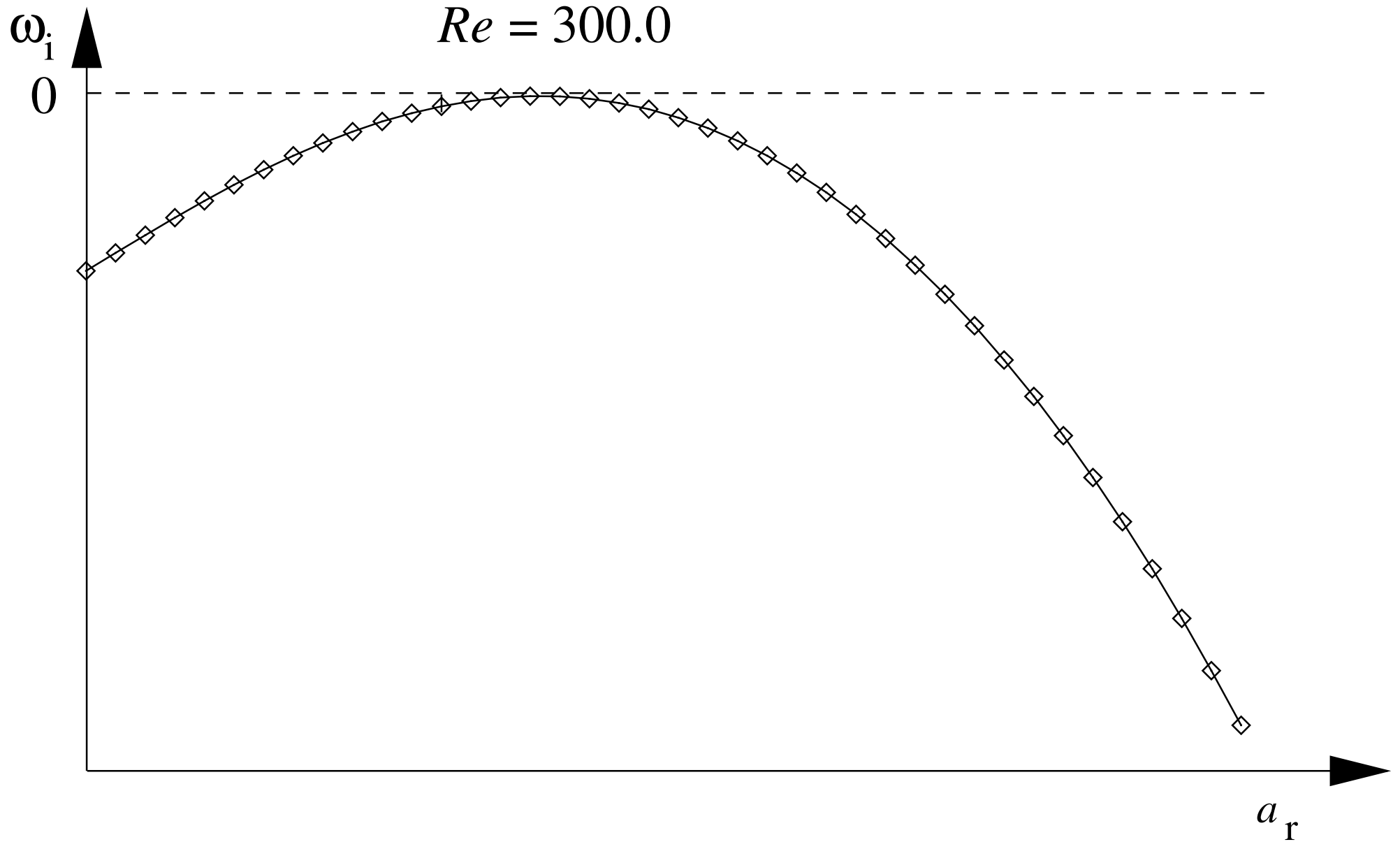
Software Orr-Sommerfeld-Gleichungslöser 17



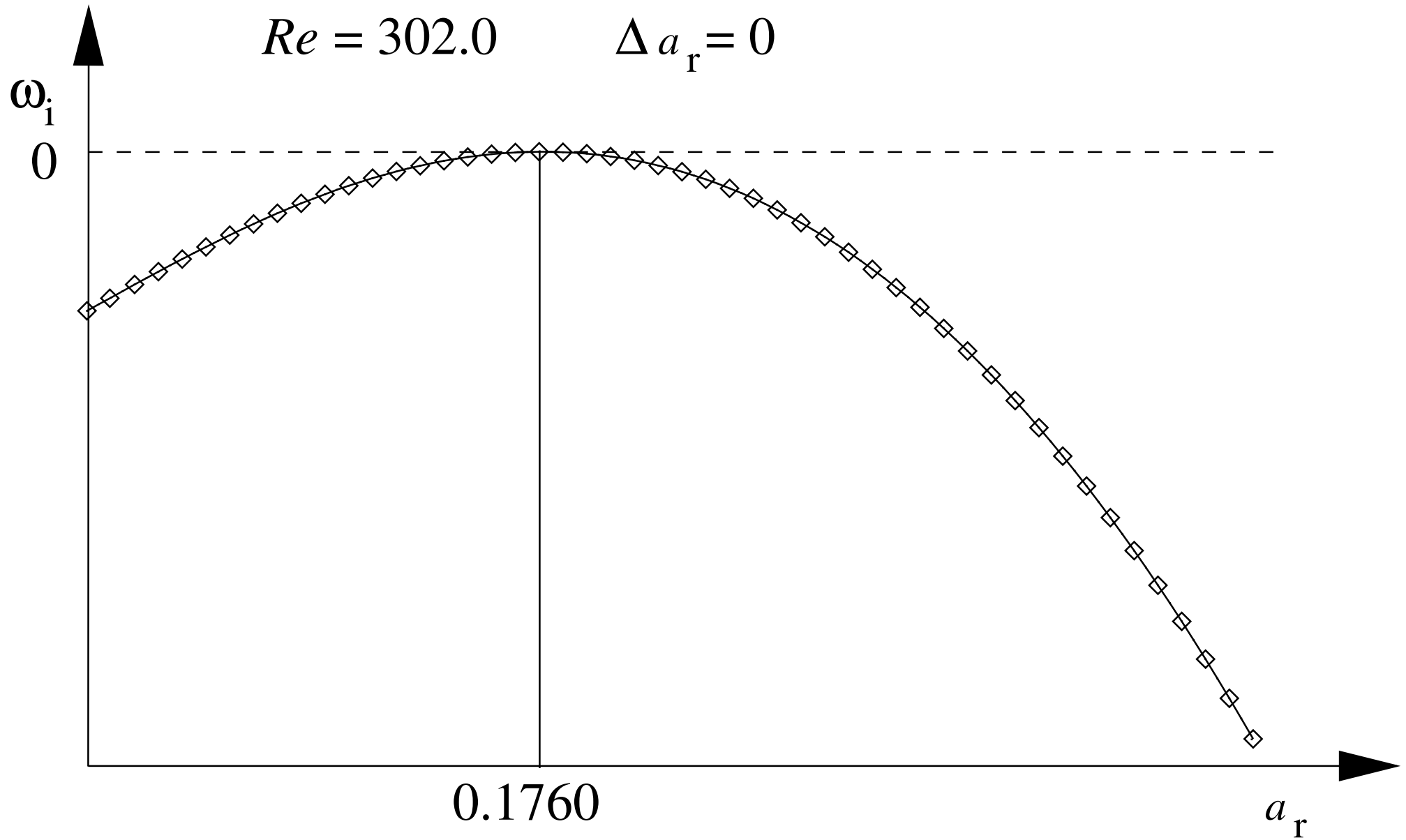
Software Orr-Sommerfeld-Gleichungslöser 18



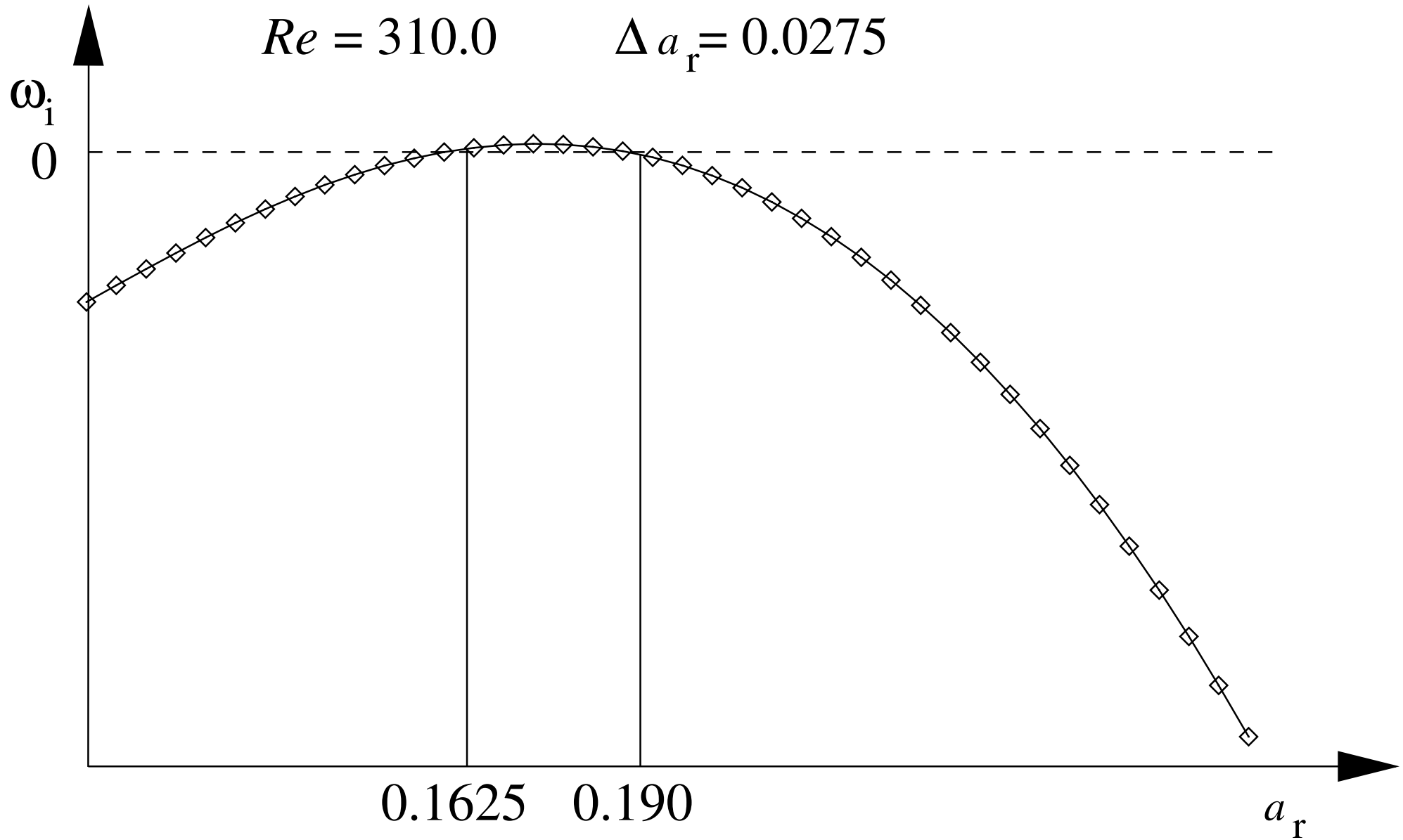
Software Orr-Sommerfeld-Gleichungslöser 19



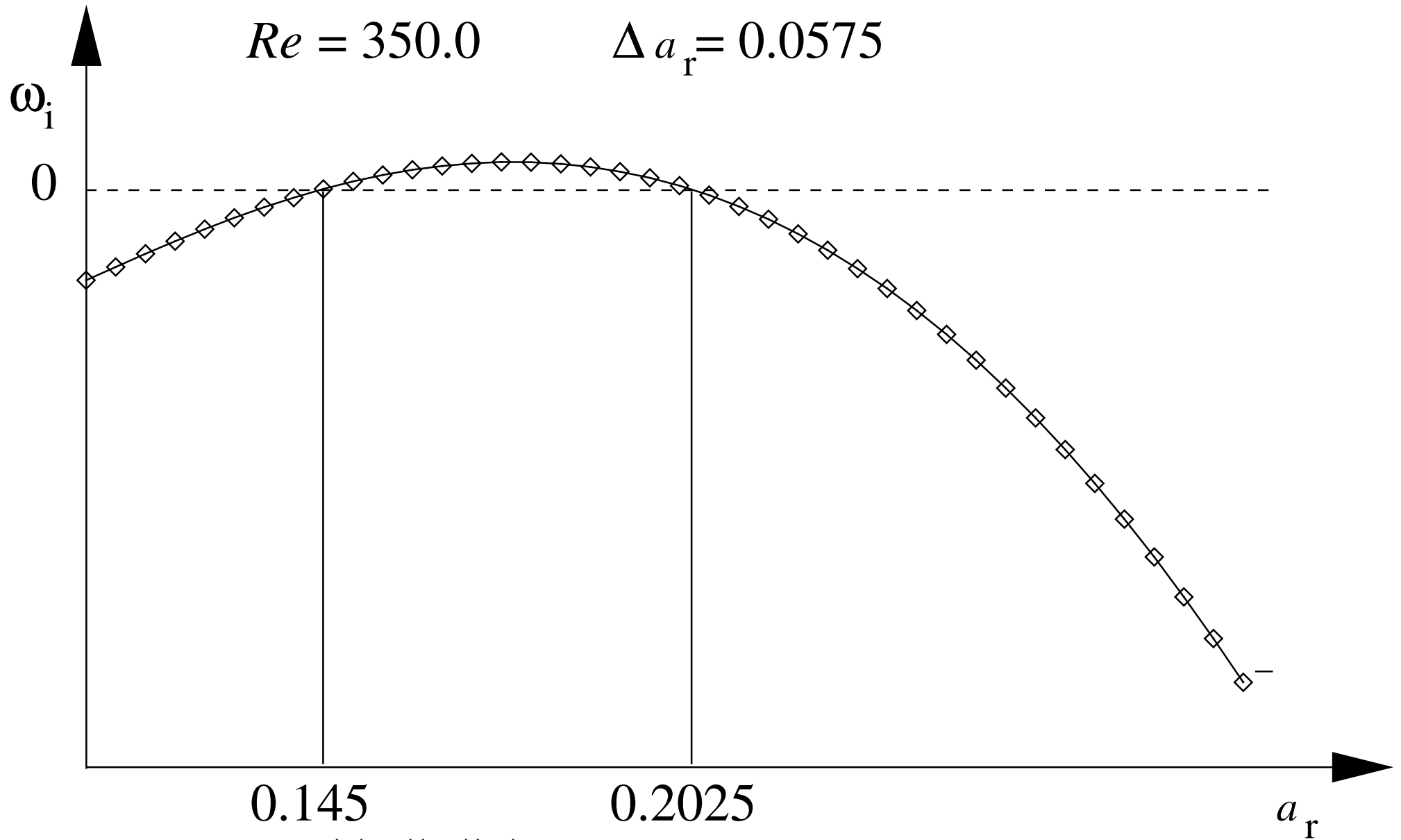
Software Orr-Sommerfeld-Gleichungslöser 20



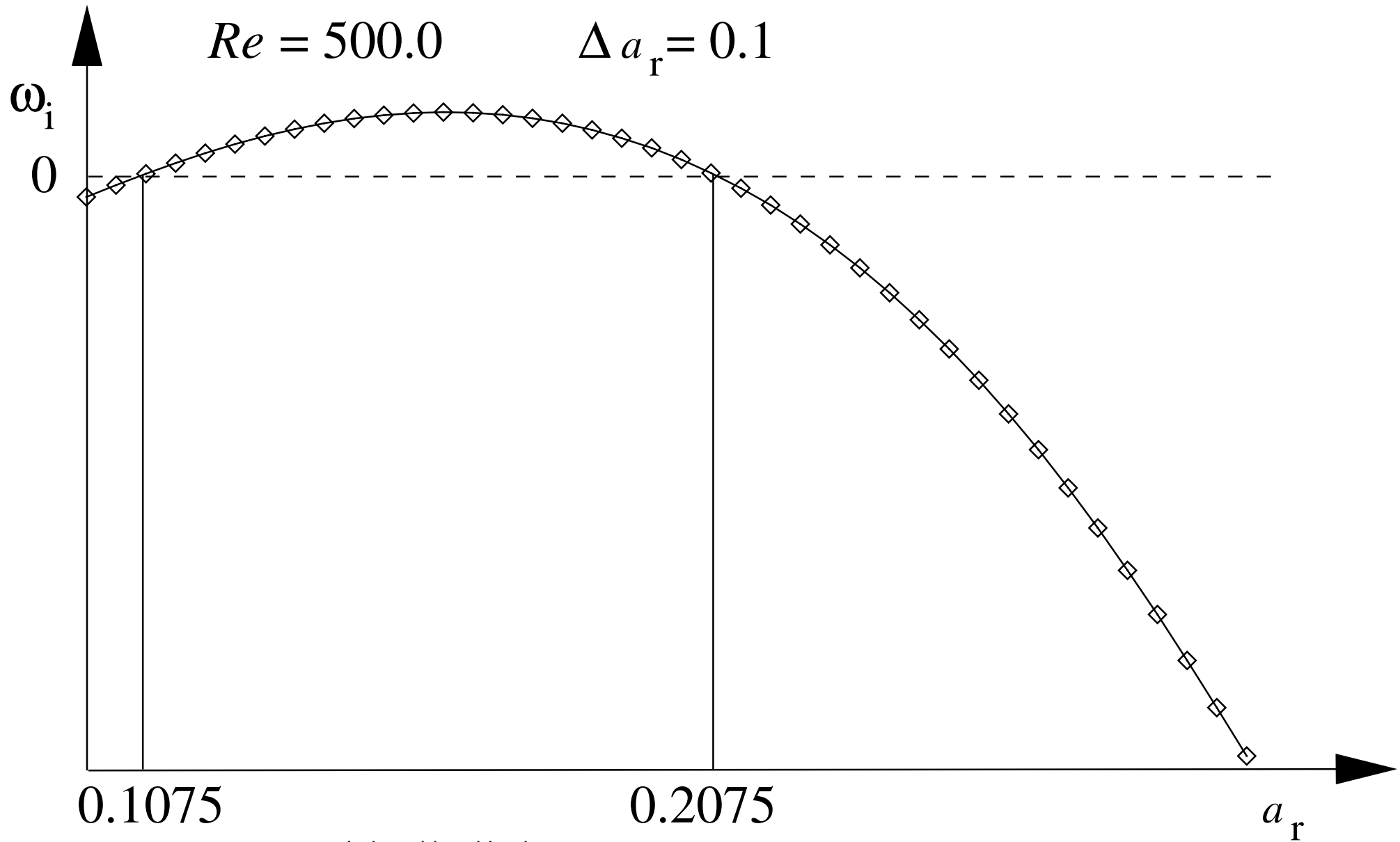
Software Orr-Sommerfeld-Gleichungslöser 21



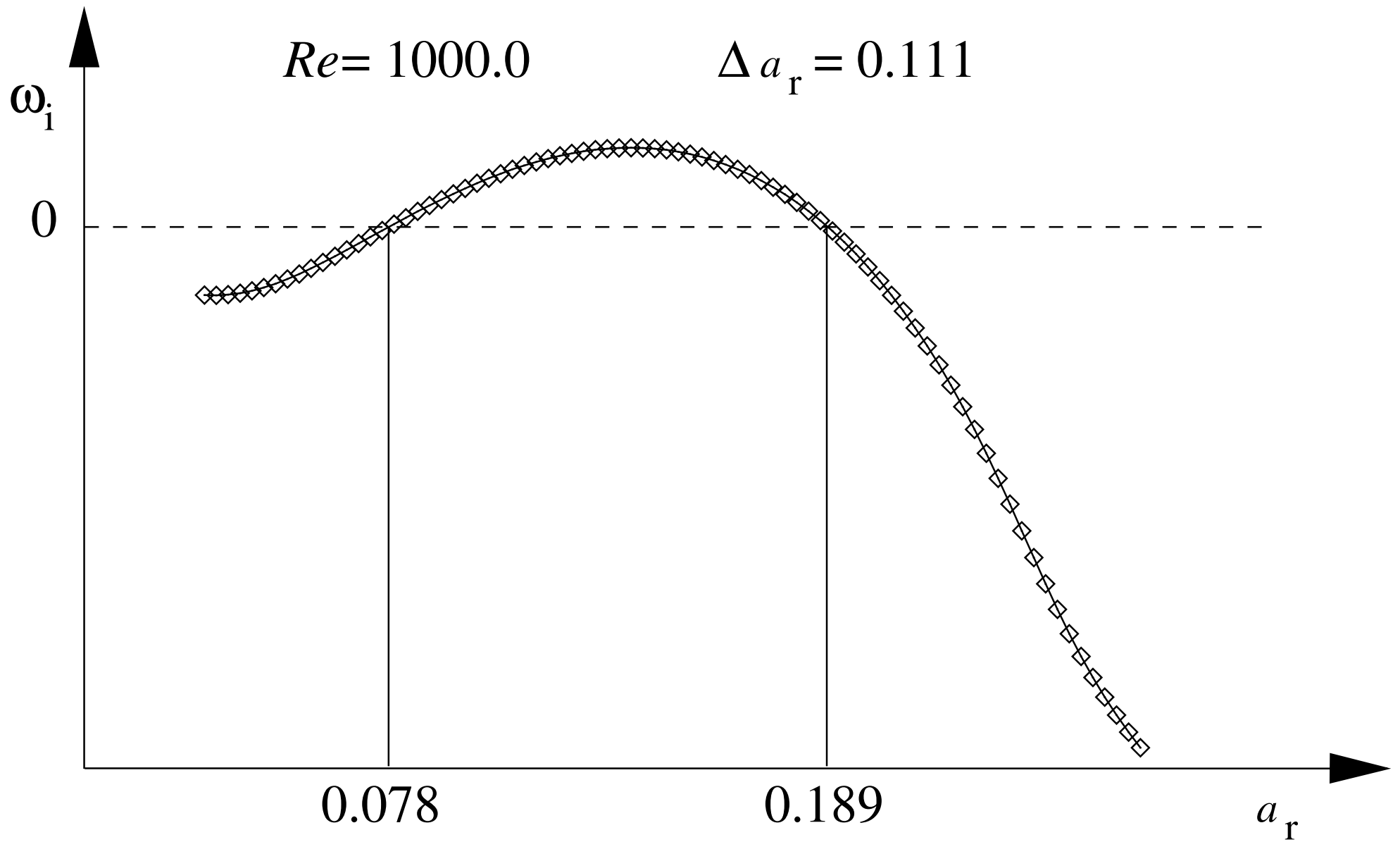
Software Orr-Sommerfeld-Gleichungslöser 22



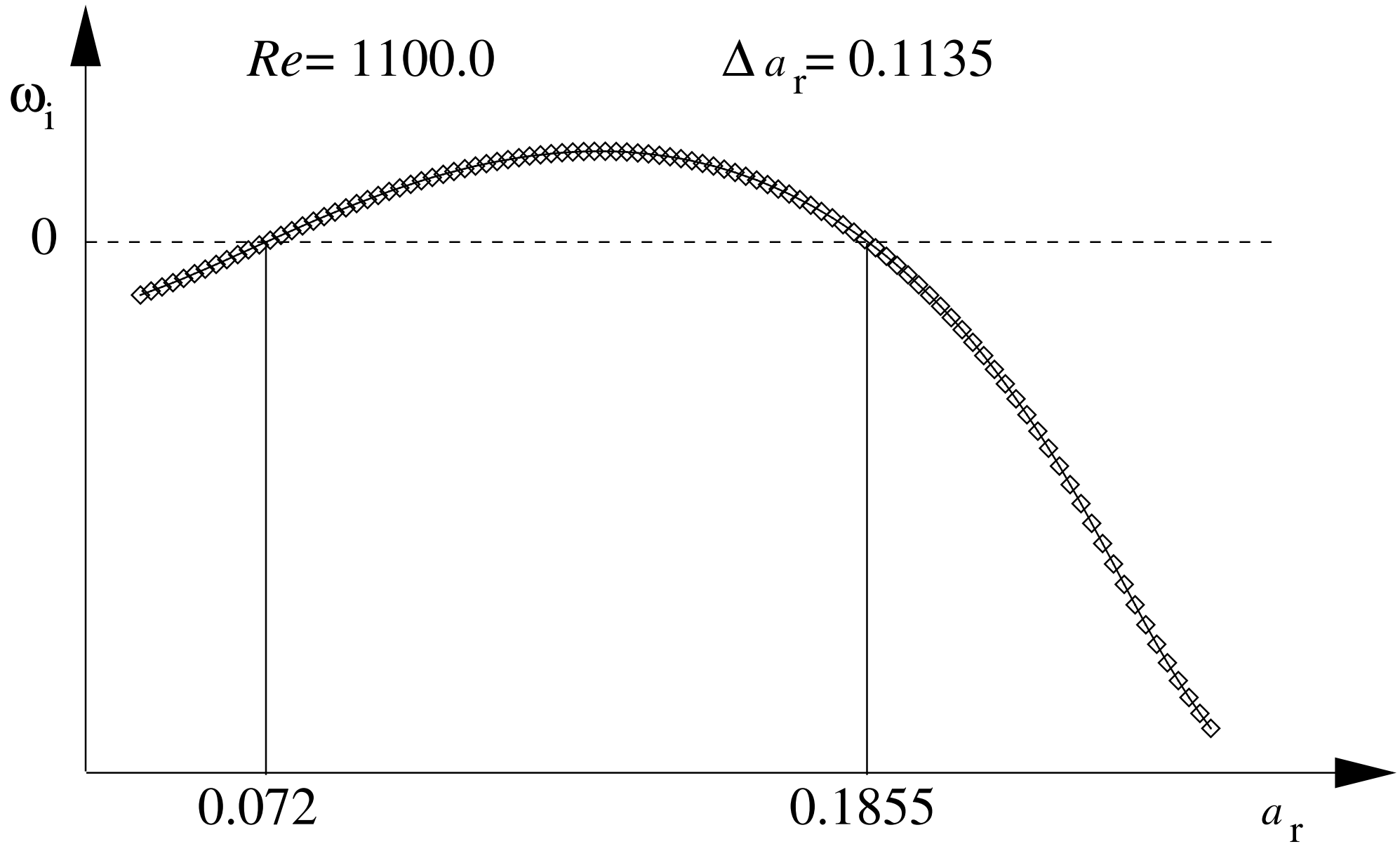
Software Orr-Sommerfeld-Gleichungslöser 23



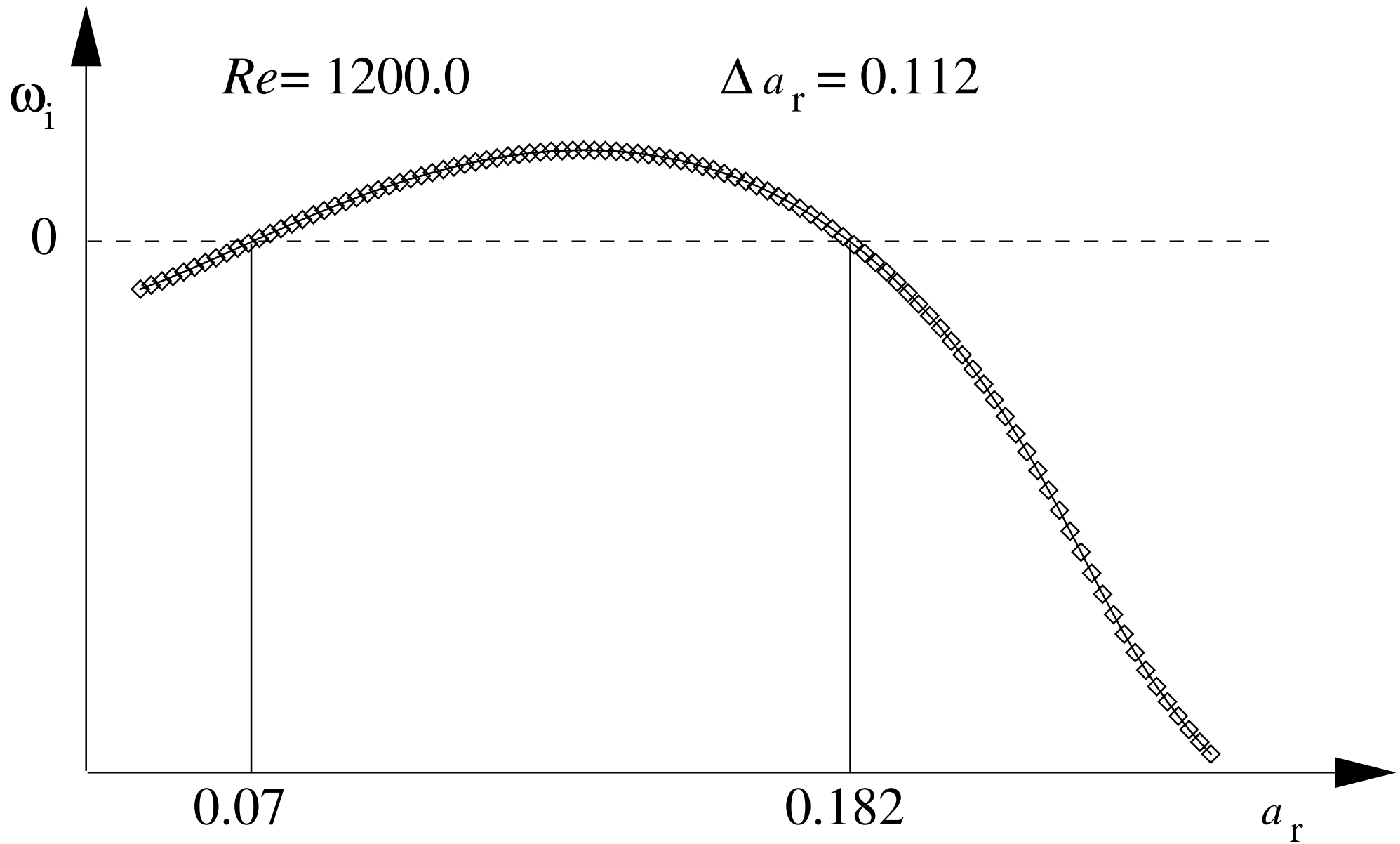
Software Orr-Sommerfeld-Gleichungslöser 24



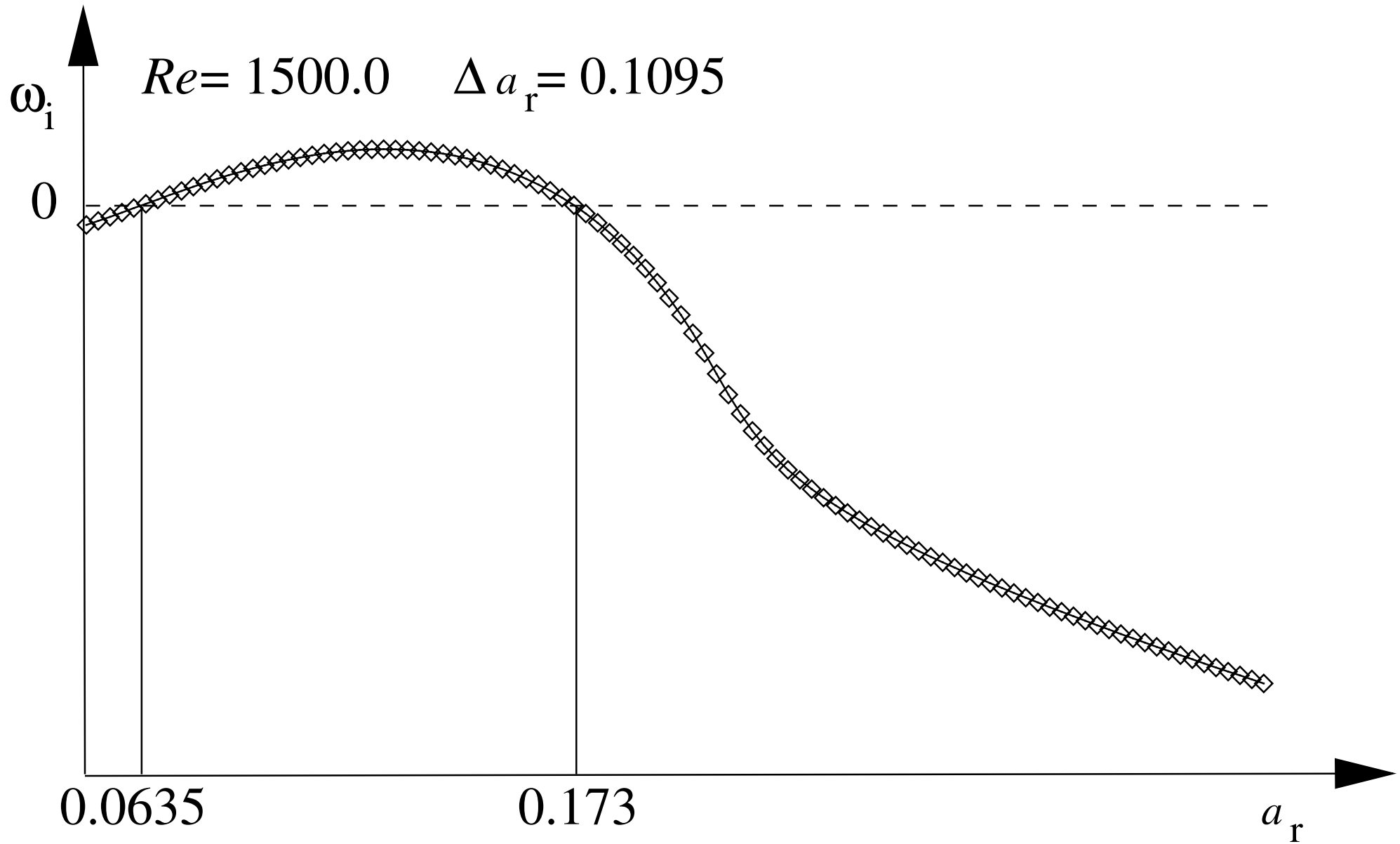
Software Orr-Sommerfeld-Gleichungslöser 25



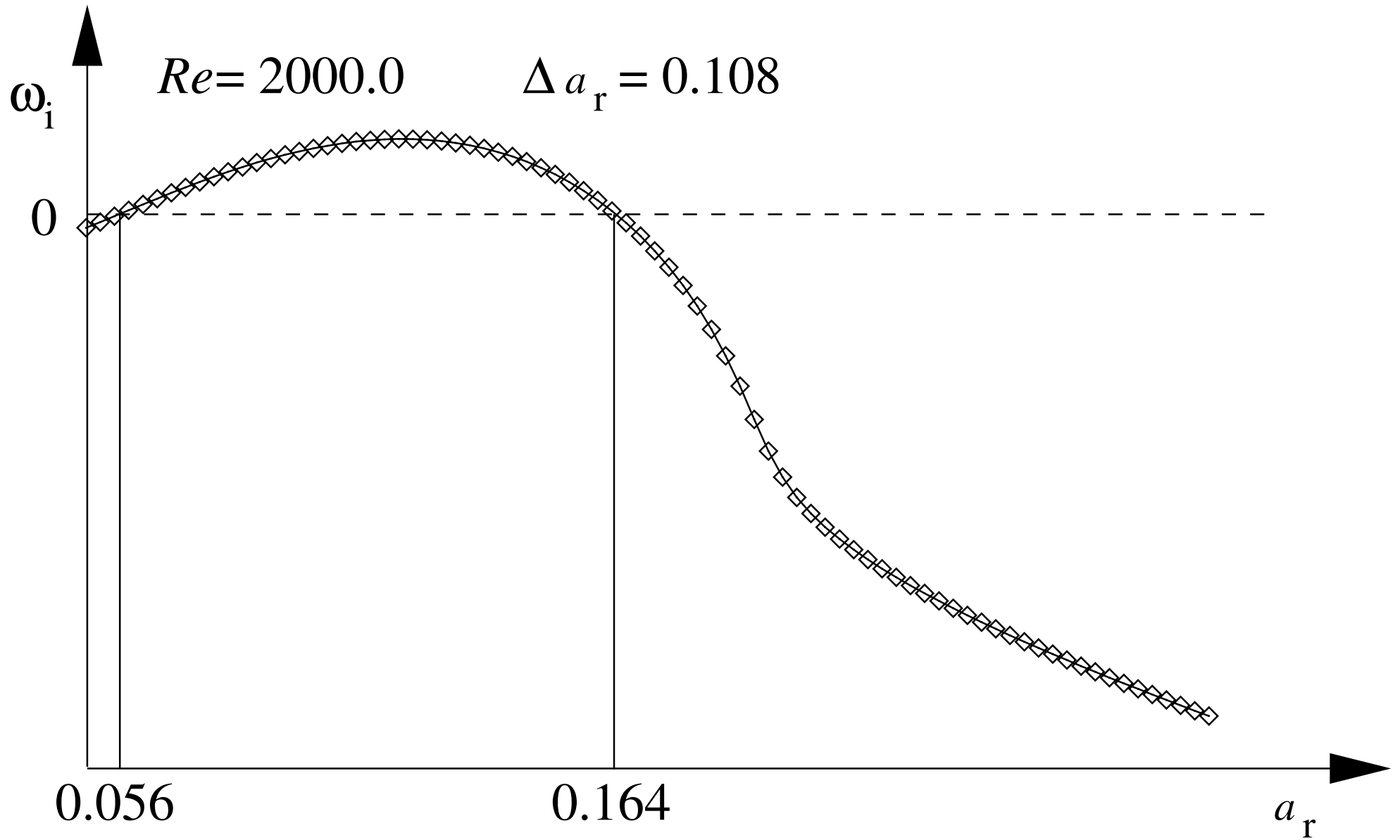
Software Orr-Sommerfeld-Gleichungslöser 26

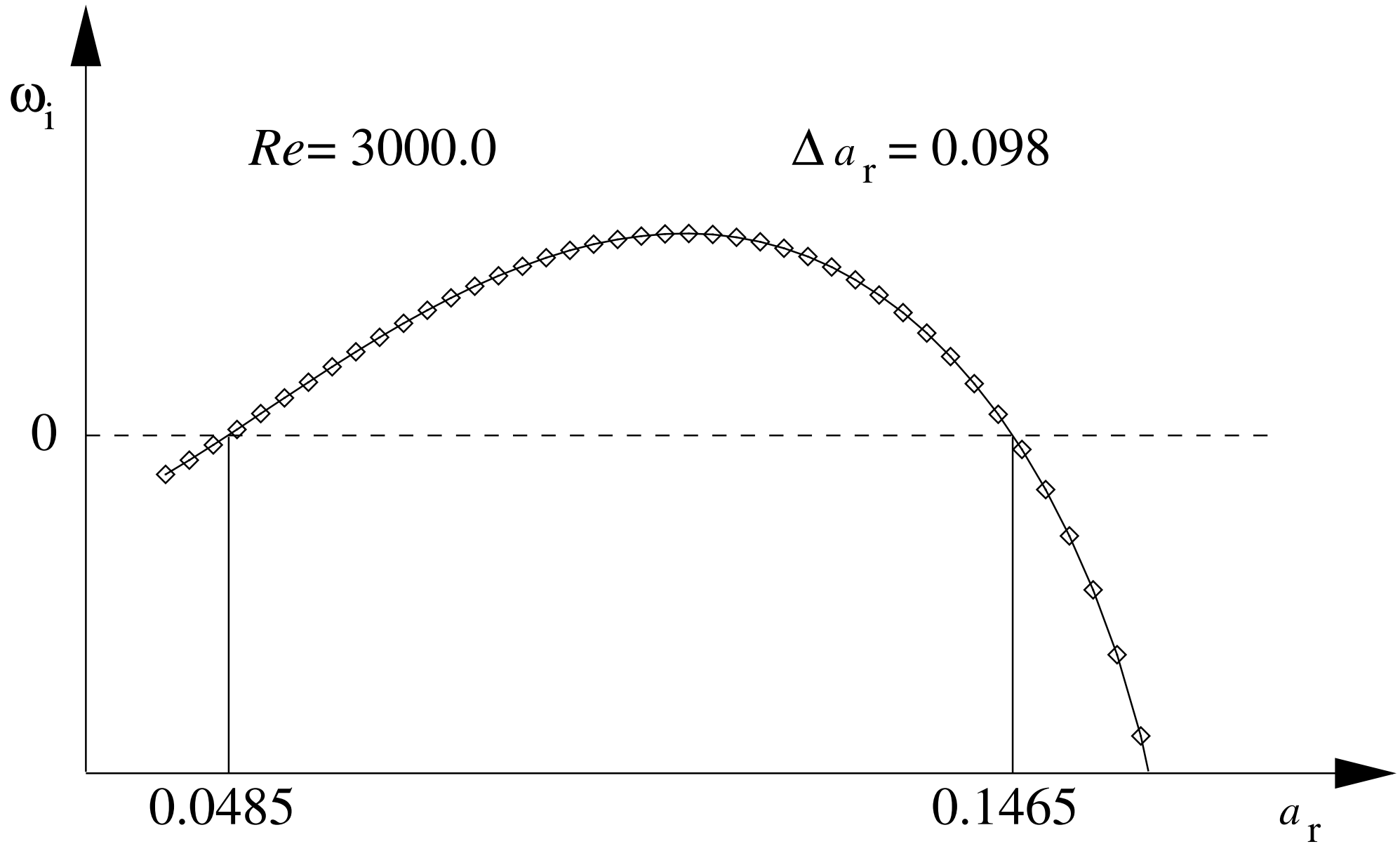


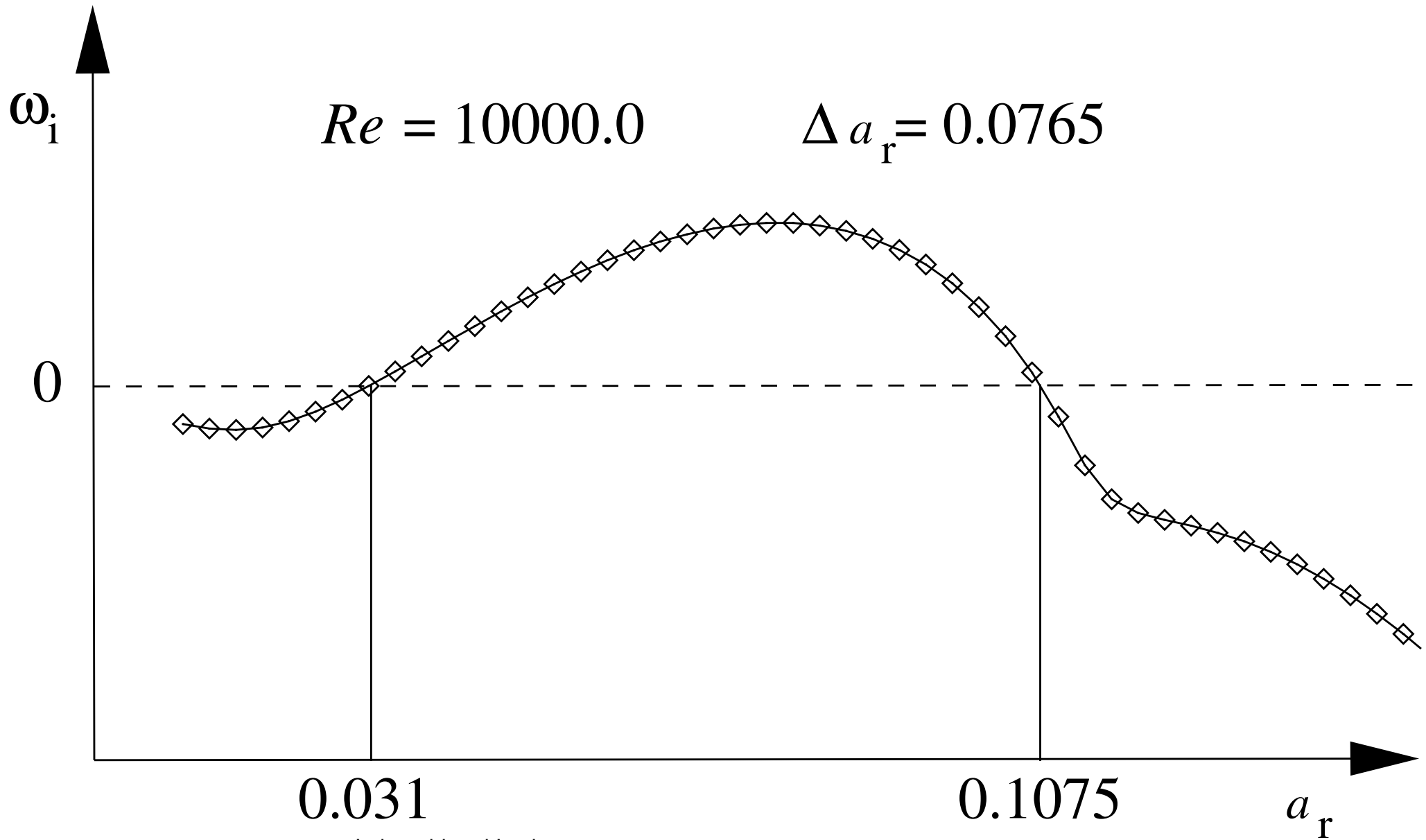
Software Orr-Sommerfeld-Gleichungslöser 27



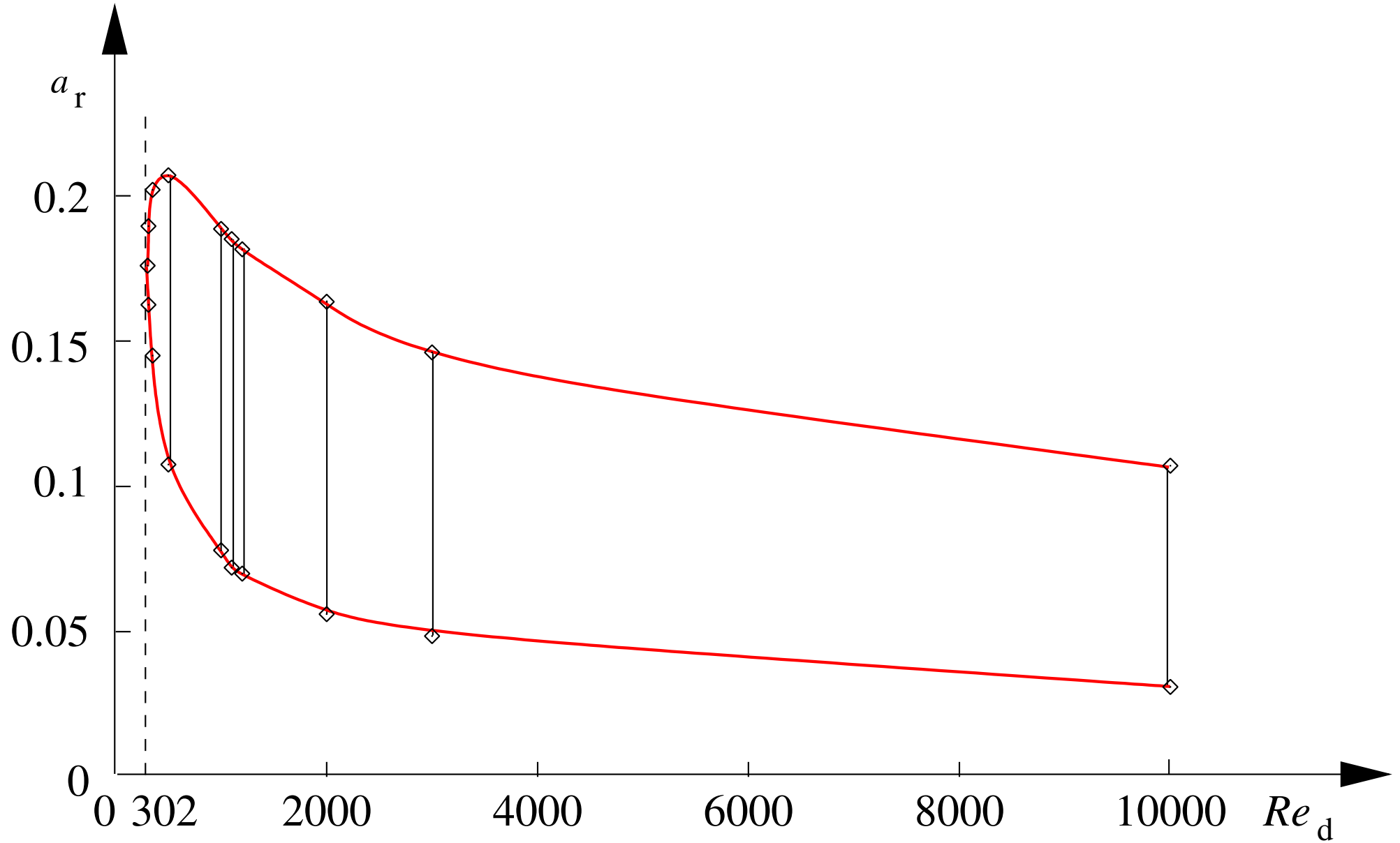
Software Orr-Sommerfeld-Gleichungslöser 28



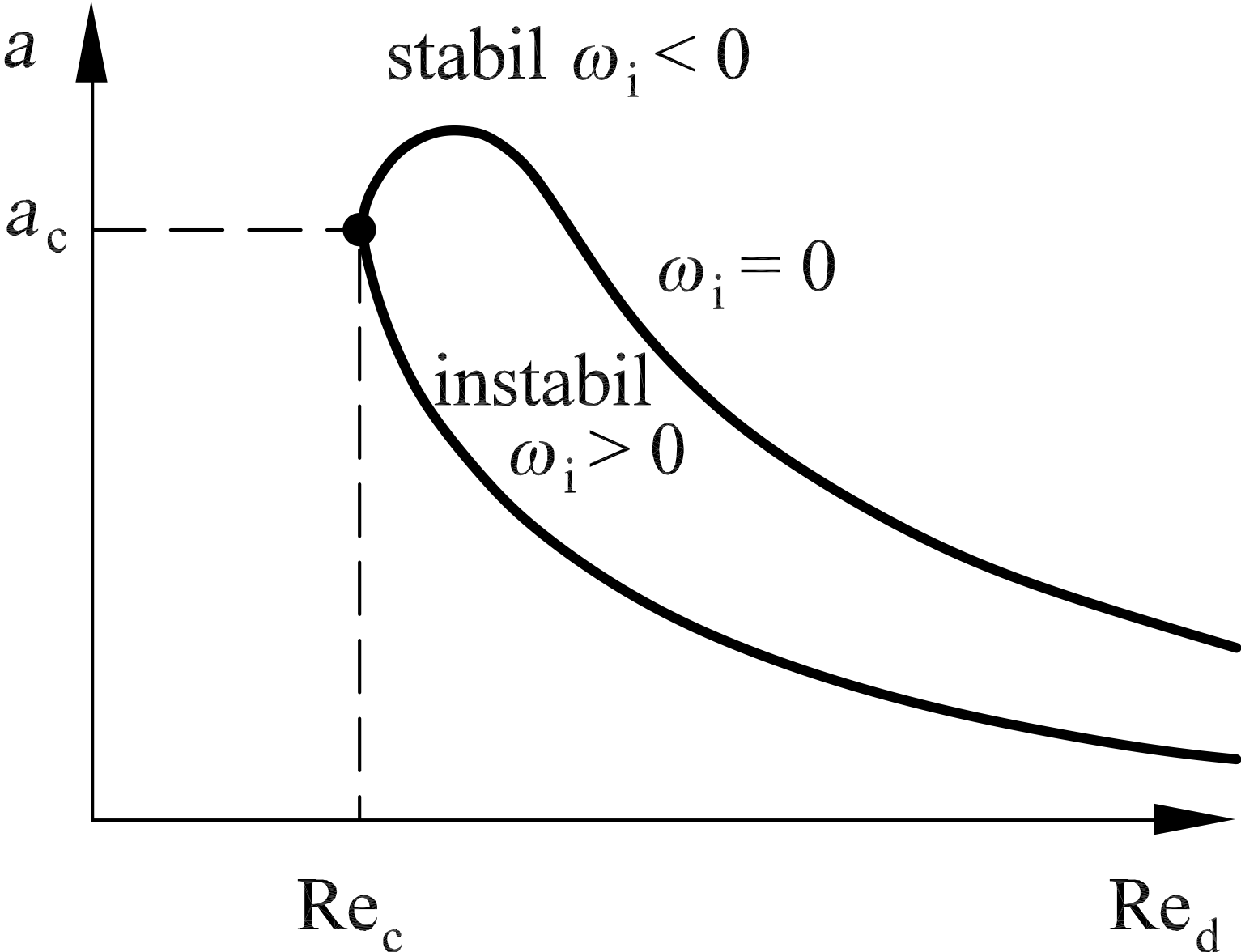




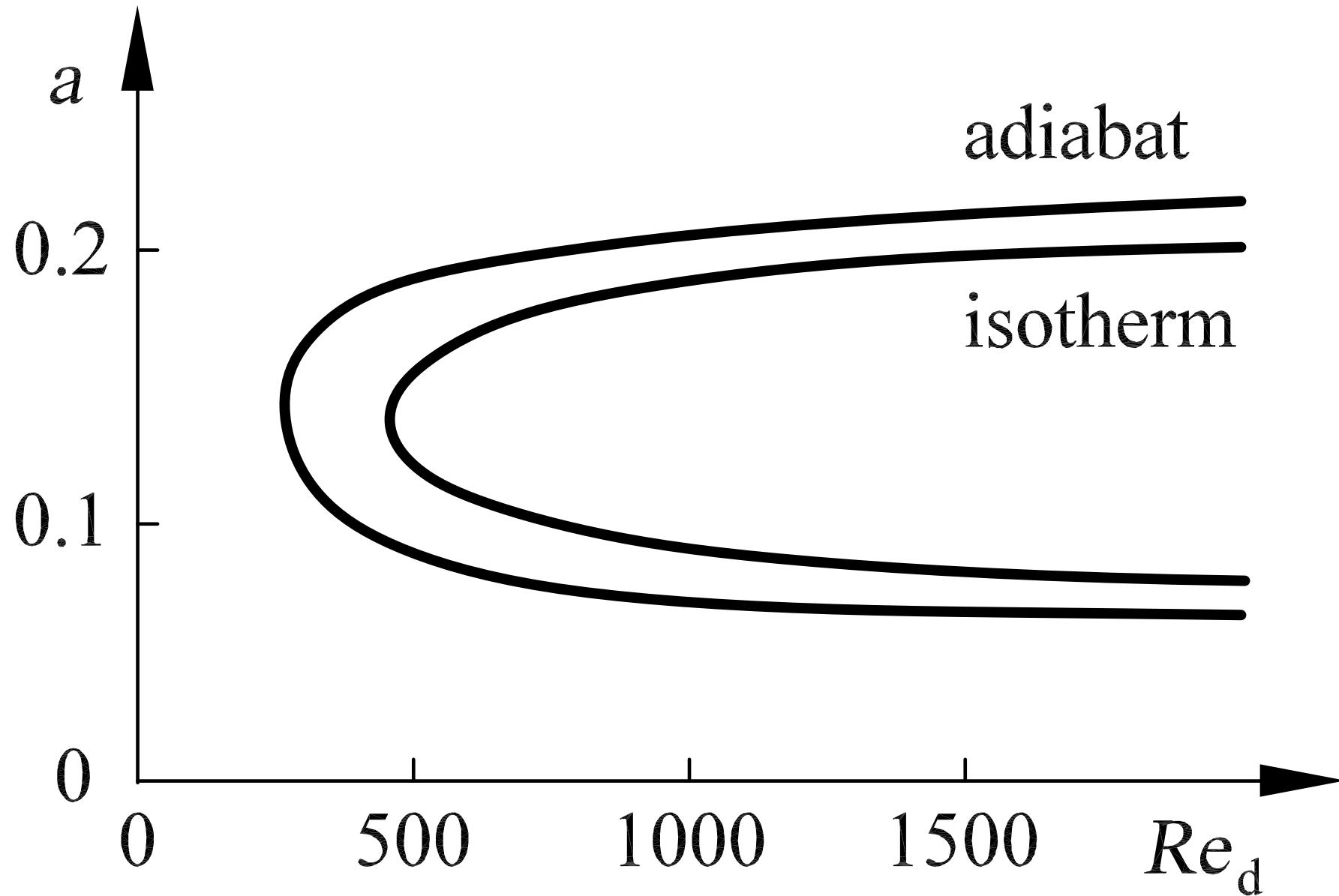
Software Orr-Sommerfeld-Gleichungslöser 31



Stabilitätsdiagramm



Stabilitätsdiagramm der kompressiblen Plattengrenzschicht



6. Dreidimensionale Grenzschicht – Stabilitätsanalyse lokaler Störungen

Tollmien-Schlichting-Instabilitäten,
Querströmungsinstabilitäten

Querströmungsinstabilität

Querströmungswirbel

Instabile Wellen

Transition,
Dreidimensionale Grenzschicht

Film Computersimulation
3-d Grenzschicht, TS-QS-Transition

Lokale Störungen

Anfachung von TS- und QS-Instabilität

Einfluss der Pfeilwinkels

Prinzipskizze der instabilen Bereiche

Rotierende Scheibe

Experiment Taylorinstabilität

Druckverteilung,
Transsonischer Tragflügel

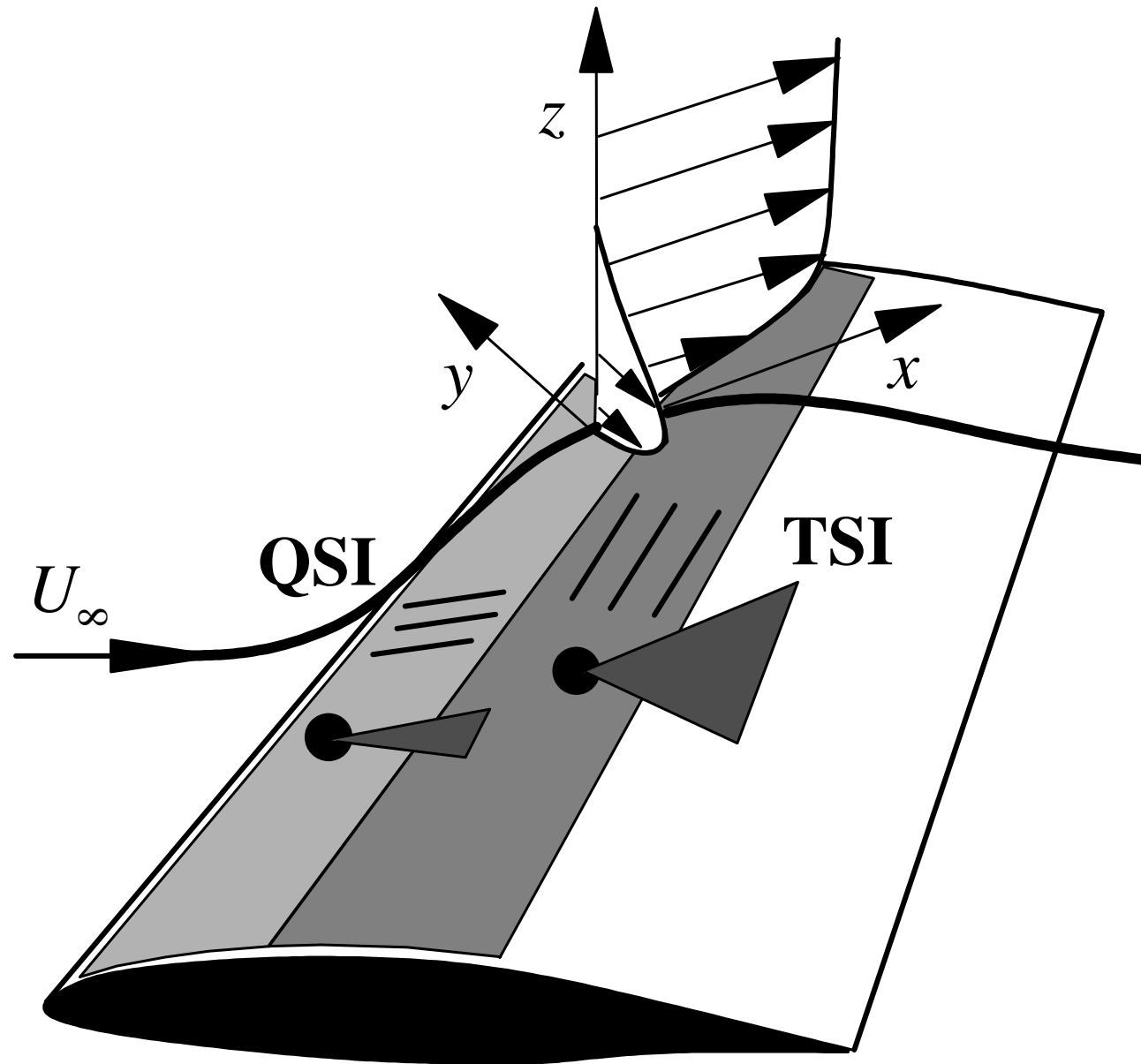
Stabilitätsdiagramm mit Druckgradient

Stabilitätsdiagramm mit Druckgradient

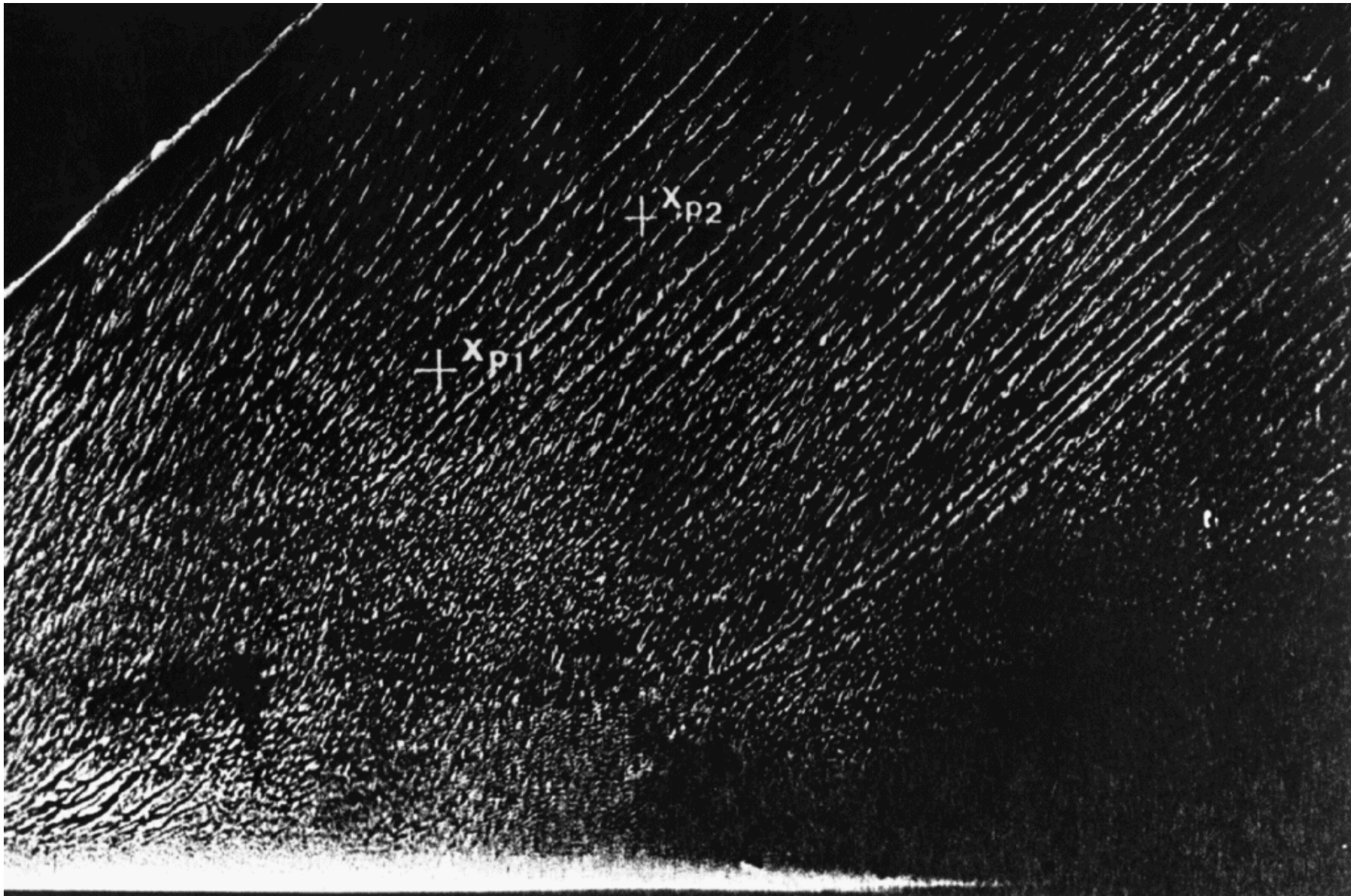
Stabilitätsdiagramm mit Absaugung



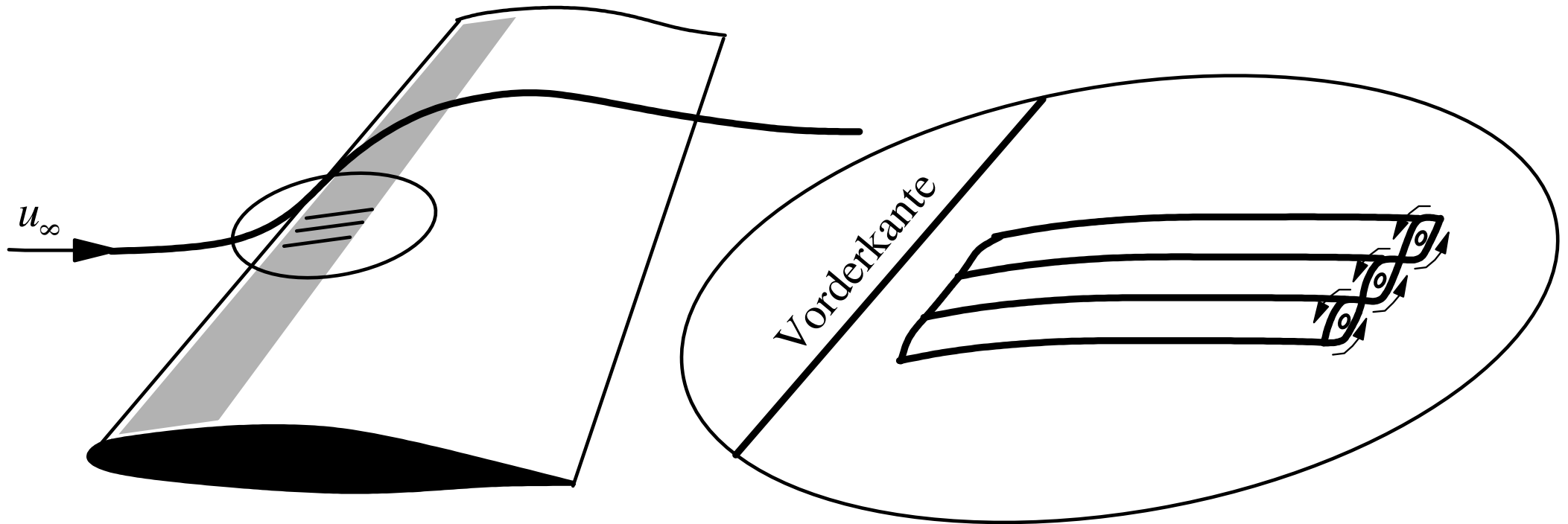
Tollmien-Schlichting-(TS) und Querströmungs- (QS) Instabilitäten



Querströmungsinstabilität

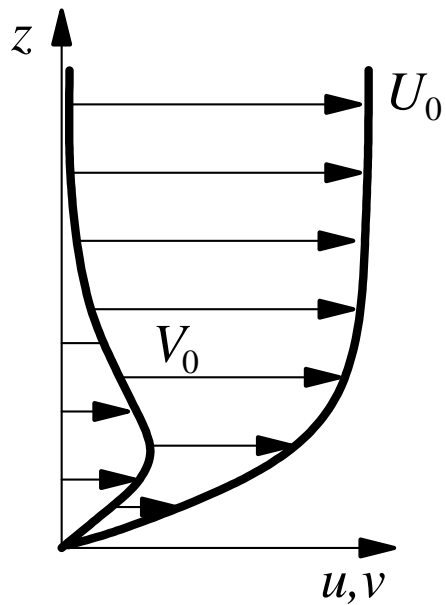


Querströmungswirbel

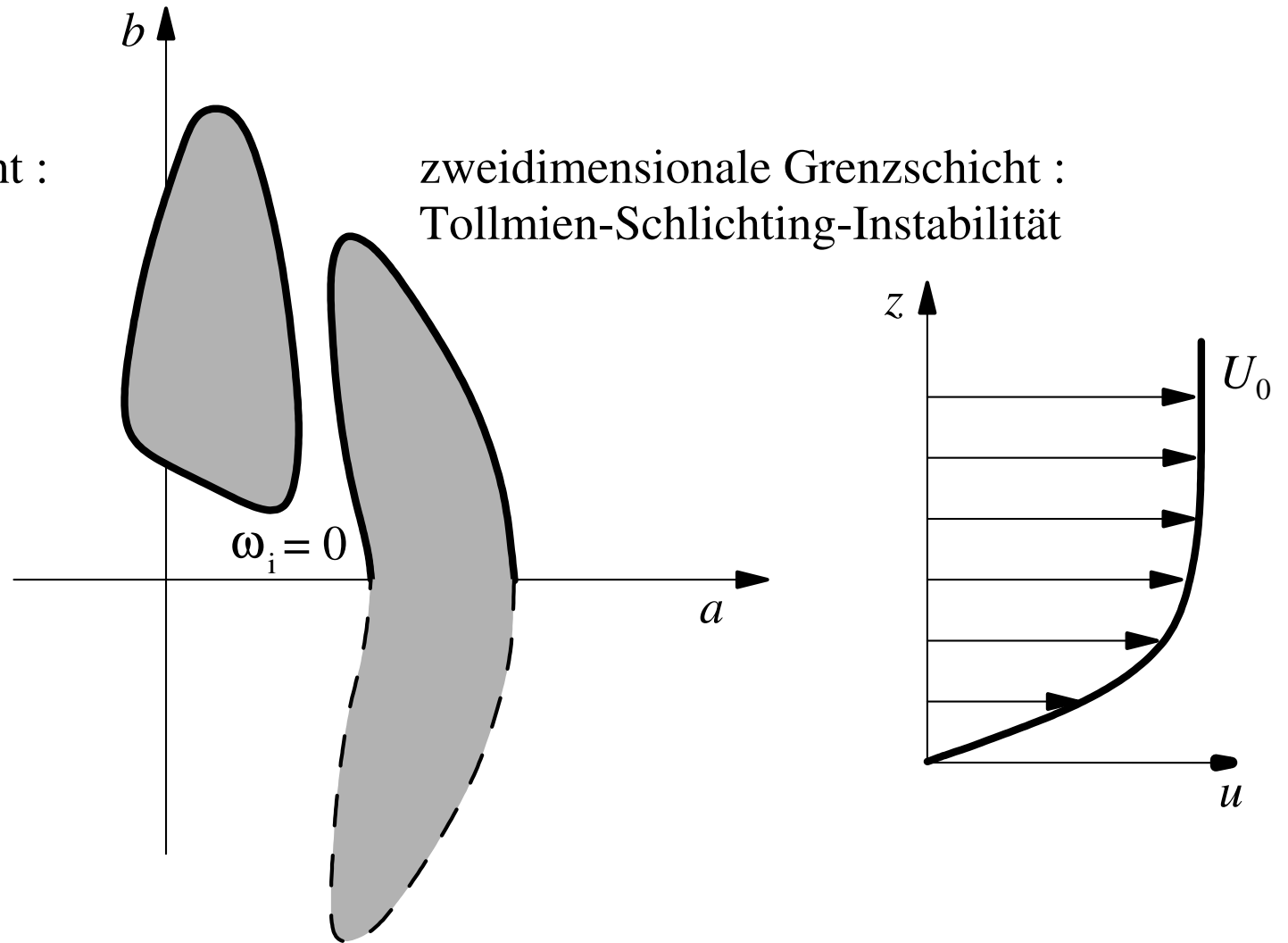


Instabile Wellen

dreidimensionale Grenzschicht :
Querströmungsinstabilität

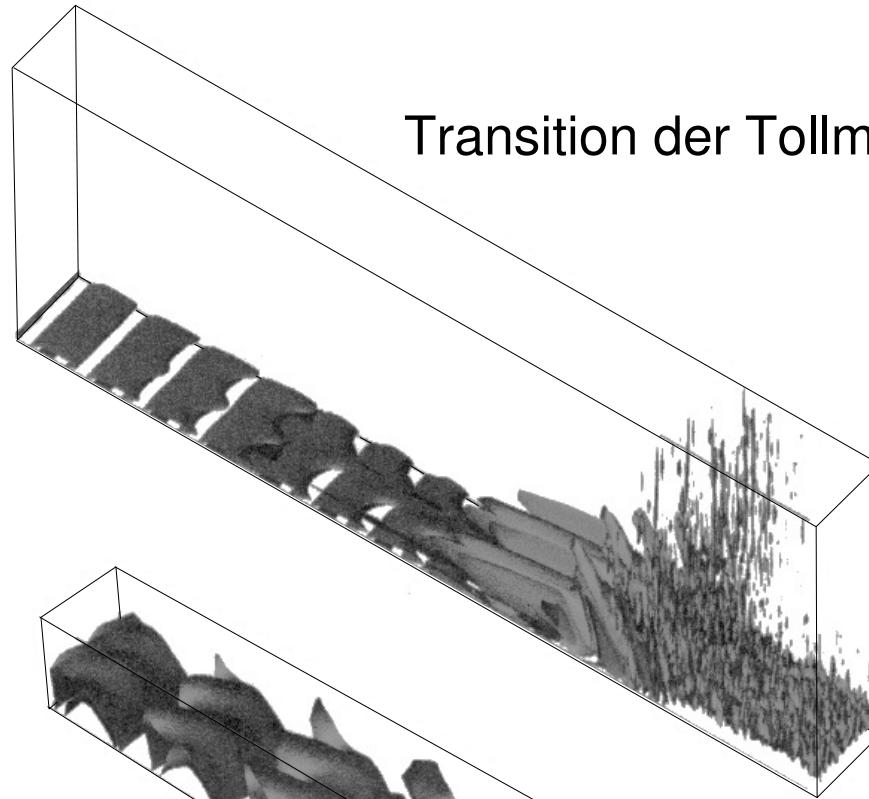


zweidimensionale Grenzschicht :
Tollmien-Schlichting-Instabilität

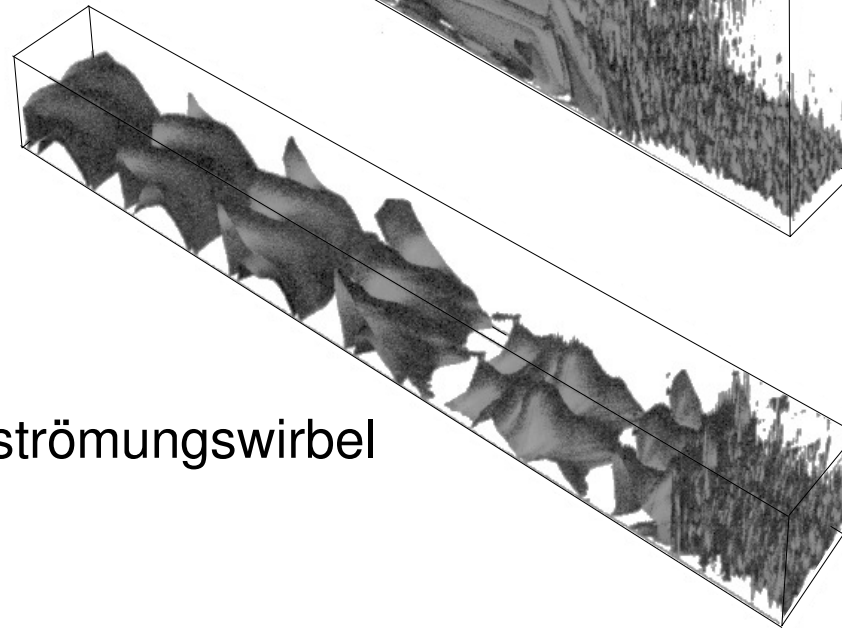


Transition dreidimensionale Grenzschicht

Transition der Tollmien-Schlichting-Wellen



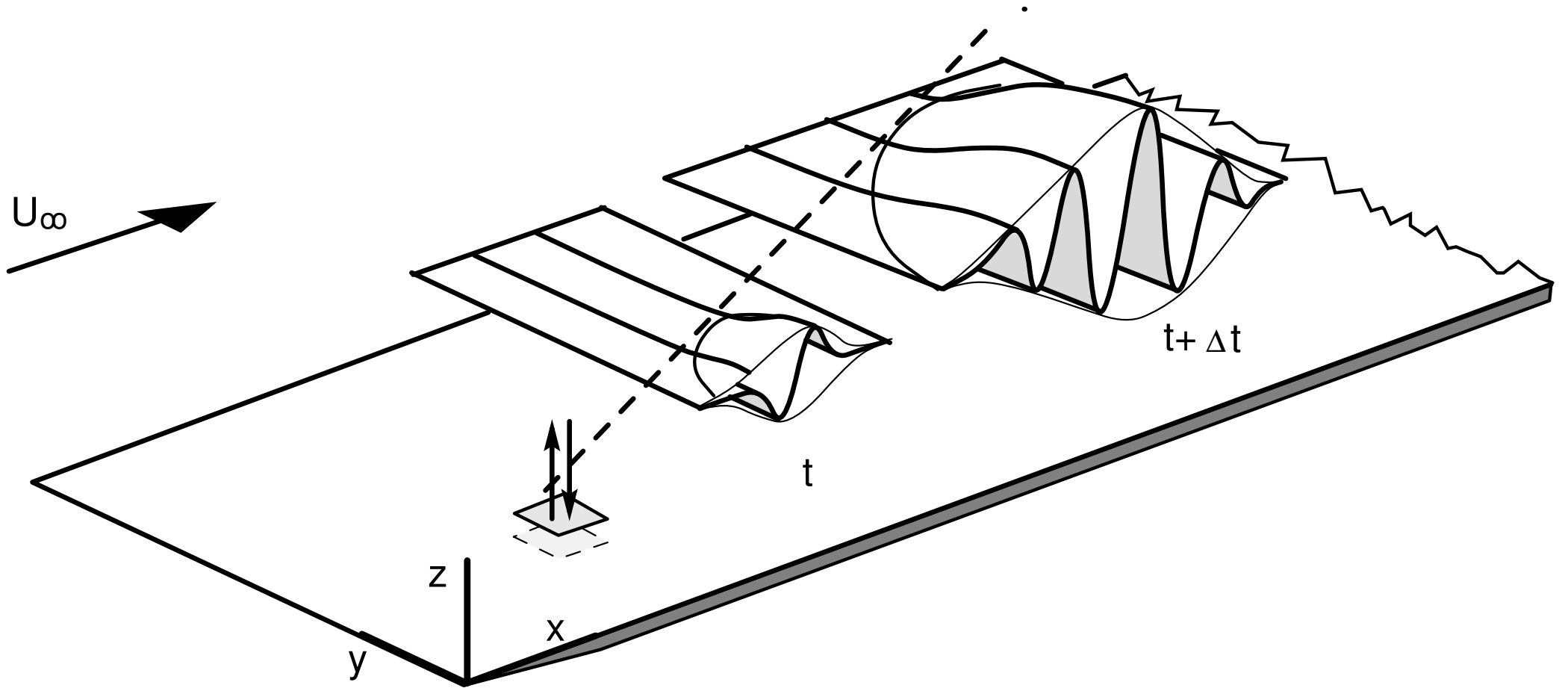
Transition der Querströmungswirbel



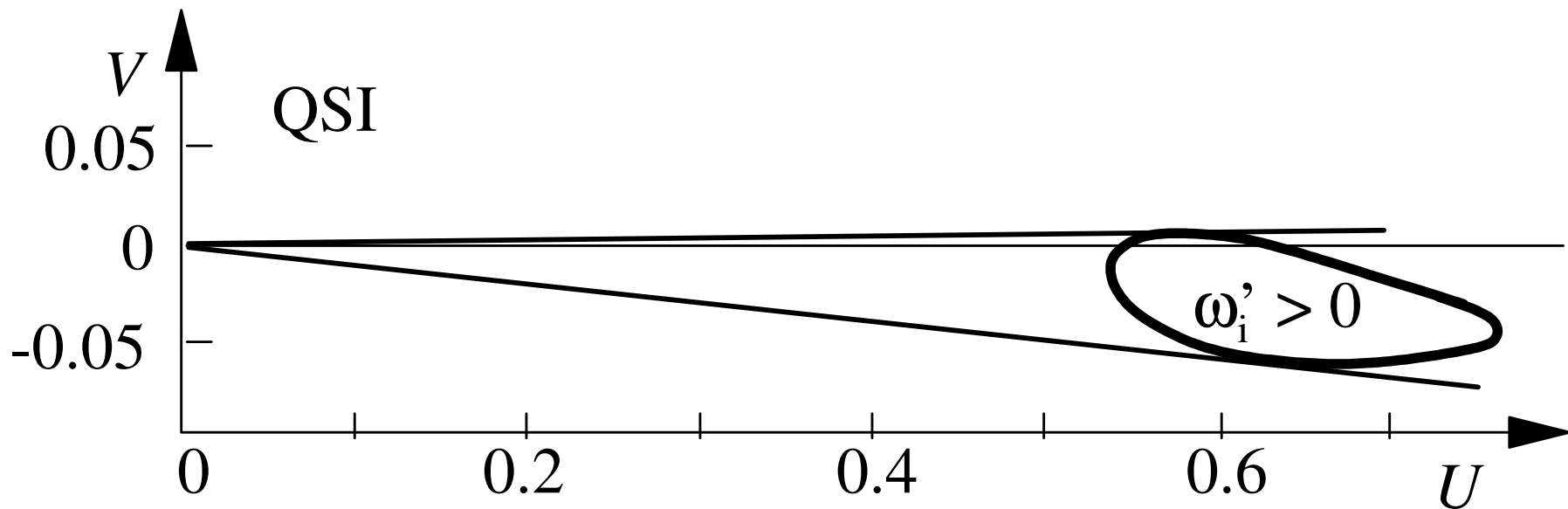
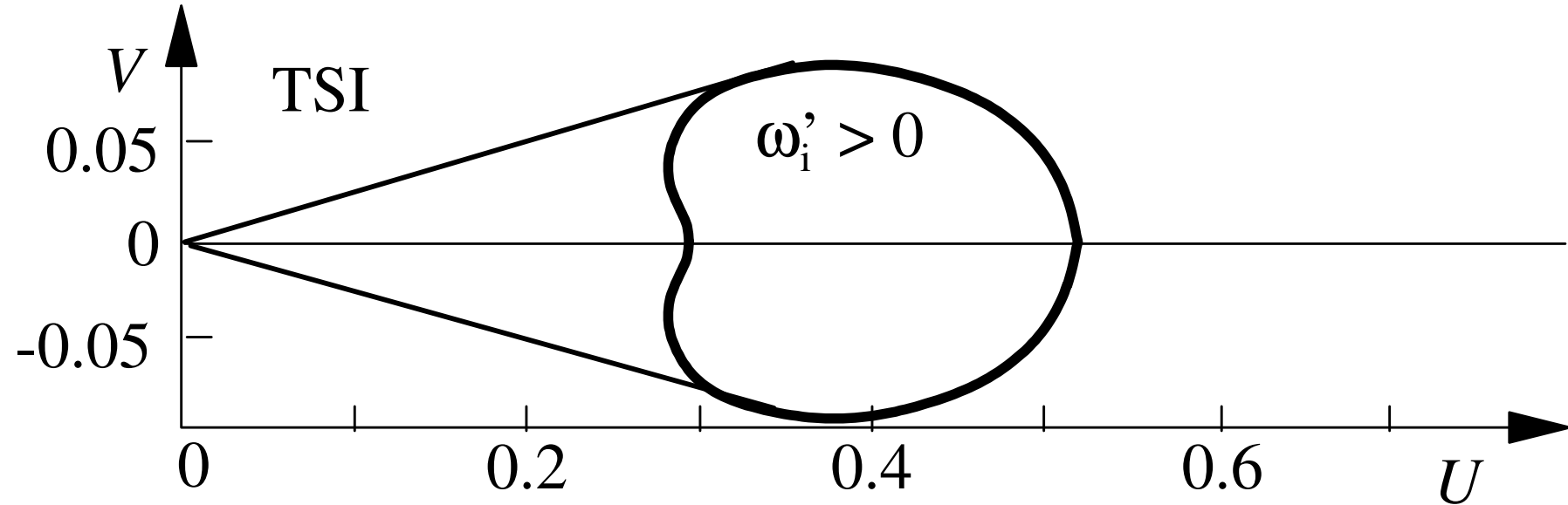
**Visualisierung
der Transition in einer
3 dimensionalen
kompressiblen
Grenzschicht**



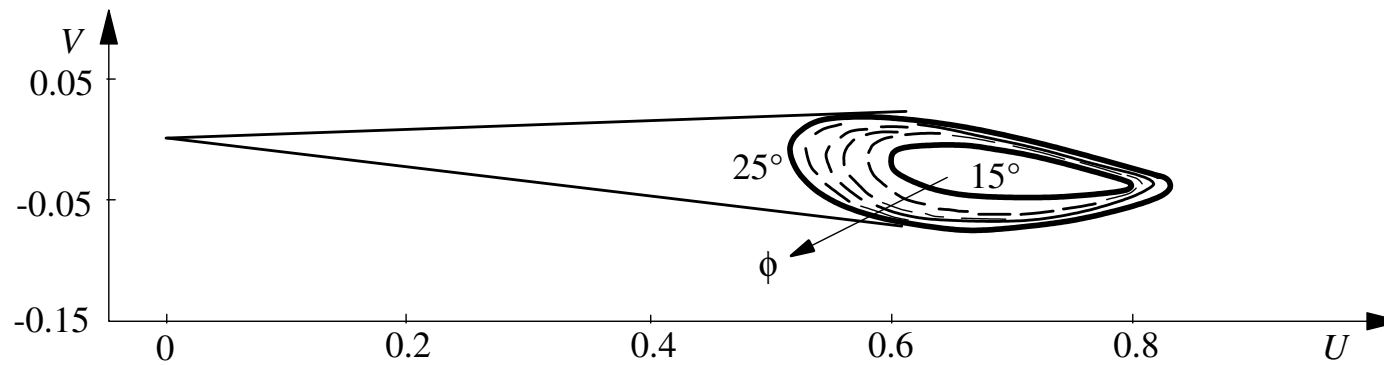
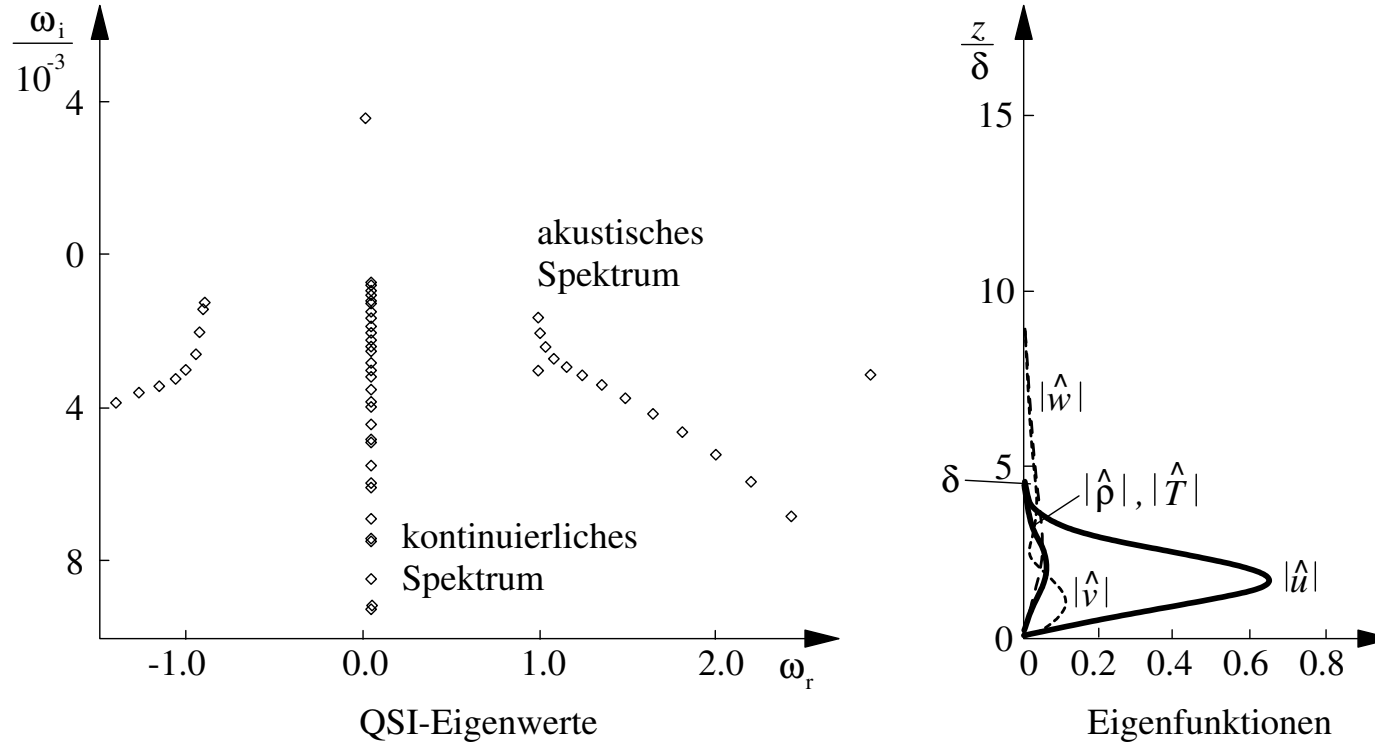
Lokale Störungen



Anfachung von TS- und QS-Instabilitäten



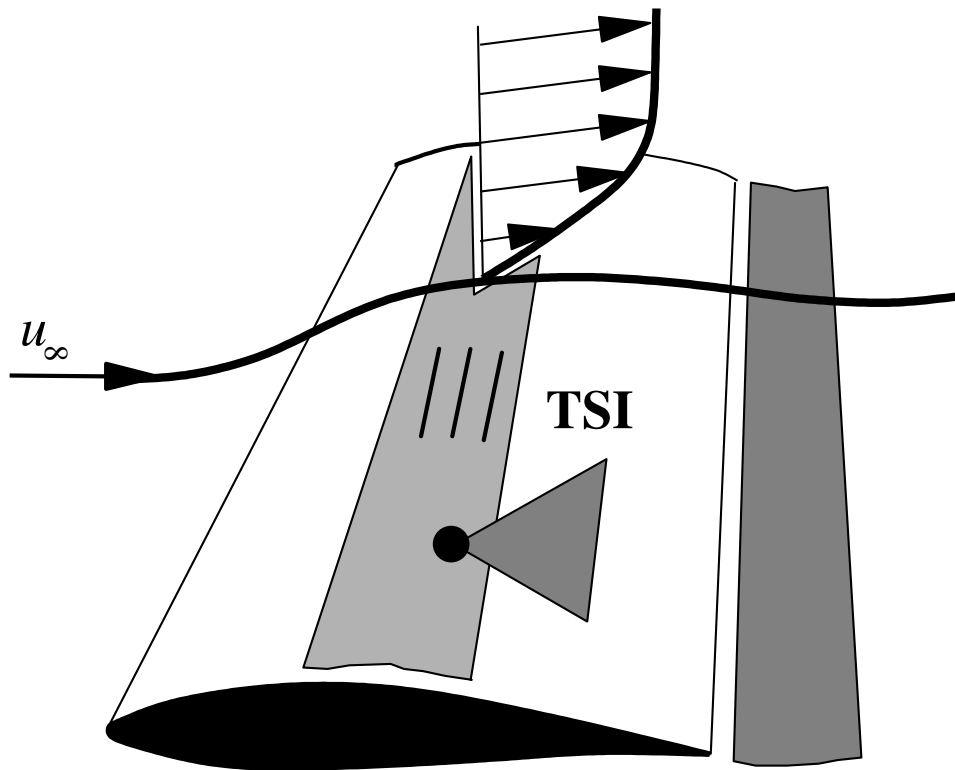
Einfluss des Pfeilwinkels Φ



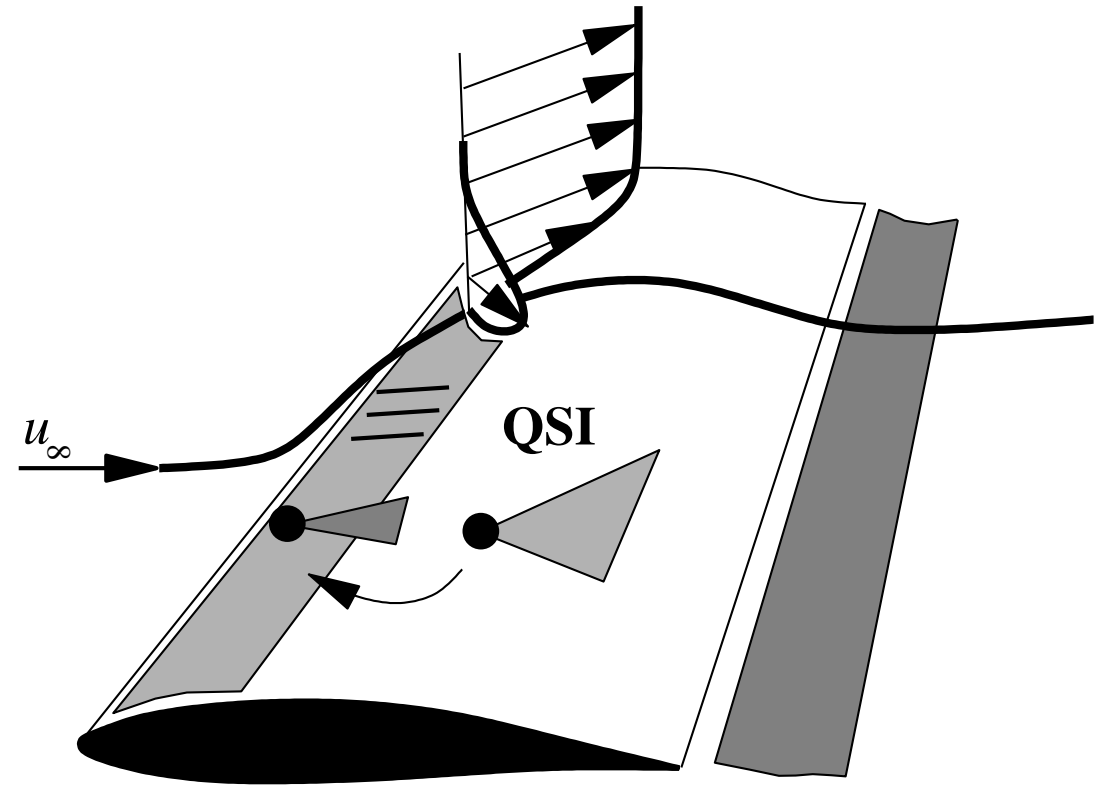
Instabiler Bereich in Abhängigkeit des Pfeilwinkels ϕ



Prinzipskizze der instabilen Bereiche



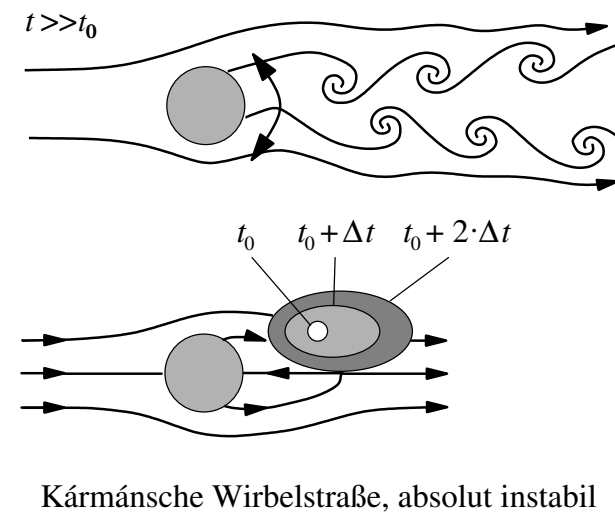
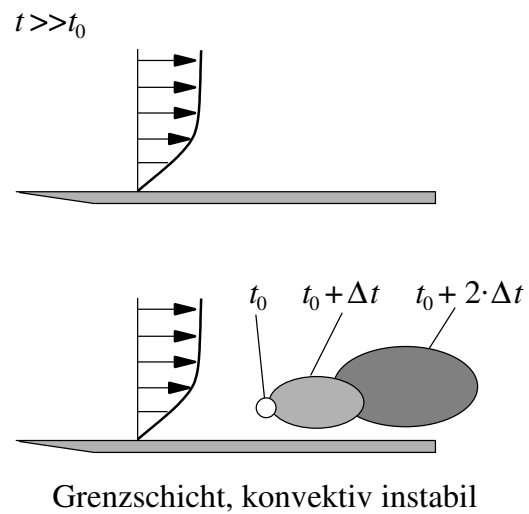
kleiner Pfeilwinkel



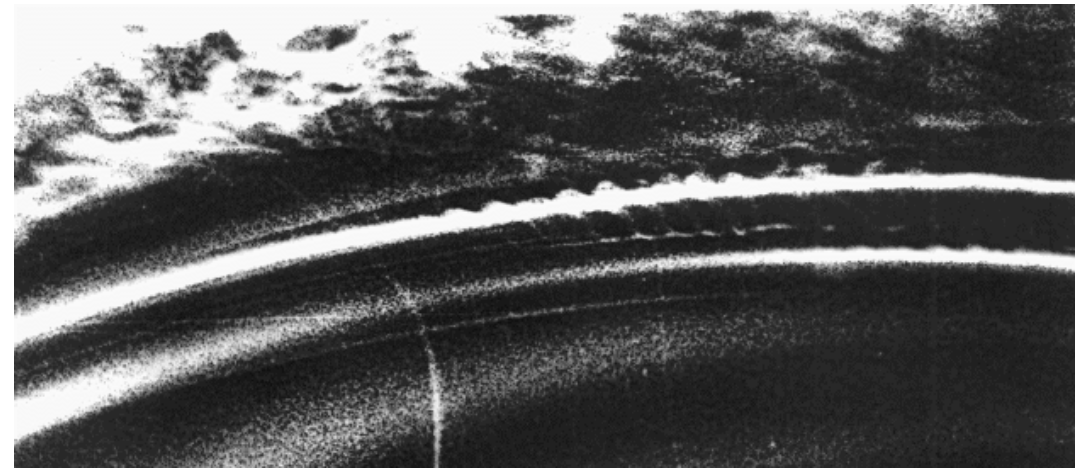
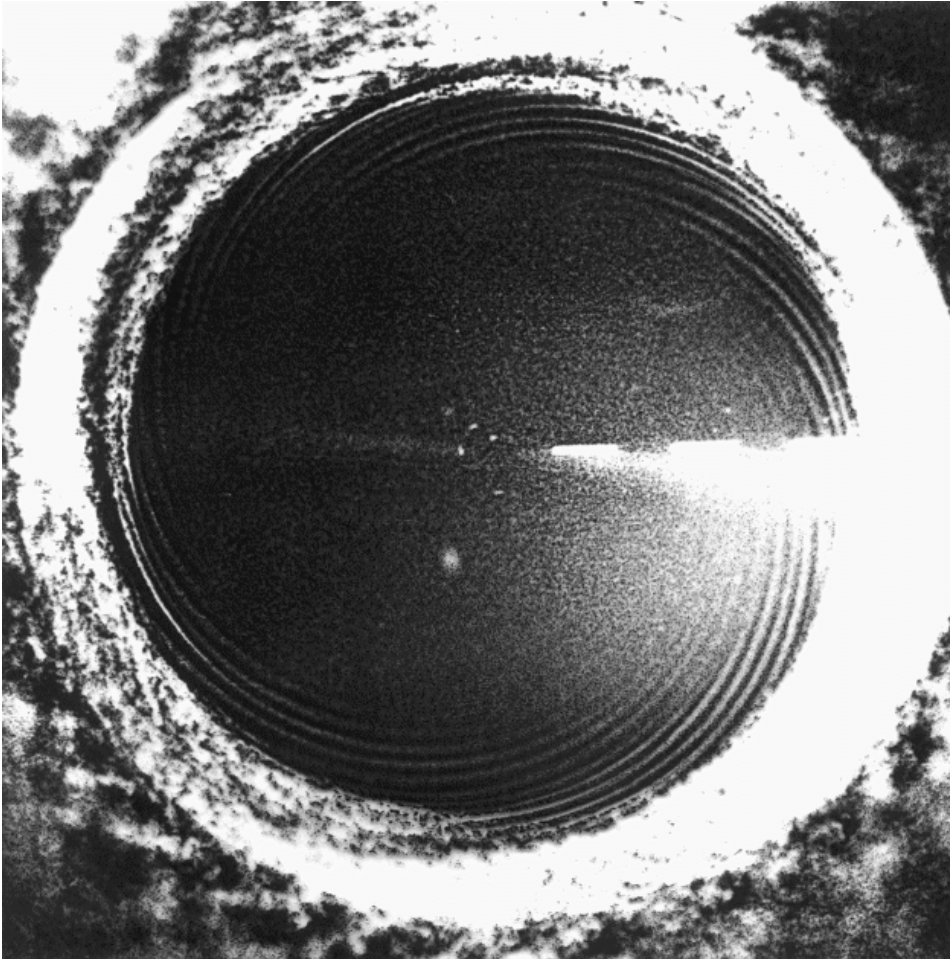
großer Pfeilwinkel



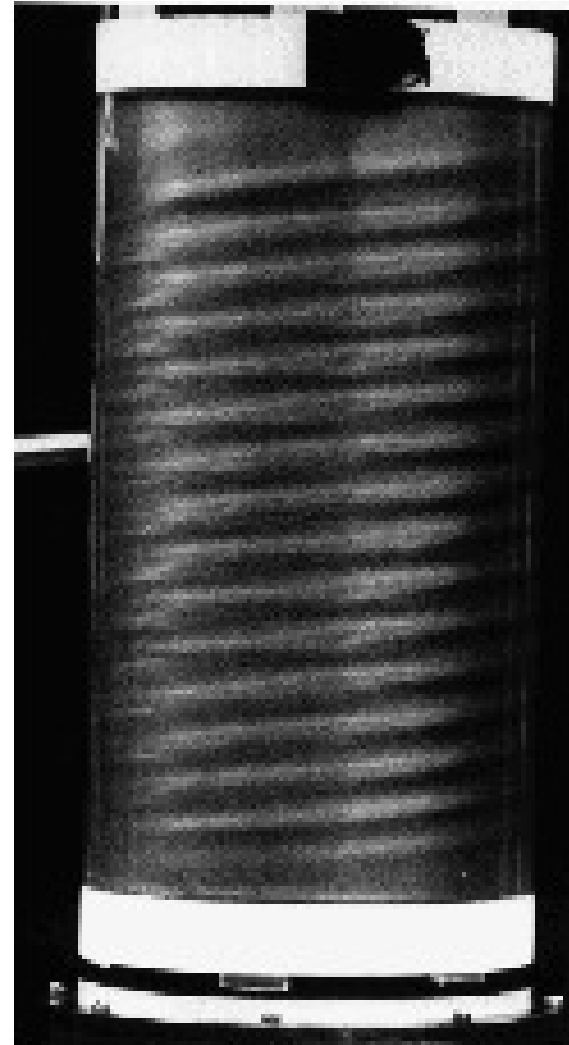
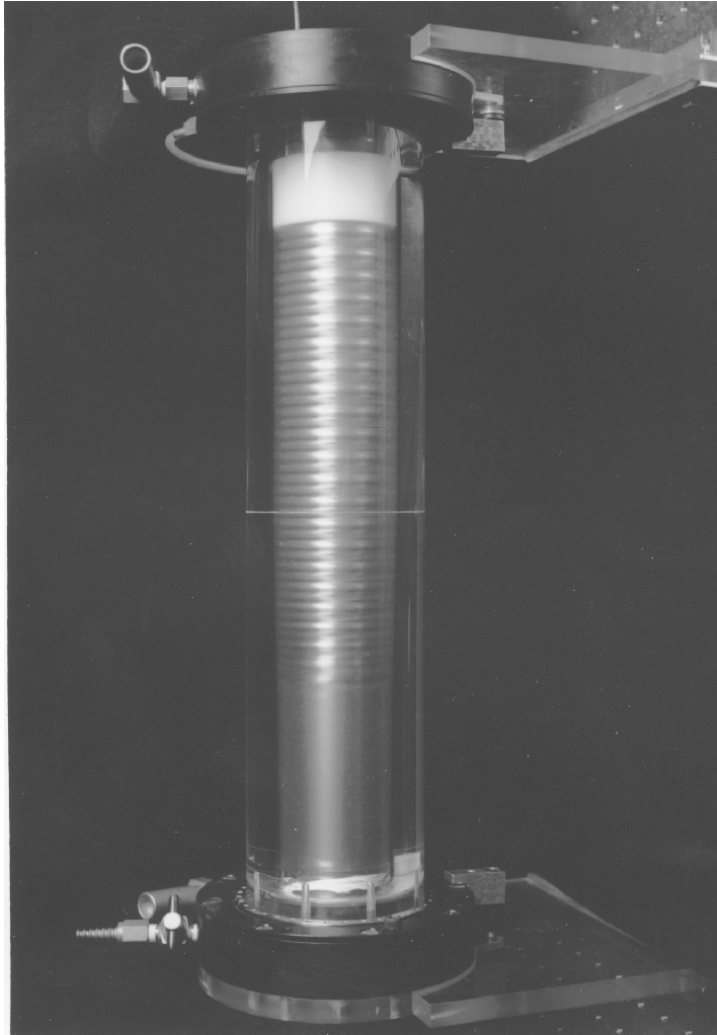
Absolute und konvektive Instabilitäten



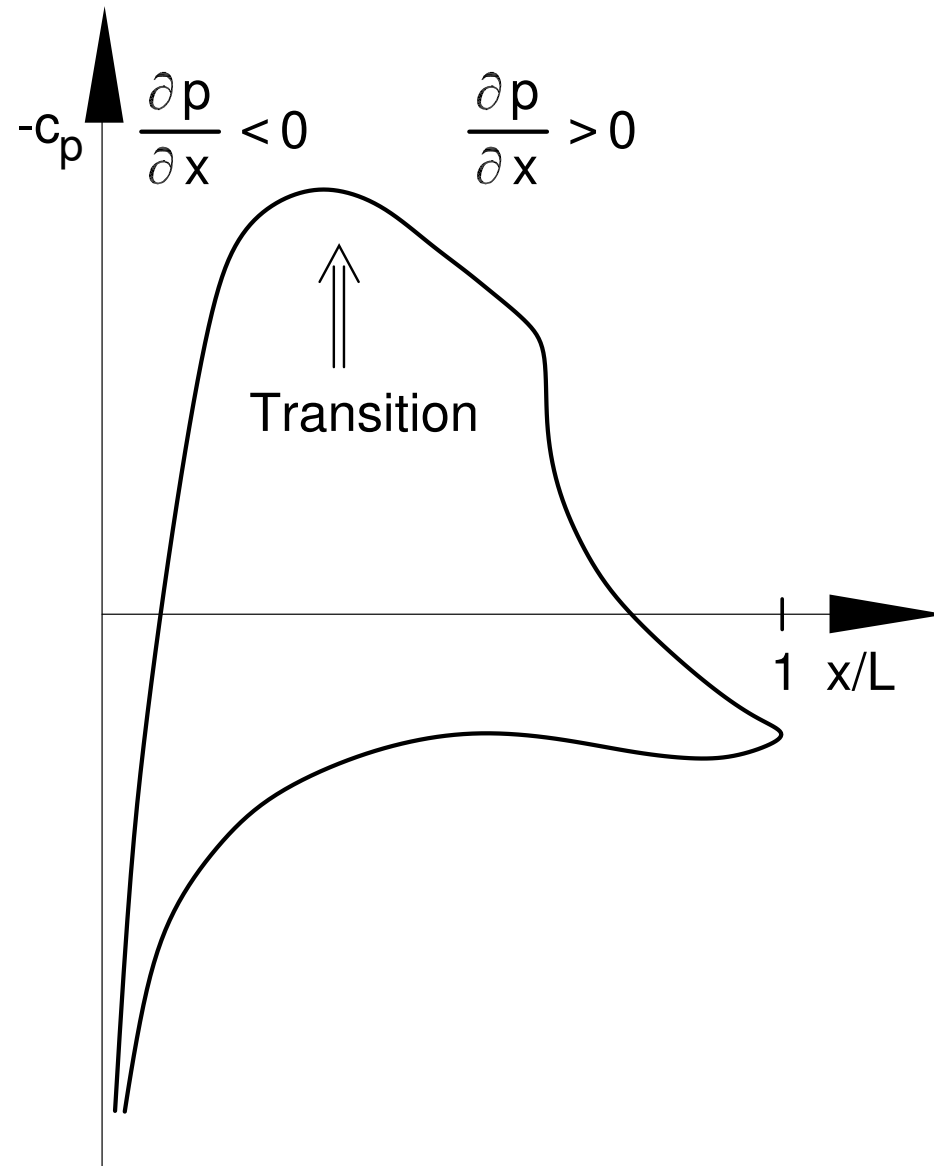
Rotierende Scheibe



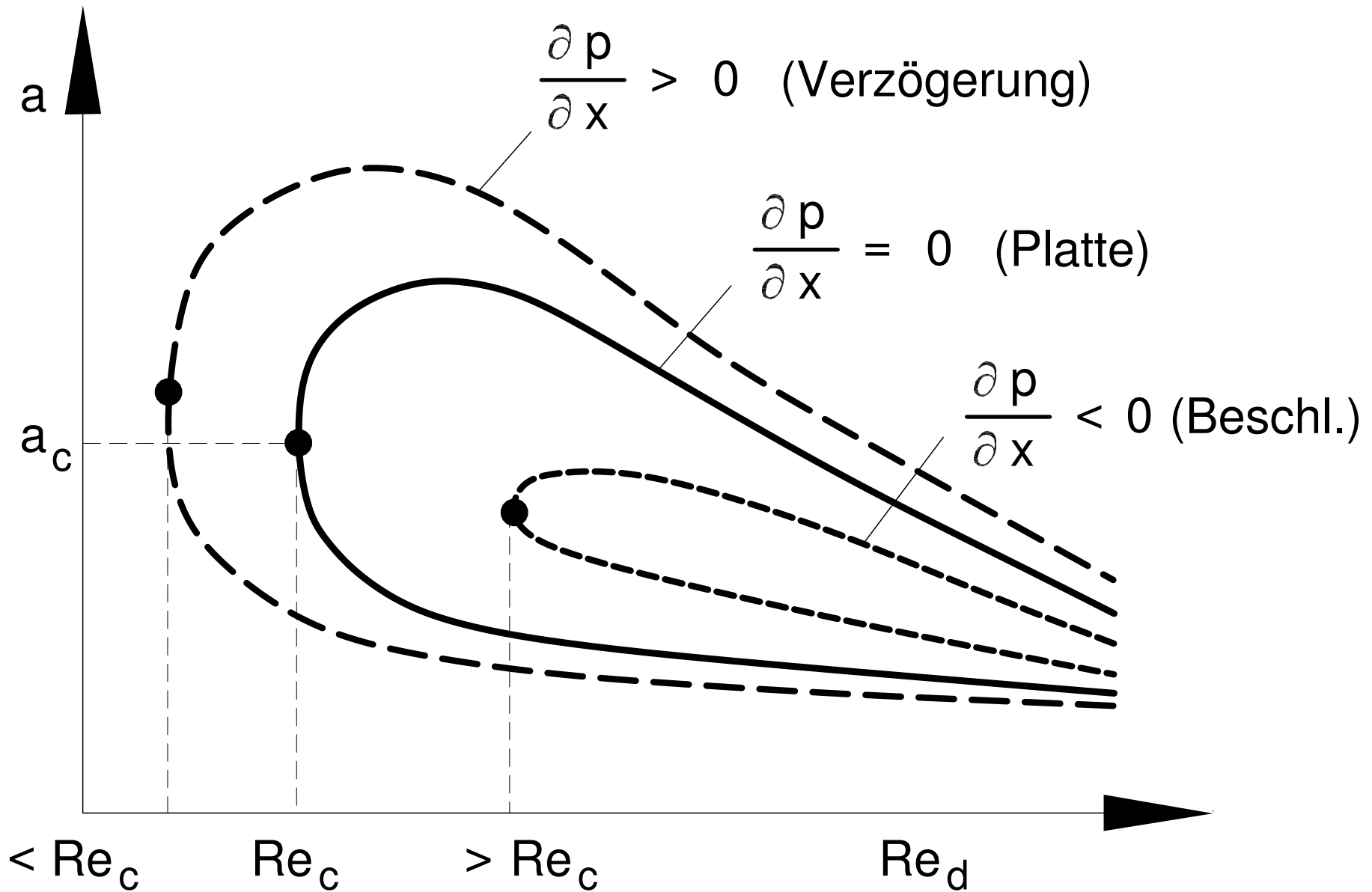
Experiment Taylorinstabilität



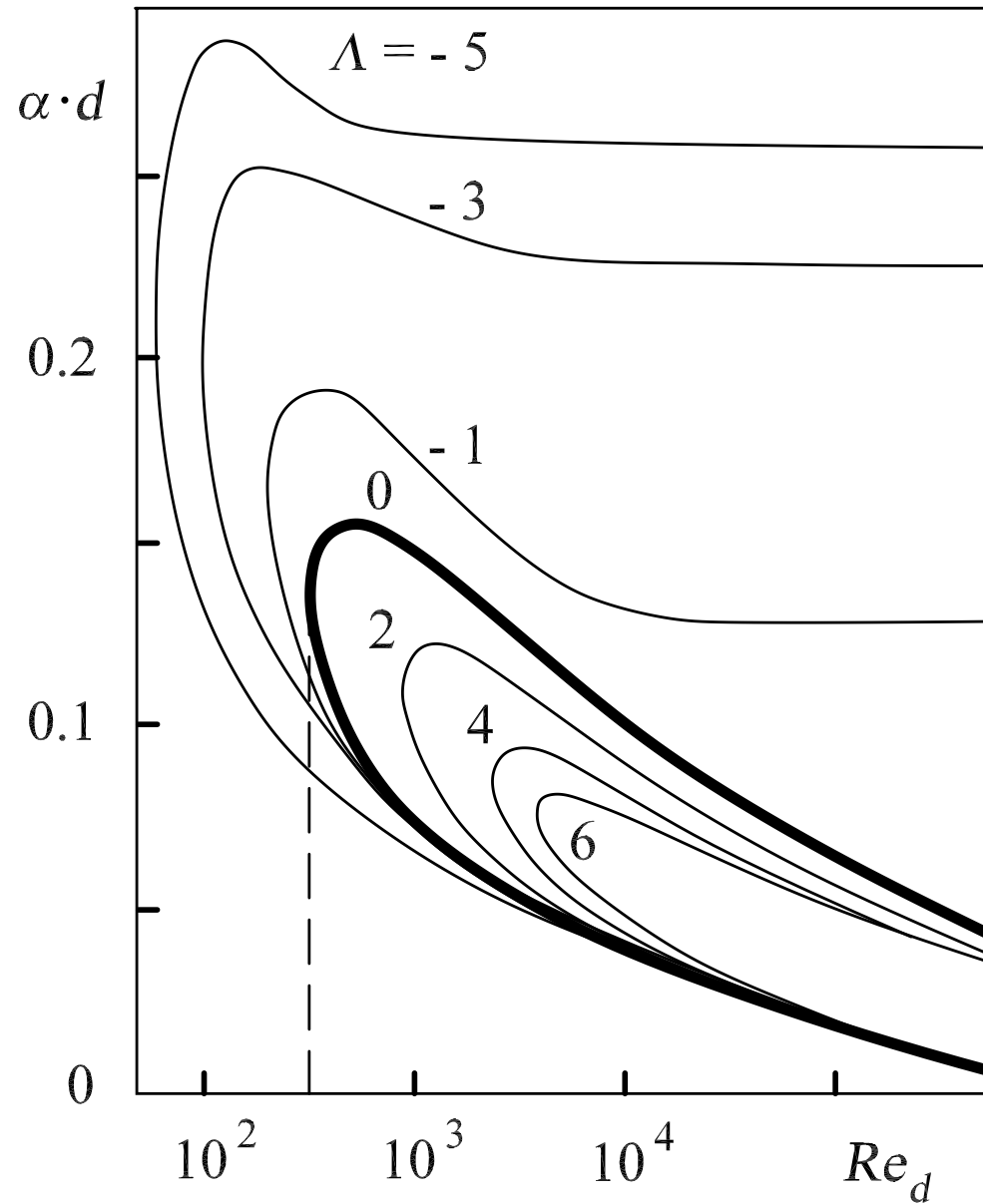
Druckverteilung transsonischer Tragflügel



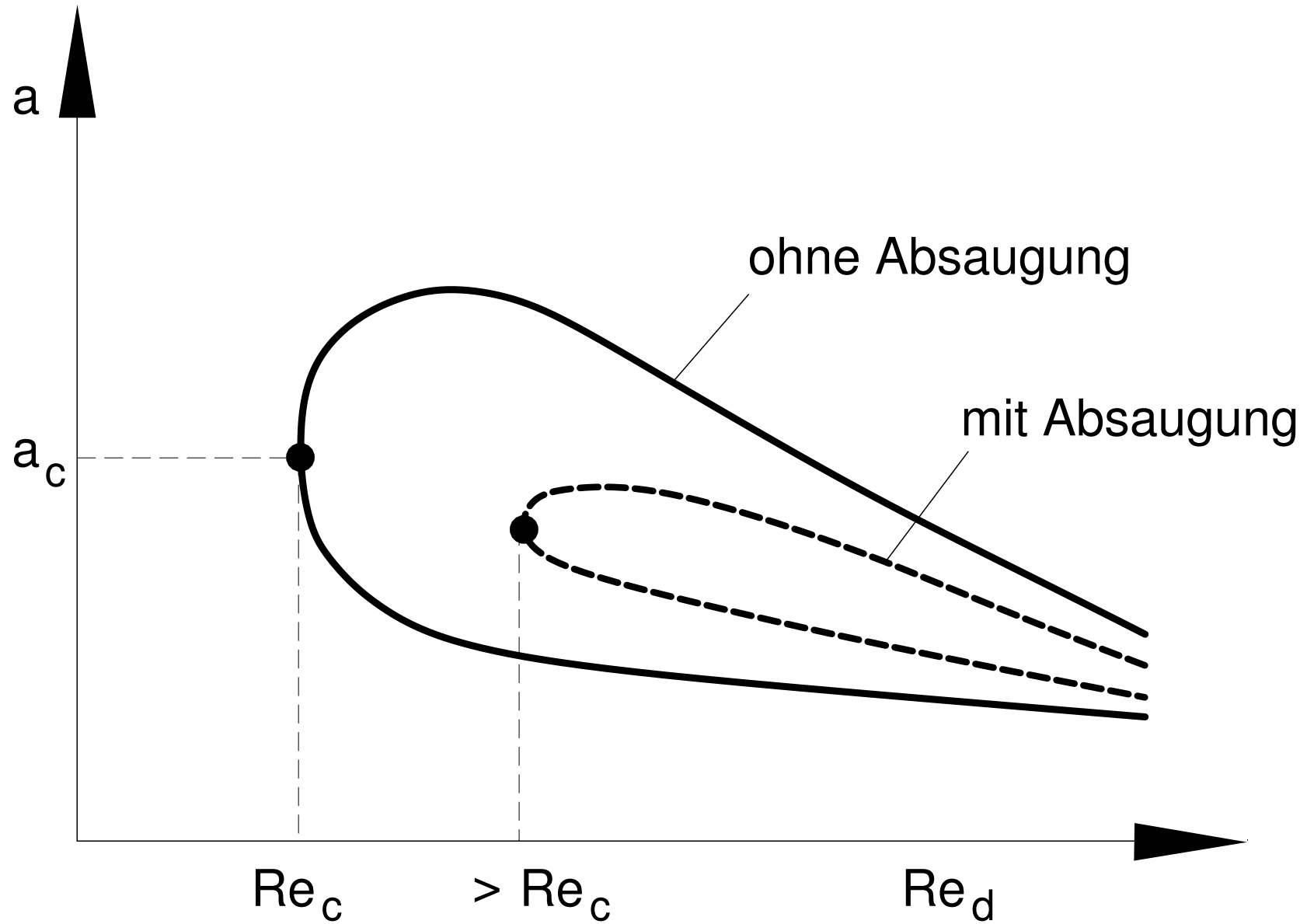
Stabilitätsdiagramm mit Druckgradient



Stabilitätsdiagramm mit Druckgradient



Stabilitätsdiagramm mit Absaugung



7.

Transsonischer Tragflügel

Druckverteilung,
Transsonischer Tragflügel

Stabilitätsdiagramm mit Druckgradient

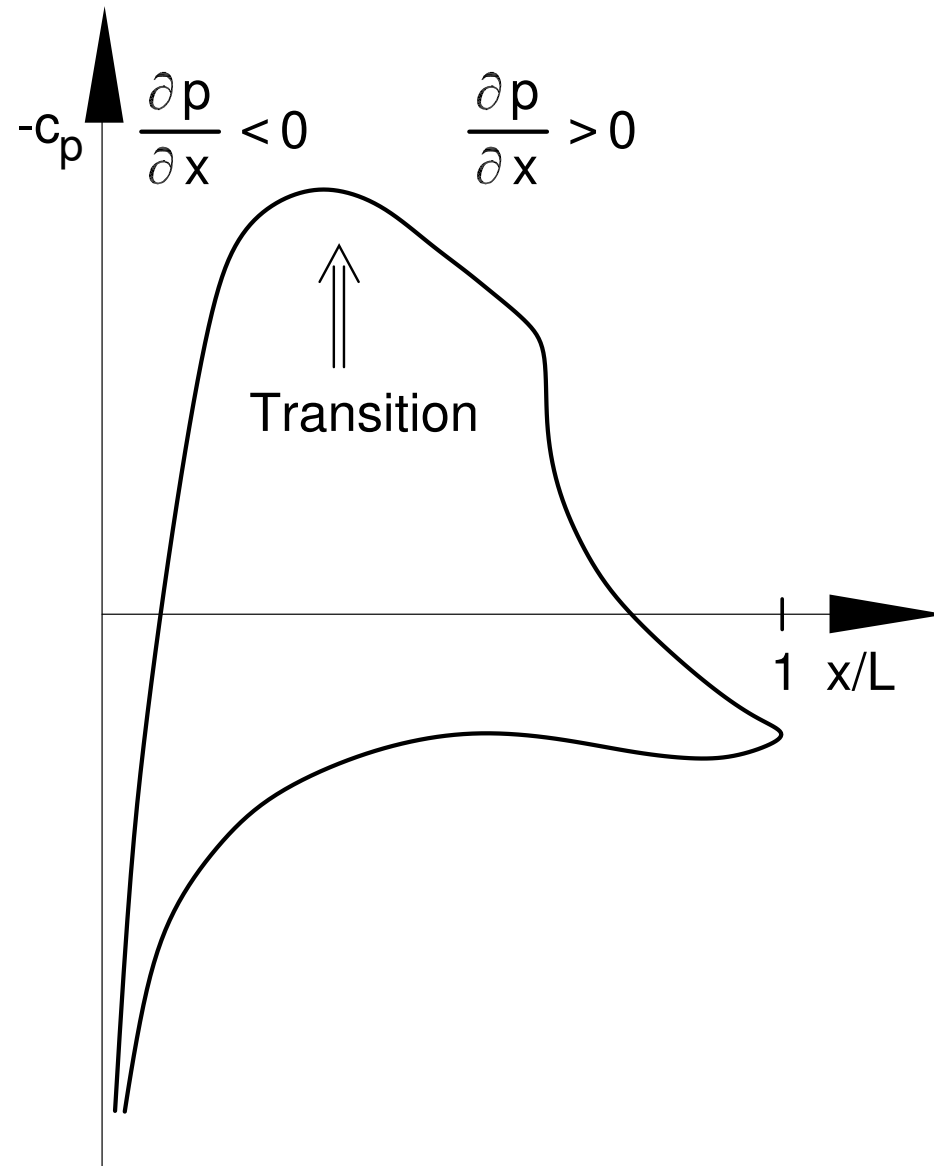
Stabilitätsdiagramm mit Druckgradient

Stabilitätsdiagramm mit Absaugung

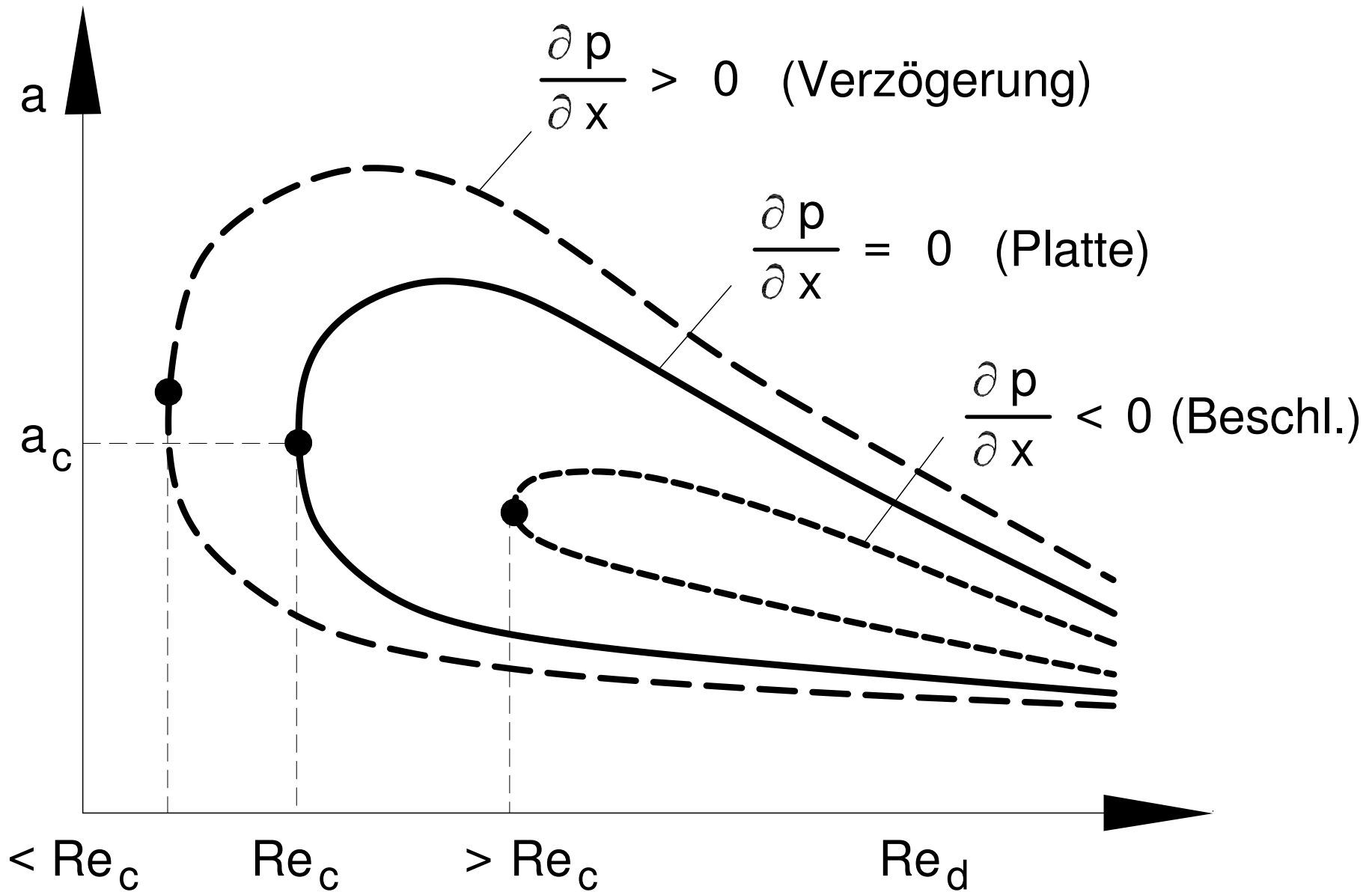
Transsonisches Profil



Druckverteilung transsonischer Tragflügel



Stabilitätsdiagramm mit Druckgradient



$< Re_c$

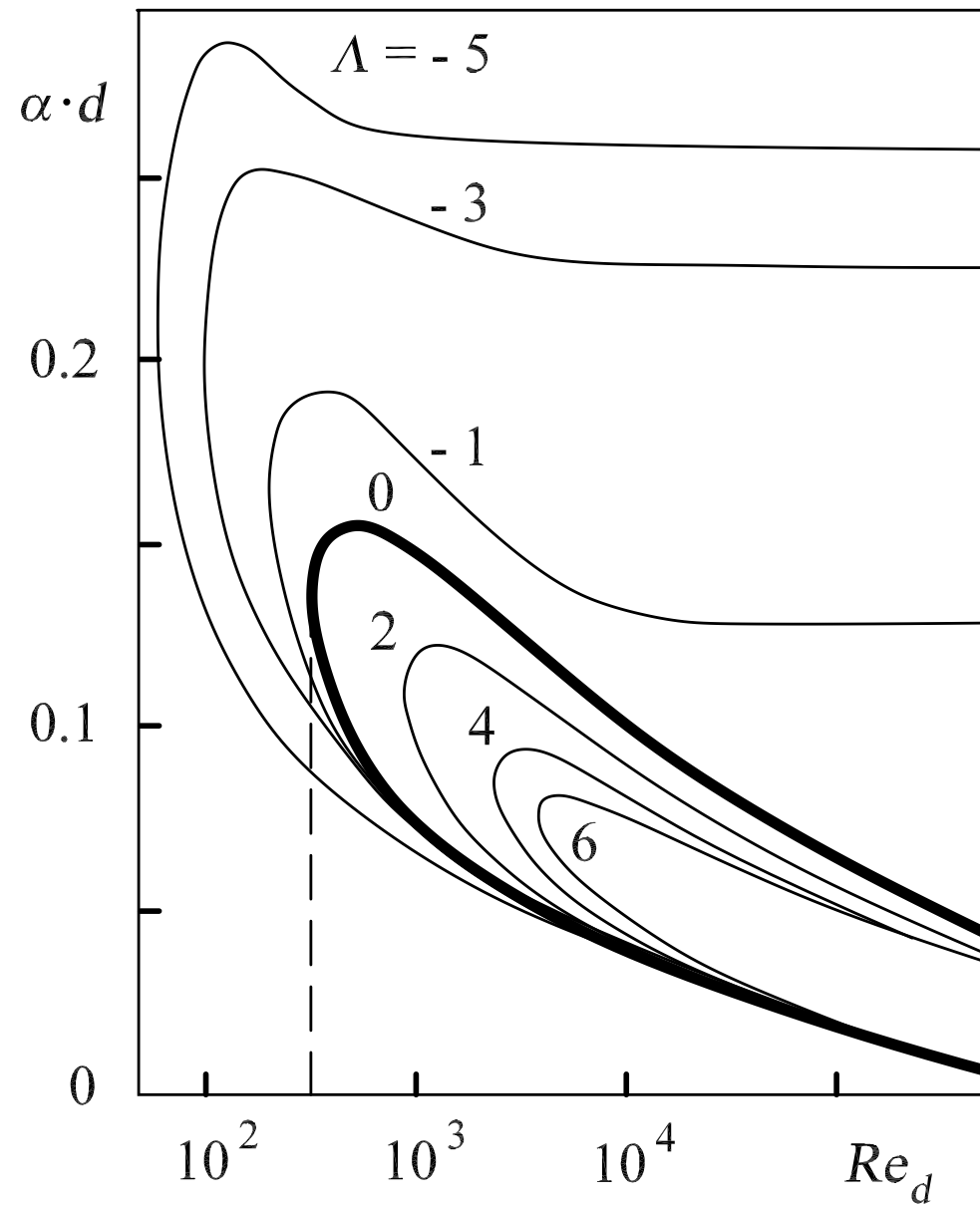
Re_c

$> Re_c$

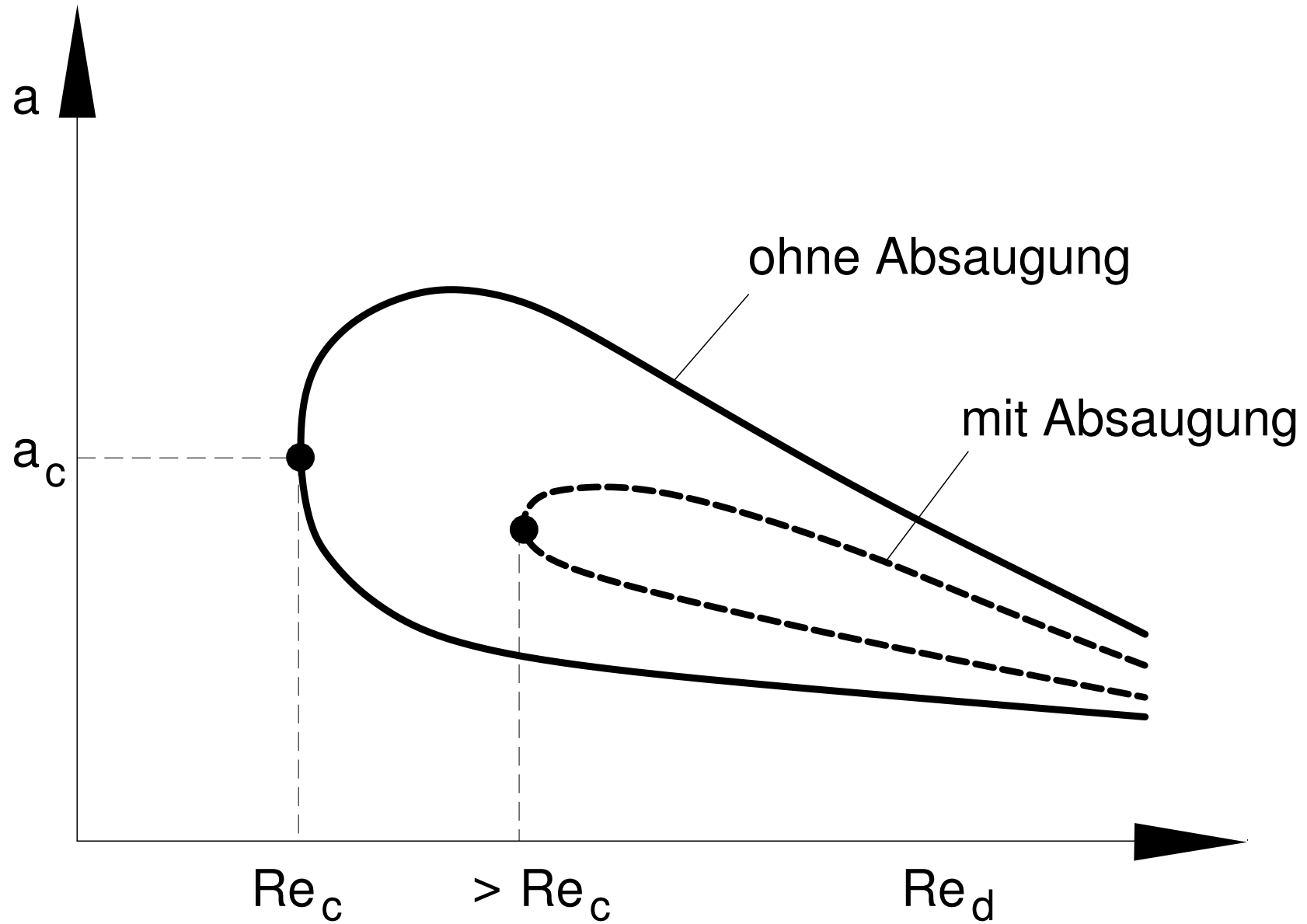
Re_d



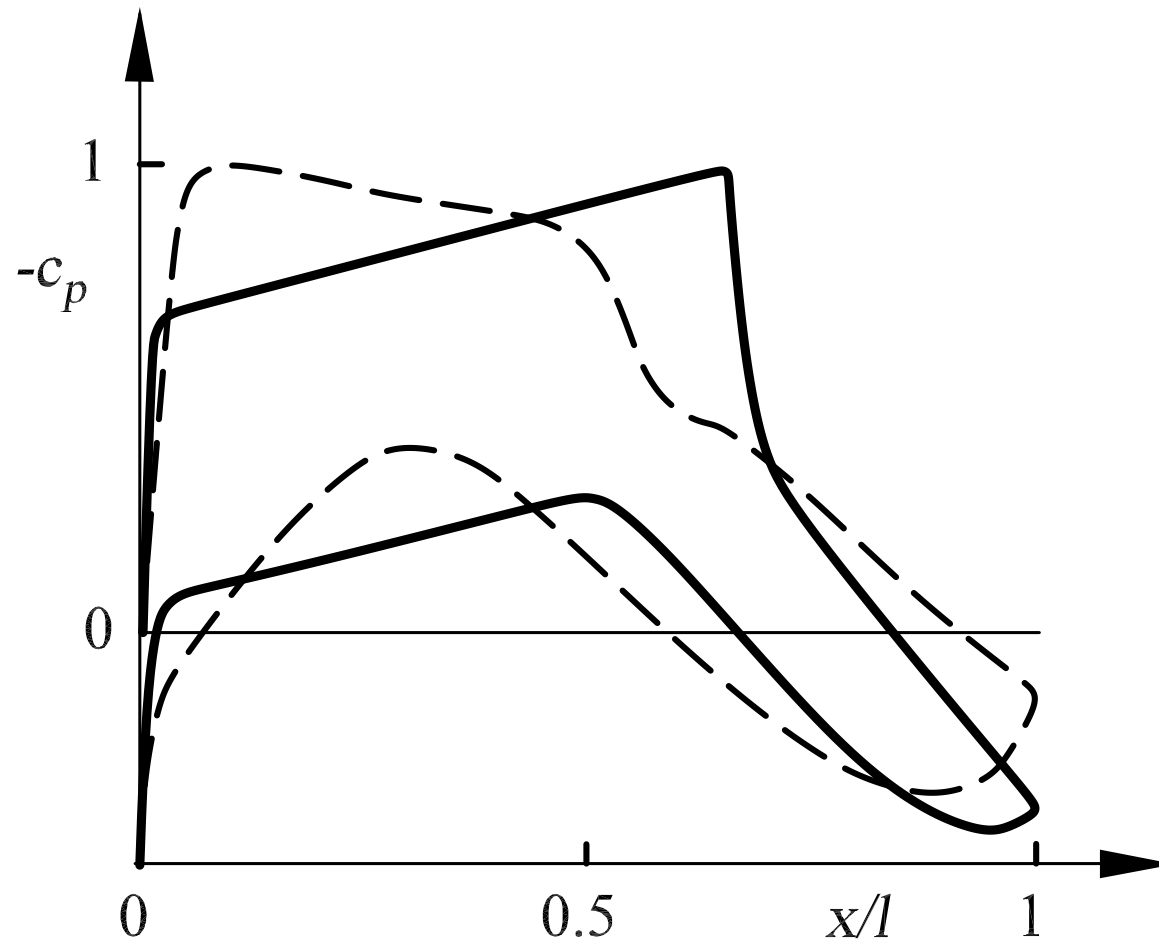
Stabilitätsdiagramm mit Druckgradient



Stabilitätsdiagramm mit Absaugung



Transsonisches Profil



Stoß-Grenzschicht-
Wechselwirkung

Einfluss der Ventilation,
Simulation

Transitionsvorhersage

Interferogramm SGWW

Einfluss der Ventilation,
Flügelösung

Differentialinterferogramm
SGWW

Einfluss einer Beule

Zylinderumströmung

Geometrie der Beule

Widerstandsbeiwert

Beule am Tragflügel

Strömungsmodell SGWW

Widerstandspolare mit
und ohne Beule

Berechneter Druckverlauf

Adaptiver Flügel

Einfluss der Ventilation,
Experiment

Transsonisches Profil

Pfeilflügel



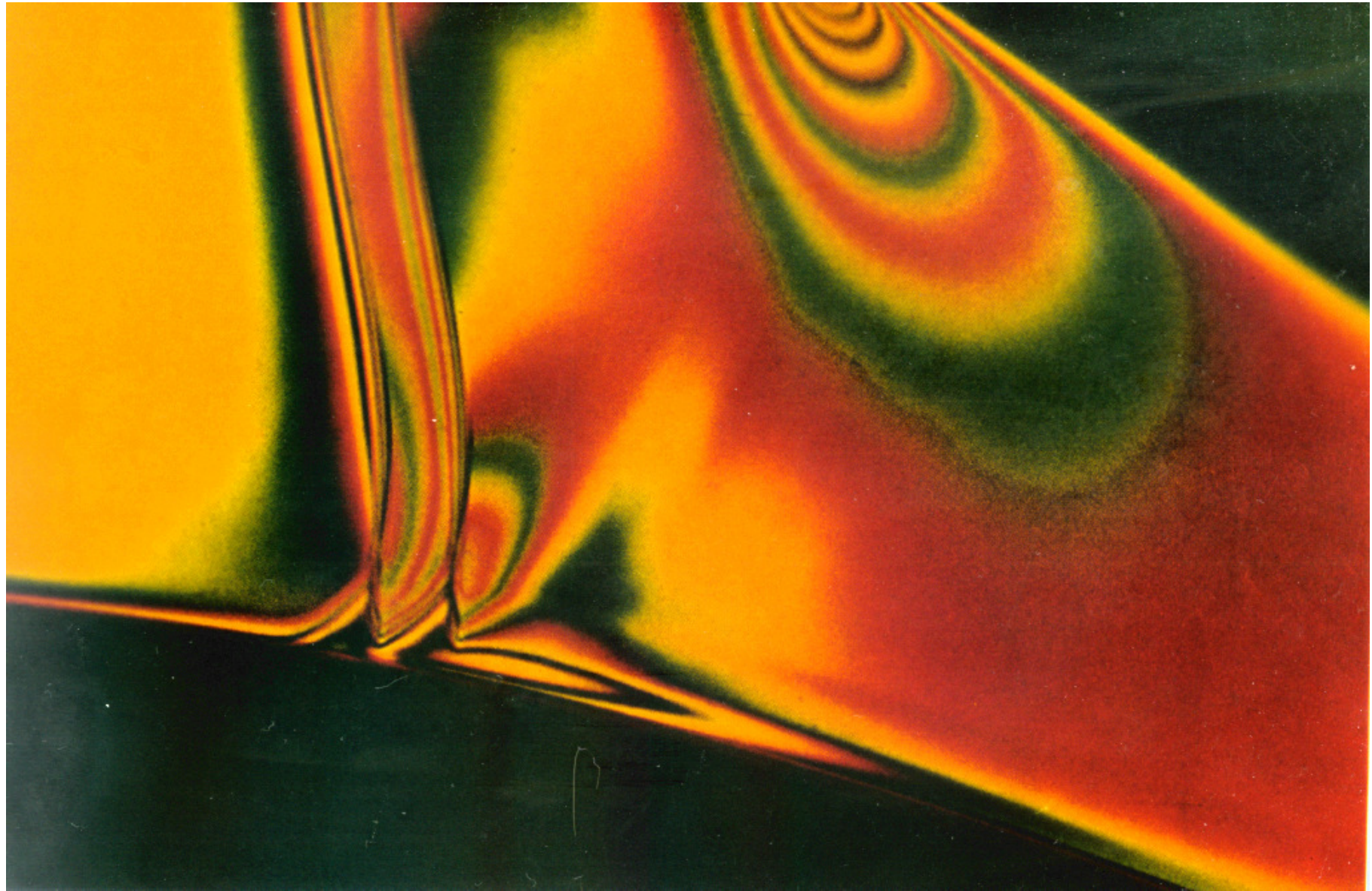
Stoß-Grenzschicht-Wechselwirkung



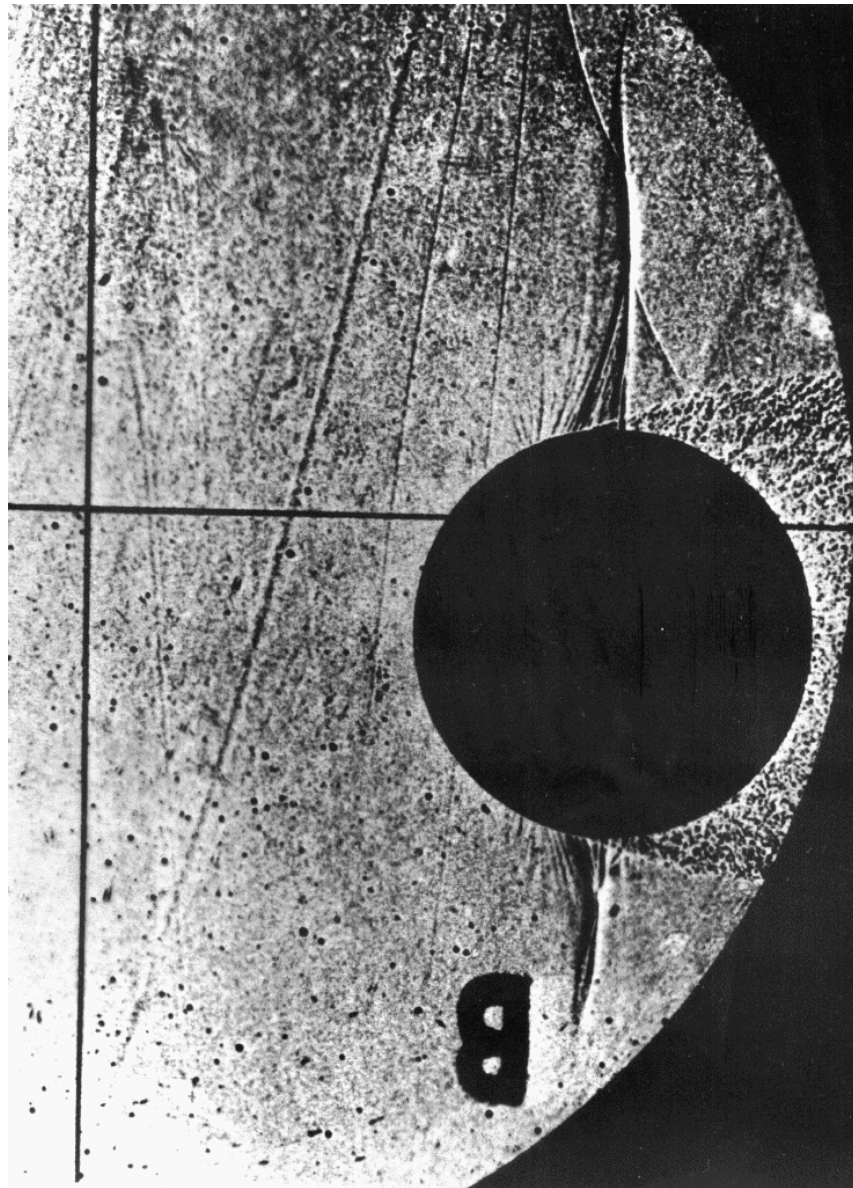
Interferogramm Stoß-Grenzschicht-Wechselwirkung



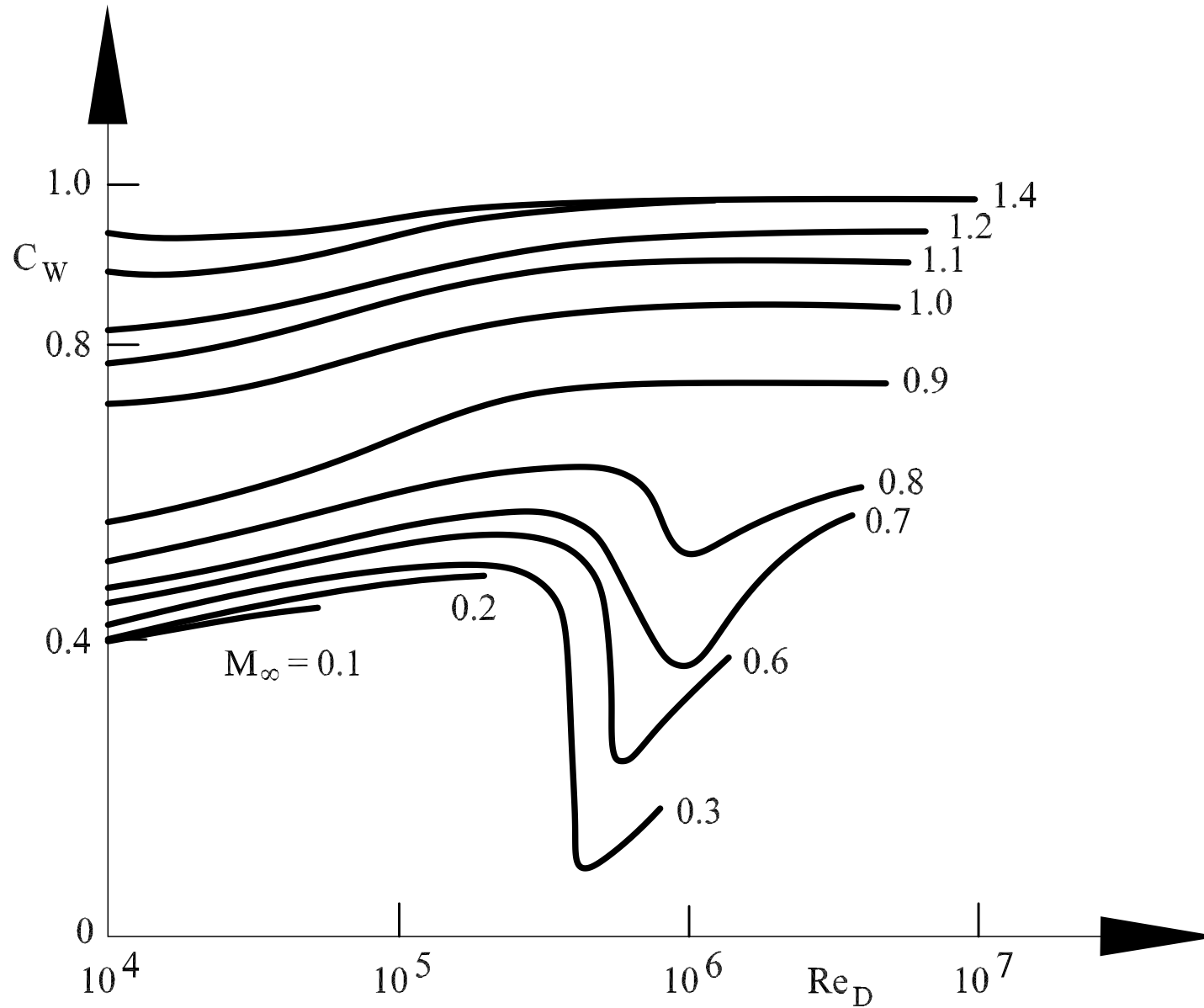
Differentialinterferogramm Stoß-Grenzschicht-Wechselwirkung



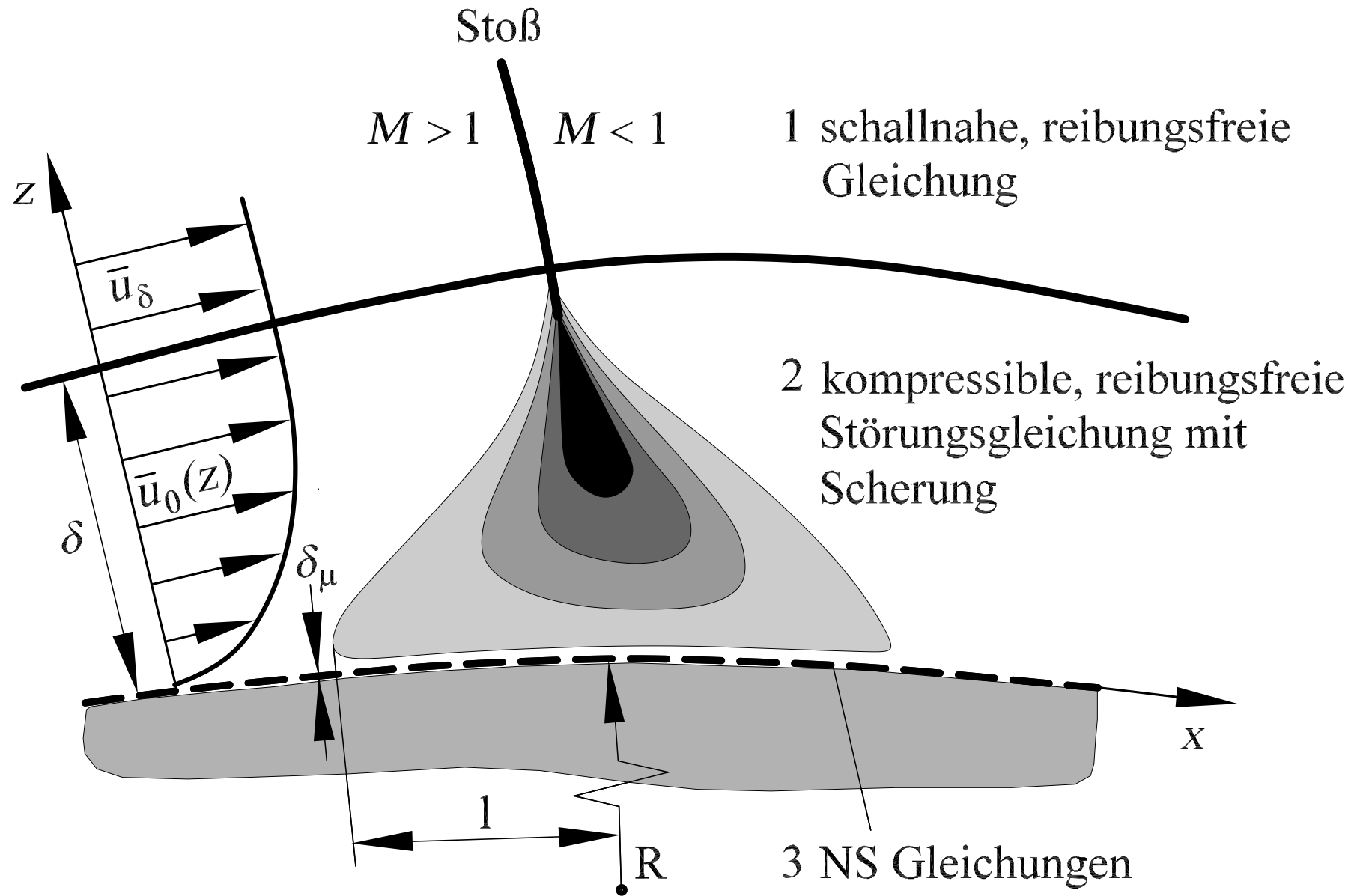
Zylinderumströmung



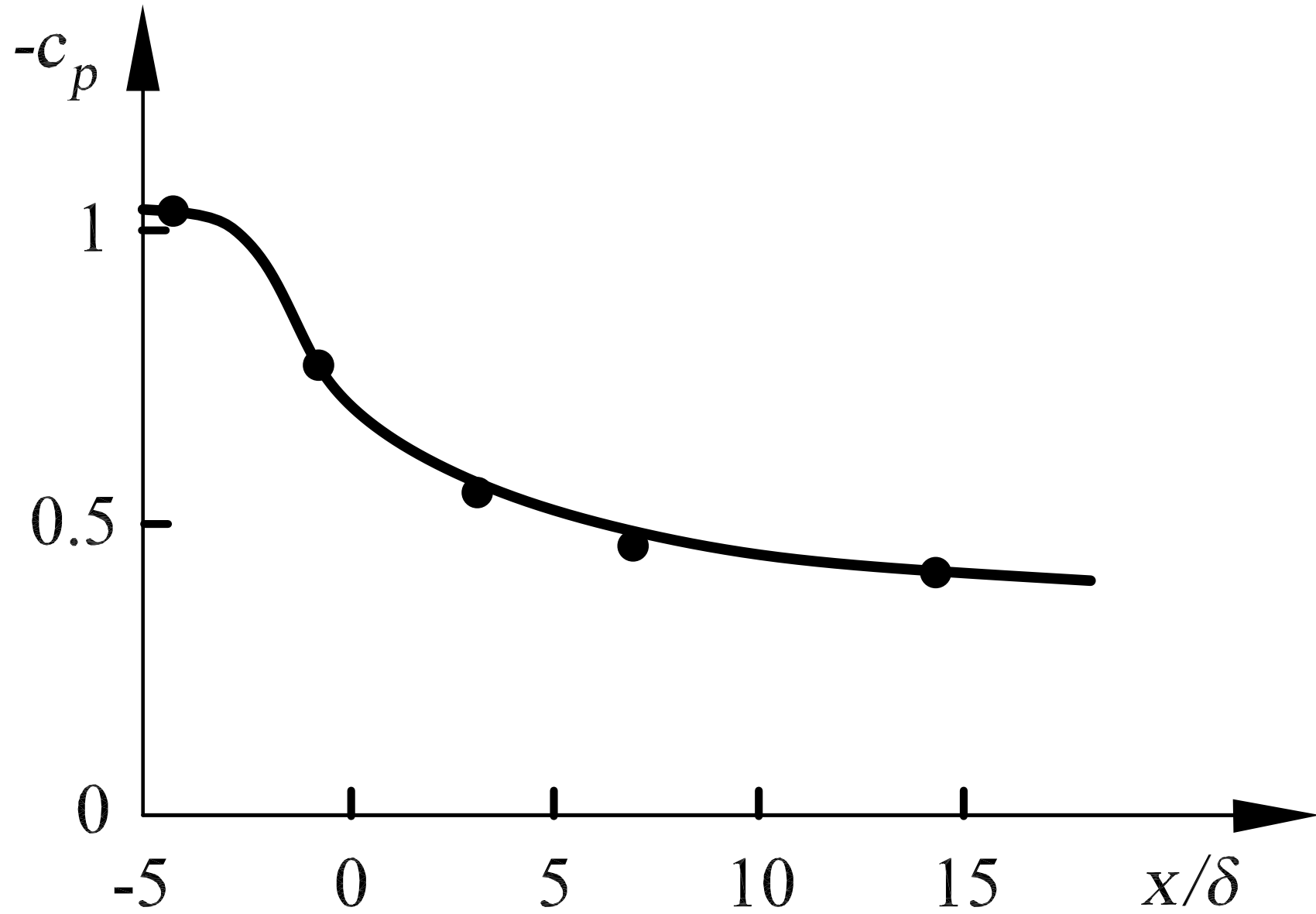
Widerstandsbeiwert c_w



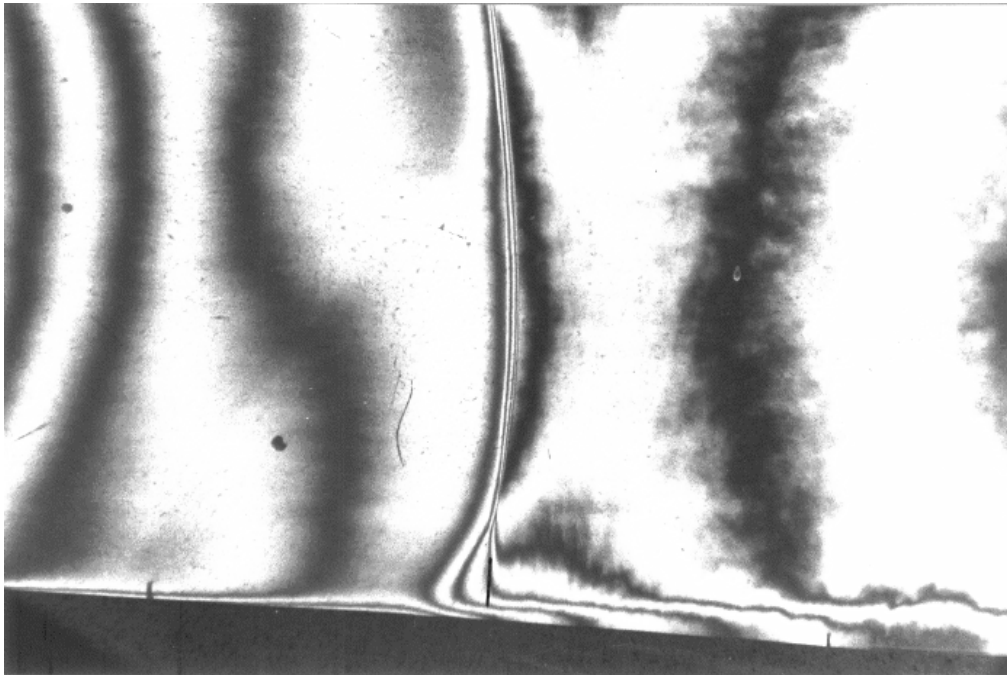
Strömungsmodelle der Stoß-Grenzschicht-Wechselwirkung



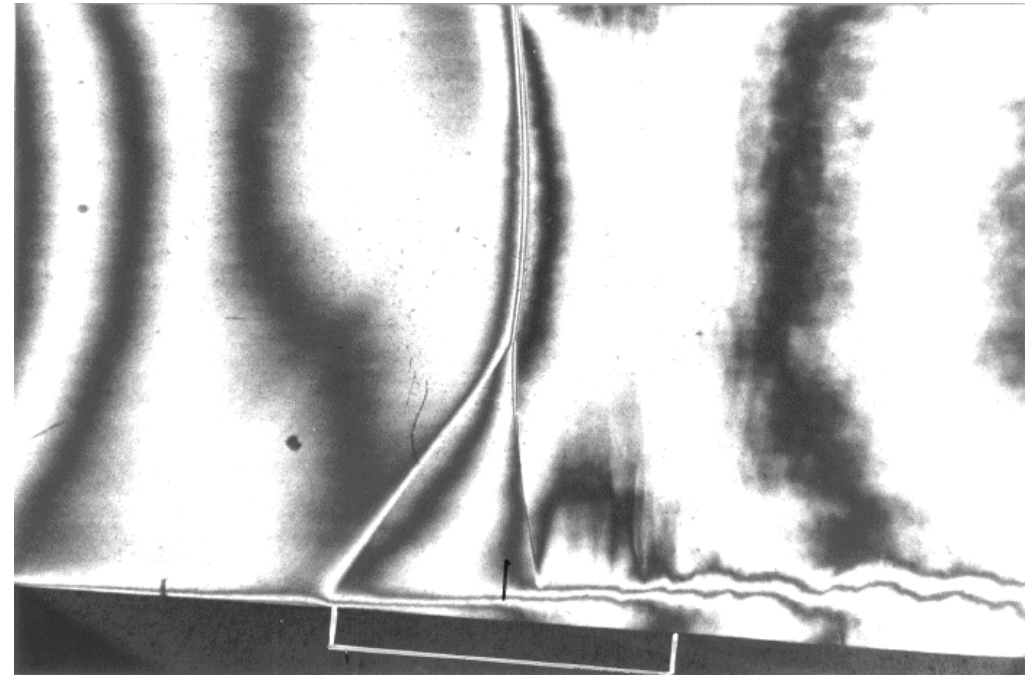
Berechneter Druckverlauf



Einfluss der Ventilation, Experiment



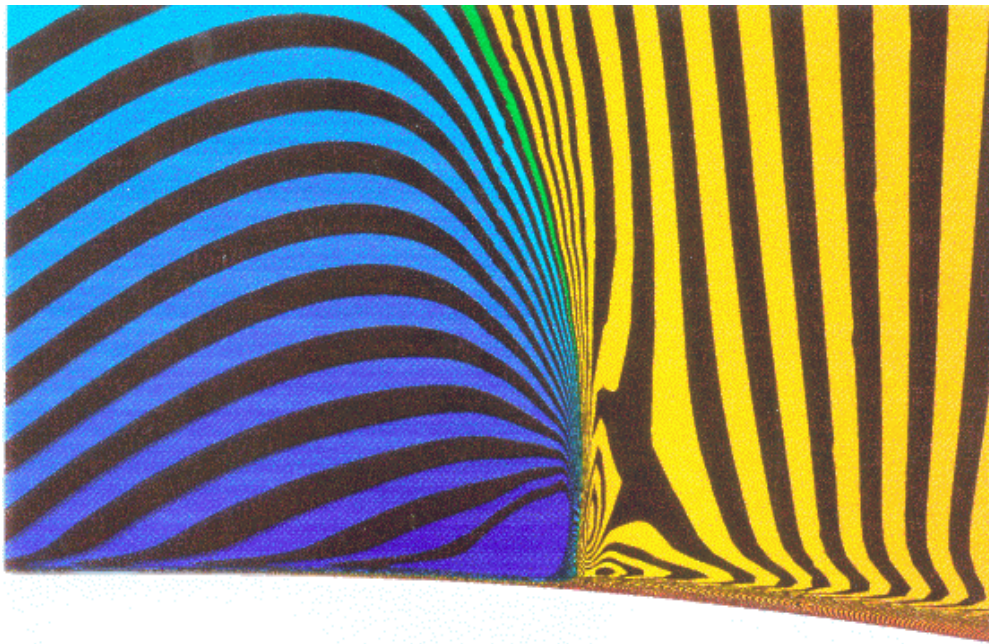
ohne Ventilation



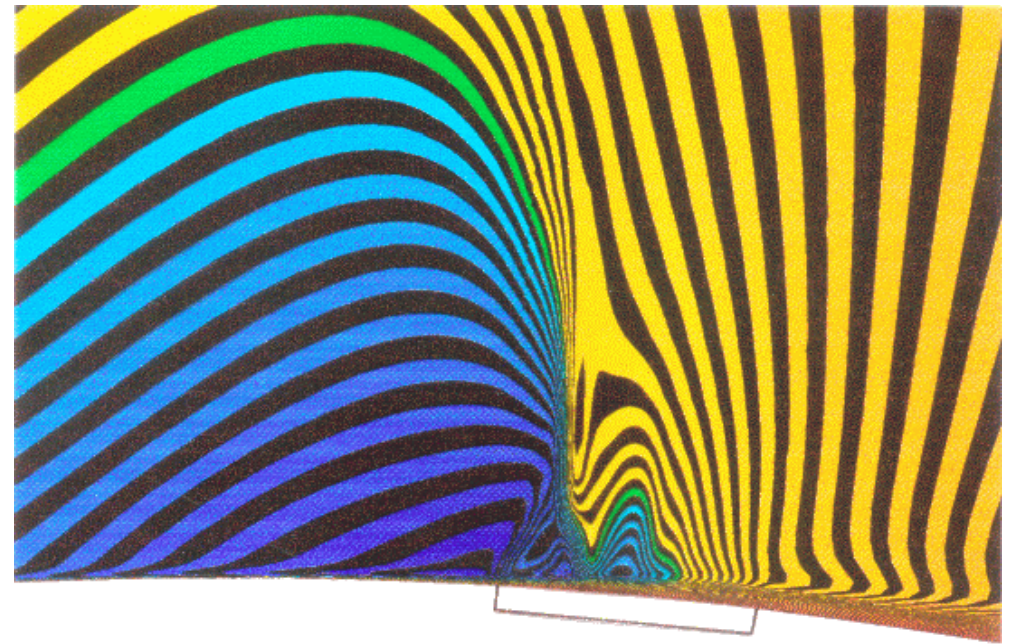
mit Ventilation



Einfluss der Ventilation, Simulation, Mach-Zahlverteilung



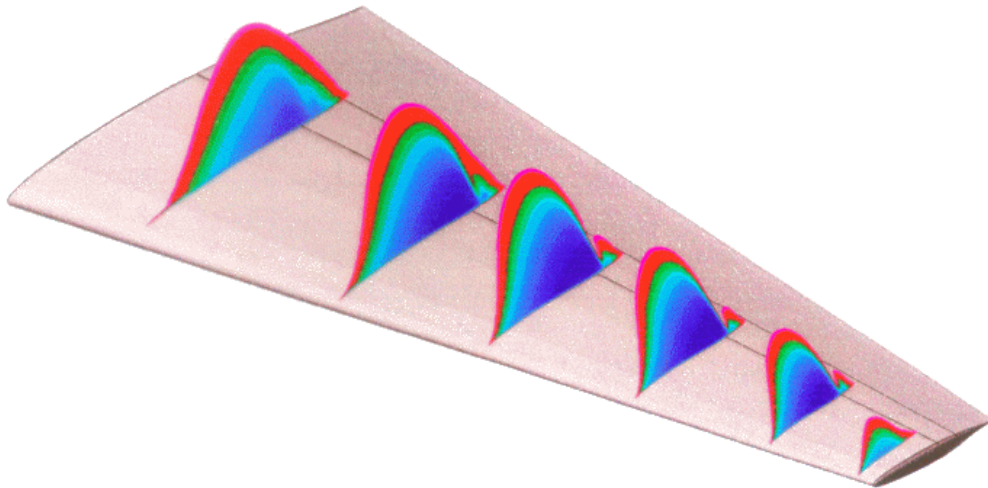
ohne Ventilation



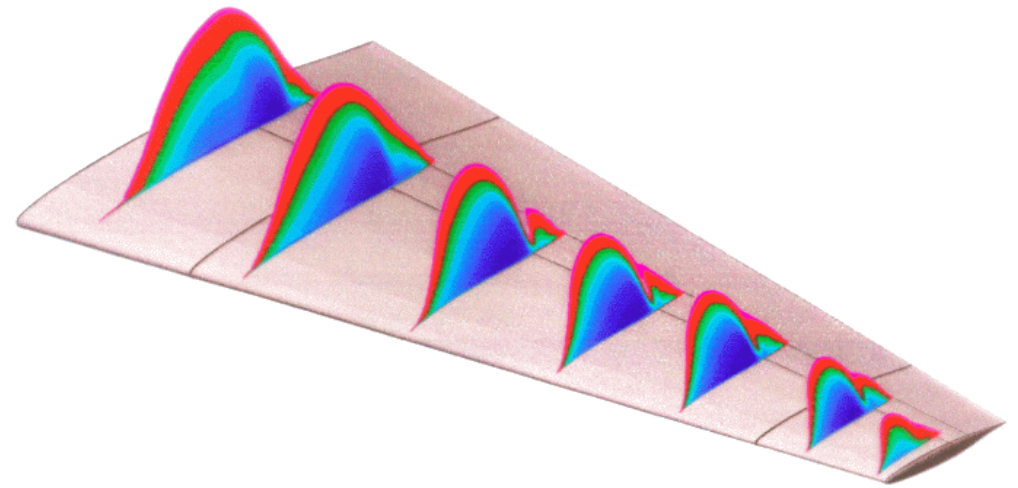
mit Ventilation



Einfluss der Ventilation, Flügellösung



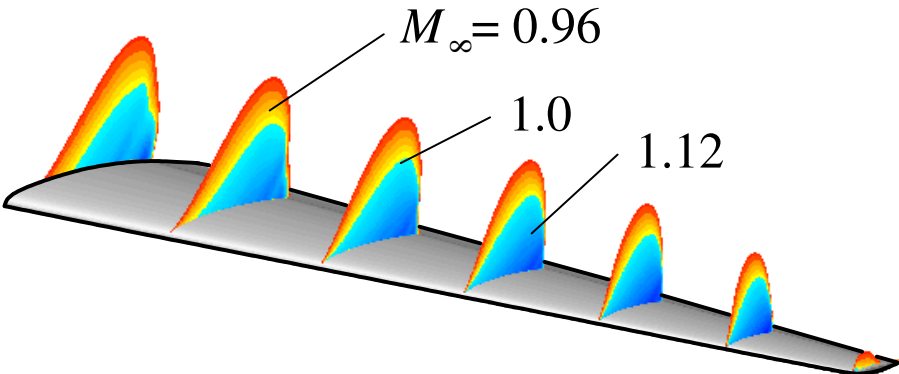
ohne Ventilation



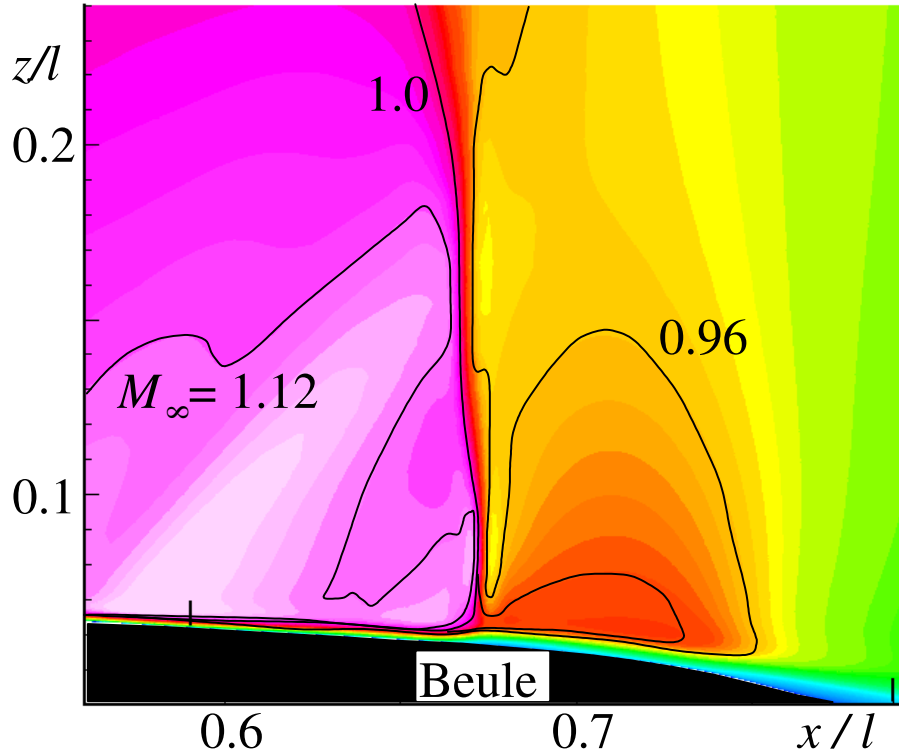
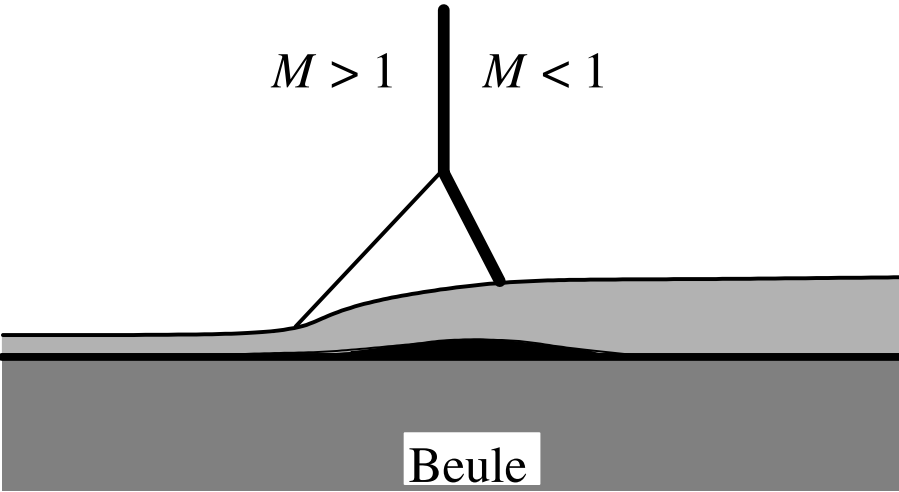
mit Ventilation



Einfluss einer Beule



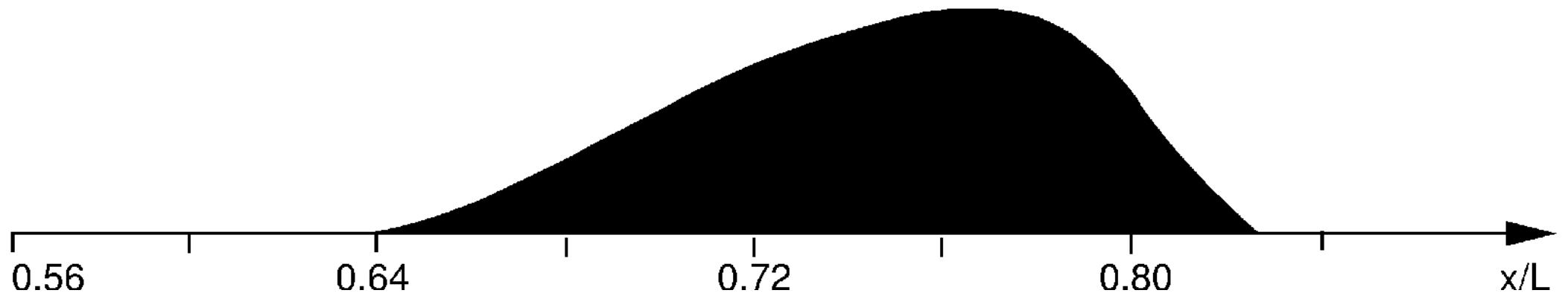
Flügel mit Beule



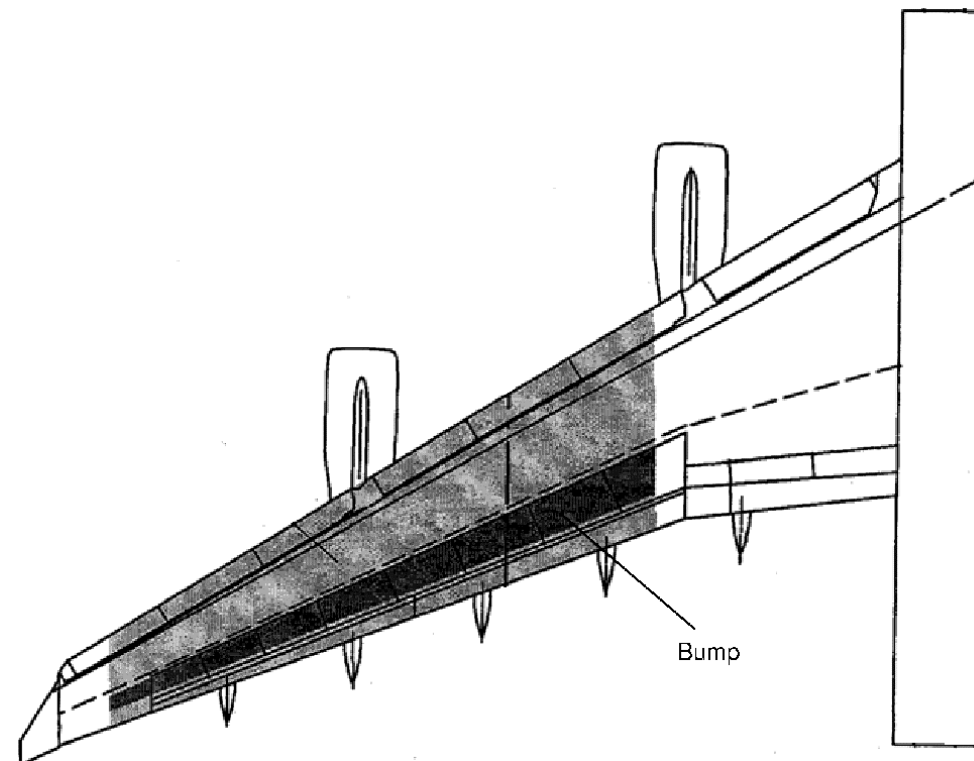
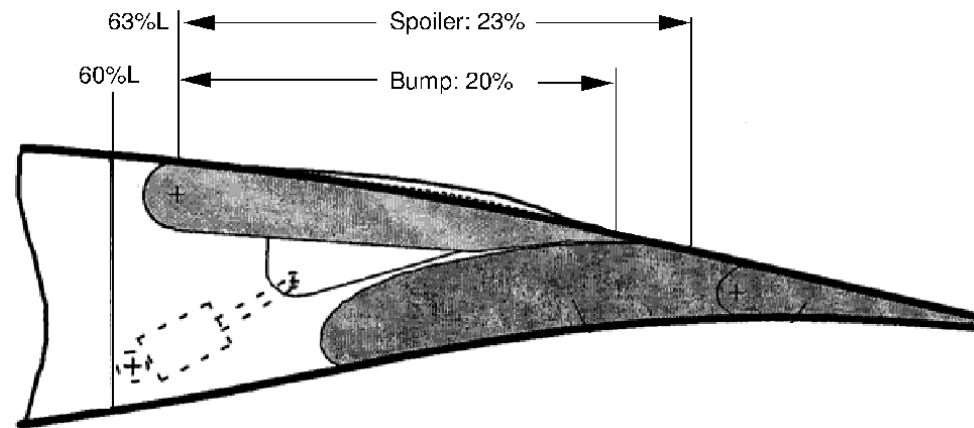
Ausschnitt $y/s = 0,66$



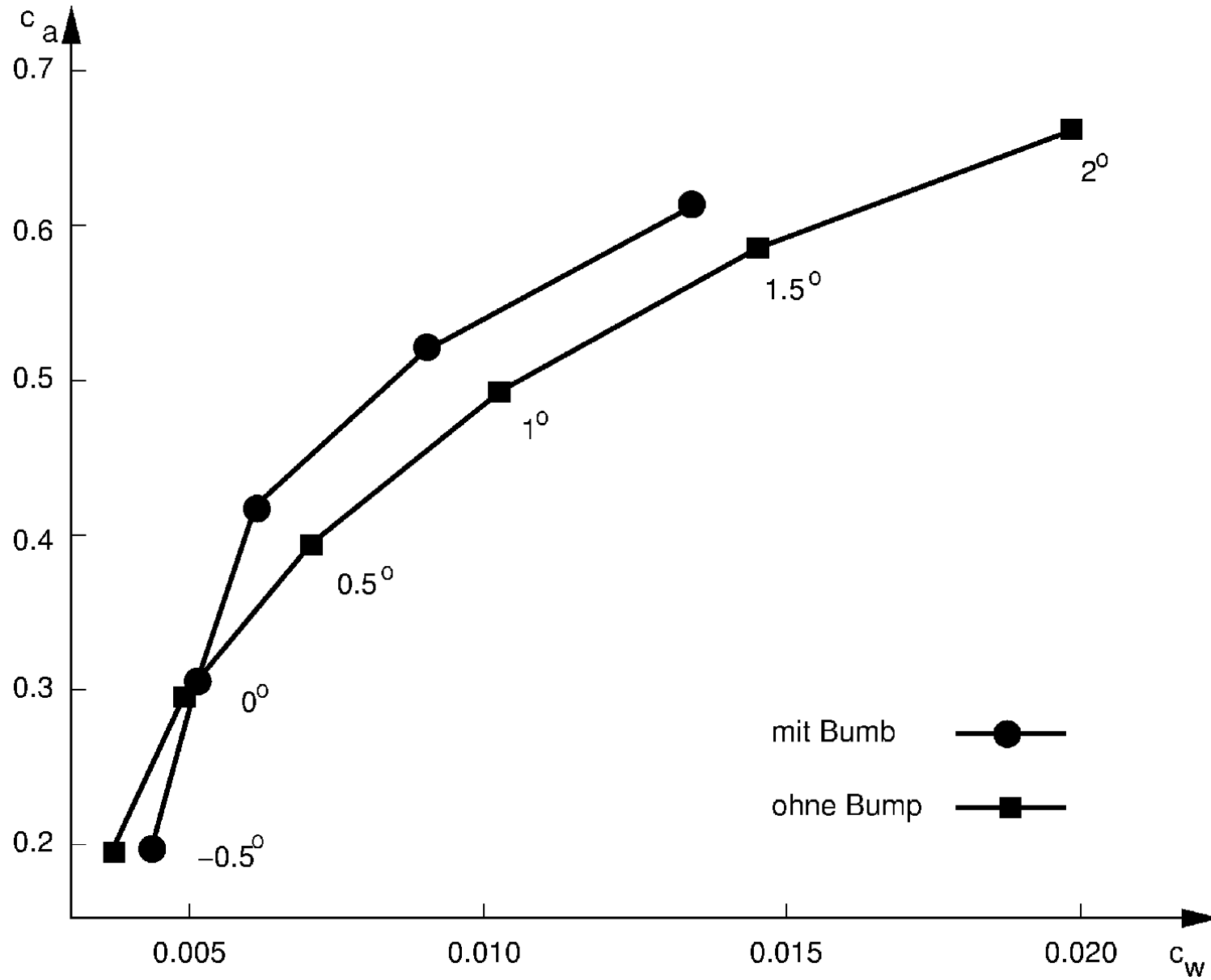
Geometrie der Beule



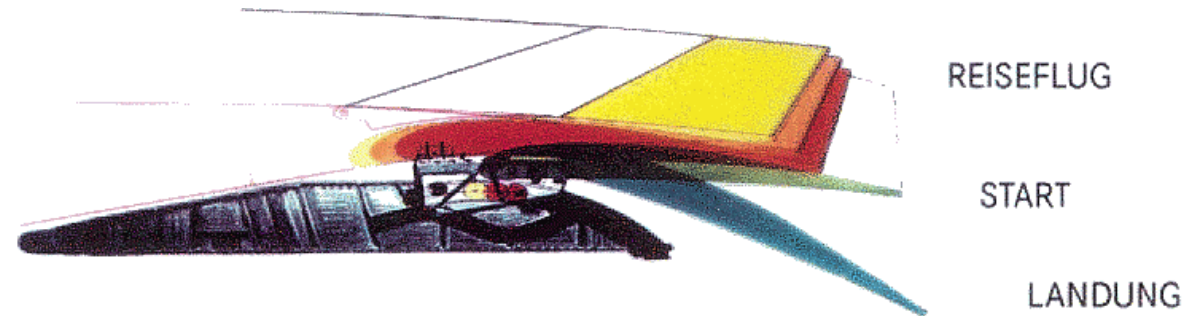
Beule am Tragflügel



Widerstandspolare mit und ohne Beule

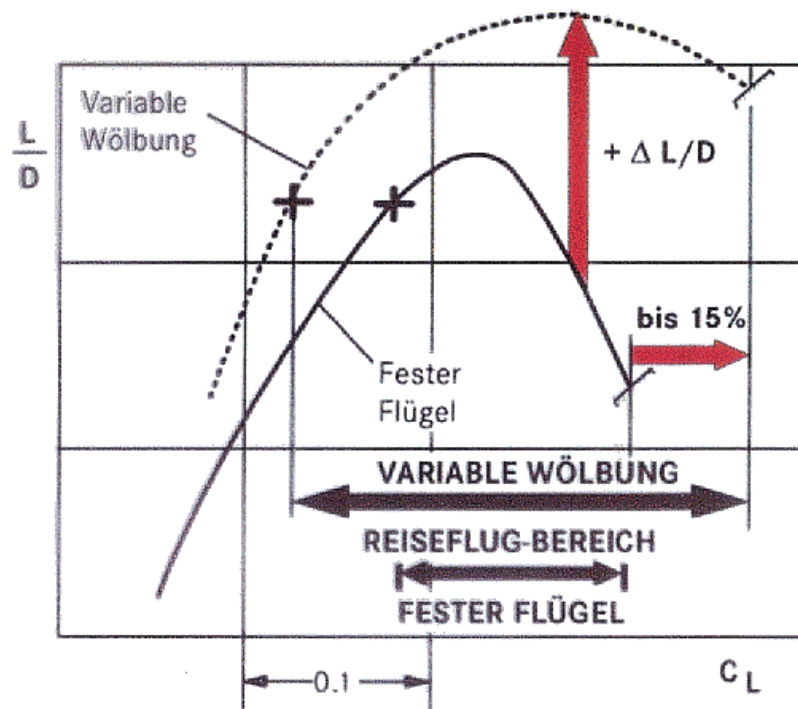


Adaptiver Flügel, Basislösung Variable Wölbung



LÖSUNGSWEG:

- Nutzung der Hochauftriebs- und Steuerflächen auch im Reiseflug



ZIELFUNKTION:

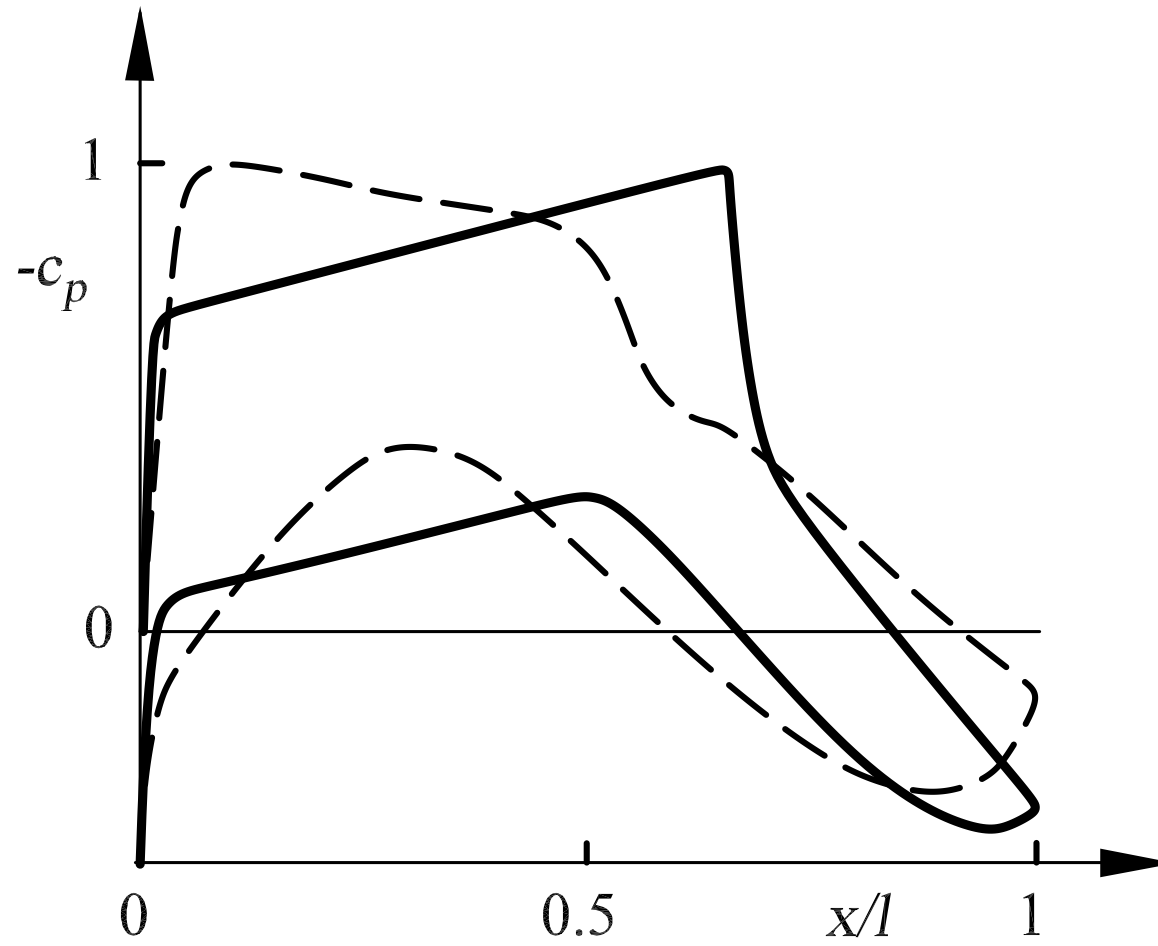
- Anpassung der Flügelprofilierung an die aktuellen Flugbedingungen (M, H, G)
- Reduzierter von "Entwicklungskompromiß zwischen Reiseflug und Off-Design"
- Kompensation von "Entwicklungs - Toleranzen" (Strukturmodell, aeroelast. Verformung, Aerodynamik, Windkanal zur Großausführung, Bautoleranzen)
- Flügel-Rumpf-Einstellwinkel
- Interferenzkontrolle Flügel/Triebwerk

RESULTAT:

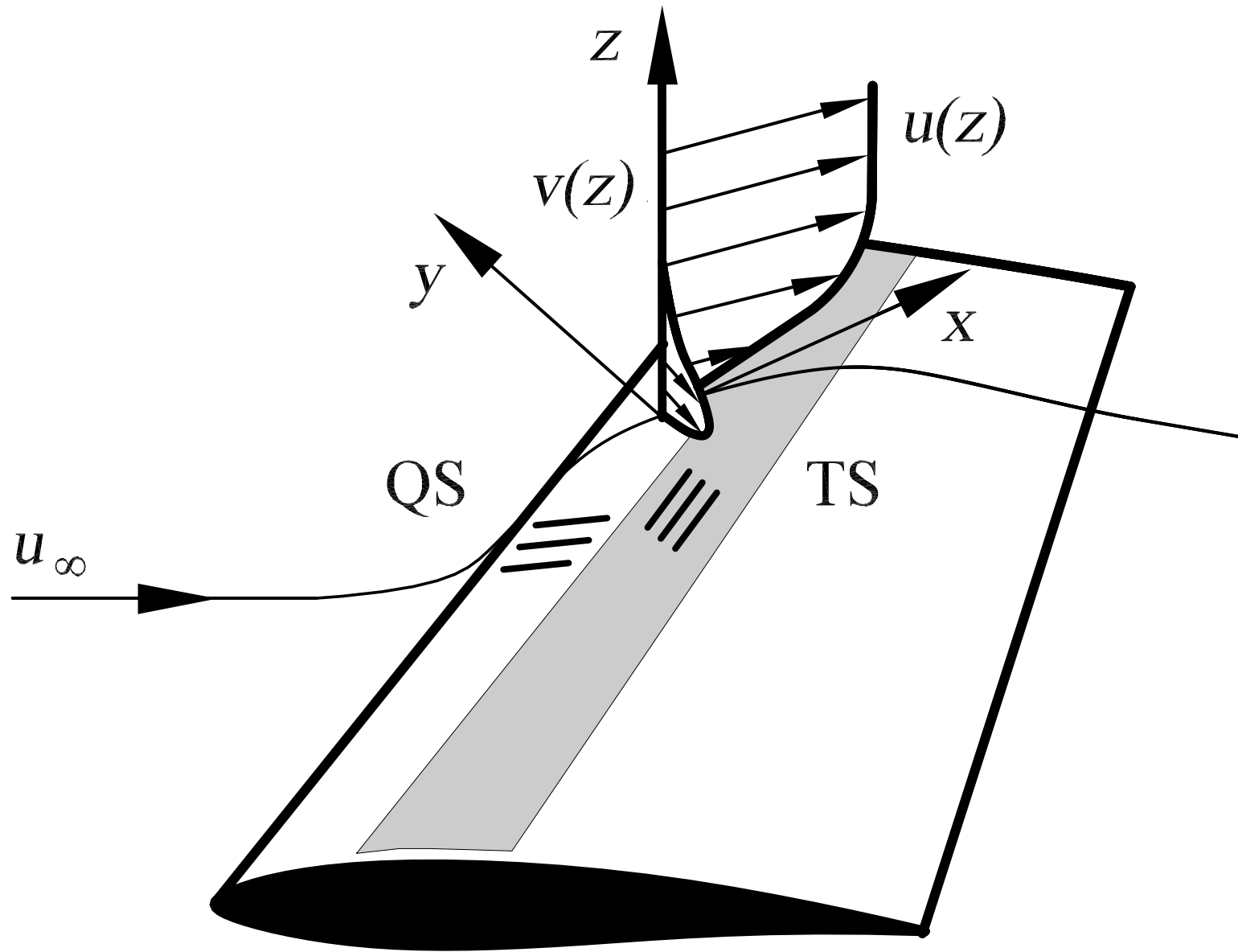
- Leistungsverbesserung/Lastkontrolle
- Operationelle Flexibilität
- Hohes Streck-Potential/Variantenfähigkeit
- Flügel mit verschiedenen Triebwerk-Konfigurationen möglich



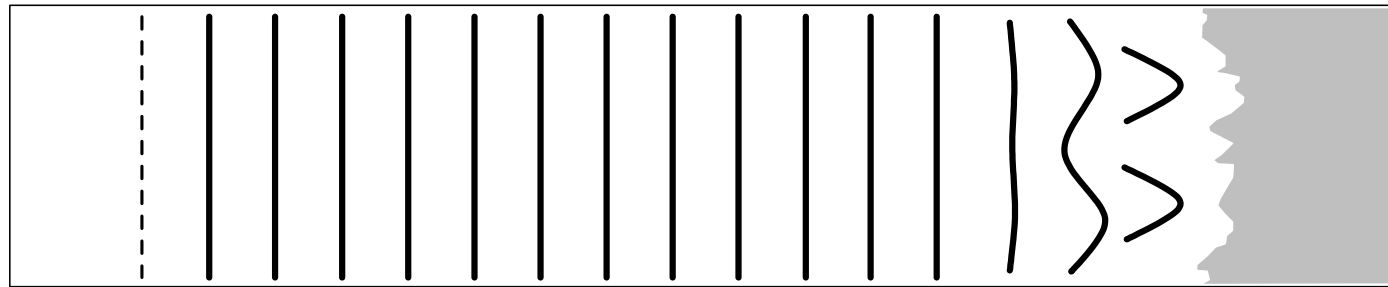
Transsonisches Profil



Pfeilflügel



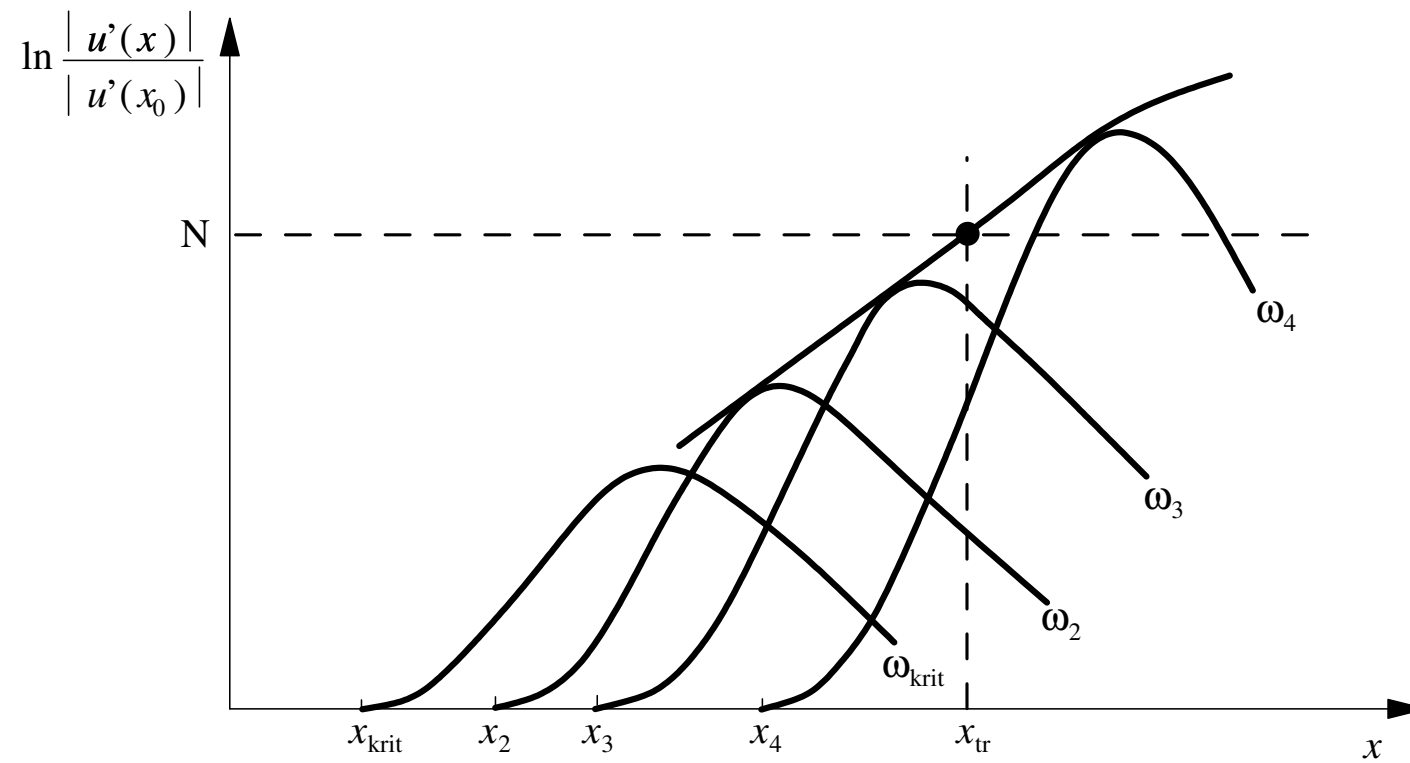
Transitionsvorhersage



x_{krit}

x_s

x_{tr}



$$\ln \frac{|u'(x)|}{|u'(x_0)|}$$

N

x_{krit}

x_2

x_3

x_4

x_{tr}

x

ω_{krit}

ω_2

ω_3

ω_4



Laminarprofil

Film Absaugung am Profil

Laminarflügel

Widerstandspolare

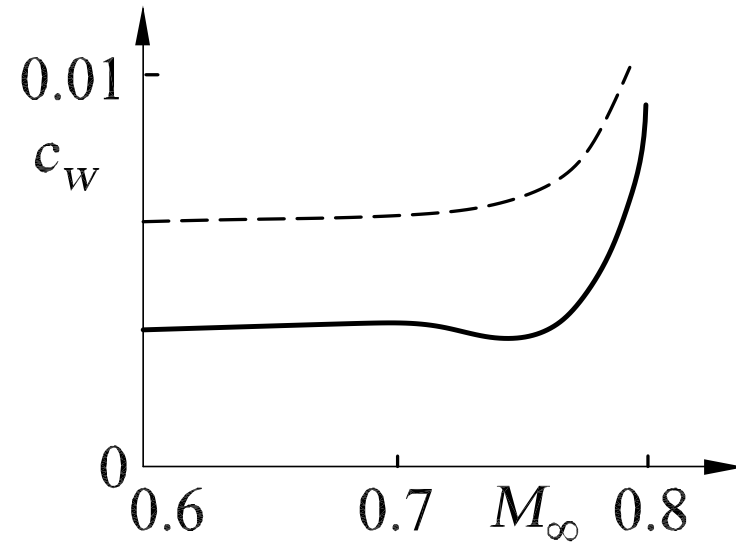
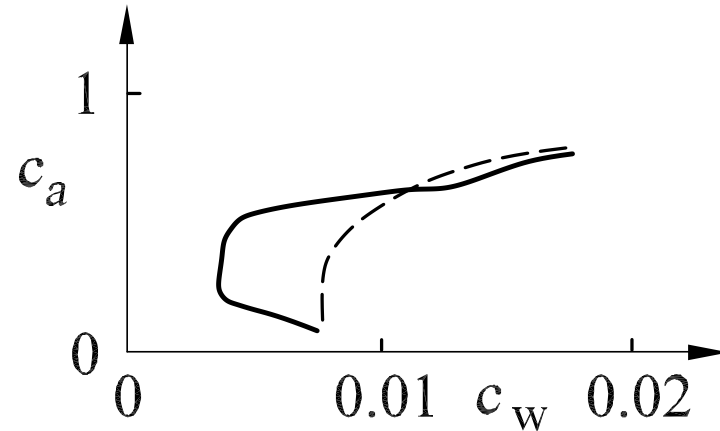
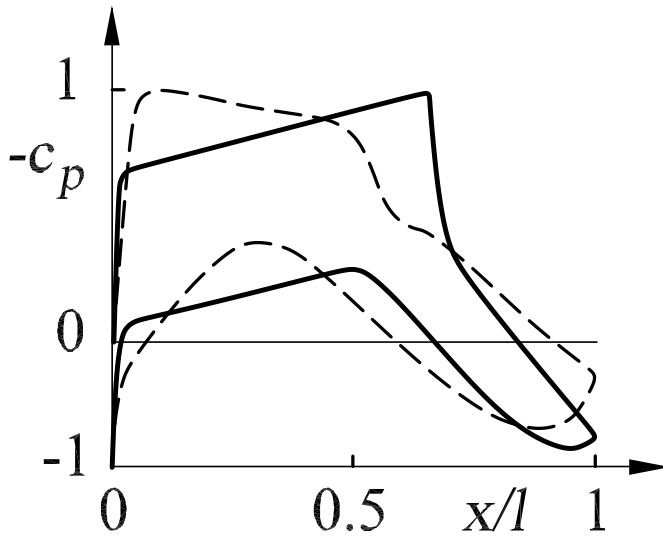
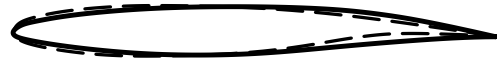
Widerstandsanteil
Airbus A340

Absaugung am Flügel

Verifikation am
Airbus-Seitenleitwerk



Laminarprofil



— — — konventionelles transsonisches Profil

———— Laminarprofil

$$M_\infty = 0.75$$

$$Re_\infty = 25 \cdot 10^6$$

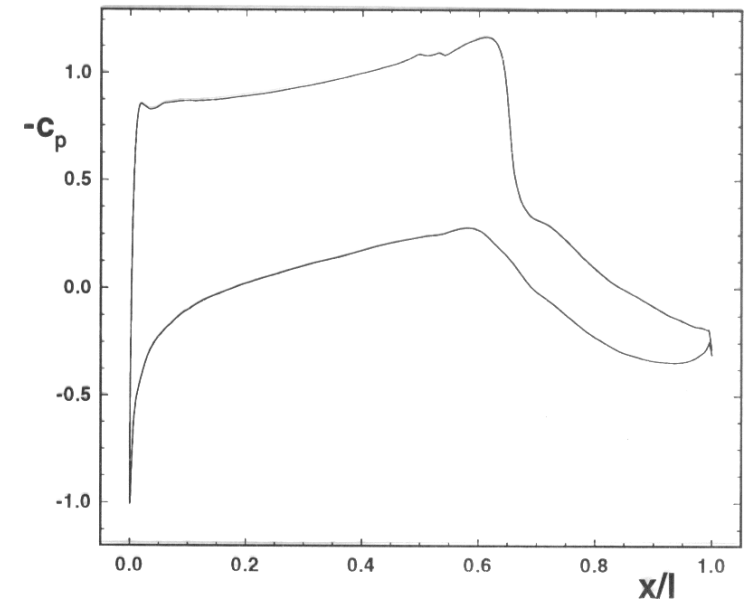
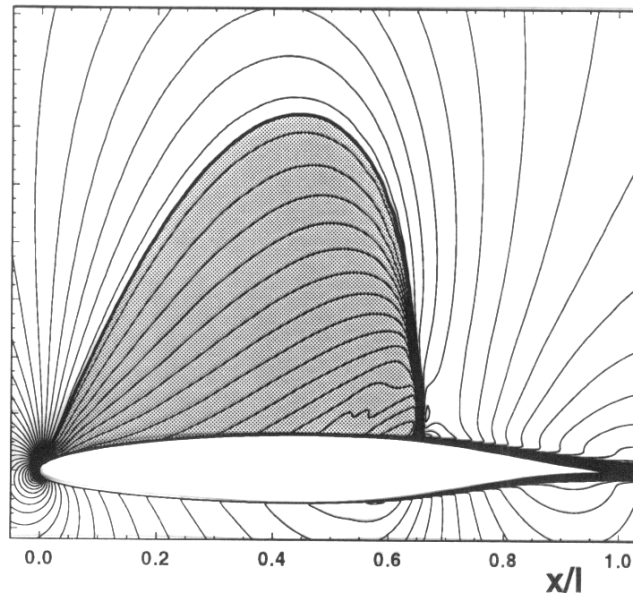
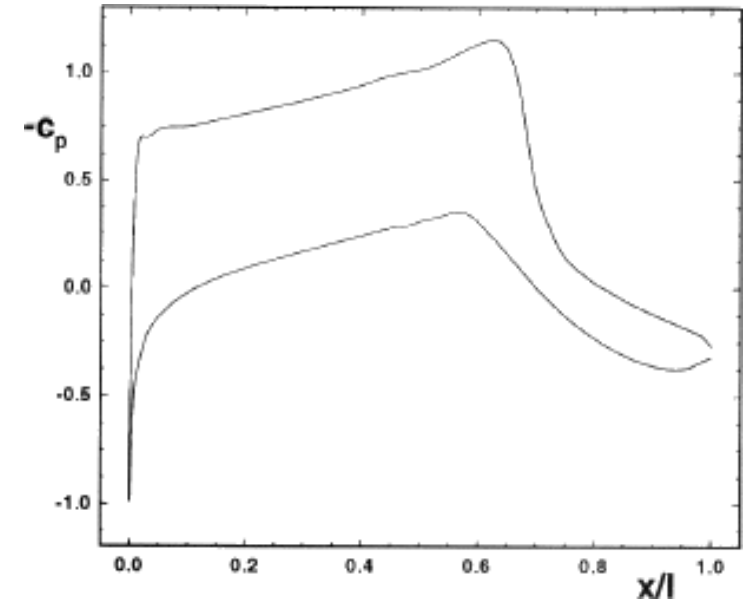
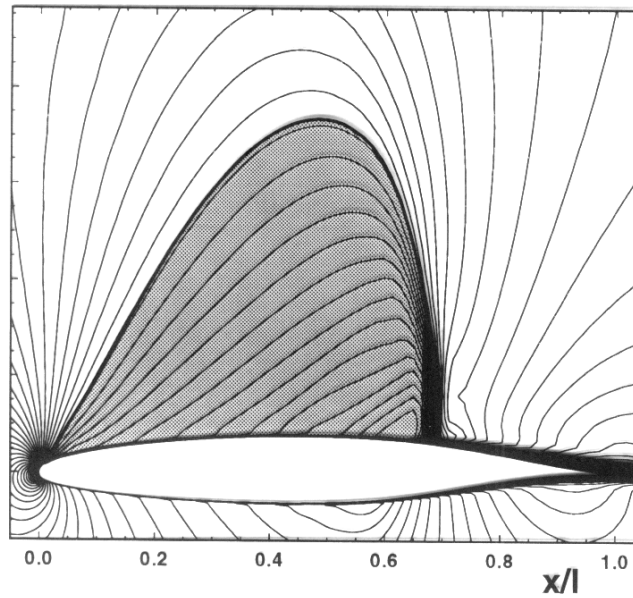
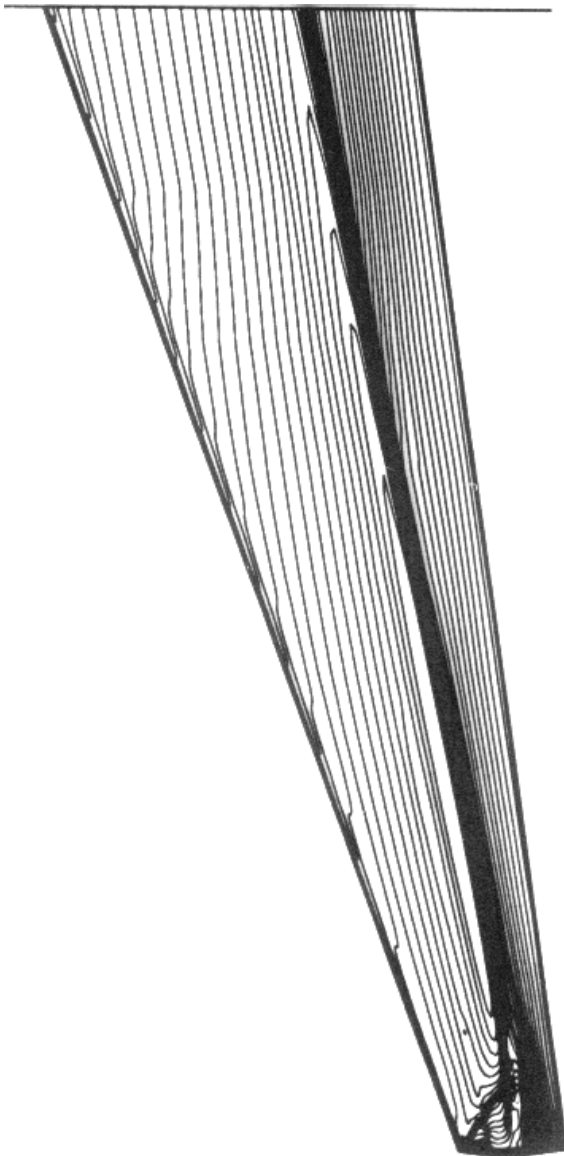
$$c_a = 0.5$$



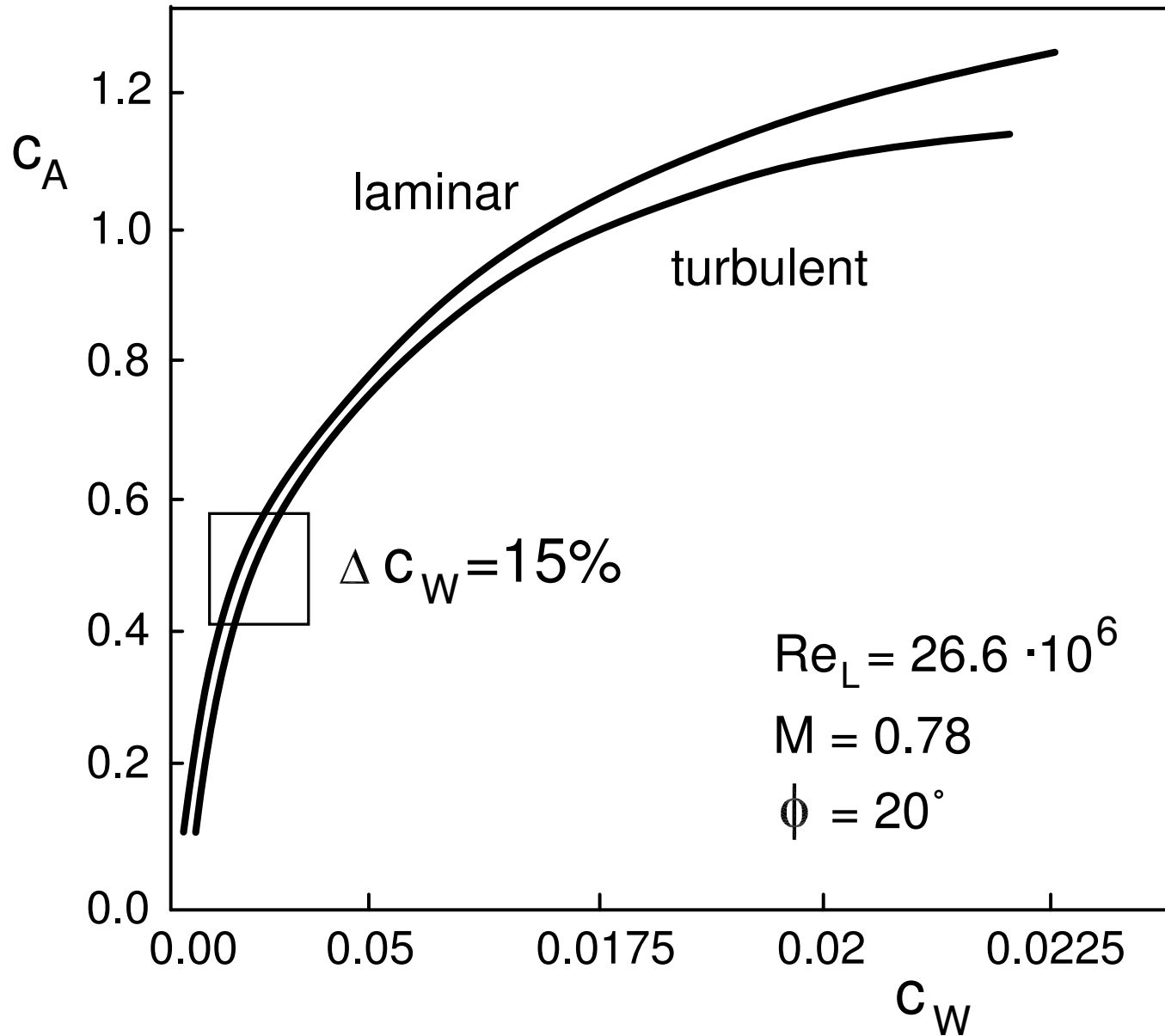
Film Absaugung am Profil



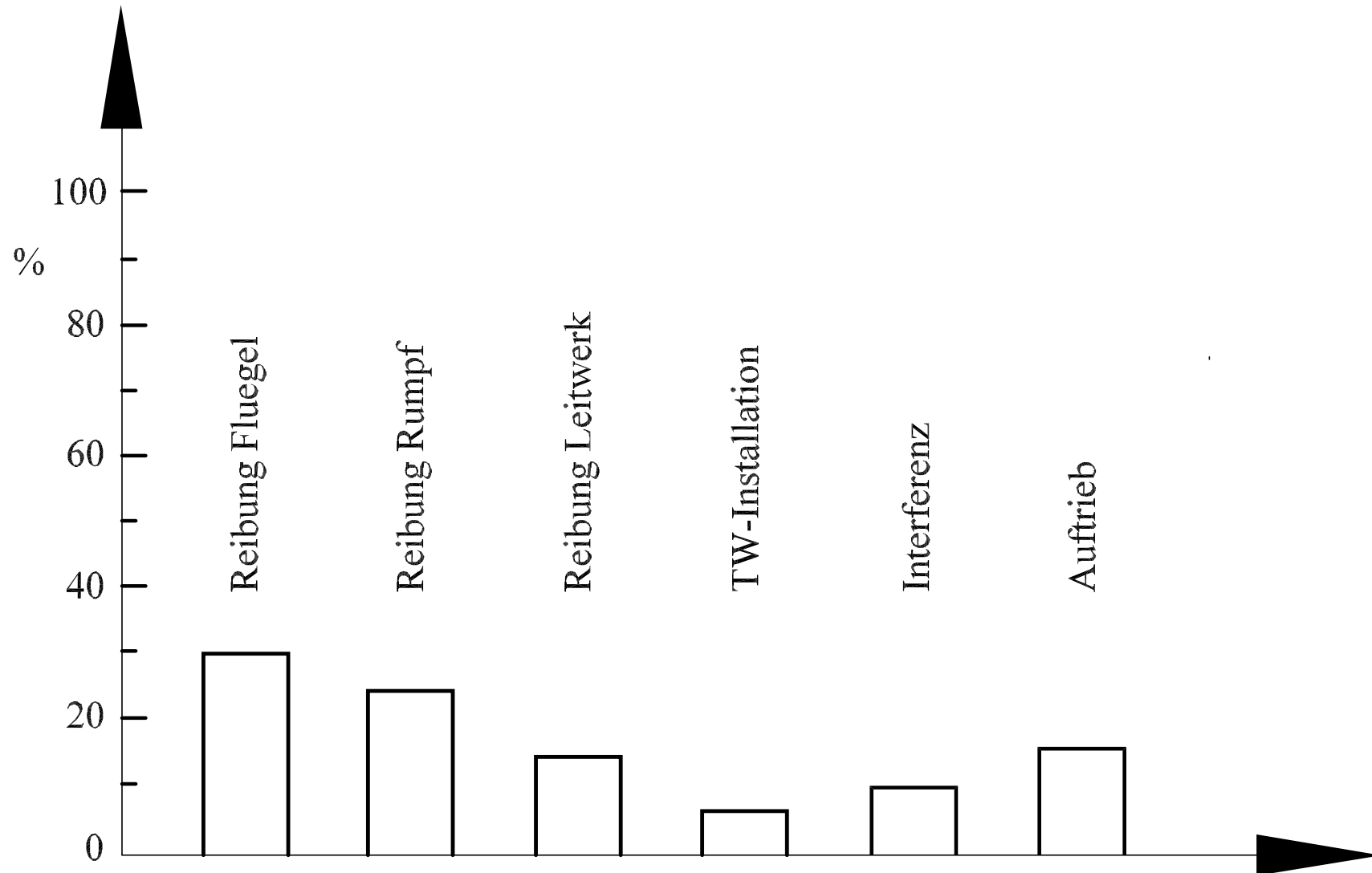
Laminarflügel, $\Phi = 20^\circ$



Widerstandspolare



Widerstandsanteile beim Airbus A340



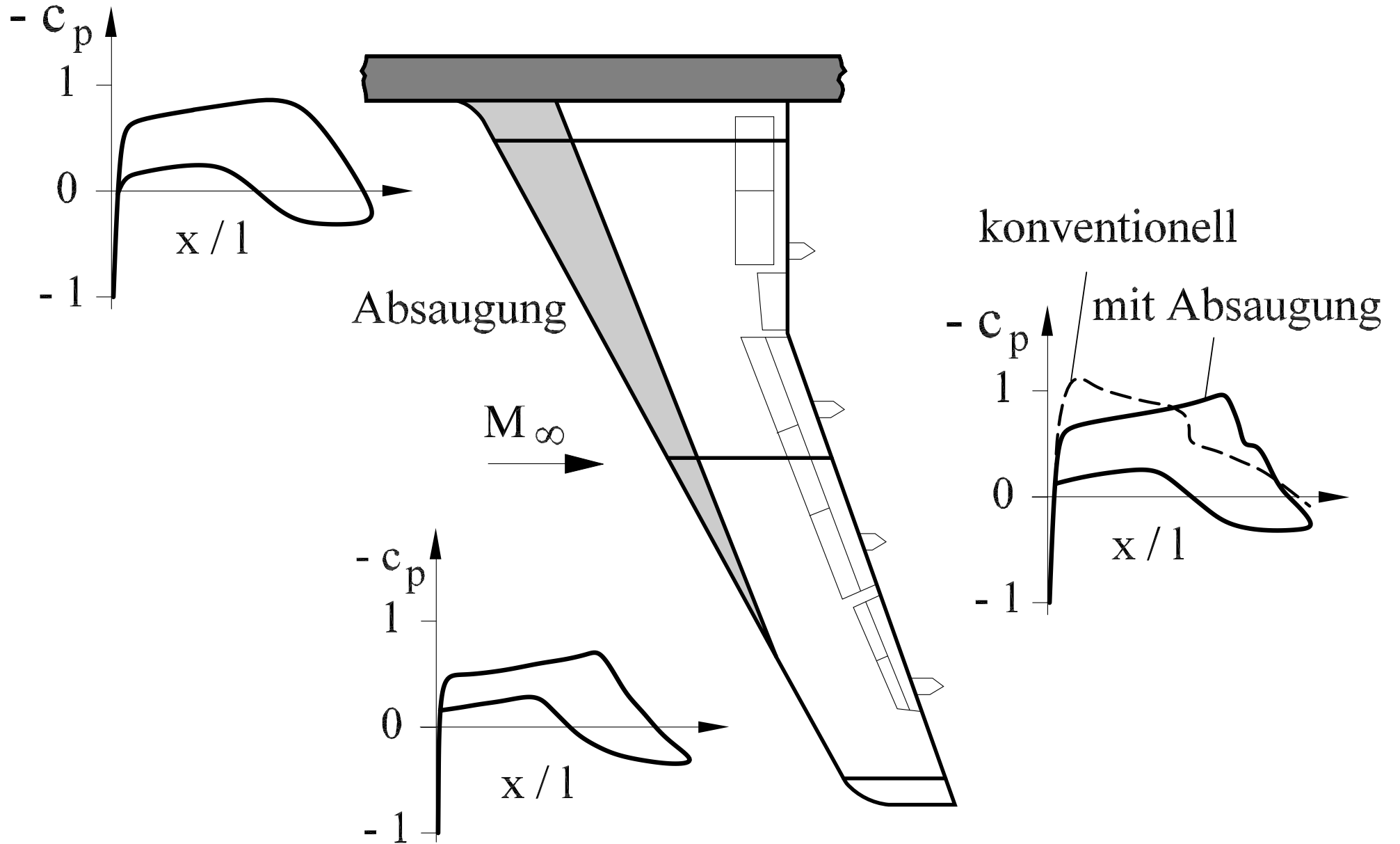
heutiger Verbrauch Kerosin/Jahr:

$45,52 \cdot 10^6$ l

33 000 t



Absaugung am Flügel



Verifikation am Airbus-Seitenleitwerk

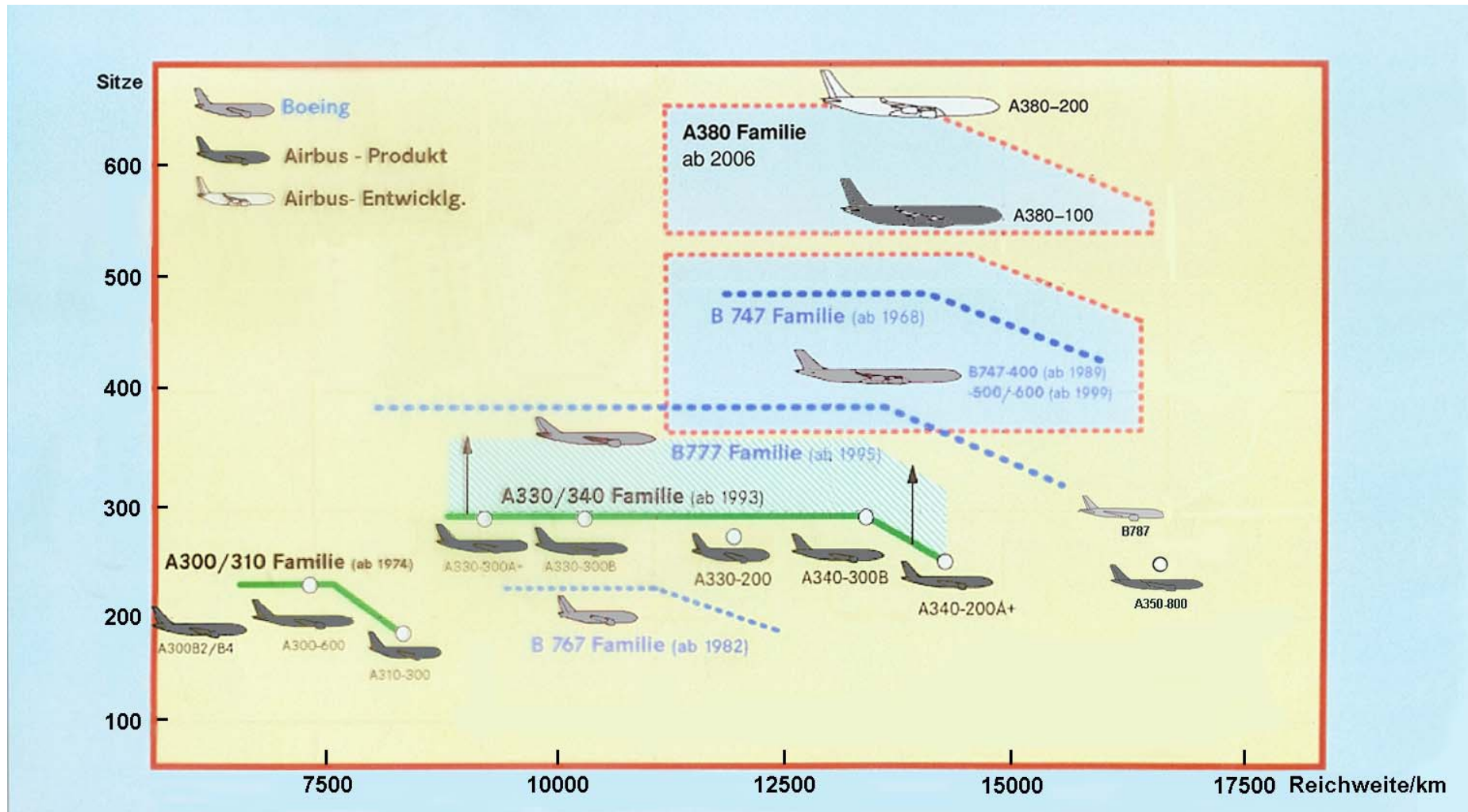


Inhalt

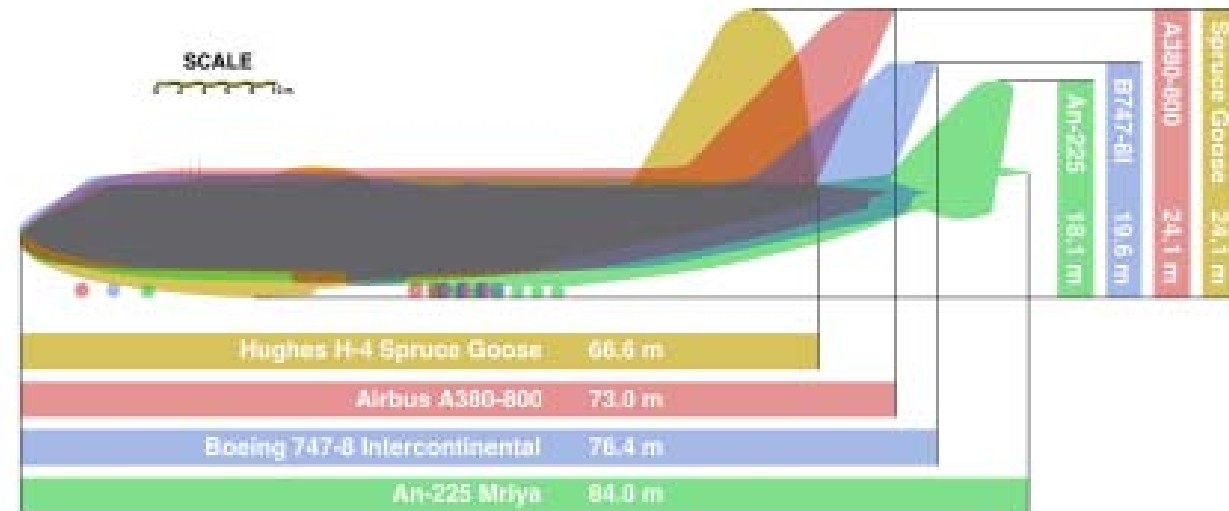
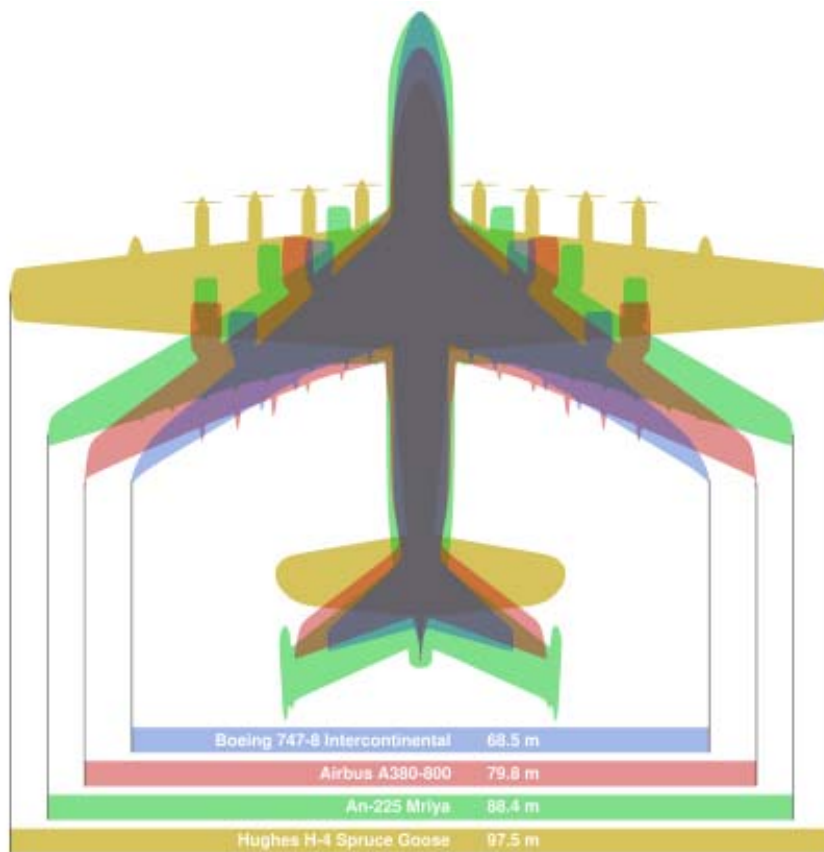
- **Verkehrsflugzeuge**
- **Airbus allgemein**
- **Der Airbus A380**
- **Der Airbus A350**
- **Die Boeing 787**
- **Future projects/Aerodynamik bei Airbus**



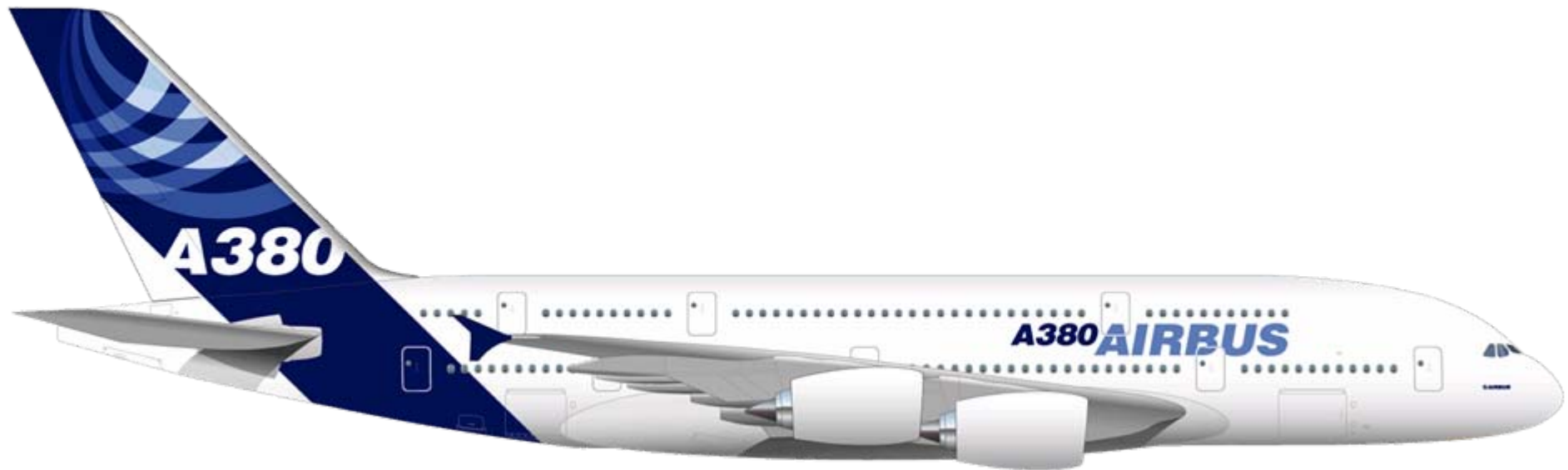
Flugzeugfamilien



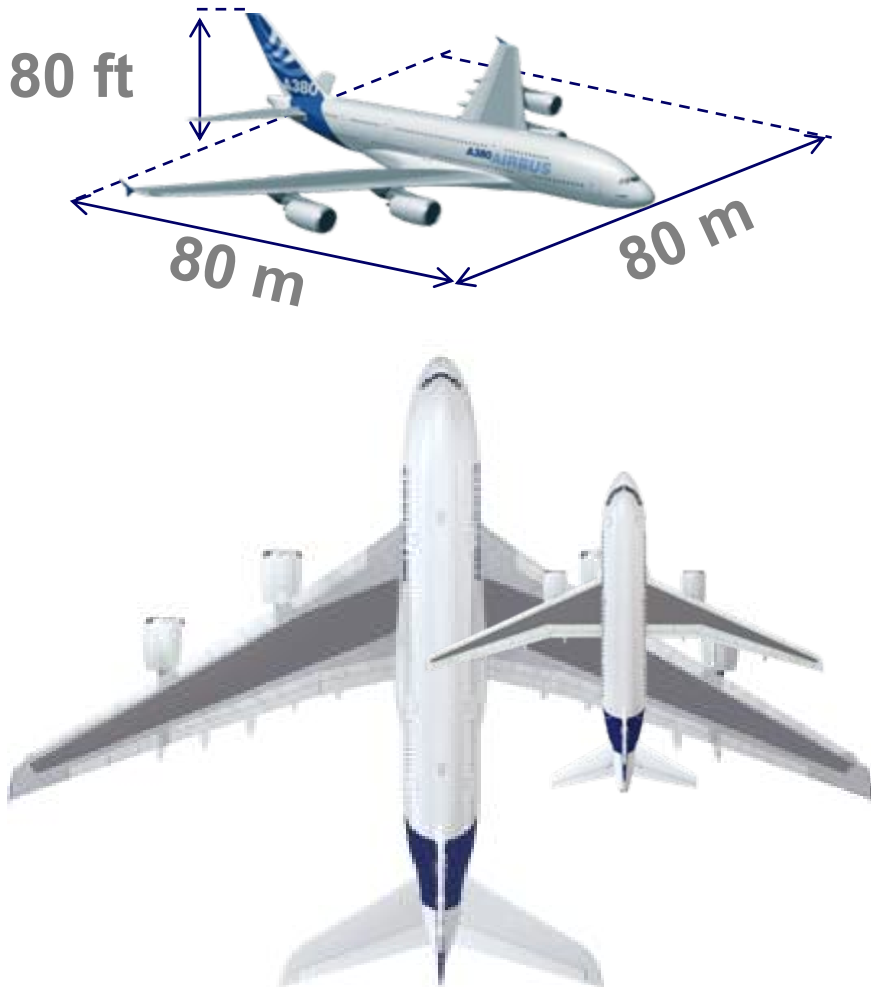
Flugzeugentwicklung



Airbus A380



Airbus A380

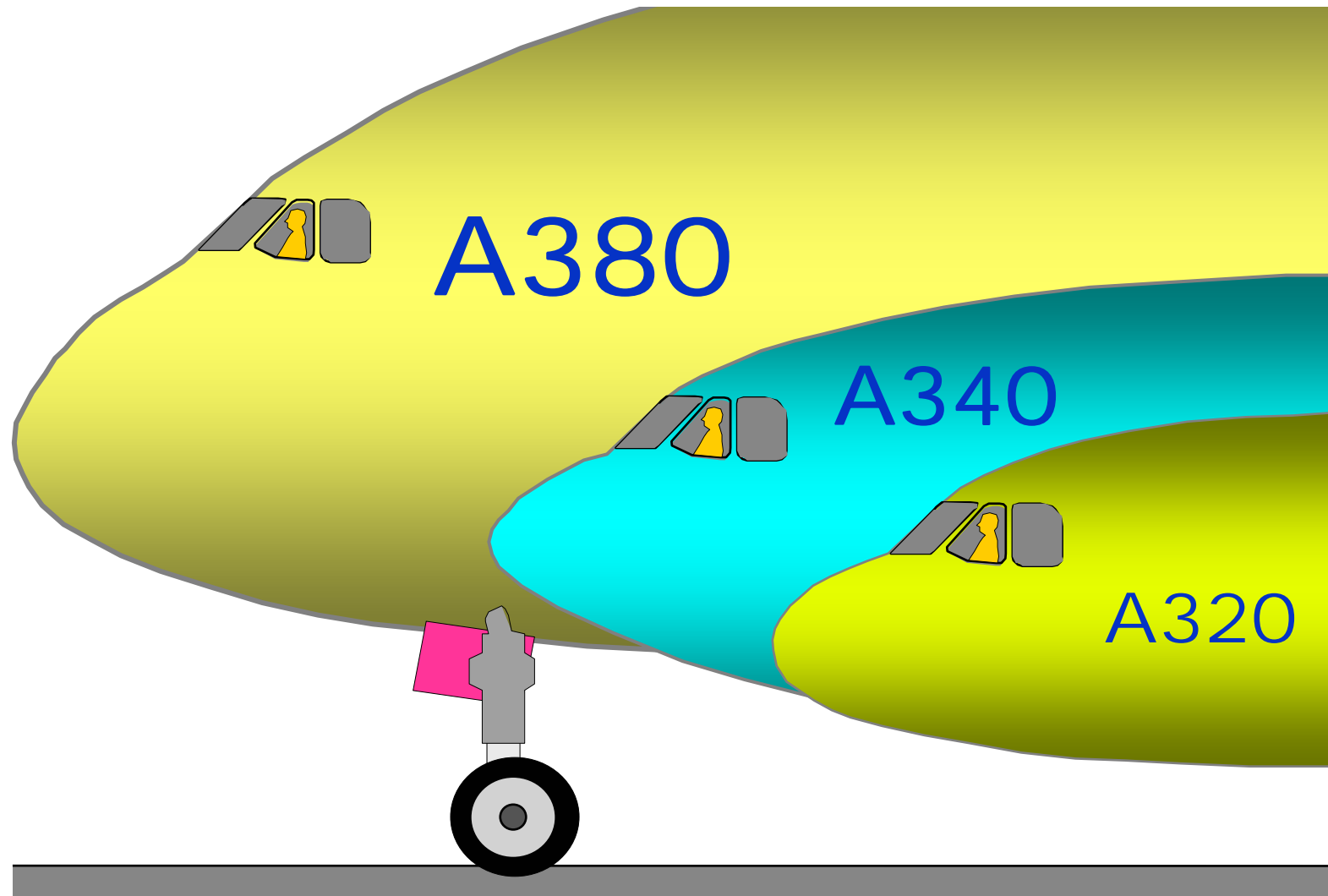


Variante	A380-800	A380-800F (Entwicklung zur Zeit eingefroren)	A380-900 (Entwicklungsbeginn ca. 2010)
Länge		72,30 m	79,40 m ?
Spannweite		79,80 m	
Höhe		24,10 m	
Kabinenlänge		50,68 m	? m
Rumpfdurchmesser		7,14 m x 8,40 m	
max. Kabinenbreite		5,92 m (Oberdeck) 6,58 m (Hauptdeck)	
Flügelfläche		846 m ²	
Flügel­pfeilung		33,5°	
Leitwerksspannweite		ca. 30 m	
Maximales Leergewicht	275 t	286 t	? t
Maximales Startgewicht (MTOW)	560 t	590 t	590 t ?
Maximales Landegewicht	386 t	427 t	? t
Typische Nutzlast	66,4 t	157,4 t	? t
Passagierkapazität (3 Klassen)	525	12	ca. 650
Passagierkapazität (max.)	853		ca. 960
Tankkapazität max.		310.000 l	370.000 l
Triebwerkstypen	Engine Alliance GP7200 Rolls-Royce Trent 970	Engine Alliance GP7277 Rolls-Royce Trent 970	Engine Alliance Rolls-Royce Trent
Schub	311 kN pro Triebwerk	340 kN pro Triebwerk	?kN pro Triebwerk
Maximale Fluggeschwindigkeit	Mach 0,95 ^[35]		
Wirtschaftlichste Geschwindigkeit	Mach 0,85		
Reichweite	15.000 km	10.400 km	ca. 14.200 km
Dienstgipfelhöhe		42.980 ft 13.100 m	?ft ?m
Durchschnittliche Startrollstrecke	3.353 m	3.231 m	?m

Wikipedia/AIRBUS



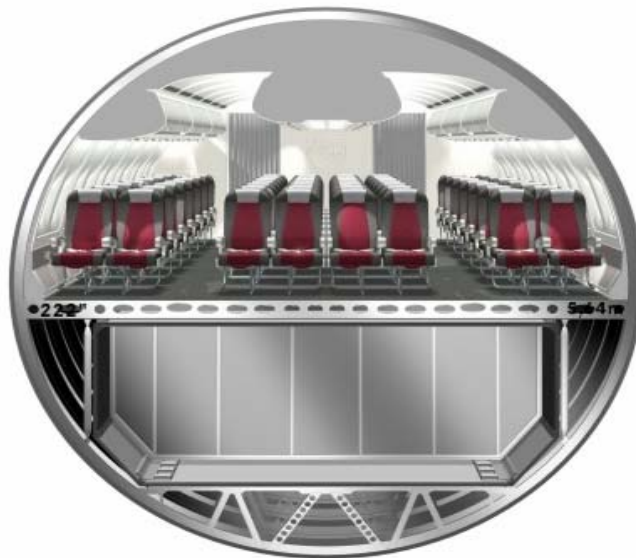
A380 Dimensionen



A380 Dimensionen



A318 / A319 / A320 / A321



A300 / A310 / A330 / A340

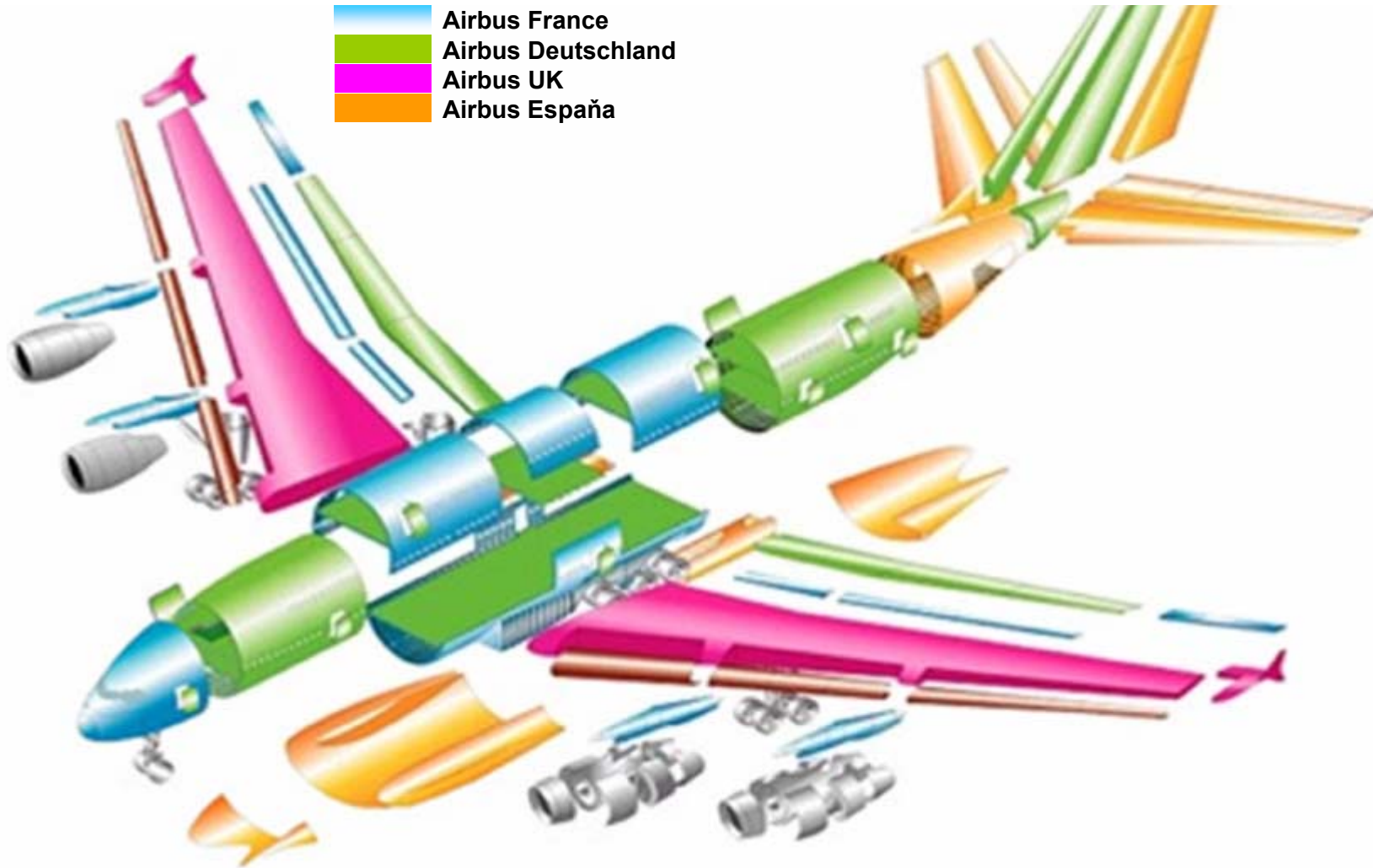


A380

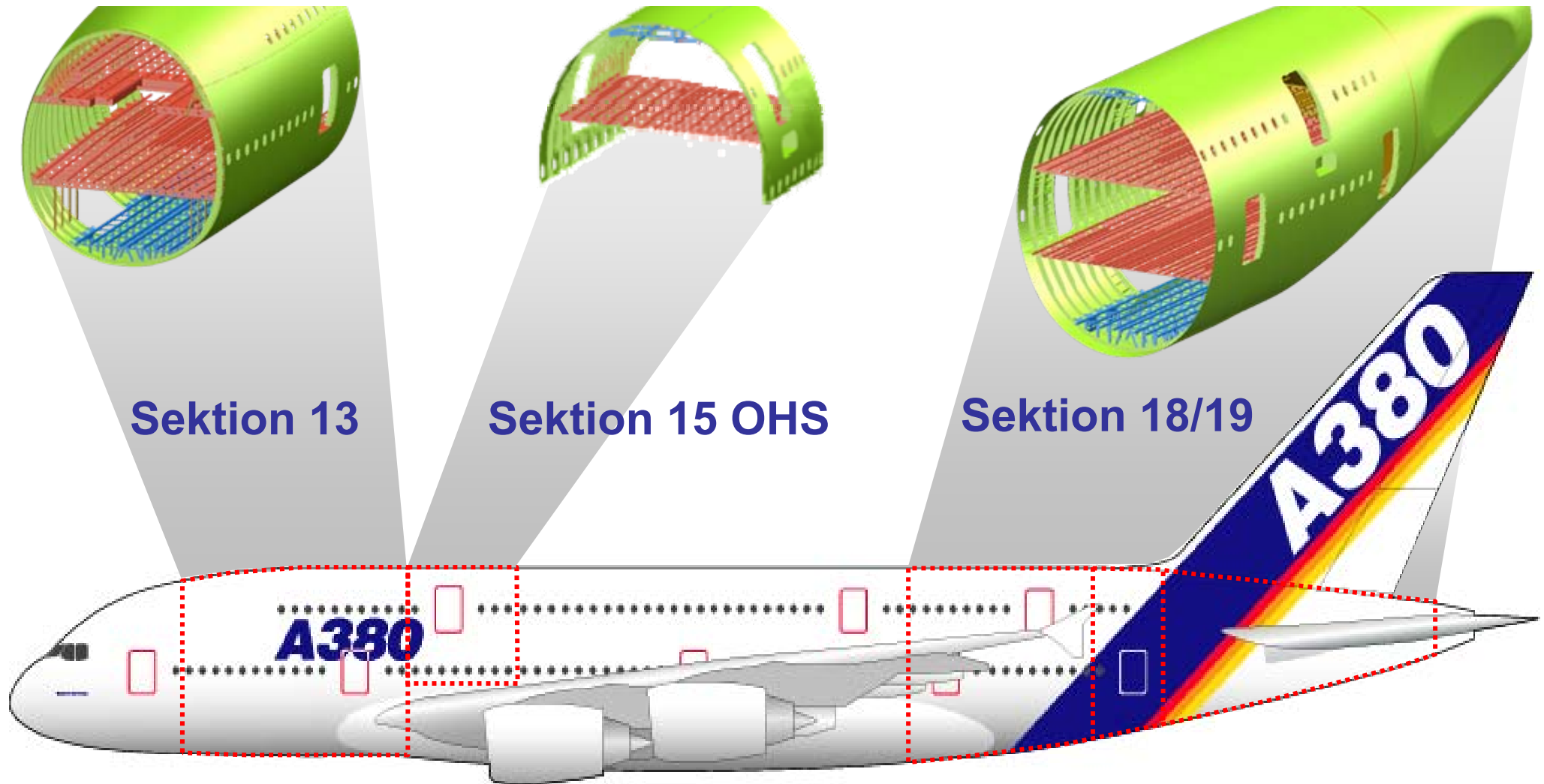


A380 Arbeitsanteile

-  Airbus France
-  Airbus Deutschland
-  Airbus UK
-  Airbus España



A380 Baugruppen



A380 „Making-of“



A380 „Neue Technologien“



CFK-Druckkalotte

Flügel-
Aerodynamik
(nach 3D-Entwurf)

Völlig neues
Kabinenkonzept

Cockpit
(Optimierte
Schnittstelle
Mensch-Maschine)

CFK-Leitwerk

Triebwerke:
leiser &
sparsamer

Neue Materialien
(z.B. GLARE)

Optimierte
mechanische,
hydraulische
und elektrische
Systeme

Neue
Fertigungsverfahren
(z.B. LASER Beam Welding)



A380 „Neue Technologien“

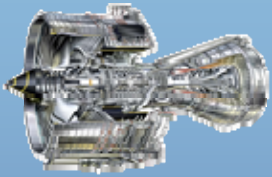
Der erste Langstrecken-Flieger mit weniger als 3 Liter pro Pax/100km Treibstoffverbrauch



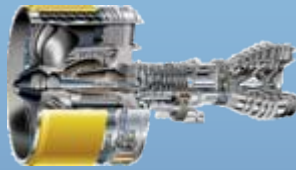
Weniger Lärm

 **Rolls-Royce**

Trent 900



GP7200



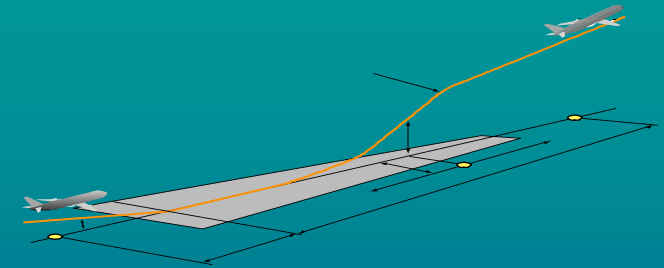
- *Neue high by-pass ratio Motoren*

Airframe/Nacelles



- *Optimierung des Hochauftriebssystems*
- *Akustische Aufbereitung der nacelles*

Performance



- *Bessere Steigleistung und geringere Landeanflug-Geschwindigkeit.*
- *Flight Management System für optimierte Starts und Abnahmen*

***Die Hälfte des Lärmpegels
der 747-400***

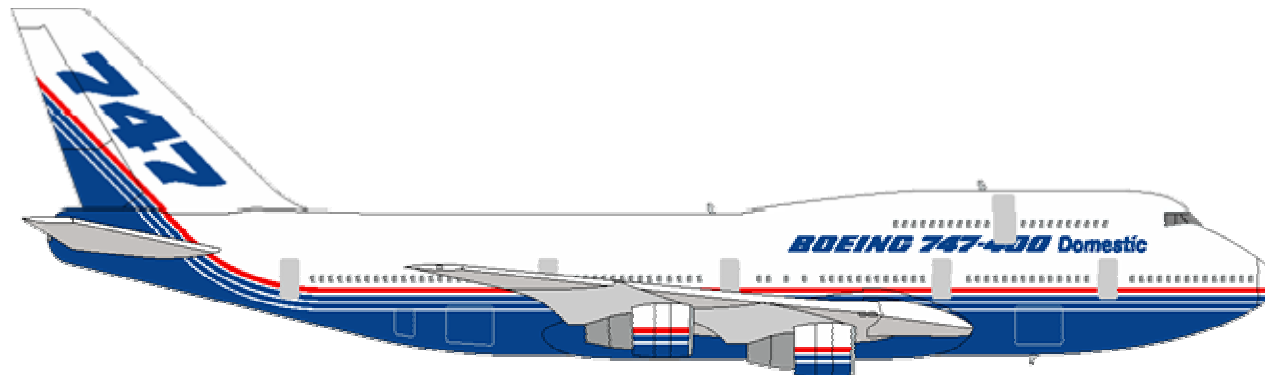


LÄRM ?

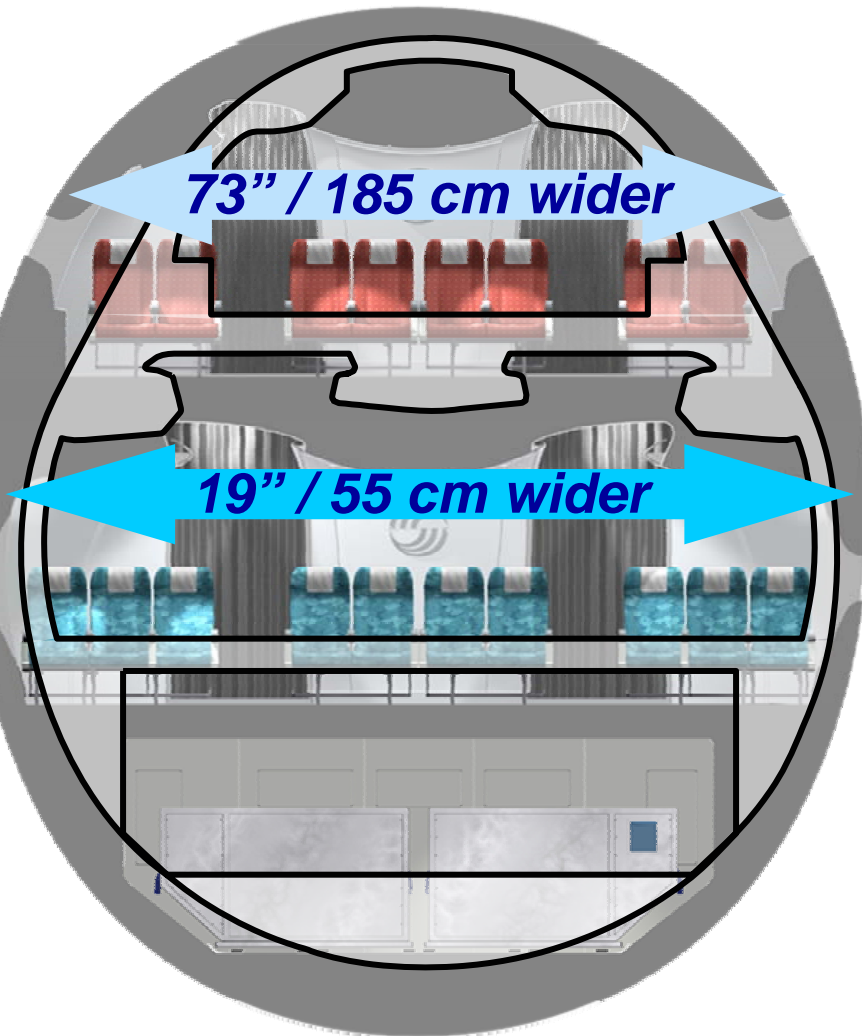
WO DENN DAS?



Vergleich Airbus/Boeing



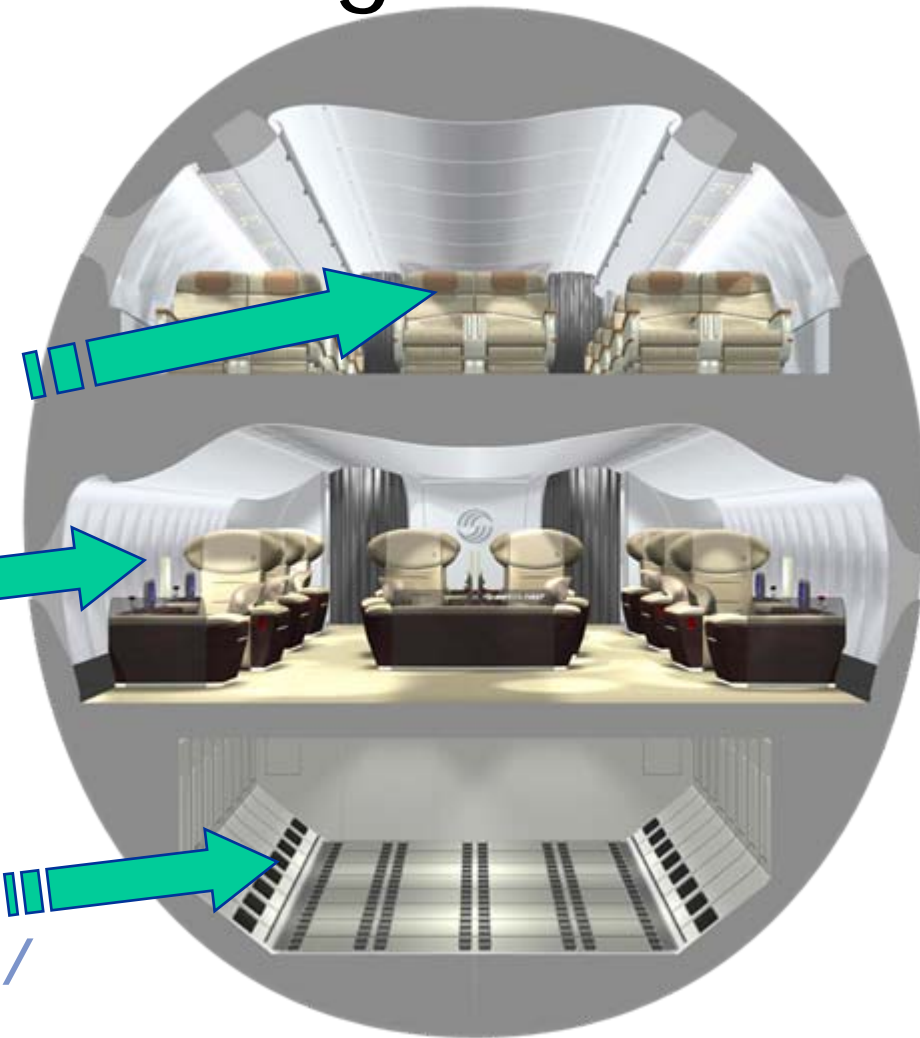
Vergleich Airbus/Boeing



A330/A340

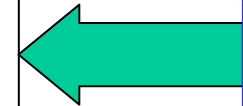
747 +

Standard
containers /
pallets



A380-800

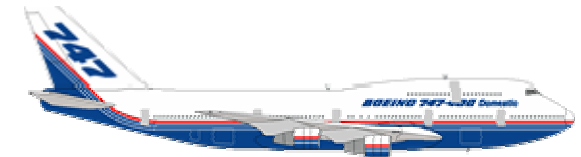
Take-off: 9,800ft (2990m)



1,800ft (550m) less

747-400

Take-off: 11,600ft (3530m)



A380-800

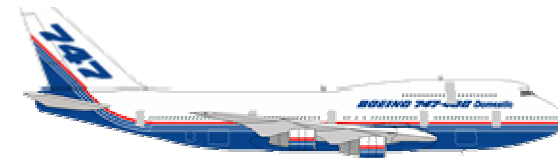
Landing: 6900ft (2103m)



500ft (150m) less

747-400

Landing: 7,400ft (2260m)



**Die A380
kann überall
dort
betrieben
werden, wo
es die 747
auch kann**



Boeing 787 - Dreamliner



Komplett dreidimensional ausgelegter Flügel



Boeing 787 - Dreamliner

Kenngröße	Boeing 787-3	Boeing 787-8	Boeing 787-9	Boeing 787-10*
Einsatzbereich	Mittelstrecke	Langstrecke	Langstrecke	Langstrecke
Länge	55,50 m		63 m	68,9 m
Spannweite	52 m	58,8 m	60 m	
Flügel­feilung	32,2°			
Rumpfdurchmesser	5,74 m			
Sitzplätze ca.	290-330	210-250	250-290	300-350
max. Startgewicht (MTOW)	165.100 kg	233.000 kg	244.940 kg	
Antrieb	General Electric GEnx oder Rolls-Royce Trent 1000			
Reisegeschwindigkeit	Mach 0,85			
Reichweite ca.	2.500 - 3.050 nm ^[30] (4.650 - 5.640 km)	7.650 - 8.200 nm ^[31] (14.200 - 15.200 km)	8.000 - 8.500 nm ^[32] (14.800 - 15.750 km)	8.477 nm ~ 15.700 km
Erste Kundenauslieferung	2013 (geplant)	Ende 2009 (geplant)	2012 (geplant)	k.A.
Kerosinverbrauch	2,5 Liter/100 km/Passagier (Hypothetisch, rechnerischer Wert laut Hersteller) ^[33]			

Wikipedia/AIRBUS



15-20% geringerer
Kerosinverbrauch

200-290 PAX

Mach 0,85

Bis zu 8500 nm



Erhöhter
Kabinenkomfort

Launch im
April 2004

CFK-Einsatz

EIS geplant
für 2008

Sportliche Optik

Kurze
Fertigungszeiten



Airbus A350XWB



Airbus A350

Airbus A350 (erster Entwurf)

Variante	A350-800	A350-900
Erstflug (projektiert)	2009	
Indienststellung (projektiert)	2011	
Länge	58,8 m	65,2 m
Spannweite	61,1 m	61,1 m
Höhe	17,4 m	17,4 m
Rumpfdurchmesser	5,64 m	5,64 m
Max. Kabinenbreite	5,28 m	5,28 m
Flügelfläche	362 m ²	362 m ²
Flügel­pfeilung	30°	30°
Leer	124.100 kg	130.700 kg
Maximales Startgewicht (MTOW)	245.000 kg	245.100 kg
Passagierkapazität	253 (3-Klassen)	300 (3-Klassen)
Max. Frachtkapazität	26 LD3s	34 LD3s
Triebwerkstypen	2 General Electric GEnx 1A oder Rolls-Royce Trent 1711 Turbofan Strahltriebwerke	
Schub	560-668 kN (280-334 kN pro Triebwerk)	
Reisegeschwindigkeit	Mach 0,85 (900 km/h in 11000 m Höhe)	
Maximale Geschwindigkeit	Mach 0,86	
Reichweite	16.300 km	13.890 km

Wikipedia/AIRBUS



Airbus A350XWB

Airbus A350 XWB

Variante	A350-800	A350-900	A350-900R	A350-900F	A350-1000
Erstflug	n/a	2011	n/a	n/a	n/a
Indienststellung	Mitte 2014	Mitte 2013	Mitte 2016	Mitte 2017	Mitte 2015
Länge	60,60 m	66,90 m	66,90 m	66,90 m	73,90 m
Spannweite	64 m				
Höhe	16,90 m				
Rumpfdurchmesser	5,97 m				
Max. Kabinenbreite	5,61 m				
Flügelfläche	443 m ²				
Flügelspannweite	35°				
Leergewicht	n/a				
Maximales Startgewicht (MTOW)	245 t	265 t	295 t	295 t	295 t
Maximales Landegewicht	182,5 t	202,5 t	n/a	n/a	225,5 t
Treibstoffkapazität	150.000 l	150.000 l	n/a	n/a	150.000 l
Passagierkapazität (3 Klassen)	270	314	310	n/a	350
Max. Frachtkapazität	n/a	über 20 t	n/a	ca. 90 t Fracht	n/a
Triebwerkstypen	2 Rolls-Royce Turbofan Strahltriebwerke Trent XWB ¹				
Schub	658 kN (329 kN pro Triebwerk)	740 kN (370 kN pro Triebwerk)	818 kN (409 kN pro Triebwerk)		
Max. Reisegeschwindigkeit	Mach 0,89				
Max. Geschwindigkeit	n/a				
Reichweite (mit max. Passagierzahl)	15.400 km	15.000 km	ca. 17.600 km	über 9.250 km	14.800 km
Listenpreis	215 Mio. US\$				

Wikipedia/AIRBUS



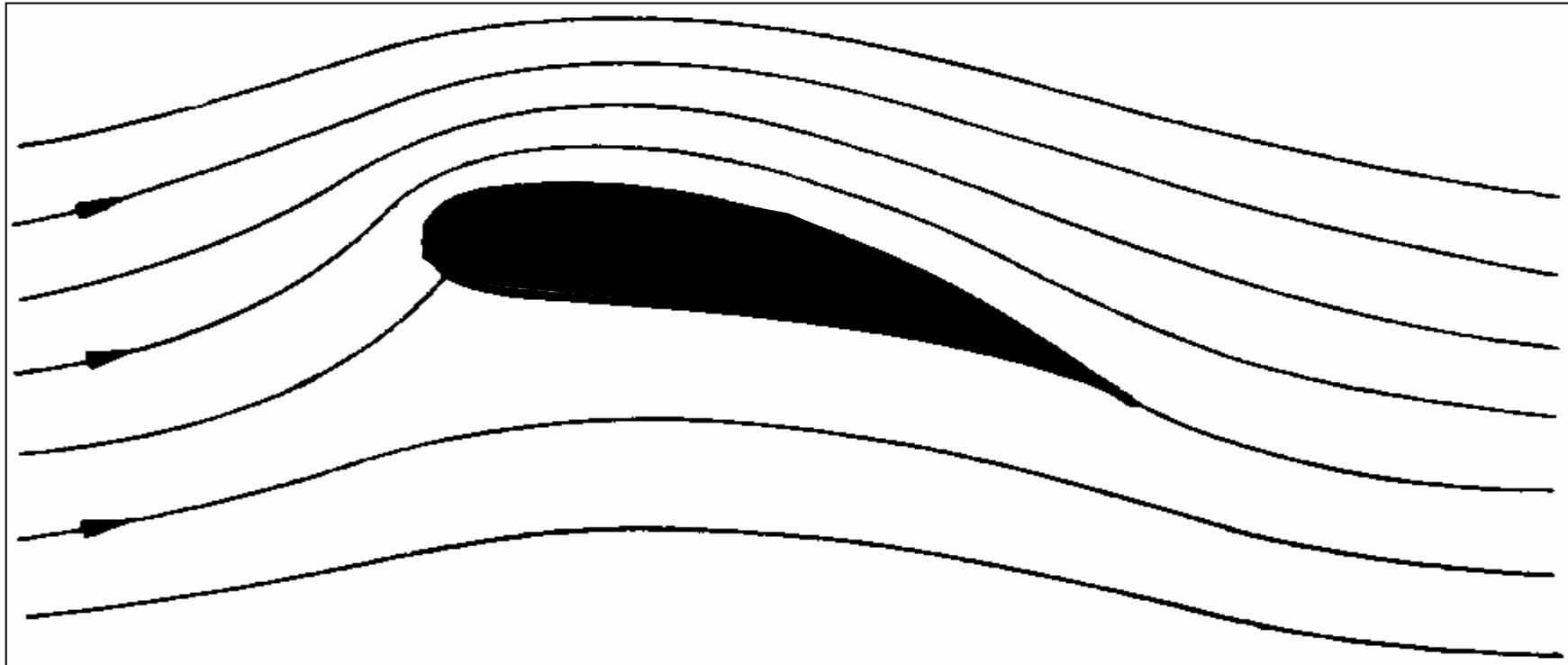
Optischer Vergleich A350/B787





Aerodynamik in der Flugzeugentwicklung

Potentialtheorie



Hochauftriebssysteme



Aerodynamik: Simulationen

