

STAB-MITTEILUNGEN

Nr. 2 / 1983

ERSCHEINUNGS-DATUM: JULI 1983

VORWORT

Das vorliegende Heft Nr.2 / 1983 der "STAB-MITTEILUNGEN" ist schwerpunktmäßig dem STAB-Workshop gewidmet, der vom 7. bis 8. März 1983 im DFVLR-Forschungszentrum AVA Göttingen stattfand. Dieser Workshop diente vorrangig der Diskussion bereits früher verabredeter Schwerpunktthemen (s.u.) und der erzielten Arbeitsfortschritte sowie der Förderung der Zusammenarbeit zwischen den STAB-Projektgruppen und -Fachkreisen.

Z.Zt. existieren die folgenden konfigurationsbezogenen Projektgruppen: (Namen der Sprecher in Klammern)

- Flügel großer Streckung (Prof. Thiede, MBB-UT)
- Flügel kleiner Streckung (Dipl.-Ing. Sacher, MBB-UF)
- Drehflügel (Dipl.-Ing. Polz, MBB-UD)
- Flugkörper/Rümpfe (Dr. Dallmann, DFVLR)

und nachfolgende grundlagenorientierte Fachkreise:

- Physikalische Grundlagen (N.N.)
- Mathematische Grundlagen (Prof. Törnig, TH Darmstadt)
- Numerische Simulation (Dr. B. Wagner, Dornier)
- Meßtechnik (Dr. H.U. Meier, DFVLR)
- Anlagen (Dr. Lorenz-Meyer, DFVLR).

Gem. Beschluß des AG STAB-Programm-Ausschusses vom 24. März 1982 werden z.Zt. nachstehende Schwerpunktthemen bearbeitet:

- Stoß-Grenzschicht-Interferenz (Prof. Thiede, MBB-UT)
- Blattspitzenumströmung (Dipl.-Ing. Polz, MBB-UD)
- Heckablösung (Dr. Dallmann, DFVLR)
- Wirbelplatzen (Dipl.-Ing. Sacher, MBB-UF)
- Grundlagenuntersuchungen zur Turbulenzmodellierung abgelöster Strömungen (neuer Text) (Dr. Oertel, DFVLR)
[früher: Strömungsmechanische Instabilitäten/Transition und Turbulenz].

Deren Bearbeitung erfolgt für die vier erstgenannten Themen in den Projektgruppen Flügel großer Streckung, Drehflügel, Flugkörper/Rümpfe bzw. Flügel kleiner Streckung, während die fünfte Thematik übergeordneten Charakter hat und wesentlich grundlagenbezogen ist.

Das in diesem Heft zusammengestellte Informationsmaterial zum STAB-Workshop gliedert sich entsprechend den genannten Schwerpunktthemen. Es enthält - soweit verfügbar - die Kurzfassungen der von den Teilnehmern abgegebenen Statements sowie einführende Erläuterungen.

Beigefügt finden sich Berichte der Fachkreise, von denen die drei letztgenannten ebenfalls Sitzungen anlässlich des STAB-Workshops abhielten.

Die Workshop-Berichte werden eingerahmt durch Notizen aus dem Hochschulbereich und der DFVLR am Anfang des Heftes sowie eine Pressemeldung am Schluß.



(Dr. K. Robert)

23.6.83

Bericht aus der RWTH Aachen

Prof. E. Krause, Ph.D.

- 1) Das Volkswagenwerk veranstaltete am 2./3. Dezember 1982 ein internationales Symposium über "Vehicle Aerodynamics". Das Symposium umfaßte drei Sitzungen. Die erste befaßte sich mit experimentellen Untersuchungen zur Widerstandsverminderung, die zweite mit Sonderproblemen der Flugzeugaerodynamik und die dritte mit numerischen Methoden. In dieser Sitzung wurden 4 Testrechnungen für ein zweidimensionales Modell, das von VW vorgeschlagen worden war, diskutiert.
Das Symposium fand allgemein großen Anklang. Es enthielt u.a. auch eine Diskussion über den Einfluß der Aerodynamik auf zukünftige Entwurfsmethoden.
- 2) Der Sonderforschungsbereich 25 "Wirbelströmungen in der Flugtechnik" an der RWTH Aachen wurde am 16./17. September 1982 begutachtet. Der SFB besteht aus drei Projektbereichen, von denen der Projektbereich A "Ausbildung von Vorderkantenwirbeln" drei Teilprojekte umfaßt, der Projektbereich B (5 Teilprojekte) sich mit dem Entstehen und dem Zerfall von Wirbeln im Nachlauf befaßt und der Projektbereich C (6 Teilprojekte) die Wechselwirkung zwischen Strömung und Struktur behandelt.
Der SFB 25 wurde nach der Begehung offiziell vom Senat der DFG anerkannt und wird jetzt in seiner ersten Antragsperiode gefördert. Nach drei Jahren wird eine erneute Begutachtung der bis dahin erarbeiteten Ergebnisse und Fortsetzung des Forschungsprogramms stattfinden.
- 3) Das Schwerpunktprogramm "Finite Approximationen in der Strömungsmechanik", das am 24. November 1982 in Bonn begutachtet worden war, ist inzwischen angelaufen. Die Förderungsbescheide wurden Ende Februar an die Mitglieder des Schwerpunktprogramms verschickt. Im Herbst d.J. wird ein zweitägiges Kolloquium veranstaltet, auf dem die bis dahin erarbeiteten Ergebnisse diskutiert und das Forschungsprogramm für 1984 besprochen werden

sollen. Eines der Hauptziele dieses Programms ist es, die Zusammenarbeit zwischen der Mathematik und der Strömungsmechanik zu vertiefen und gemeinsam ausgewählte Probleme zu bearbeiten. So wird es in vielen Fällen möglich sein, Probleme aus der Sicht der Strömungsmechanik zu diskutieren und die Lösung der entsprechenden diskreten Probleme in enger Zusammenarbeit mit dem Lehrstuhl für Angewandte Mathematik und dem Rechenzentrum durchzuführen. Das Programm soll dabei vor allem auch Parallelprozessoren verwenden.

- 4) Im Wintersemester 1982/83 hat Professor Krause im Fachbereich Mathematik der Rheinischen Friedrich-Wilhelms Universität Bonn eine Vorlesung "Grundlagen der Strömungsmechanik" gehalten, die von Professor Hildebrandt angeregt worden war. Im Anschluß an die Vorlesung fand eine Besichtigung des Aerodynamischen Instituts für die Hörer statt, die sich aus Professoren, Doktoranden und Diplomanden des Fachbereichs Mathematik zusammensetzten.

Diese Vorlesung ist eine Fortsetzung einer schon seit mehreren Jahren laufenden Zusammenarbeit. In diesem Frühjahr wird die erste Promotion über ein strömungsmechanisches Problem an der Universität Bonn abgeschlossen werden. Es ist vorgesehen, diese Zusammenarbeit auch in Zukunft fortzusetzen.

- 5) Der Sonderforschungsbereich 83 "Strömungsmechanik und Thermogasdynamik" hat im Dezember 1982 sein Forschungsprogramm beendet. Am 6. Mai 1983 fand an der RWTH Aachen ein Abschlußkolloquium statt, auf dem mit den Gutachtern der abschließende Bericht des SFB 83 diskutiert wurde. In sechs Vorträgen wurden einige der letzten Ergebnisse und zukünftige Arbeiten vorgestellt und diskutiert.

Bericht aus der TU Berlin

Prof. Dr. U. Ganzer

Am Institut für Luft- und Raumfahrt der TU Berlin (Prof. Dr. U. Ganzer) ist beabsichtigt, die Wirbelstruktur von 2 Deltaflügeln im Heckbereich zu untersuchen. Die Deltaflügel haben gleiche Grundrißformen, aber unterschiedliche Querschnitte, so daß die Wechselwirkung zwischen der abgehenden Wirbelströmung und der Heckströmung untersucht werden kann. Der eine Flügel hat ein sehr dickes Heck, während der andere Flügel sehr schlank ausläuft und damit nur ein kleines Totwassergebiet zeigen wird. Die Messungen sollen mit einem 2 Fokus Laser Velocimeter durchgeführt werden, und im Grunde genommen geht es zunächst einmal darum, dieses Meßverfahren für die Untersuchung komplexer stark dreidimensionaler und turbulenter Strömungen einsetzbar zu machen. Das Projekt hat am 1.2. begonnen und ist für einen Zeitraum von 5 Jahren vorgesehen.

Anschrift:

Prof. Dr. Uwe Ganzer
Institut für Luft- und Raumfahrt
Technische Universität Berlin
Sokr. F 2
Marchstr. 14
1000 Berlin 10

Tel.: 030 - 314 44 48

Bericht aus der HSBw München
Prof. Dr.-Ing. S. Wagner
Luftfahrttechnik

Prof. S. Wagner bearbeitet das folgende

DFG-Forschungsvorhaben

"Berechnung der nichtlinearen aerodynamischen Kräfte und
Momente interferierender Tragflächen"

Zusammenfassung

Das langfristige Ziel des Forschungsvorhabens ist die Berechnung der abgelösten Strömung an interferierenden Tragflächen, z.B. Flügel/Leitwerkskonfigurationen. Zunächst sollen jedoch die Voraussetzungen zur Durchführung dieses Vorhabens geschaffen werden. Als erster Schritt hierzu sollen die Panel- bzw. Wirbelleiterverfahren derart erweitert werden, daß mit ihnen eine zuverlässige Berechnung der Saugkraft- und damit Wirbelwiderstandsverteilung möglich ist, was auch zu einer verbesserten nichtlinearen Auftriebsvorhersage führt. Weiterhin soll die Absenkung der Wirbelschleppe hinter dem Flügel und die Krümmung der Stromlinien am Flügel berücksichtigt werden, damit eine notwendige, verbesserte Ausgangsbasis für Grenzschichtrechnungen bis zur Ablöselinie geschaffen wird.

Anschrift: Prof. Dr.-Ing. Siegfried Wagner
Hochschule der Bundeswehr München
Fachbereich Luft- und Raumfahrttechnik
Werner-Heisenberg-Weg 39
8014 Neubiberg

Tel.: 089/6004-2136

Mitteilung von Prof. Dr.-Ing. K. Gersten
(Ruhr-Univ. Bochum):

Z.Zt. wird ein AGARD-Report zum Thema "Two-Dimensional Separated Flows" vorbereitet, der sich sowohl mit laminarer als auch mit turbulenter Ablösung befaßt.

Herausgeber: K. Gersten (Ruhr-Univ. Bochum)

Verfasser: H. Horton (Queen Mary College, London)
und
R.L. Simpson (Southern Methodist Univ.,
Dallas, Texas)

Erscheint voraussichtlich Ende 1984.



ENTWICKLUNG NEUER TRANSSONISCHER KANÄLE FÜR DIE FORSCHUNG

Nachteile konventioneller transsonischer Windkanäle sind die in ihnen auftretenden Wandinterferenzen und ihre geringe Reynoldszahlkapazität. Dadurch bedingt kann das Potential der transsonischen Technologie nicht voll ausgeschöpft werden. Als Konsequenz dieser Insuffizienzen wurden folgende Entwicklungen initiiert:

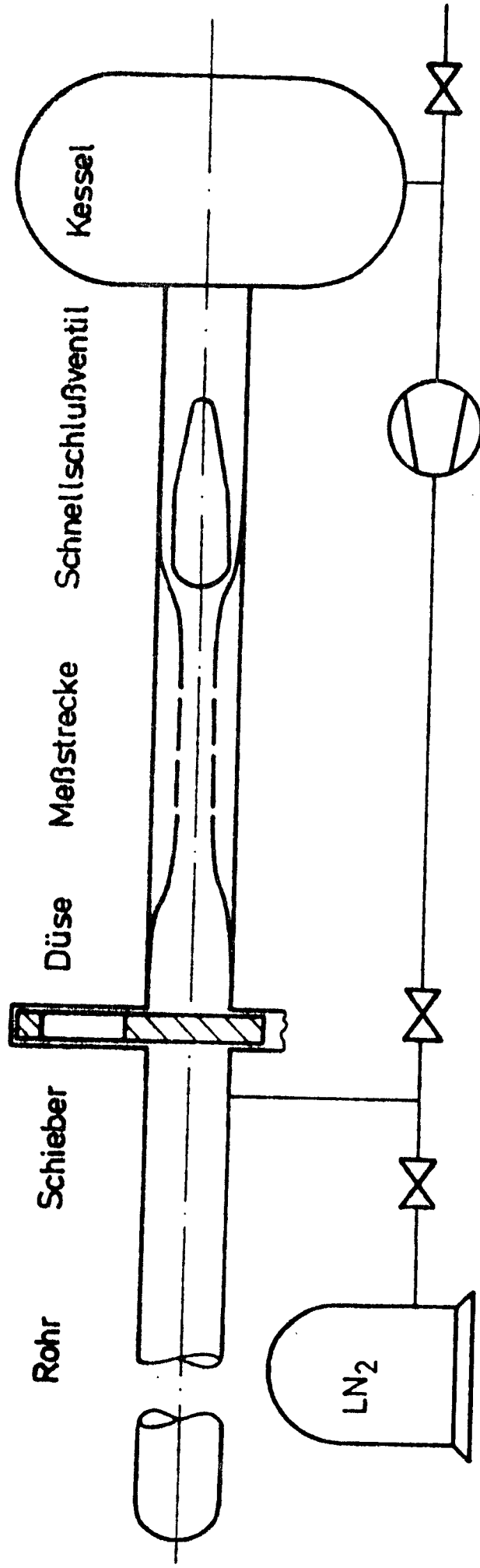
1. Dehnbare adaptive Meßstrecke

Eine interferenzfreie dreidimensionale Strömung läßt sich dann erzeugen, wenn man die Wände entsprechend einer Stromröhre in freier Strömung verformt. Da eine solche Verformung ein dehnbares Material voraussetzt, wurde eine Meßstrecke, bestehend aus einer zylindrischen Gummiröhre, konzipiert. Da ein Einbau in den bestehenden Hochgeschwindigkeitskanal vorgesehen ist, wurden als Abmessungen ein Durchmesser von 800 mm und eine Länge von 2400 mm gewählt. Die für die Wände erforderliche Biegesteifigkeit wird durch eine hinreichend große Wandstärke (60 mm) und 256 in Längs- und Umfangsrichtung verteilte Stützstellen gewährleistet. Je vier Stützstellen sind über eine Hubspindel an einen Schrittmotor angeschlossen; die resultierenden 64 Antriebssätze erlauben die Einstellung der vorgegebenen Kontur. Die Berechnung der interferenzfreien Wandkontur basiert auf der Messung der Wanddrücke und dem Vergleich dieser Wanddrücke mit einer gerechneten fiktiven Außenströmung um eine zunächst beliebig eingestellte Kontur. Die Arbeiten an der dehnbaren adaptiven Meßstrecke sind soweit fortgeschritten, daß erste Messungen im Herbst 1983 zu erwarten sind.

2. Kryogener transsonischer Rohrwindkanal

Studien an modernen Profilen in Zusammenarbeit mit der NASA haben gezeigt, daß zur Untersuchung grundlegender physikalischer Phänomene im transsonischen Bereich, z.B. der Stoß-Grenzschicht-Interferenz, zumindest Flug-Reynoldszahlen, d.h. $Re > 50 \times 10^6$, erreicht werden müssen. Mit dieser Forderung wurden zunächst unter-

schiedliche Windkanalkonzepte auf ihre Zweckmäßigkeit hin überprüft mit dem Ergebnis, daß für einen Forschungskanal ein mit kryogenem Stickstoff betriebener Rohrwindkanal am besten geeignet ist. Das daraufhin erarbeitete Konzept nebst Leistungsdaten ist in Bild 1 dargestellt. Die wesentlichsten Merkmale sind das (800 mm Durchmesser) 130 m lange Rohr, welches Meßzeiten bis zu etwa einer Sekunde erlaubt, die relativ große Kontraktion (3,7:1), die die inhärent gute Strömungsqualität des Rohrwindkanals noch erhöht, und die mit adaptiven Wänden ausgerüstete Meßstrecke mit einem Querschnitt von 400 mm x 350 mm. An Profilen können hier bei einem maximalen Ruhedruck von 10 bar Reynoldszahlen bis $Re \approx 90 \times 10^6$ erreicht werden. Der Kanal soll Mitte 1985 in Betrieb genommen werden.



Rohr	Durchmesser	800 mm	Charakteristische Daten	Max. Ruhedruck	10 bar
	Länge	130 m		Temperaturbereich	90 ÷ 300K
	Nennndruck	16 bar		Machzahlbereich	0,2 ÷ 1,2
Meßstrecke	Querschnitt	0,4 x 0,35 m ²		Max. Reynoldszahl	90 x 10 ⁶
	Modelltiefe	0,20 m (Adaptive Mstr.)		Meßzeit	0,7 ÷ 1,1 sec
Kessel	Volumen	110 m ³			
	Nennndruck	6 bar			

Bild 1: Auslegung des transsonischen kryogenen Rohrwindkanals

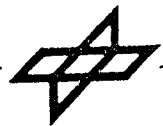


VORTRAG von PROF. LUDWIEG

Am 23. März 1983 wiederholte Prof. Dr. H. Ludwig im DFVLR-Forschungszentrum Göttingen vor geladenen Strömungsmechanikern aus der deutschen Kraftfahrzeug-Industrie seinen bereits anlässlich des DFVLR-Colloquiums "Vortex Motion" am 23.11.1982 gehaltenen Vortrag zum Thema "Widerstandsreduzierung bei kraftfahrzeugähnlichen Körpern". Vorangegangen war ein Referat von W. Baumert (Hauptabteilung Windkanäle (HA-WK) Göttingen) über die Simulationmöglichkeiten in der HA-WK.

Der Ludwig-Vortrag ist abgedruckt im Buch "VORTEX MOTION" von H.G. Hornung, E.-A. Müller, Friedr. Vieweg & Sohn Verlagsgesellschaft mbH., Braunschweig 1982.

ISBN 3-528-08536-3



BS, 22. Juni 1983

Kö/Ma/129

Zwischen den Flugtechnikforschern in Frankreich, England, Niederlande und der Bundesrepublik ist es in den letzten Jahren durch die Einrichtung von GARTEUR zu einer engeren Zusammenarbeit gekommen. GARTEUR bedeutet "Group for Aeronautical Research and Technology in Europe" und beruht auf einem Abkommen der vier Regierungen, auf dem Gebiet der Flugtechnik zusammenzuarbeiten. In der Aerodynamik gibt es z.Z. vier Arbeitsgebiete, auf denen gemeinsame Arbeitsgruppen tätig sind. Es sind dies:

- AGO1 Wing-Body Aerodynamics at Transonic Speed
- AGO2 Twodimensional Windtunnel-Testing
- AGO3 High-Lift
- AGO4 Vortex-Flow.

Die Zusammenarbeit erstreckt sich auf die nationalen Forschungsanstalten und die Flugzeugindustrie. In Einzelfällen sind auch Universitäten beteiligt. Im folgenden soll kurz über die Aufgaben und Vorhaben der AGO3 "High-Lift" berichtet werden.

Diese Action Group "High-Lift" wurde eingerichtet, um

- die existierenden Rechenverfahren für 2D-Profile mit Nasen- und Hinterkantenklappen und einfacher oder mehrfacher Ablösung miteinander zu vergleichen;
- den Einfluß der Reynoldszahl auf die Effizienz von Klappenflügeln zu überprüfen.

Die erste Aufgabe ist abgeschlossen. Die Ergebnisse für Testfälle verschiedenen Schwierigkeitsgrades zeigen, daß große Diskrepanzen

im Vergleich zur Messung auftreten, wenn starke Interferenzen zwischen Nachlauf und Grenzschicht vorhanden sind und wenn die Ablösungen beträchtliches Ausmaß erreichen. So ist die Bestimmung des maximalen Auftriebs und des Widerstandes noch recht ungenau, und das Post-Stall-Verhalten wird nicht richtig wiedergegeben. Das DFVLR-Verfahren (Dr. JACOB) zeigte für die Fälle, in denen es angewendet wurde, noch die vergleichsweise besten Ergebnisse.

Die Teilaufgabe 2, den Einfluß der Reynoldszahl auf die Effizienz von Klappenflügeln zu untersuchen, läuft z.Z. an. Ziel dieser Untersuchung ist es,

- den Einfluß der Reynoldszahl auf 2D-Klappenflügel von Modell-Re-Zahl bis Nahe an Flugversuch;
- den Einfluß von Pfeilungseffekten und Reynoldszahl auf Anlegelinie, Überschallgebiet am Slat, Konfluente Grenzschichten und Ablösungseffekte

zu untersuchen. Um diese Arbeiten durchführen zu können, sind zwei Großmodelle vorgesehen, die im ONERA-F1- und RAE-5m-Kanal vermessen werden sollen. Bei der Profil- und Klappengeometrie wird eine Anlehnung an die AIRBUS-Verhältnisse angestrebt.

Nähere Einzelheiten über die GARTEUR-Aufgaben in der Aerodynamik sind bei Dr.-Ing. H. KÖRNER, DFVLR-Institut für Entwurfsaerodynamik, Braunschweig, Flughafen, erhältlich.

H. Körner

(Dr.-Ing. H. Körner)

ERGEBNISBERICHT

STAB - Workshop

STOSS - GRENZSCHICHT - INTERFERENZ

7./8. März 1983, DFVLR Göttingen

P. Thiede

MBB-UT(VFW), Bremen

ZIELSETZUNG

Der STAB-Workshop wurde mit der Zielsetzung durchgeführt,

- das Schwerpunktthema "Stoß-Grenzschicht-Interferenzen" detailliert zu diskutieren und weiter zu spezifizieren
- den Stand der Arbeiten und die offenen Probleme darzustellen
- die Zusammenarbeit mit den Fachkreisen zu fördern
- und die weitere Arbeitsweise festzulegen.

Der Workshop stellte zugleich die erste Sitzung der Arbeitsgruppe "Stoß-Grenzschicht-Interferenz" dar.

TEILNEHMER

Dr. Bühler	U Karlsruhe (in Vertretung für Dr. Bohning)
Dipl.-Ing. Dargel	MBB-UT (VFW)
Prof. Ewald	TH Darmstadt (als Vertreter des FK "Anlagen")
Dr. Haase	Dornier (gleichzeitig als Vertreter des FK "Numerische Simulation")
Dr. Hänel	RWTH Aachen
Dr. Hefer	DFVLR SM-ES
Dipl.-Math. Katzer	DFVLR SM-TS
Dr. Kreplin	DFVLR SM-ES (als Vertreter des FK "Meßtechnik")
Dr. Krogmann	DFVLR SM-ES
Dr. Niederdrenk	DFVLR SM-TS
Dr. Stanewsky	DFVLR SM-ES
Prof. Thiede	MBB-UT (VFW)

ABLAUF

Entsprechend dem Programmvorschlag "Stoß-Grenzschicht-Interferenz" war der inhaltliche Ablauf des Workshops vorgegeben. Im einzelnen war das Workshop-Programm in folgende Themenkomplexe gegliedert:

1. Einführung
2. Experimentelle Untersuchungen
3. Lokale Lösungen
4. Globale Berechnungsverfahren
5. Beeinflussung der Stoß-Grenzschicht-Interferenz
6. Abschlußdiskussion

Zu diesen Themenkomplexen wurden 12 Beiträge präsentiert (siehe Workshop-Programm). Einleitend wurde von H. Thiede auf die Bedeutung der Stoß-Grenzschicht-Interferenz für transsonische Profil- und Flügelströmungen hingewiesen und das Schwerpunktthema in einer kurzen Übersicht dargestellt.

Im experimentellen Themenkomplex wurde von H. Stanewsky zunächst ein Überblick über die bei der DFVLR bisher durchgeführten experimentellen Untersuchungen zur Stoß-Grenzschicht-Interferenz bei anliegenden und abgelösten Profilströmungen gegeben. Anschließend wurde auf die in Vorbereitung befindlichen 2-D Experimente bei höheren Reynoldszahlen (Wandmodell) und 3-D Experimente an schiebenden Flügeln sowie an einem Prinzipmodell eingegangen. Danach berichtet H. Hänel über die an der RWTH Aachen im Rahmen des DFG-Sonderforschungsbereiches 025 laufenden und geplanten Experimente, die sich auf die Interferenz zwischen Verdichtungsstößen und wirbelbehafteten Strömungen konzentrieren. In diesem Rahmen wurde speziell auf die geplante LDA-Vermessung des Stoßfußes hingewiesen. Schließlich wurde von H. Bühler (in Vertretung von H. Bohning) über die an der Universität Karlsruhe geplante Experimente zur Stoß-Grenzschicht-Interferenz berichtet, die in erster Linie der Verifizierung theoretischer Modellvorstellungen und der Untersuchung der stoßinduzierten Ablösung dienen sollen.

Im Themenkomplex "lokale Lösungen" wurde von H. Niederdrenk (in Vertretung von H. Bohning) das 3-Schichten-Interferenzmodell von Bohning/Zierep vorgestellt, das als Ausgangspunkt für eine verbesserte Simulation der Stoß-Grenzschicht-Interferenz in globalen Berechnungsverfahren für transsonische Profilströmungen in Betracht kommt. Danach berichtet H. Haase über die bei Dornier durchgeführten Navier-Stokes-Untersuchungen zum Problem der turbulenten Stoß-Grenzschicht-Interferenz, wobei der automatischen Anpassung der Netze an die Lösung (adaptive grid technique) große Bedeutung beigemessen wird. Anschließend trug H. Hänel über die an der RWTH Aachen laufenden Untersuchungen zur numerischen Simulation der Stoß-Grenzschicht-Interferenz auf der Basis von Grenzschichtlösungen höherer Ordnung vor, bei denen Normaldruckgradienten durch Hinzunahme der normalen Impulsgleichung berücksichtigt werden. Schließlich berichtete H. Katzer über begonnene numerische Untersuchungen zur laminaren Stoß-Grenzschicht-Interferenz auf Navier-Stokes-Basis.

Im 4. Themenkomplex wurden globale Berechnungsverfahren für transsonische Profil- und Flügelströmungen behandelt, die auf einer iterativen Kopplung von reibungsfreien und Grenzschichtlösungen basieren und kurz-/mittelfristig für die Einbeziehung lokaler Stoß-Grenzschicht-Interferenzlösungen in Frage kommen. H. Dargel beschrieb zunächst die Simulation der viskosen Effekte in den 2-D MBB/VFW-Berechnungsverfahren, wobei er besonders auf die Erfassung der Strömungsbereiche mit starker Interferenz (Stoß- und Hinterkantenbereich ohne/mit partieller Ablösung) nach einem halbinversen Kopplungsmodus einging. Bei MBB/VFW wird die Einbeziehung einer lokalen Stoß-Grenzschicht-Interferenzlösung angestrebt. Von H. Haase wurde ein Überblick über die bei Dornier eingesetzten Verfahren für viskose transsonische Profil/Flügelströmungen gegeben. Dabei werden für die reibungsfreie Lösung sowohl potentialtheoretische als auch Eulerverfahren und für die Grenzschichtlösung direkte sowie inverse Integralverfahren verwendet. Schließlich berichtete H. Niederdrenk über die bei der DFVLR eingesetzten bzw. in Entwicklung befindlichen Berechnungsverfahren für transsonische Profil- und Flügelströmungen im "off-design". Bei der DFVLR wird an der Implementierung des Stoß-Grenzschicht-Interferenzmodells von Bohning/Zierep in ein Profil-Nachrechnungsverfahren gearbeitet, das später auf den 3-D Fall übertragen werden soll.

Im letzten Themenkomplex wurde die aktive und passive Beeinflussung der Stoß-Grenzschicht-Interferenz behandelt. Zunächst gab H. Krogmann einen Überblick über die gemeinsam von der DFVLR und MBB/VFW an einem überkritischen Profil bisher durchgeführten experimentellen Untersuchungen, bei denen durch Absaugung im Stoßbereich die stoßinduzierte Ablösung verzögert und damit die Einsatzgrenzen des Profils erweitert werden konnten. Weiterhin ging er auf die geplanten Experimente bei höheren Reynoldszahlen ein. Anschließend berichtete H. Thiede über die am gleichen Profil durchgeführten Experimente mit passiver Stoß-Grenzschicht-Interferenzkontrolle (Ventilationsvorrichtung), durch die eine Reduzierung des stoßbedingten Widerstandsanstieges im off-design erreicht wurde.

ABSCHLUSSDISKUSSION/BEWERTUNG

In der Abschlußdiskussion wurde ein Resümé hinsichtlich des Arbeitsstandes und der offenen Probleme gezogen. In weitgehender Übereinstimmung mit dem Programmvorschlag "Stoß-Grenzschicht-Interferenz" ergaben sich daraus die kurz-/mittelfristig notwendigen Aktivitäten:

1. Schaffung eines 2-D/3-D "data base" Stoß-Grenzschicht-Interferenz
Initiierung der notwendigen Experimente (hohe Reynoldszahlen, berührungsfreie Meßverfahren, 3-D Messungen, instationäre Effekte)
2. Test der lokalen Stoß-Grenzschicht-Interferenzlösungen (Bohning/Zierep, Inger)
Weiterentwicklung lokaler Stoß-Grenzschicht-Interferenzlösungen (stoßinduzierte Ablösung, veränderte Randbedingungen (Absaugen/Ausblasen), 3-D Effekte) einschließlich der Navier-Stokes-Lösungen
3. Implementierung lokaler Stoß-Grenzschicht-Interferenzlösungen in globale Berechnungsverfahren für transsonische Profilströmungen im "off-design"
4. Untersuchung wirksamer Maßnahmen zur aktiven/passiven Beeinflussung der Stoß-Grenzschicht-Interferenz

Hinsichtlich der weiteren Vorgehensweise waren sich die Teilnehmer darin einig, daß die erfolgreiche Bearbeitung der genannten Problemkreise eine gute Abstimmung der entsprechenden Bearbeiter in der Arbeitsgruppe erforderlich macht.

Desweiteren bestand Übereinstimmung darüber, daß der Workshop die geeignetste Form zum Erreichen der fachlichen STAB-Zielsetzungen darstellt und kurzfristig in jährlichem Turnus stattfinden sollte. Die Zusammenarbeit mit den Fachkreisen müßte intensiviert werden.

Programm

STAB - Workshop

STOSS - GRENZSCHICHT - INTERFERENZ

7./8. März 1983, DFVLR Göttingen, Hörsaal Haus 7

Montag, 7.3.83, 10.30 - 12.30 / 13.30 - 17.00 Uhr

1. EINFÜHRUNG

2. EXPERIMENTELLE UNTERSUCHUNGEN

- E. Stanewsky: DFVLR-Experimente zur Stoß-Grenzschicht-Interferenz
- D. Hänel: Experimente zur Interferenz zwischen Verdichtungsstößen und wirbelbehafteten Strömungen an der RWTH Aachen
- H. Bühler: Geplante Experimente zur Stoß-Grenzschicht-Interferenz an der Universität Karlsruhe

3. LOKALE LÖSUNGEN

- P. Niederdrenk: Das 3-Schichten-Interferenzmodell von Bohning/Zierep
- W. Haase: Numerische Simulation der Stoß-Grenzschicht-Interferenz auf Navier-Stokes-Basis
- D. Hänel: Numerische Simulation der Stoß-Grenzschicht-Interferenz auf der Basis von Grenzschichtlösungen höherer Ordnung
- E. Katzer: Geplante Navier-Stokes-Untersuchungen zur laminaren Stoß-Grenzschicht-Interferenz

Dienstag, 8.3.83, 9.30 - 12.30 Uhr

4. GLOBALE BERECHNUNGSVERFAHREN

- | | |
|-----------------|---|
| G. Dargel: | Simulation der viskosen Effekte bei den 2-D MBB/VFW-Berechnungsverfahren |
| W. Haase: | Dornier-Berechnungsverfahren für viskose transsonische Profil-/Flügelströmungen |
| P. Niederdrenk: | DFVLR-Berechnungsverfahren im "off-design"-Bereich |

5. BEEINFLUSSUNG DER STOSS-GRENZSCHICHT-INTERFERENZ

- | | |
|--------------|---|
| P. Krogmann: | Beeinflussung der Stoß-Grenzschicht-Interferenz durch Grenzschichtabsaugung |
| P. Thiede: | Passive Kontrolle der Stoß-Grenzschicht-Interferenz |

6. ABSCHLUSSDISKUSSION

- Stand der Technik
- Offene Probleme
- STAB-Programmvorschlag
- Weitere Vorgehensweise

A B S T R A C T S

STAB - WORKSHOP

STOSS-GRENZSCHICHT-INTERFERENZ

7./8. März 1983, DFVLR Göttingen

Stoß-Grenzschicht-Wechselwirkung

Dr. E. Stanewsky, Dr. G. Hefer DFVLR, SM-ES

Zielsetzung: Detaillierte experimentelle Untersuchung der starken zwei- und dreidimensionalen Wechselwirkung zwischen Verdichtungsstößen und der Grenzschicht vornehmlich im transsonischen Bereich zur Bildung geeigneter physikalischer Modelle und Erstellung einer ausreichenden Datenbasis.

Bisherige Ergebnisse: Es wurden eingehende Grenzschicht- und Strömungsfeldmessungen an transsonischen Profilen durchgeführt. Vergleiche der experimentellen mit theoretischen Ergebnissen haben gezeigt, daß (a) konventionelle Grenzschichtverfahren im allgemeinen nicht ausreichen, um die Grenzschichtentwicklung im Stoßbereich zu bestimmen und (b) bestehende Interferenzverfahren bisher nur bei anliegender Strömung zufriedenstellen, wobei Vergleiche bei hohen Reynoldszahlen noch ausstehen.

Geplante Weiterführung: Die bisherigen zweidimensionalen Untersuchungen wurden an Modellen mit einer maximalen Profiltiefe von $l = 250 \text{ mm}$ (und entsprechend geringer Reynoldszahl) durchgeführt. Die Messungen - einschließlich der Bestimmung der Schwankungsgrößen der Grenzschicht - sollen mit einem $l = 1000 \text{ mm}$ tiefen Profilmodell bei Reynoldszahlen bis $Re_{\max} = 20 \times 10^6$ fortgesetzt werden. Dreidimensionale Untersuchungen sind an einem schiebenden Flügel und an einem Prinzipmodell, das aus einer ebenen Platte mit einem senkrecht dazu stehenden keilförmigen Stoßerzeuger besteht, geplant. Alle Modelle sind in der Fertigung.

Göttingen, 24.2.1983

Abstrakt für 1. Workshop "Strömungen mit Ablösung" 7.-8. 3. 1983,
Göttingen

Wechselwirkung zwischen Verdichtungsstößen und wirbelbehafteten
Strömungen

D. Hänel, Aerodynamisches Institut, RWTH Aachen

Zusammenfassung des Vorhabens (gefördert im SFB 025, Projekt B 2):

In turbulenten Grenzschichten auf der Profiloberseite und im Nachlauf von Profilen können Verdichtungsstöße die Struktur der Turbulenz oder der Wirbel ändern. In einem als Modellströmung gewählten Überschallnachlauf hinter einer längs angeströmten ebenen Platte konnten mit Hilfe von Mach-Zehnder-Interferometer und LDA Änderungen der turbulenten Schwankungsgrößen durch schräge und gerade Verdichtungsstöße ermittelt werden. Teilergebnisse wurden bereits auf der Jahrestagung 1981 der DGLR zur Diskussion gestellt. Weitere experimentelle Daten über den Einfluß von Stößen auf die Turbulenzstruktur sollen durch Vermessung des Stoßfußes in der turbulenten Grenzschicht einer in Strömungsrichtung zugespitzten ebenen Platte gewonnen werden. Die Wechselwirkung zwischen auf der Profiloberseite und im Nachlauf auftretenden Wirbeln und Verdichtungsstößen soll ebenfalls in der Modellströmung der Plattennachlauf experimentell bestimmt werden. Dazu müssen die Randbedingungen ermittelt werden, die zu unregelmäßiger und periodischer Wirbelstruktur im Nachlauf der Platte führen.

Für das angegebene Vorhaben wird auf bereits vorhandene Ergebnisse eingegangen. Insbesondere werden einige mittels LDA gemessene Verläufe von turbulenten Schwankungsgrößen im Nachlauf vor und nach einem Verdichtungsstoß vorgestellt.



Institut für Strömungsmechanik
und Strömungsmaschinen der
Universität Stuttgart

KURZÜBERSICHT über die bisherigen und geplanten Untersuchungen der
STOSS - GRENZSCHICHTINTERFERENZ
von R. Bohning und J. Zierep (Stand Februar 1983)

Das Ziel der Untersuchungen war, die Wechselwirkung eines schwachen ($M = 1 \rightarrow 1.3$), senkrechten Verdichtungsstoßes mit einer zweidimensionalen turbulenten Grenzschicht *analytisch* zu beschreiben.

Der Lösung liegt ein Dreischichtenmodell zugrunde. Es wird unterschieden zwischen einer reibungsfreien, schallnahen Strömung außerhalb der Grenzschicht (I), einer kompressiblen Scherschicht (II), in der die Reibung allein durch die Vorgabe eines bestimmten Geschwindigkeitsprofils berücksichtigt wird (Lighthill 1953), und einer wandnahen ebenfalls kompressiblen Schicht (III), in der die Reibung voll wirksam ist.

Die drei Schichten werden iterativ gekoppelt. Das Randwertproblem in der äußeren Grenzschicht (II) stellt das Kernstück der Theorie dar. Das hierbei auftretende Sturm-Lionvillesche Eigenwertproblem läßt sich in geschlossener Form mittels konfluenter hypergeometrischer Reihen lösen. An den daraus folgenden expliziten Ausdrücken für die Druck- und Geschwindigkeitsverteilung innerhalb der Grenzschicht erkennt man unmittelbar den Einfluß von Stoßstärke, Reynoldszahl und Wandkrümmung auf das Strömungsverhalten. Darüber hinaus enthält die Theorie als Grenzfall ein Kriterium für den Beginn der stoßinduzierten Strömungsablösung. Die theoretischen Ergebnisse werden durch einschlägige Messungen vollauf bestätigt.

Zur weiteren Überprüfung der Theorie einerseits sowie zur Untersuchung der stoßinduzierten Ablösung andererseits sind in Zukunft zusätzliche Experimente geplant.

Ferner wird überprüft, inwieweit die Theorie die Stoß-Grenzschichtinterferenz *mit* Wandabsaugung analytisch beschreiben kann.

Dr. P. Niederdrenk

DFVLR - SM/TS

Betr.: Workshop STAB, 7./8.3.1983

Schwerpunktthema: Stoß-GS-Interferenz

Transsonische Nachrechnungsverfahren im Off-Design-Bereich

Ziel der Arbeit besteht in der Entwicklung flexibler Nachrechnungsverfahren für transsonische Profil- und Flügelumströmungen im Off-Design-Bereich. Verfahren zur Berechnung des reibungsfreien Strömungsfeldes werden iterativ gekoppelt mit GS-Integralverfahren unter Einschluß von Stoß-GS-Interferenzmodellen.

In Arbeit ist z.Zt. der Einbau des Stoß-GS-Interferenzmodells von Bohning und Zierep in ein Nachrechnungsverfahren für transsonische Profilströmungen. Besonderes Augenmerk liegt bei den Nahtstellen der verschiedenen Berechnungsfelder und ihrer iterativen Kopplung:

- lokale Einbindung der Stoß-GS-Wechselwirkungsrechnung in GS-Integralverfahren
- Bereitstellung der Profilparameter für GS-Integralverfahren im Anschluß an Wechselwirkung
- iterative Kopplung der reibungsfreien mit der viskosen Strömung, insbesondere im Wechselwirkungsbereich
- Ersetzen der analytischen Beschreibung der reibungsfreien Außenströmung im Nah- und Fernfeld des Wechselwirkungsgebietes durch numerische Feldlösung
- Verbesserung der numerischen Auflösung im Stoßbereich, insbesondere in Wandnähe.

Es ist beabsichtigt, das in Entwicklung begriffene Profil-Nachrechnungsverfahren schrittweise auf ein 3-D-Flügelnachrechnungsverfahren zu erweitern.

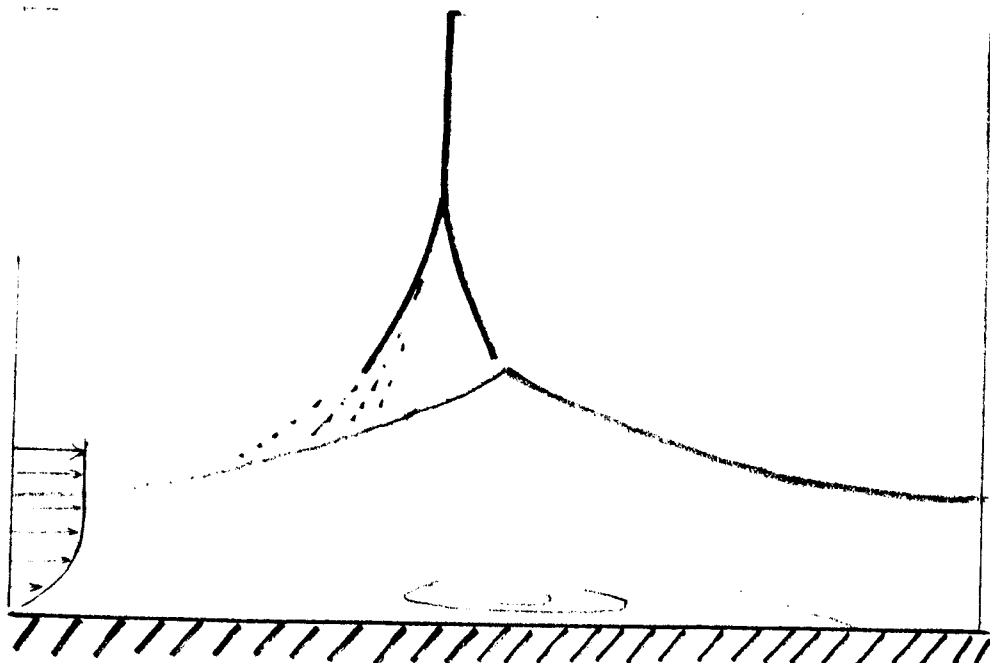
Die Wechselwirkung eines senkrechten Verdichtungsstoßes mit einer laminaren Grenzschicht

Wechselwirkungen von Stößen mit, im allgemeinen turbulenten, Grenzschichten treten unter anderem bei der transsonischen Umströmung eines Profiles, sowie bei Überschalldiffusoren auf. Diese Wechselwirkung kann zur Strömungsablösung führen, eine mögliche Ursache für das Einlaufbrummen.

Daher soll eine numerische Analyse der Stoß-Grenzschicht-Wechselwirkung an einem vereinfachten Modell vorgenommen werden.

Es wird eine laminare Grenzschicht längs einer ebenen Platte betrachtet. Auf diese Grenzschicht soll ein senkrechter Stoß einfallen. Das Strömungsfeld im Wechselwirkungsgebiet wird durch eine numerische Integration der Navier-Stokes'schen Gleichungen berechnet. Die erzielten numerischen Ergebnisse sollen mit asymptotischen Wechselwirkungsmodellen verglichen werden.

Zur Zeit liegen noch keine Ergebnisse vor.



Zielsetzung der Arbeiten bei Dornier zur Stoß-Grenzschicht-Interferenz ist deren numerische Simulation mithilfe der Lösung der Navier-Stokes Gleichungen. Gleichzeitig jedoch werden bereits bestehende Verfahren, nämlich Methoden der iterativen Kopplung reibungsfreier Methoden mit Grenzschichtmethoden eingesetzt.

Die Vorgehensweise läßt sich damit wie folgt skizzieren:

Die bisher durchgeführten Arbeiten zu dem genannten Themenkreis lassen den Schluß zu, daß die numerische Lösung der Navier-Stokes Gleichungen eine umfassende Vorhersage der Strömungsphänomene bei der Stoß-Grenzschicht-Interferenz ermöglicht. Insofern wird ein erheblicher Aufwand zur Verbesserung der bestehenden Navier-Stokes Verfahren notwendig. Die Methoden, die das Problem der Stoß-Grenzschicht-Interferenz iterativ lösen, sind in zwei Klassen einzuteilen. Zunächst in die (klassischen) Verfahren der Kopplung potentialtheoretischer Verfahren mit Grenzschichtmethoden, zum anderen in die der Kopplung von Euler- mit Grenzschichtverfahren. Da die Euler-Verfahren bereits für den reibungsfreien Fall stoßinduzierte Ablösung errechnen, gleichzeitig keine (wie bei potentialtheoretischen Verfahren) Kutta-Bedingung an Profilhinterkanten benötigen, wird der Kopplung von Euler-Verfahren mit Grenzschichtmethoden (auch invers) große Bedeutung zugemessen. Nicht zuletzt werden die iterativen Methoden auch deshalb ihren Stellenwert behalten, da ihre Übertragbarkeit auf dreidimensionale Anwendungsfälle kurzfristig durchführbar und wirtschaftlicher möglich ist als bei Navier-Stokes Verfahren. Zudem liegen die iterativen Methoden bereits in dreidimensionaler Form vor.

Die bisherigen, bei Dornier erzielten Ergebnisse lassen sich u.a. den Erfassungsbögen entnehmen:

(NS = Navier-Stokes, PG = Potentialth./Grenzschicht, EG = Euler/Grenzschicht)

- 2D-Berechnung der Stoß-Grenzschicht-Interferenz im Transschall (NS)
- 2D-Methoden zur Profilmströmung mit und ohne Windkanaleinfluß, sowie Methoden zur Simulation der Kaskaden Strömung (NS)
- 2D-Berechnung der zähen Profilmströmung im Transschall (PG)
- 2D-Berechnung der zähen Profilmströmung im Transschall (EG)
- 3D-Berechnung der zähen Profilmströmung im Transschall (PG)
- 3D-Berechnung der zähen Profilmströmung im Transschall (EG)

Zusätzlich, um speziell die beim Problem der Stoß-Grenzschicht-Interferenz auftretenden starken Gradienten im Strömungsfeld sicher handhaben zu können, werden parallel Arbeiten zur automatischen Anpassung der Netze an die Lösung (adaptive grid technique) durchgeführt. Die hierbei erzielten Ergebnisse sind sowohl für die Navier-Stokes Rechnungen als auch für die iterativen Vorgehensweisen von Bedeutung.

Die Weiterführung der Arbeiten bei Dornier wird demnach wie beschrieben mehrgleisig sein, wobei für die zweidimensionalen Fälle der Navier-Stokes-Anteil, für dreidimensionale Probleme der Anteil der iterativen Verfahren zunächst überwiegen wird. Mittelfristig jedoch wird auch für dreidimensionale Vorgänge die Lösung der Navier-Stokes Gleichungen notwendig werden, vor allem dann, wenn man zusätzlich Probleme der Grenzschichtbeeinflussung (Absaugen, etc.) berechnen will, Probleme also, die von den iterativen Verfahren nur unzureichend erfaßt werden können.

600, 22.2.83

Workshop "Strömungen mit Ablösung"
07./08.1983, DFVLR Göttingen
MBB/VFW-Aktivitäten zum Thema
STOSS-GRENZSCHICHT-INTERFERENZ

Abstract

Zielsetzung der Arbeiten bei MBB/VFW zur Stoß-Grenzschicht-Interferenz ist die verbesserte numerische Simulation transsonischer Profil/Flügelströmungen im "off-design"-Bereich basierend auf einer iterativen Kopplung von reibungsfreien und Grenzschichtlösungen.

Zur verbesserten Erfassung der Strömungsbereiche mit starker Interferenz (Stoß- und Hinterkantenbereich ohne/mit partieller Ablösung) wurde der halb-inverse Kopplungsmodus eingeführt, bei dem eine direkte reibungsfreie Lösung iterativ mit einer inversen Grenzschichtlösung gekoppelt wird. Durch Einbeziehung in ein globales Verfahren für subsonische Profilströmungen wurde der halbinverse Modus zunächst im Hinterkantenbereich getestet, wobei Normaldruckanteile in der Grenzschicht und im Nachlauf mitberücksichtigt wurden.

Anschließend wurde der halbinverse Kopplungsmodus bei transsonischer Profilströmung erprobt, wobei die Nachlaufeffekte zunächst unberücksichtigt blieben. Dabei zeigte sich, daß die Stoß-Grenzschicht-Interferenz nur unbefriedigend erfaßt wird. Das liegt sowohl an den Unzulänglichkeiten der Grenzschichtlösung (Vernachlässigung der Normaldruckanteile) als auch an den gebräuchlichen reibungsfreien Verfahren, bei denen der Druckanstieg im Stoßbereich - in Abhängigkeit vom gewählten Netz - zu stark verschmiert wird. Obgleich durch die Anwendung der "adaptive-grid"-Technik eine gewisse Abhilfe geschaffen werden könnte, wird bei MBB/VFW die Einbeziehung einer lokalen Stoß-Grenzschicht-Interferenzlösung angestrebt.

Desweiteren wurden bei MBB/VFW Möglichkeiten zur aktiven/passiven Beeinflussung der Stoß-Grenzschicht-Interferenz an überkritischen Profilen untersucht. In Zusammenarbeit mit der DFVLR wurden beträchtliche Verzögerungen der stoß-induzierten Ablösung und damit erhebliche Steigerungen der "buffet-onset" und "drag-rise" Grenzen sowohl durch Schlitzabsaugung als auch durch Wandperforation im Stoßbereich erzielt.

Weitere experimentelle Untersuchungen sind insbesondere an einem großen Wandmodell (Detailuntersuchungen, hohe Reynoldszahlen) und an einem schiebenden Flügel (3-D Effekte) geplant. Außerdem soll die numerische Simulation der Stoß-Grenzschicht-Interferenz mit Grenzschichtkontrolle, die noch unbefriedigend ist, auf der Basis eines erweiterten Interferenzmodells verbessert werden.

Zielsetzung:

Infolge von Strömungsablösungen werden die Leistungsgrenzen transsonischer Tragflügelprofile stark eingeengt. Das Ablöseverhalten wird dabei im wesentlichen von der Wechselwirkung zwischen Verdichtungsstoß und Grenzschicht bestimmt. Durch geeignete Maßnahmen zur Beeinflussung der Grenzschicht soll der Beginn und das Ausmaß stoßinduzierter Strömungsablösungen verzögert bzw. verringert werden, um somit den Einsatzbereich transsonischer Profile zu erweitern.

Bisherige Ergebnisse:

Anhand von Grenzschicht-, Nachlauf- und Oberflächendruckverteilungsmessungen sowie Schlierenbeobachtungen am überkritischen Profil VFW Va-2 mit Einzelschlitzabsaugung im Stoßbereich konnte gezeigt werden, daß durch die lokale Absaugung und damit verbundener Verringerung der Grenzschichtdicke die stoßinduzierte Ablösung und das Wachstum der Ablöseblase deutlich abgeschwächt werden kann. Bereits mit relativ geringen Absaugemengen kann auf diese Weise der Beginn des sogenannten "Tragflügelschüttelns" oder "buffeting" zu höheren Anstellwinkeln bzw. Machzahlen verlagert werden. Ähnliche Ergebnisse wurden am Modell mit Absaugung im Stoßbereich über einen perforierten Streifen erzielt.

Geplante Weiterführung:

Für weitere Untersuchungen wird gegenwärtig das Modell mit Doppelschlitzabsaugung für Messungen im 1m x 1m Transsonischen Windkanal Göttingen vorbereitet.

Am bisher verwendeten Profilmodell ($l = 200 \text{ mm}$) können wegen der sehr geringen Grenzschichtdicken detaillierte Grenzschichtuntersuchungen nur in beschränktem Umfang (oder gar nicht) durchgeführt werden. Derartige Studien unter Zuhilfenahme zusätzlicher Meßmethoden sind an einem großen Profilmodell ($l = 1000 \text{ mm}$) geplant, das sich z.Zt. im Bau befindet.

Göttingen, den 17.2.1983

AG-STAB-Workshop

07.-09. März 1983

DFVLR-Forschungszentrum AVA Göttingen

Projektgruppe: Drehflügel

Schwerpunktsthema: Blattspitzenumströmung

Berichter: Dipl. Ing. Polz

Teilnehmer: siehe Anlage 1

Liste der Beiträge: siehe Anlage 2

Aus der Präsentation der Beiträge ergab sich die folgende, gegenüber dem bisherigen Programmvorschlag (Anlage 3) genauer detaillierte Problemstellung für das Schwerpunktsthema "Blattspitzenumströmung":

● Blattspitzenwirbel

- Gesamtwirbelfeld
- Beeinflussung des nachfolgenden Blattes
- Wirbelabgang vom Blatt
- Möglichkeiten zur Beeinflussung des Wirbelabganges

● Instationäre Strömung

Anströmgeschwindigkeit	}	= f(t)
Anstellwinkel		
Schiebewinkel		

- Transsonische 3D-Strömung

Staudruck	}	= f (Radius)
Machzahl		
Zirkulationsverteilung		

- Einfluß der Blattspitzengeometrie

Profilierung

Blattgrundriß

Blattaufriß

- Einfluß der Blattspitzenumströmung auf

Leistungsbedarf

Aeroelastik/Blattdynamik

Lärmemission

Bei den Beiträgen und Diskussionen bildeten sich folgende Schwerpunkte heraus:

- das Gesamtwirbelfeld des Rotors/Propellers und das dadurch erzeugte Geschwindigkeitsfeld ist generell noch zu wenig erforscht. Fortschritte werden von verschiedenen Untersuchungen erwartet, die zu diesem Problem derzeit laufen bzw. für die nähere Zukunft geplant sind. Endziel wäre ein theoretisches Verfahren zur Berechnung des (i.a. instationären) Geschwindigkeitsfeldes.
- Erkenntnisse über die Wirbelstruktur können aus den derzeit laufenden Untersuchungen über die Wirbelausbildung unmittelbar hinter dem Blatt bei verschiedenen Blattspitzenformen gewonnen werden.
- es wurden verschiedene Methoden zur Beeinflussung des Blattspitzenwirbels (vorwiegend Wirbelplatzen) erörtert, deren Bedeutung (und Realisierbarkeit) für den Drehflügel noch nicht beurteilt werden können.

- von den instationären Effekten ist bisher nur der zeitabhängige Anstellwinkelverlauf eingehender untersucht worden; über die Einflüsse instationärer Geschwindigkeits- und Schiebewinkeländerungen liegen praktisch keine Kenntnisse vor.
- wesentliche Ursachen für die Lärmentstehung beim Rotor (z.B. Blade slap) liegen u.a. in den transsonischen Vorgängen an der Blattspitze und in der Blattwirbelkollision. Eine Reduzierung der Lärmemission durch entsprechende Gestaltung der Blattspitze und durch Beeinflussung des Blattspitzenwirbels ist also möglich.
- eine Verbesserung des generellen Kenntnisstandes bei der Blattspitzenumströmung erfordert in erster Linie weitere experimentelle Untersuchungen. Wegen der Komplexität der zumeist instationären Vorgänge bei der Blattspitzenumströmung sind auch auf dem meßtechnischen Sektor noch Verbesserungen der derzeit eingesetzten Verfahren wünschenswert.

Für die Lösung verschiedener Einzelprobleme die z.T. phänomenologischer Natur sind, sollen Kontakte zu den mehr grundlagenorientierten Fachkreisen, z.B.

- Strömungsphysikalische Grundlagen (Prof. Hummel)
- Meßtechnik (Dr. H.U. Meier)

hergestellt werden. Dazu wird ein Katalog mit genauen spezifizierten aerodynamischen Detailfragen ausgearbeitet.

Anlage 1

Liste der Teilnehmer

Dr. Bütetisch	DFVLR SM-ES	zeitweise
Dr. Eckert	DNW	zeitweise
Dipl.-Ing. Gmelin	DFVLR FF-FM	
Dr. Heller	DFVLR SM-EA	zeitweise
Dr. Neuwerth	RWTH, Institut für Luft- und Raumfahrt	zeitweise
Dipl.-Ing. Polz	MBB-UD	
Dr. Ruschewey	RWTH, Institut für Leichtbau	
Dr. Schmidt	DFVLR SM-TS	zeitweise
Dr. Stuff	DFVLR SM-TS	
Dr. B. Wagner	Dornier GmbH	zeitweise
Dr. W.-J. Wagner	DFVLR WB-AE	

Als Zuhörer zeitweise Prof. Försching und Dr. Send (beide DFVLR WB-AE).

Anlage 2

Liste der Workshop-Beiträge

- Gmelin: Theoretische/experimentelle Untersuchungen zum Rotorabwind
- W.J. Wagner: Instationäre Strömungsfelder an Blattspitzen
- Neuwerth: a) Untersuchungen zum Aufplatzen von Wirbeln
 b) Strukturbeanspruchungen und Lärmbelästigung durch
 Blattspitzenwirbel bei Hubschraubern
 c) Abschwächung von Randwirbelsystemen durch Modifikation
 der Flügelspitzen
- B. Wagner: 1. Forschungsrotor II
 2. Niedergeschwindigkeitspropeller
- Bütefisch: Geschwindigkeitsmessungen mit einem 2-Komponenten Laser-
 Doppler-Anemometer
- Polz: Probleme bei der experimentellen und theoretischen Er-
 forschung der Blattspitzenumströmung beim Hubschrauber-
 rotor
- Heller: Modellrotor-Tests im DNW zum Hochgeschwindigkeits- und
 Blatt-Wirbel-Interferenzimpulslärm
- Stuff: Der Lärm von Rotoren

Anlage 3

Günther Polz
MBB-Unternehmensbereich Drehflügler und Verkehr
Sprecher der AG-STAB-Projektgruppe "Drehflügel"

P R O G R A M M V O R S C H L A G

zum Schwerpunktthema

"BLATTSPITZENWIRBEL BEIM DREHFLÜGEL"

Der Programmvorschlag wurde im Auftrag der Arbeitsgemeinschaft "Strömungen mit Ablösung" (AG-STAB) auf der Basis der STAB-Erfassungsaktion 1981 mit Ergänzungen (August 1982) erstellt.

1. E I N F Ü H R U N G

An der Hinterkante des Drehflügelblattes löst sich, ebenso wie beim Tragflügel, eine Wirbelschicht ab. Diese instabile kontinuierliche Wirbelschicht beginnt - in einer Entfernung von einigen Blattiefen von der Blatthinterkante - sich zu zwei diskreten Wirbeln, dem Blattspitzen- und dem Blattwurzelwirbel, aufzurollen, wobei der erstere von der Wirbelstärke und Beständigkeit her eindeutig dominiert. Für das erzeugende Blatt ist vor allem der Nahbereich des Wirbelsystems maßgebend, in dem die kontinuierliche Wirbelschicht noch vollständig vorhanden ist. Im Fernbereich beeinflusst der bereits aufgerollte Blattspitzenwirbel vor allem die Auftriebsverteilung des nachlaufenden Blattes und damit wiederum dessen Wirbelsystem. Dies gilt sowohl für den axial angeströmten Drehflügel (Propeller, Windturbine) als auch für den im Vorwärtsflug radial angeströmten Hubschrauberrotor. Beim letzteren wird die Zirkulationsstärke des Blattspitzenwirbels zusätzlich durch die Instationarität der Anströmung infolge der fortlaufenden Änderung von Anströmgeschwindigkeit sowie Anstell- und Schiebewinkel beeinflusst.

2. S T A N D D E R T E C H N I K

Zur Bestimmung der Blattspitzenwirbeleffekte werden bei Drehflügeln derzeit vorwiegend Wirbelmodelle verwendet, die den von der Tragflügelberechnung her bekannten Traglinien- bzw. Tragflächenverfahren entsprechen. Damit läßt sich die Wirbelverteilung im Nahbereich des Drehflügelblattes mit ausreichender Genauigkeit bestimmen. Der Fernbereich ist wegen der komplizierten Vorgänge bei Aufrollung der gekrümmten Wirbel praktisch nur experimentell bzw. mit (semi)empirischen Methoden, die auf experimentellen Ergebnissen beruhen, zu erfassen.

Aktuelle Untersuchungen betreffen vorwiegend

- die Erforschung der Struktur des Wirbelfeldes
- die Auswirkungen auf das Drehflügelblatt
- die Möglichkeiten der Beeinflussung des Blattspitzenwirbels durch entsprechende Maßnahmen (Blattgeometrie, Ausblasung etc.)

Dabei werden sowohl Grundsatzstudien zur Wirbelstruktur als auch systematische theoretische und experimentelle Untersuchungen über die Auswirkungen des Wirbelfeldes auf das Blatt und die Beeinflussung des Blattspitzenwirbels durchgeführt.

Teilweise können auch Erkenntnisse aus der bereits wesentlich weiter entwickelten Tragflügelaerodynamik übernommen werden.

3. Z I E L S E T Z U N G

Mit dem Arbeitsschwerpunkt "Blattspitzenwirbel" soll in erster Linie eine optimale Konzeption für die Blattspitze beim Drehflügel gefunden werden, mit der gegenüber dem derzeitigen technologischen Stand eine wesentliche Reduzierung

- des Leistungsbedarfes
- der Strukturbelastungen
- der Lärmmission

erreicht werden kann.

4. A R B E I T S P R O G R A M M

In Fortschreibung des silbernen Papiers ergibt sich für die Erforschung des Blattspitzenwirbels folgendes Arbeitsprogramm:

A. ERFORSCHUNG DER WIRBELSTRUKTUR (Phänomenologie)

- geometrische Situation
- Verteilung der Wirbelstärke im Nah- und Fernbereich
- Untersuchungen zur Instationarität

B. AUSWIRKUNGEN DES WIRBELSYSTEMS AUF DAS DREHFLÜGELBLATT

- das erzeugende Blatt
- die nachfolgenden Blätter

C. MÖGLICHKEITEN ZUR BEEINFLUSSUNG DES BLATTSPITZENWIRBELS

- geometrische Maßnahmen
- Ausblasung etc.

Die im Rahmen der STAB-Erfassungsaktion 1981 erfaßten Aktivitäten zum Themenkreis "Drehflügel" samt Ergänzungen (Stand August 82) wurden, soweit sie das Problem des Blattspitzenwirbels berühren, in der folgenden Tabelle den einzelnen Punkten dieses Arbeitsplanes zugeordnet.

Von der Zusammenarbeit mit anderen Fach- und Projektgruppen werden Impulse vor allem von Kontakten mit den Fachkreisen "Meßtechnik" und "Numerische Methoden" erwartet. Weiterhin sollen Erkenntnisse der Projektgruppen "Flügel großer Streckung" und "Flügel kleiner Streckung" nutzbar gemacht werden.

A R B E I T S G R U P P E

ERFASSUNGSAKTION 1981 MIT ERGÄNZUNG (*) Stand August 82

Institution	Bearbeiter	Thema	Klassifiz.
MBB	Stahl	Instationäre, 3D, trans- sonische Umströmung der Blattspitze	B
Dornier/DFVLR*)	Zimmer Langer/Gmelin	Dynamische Rotorversuche im Windkanal	C
DFVLR	Langer Junker	Entwicklung eines schnell arbeitenden Verfahrens zur Erfassung des Blattspitzen- wirbels	A
DFVLR	Langer Junker	Entstehung nachlaufindu- zierter Schwingungen am Rotor	B
DFVLR	Geißler Wagner	Instationäre Strömung an Blattspitzen	A
RWTH*)	Staufenbiel	Untersuchungen zum Auf- platzen von Wirbeln	A
RWTH*)	Ballmann	Stark instationäre Wirbel- felder an elastischen Rotorblättern	B
RWTH	Staufenbiel	Abschwächung von Randwir- belsystemen durch Modifika- tion von Flügelspitzen	C
RWTH*)	Öry	Mechanische Reaktion von Flügeln, die durch ein Wirbelsystem bewegt werden	B
RWTH	Staufenbiel	Strukturbeanspruchungen und Lärmbelästigung durch Blatt- spitzenwirbel bei Hubschrau- bern	C

B. Gmelin
DFVLR - Institut für Flugmechanik
Braunschweig

13. 6. 1983

Beitrag AG-STAB-Workshop 7.-9. März 1983:

Theoretische/experimentelle Untersuchungen zum Rotorabwind

Die Kenntnis des Strömungsverlaufs in der Umgebung des Rotors ist für aerodynamische und flugmechanische Untersuchungen am Hubschrauber von besonderem Interesse. Fragen der Rotorleistung, der Kräfte und Momente am Rotor, der Lärmerzeugung usw. sind eng mit der genauen Erforschung des Abwindfeldes verbunden. Darüber hinaus beeinflusst der Rotorabstrom in hohem Maße die Gesamtströmung am Hubschrauber, deren Kenntnis für die Lösung zahlreicher aerodynamischer und flugmechanischer Probleme unbedingt erforderlich ist. Bis heute wird bei jeder Hubschrauberentwicklung ein erheblicher Anteil der Flugerprobung dazu verwendet, nicht erwartete aerodynamische und flugmechanische Mängel zu beseitigen. Dazu sind oft zeitraubende und kostenintensive Hardware-Modifikationen erforderlich.

Für die Berechnung des Rotorabwindes werden sehr unterschiedliche Verfahren eingesetzt. Einfache Impulsmethoden liefern Mittelwerte der Strömungsgeschwindigkeit und werden insbesondere wegen ihrer kurzen Rechenzeiten häufig für flugmechanische Simulationen verwendet. Aufwändige Wirbelverfahren erfordern große und schnelle Rechner, die erzielten Ergebnisse können jedoch noch nicht befriedigen.

Im Institut für Flugmechanik wird an der Verbesserung dieser Verfahren gearbeitet, insbesondere im Hinblick auf deren Einsatz im Rahmen von flugmechanischen Simulationen.

Es erscheint unumgänglich, sorgfältige und umfangreiche Messungen der Strömungsverhältnisse am Rotor und am gesamten Hubschrauber vorzusehen. Dabei sind sowohl grundlegende Daten zur Verbesserung der analytischen Verfahren zu liefern, als auch konkrete anwendungsbezogene Messungen durchzuführen. Um diese Ziele zu erreichen, wurde in den vergangenen Jahren beim Institut für Flugmechanik ein Rotorversuchsstand aufgebaut und eingesetzt.

Zur Vermessung der Strömung an beliebigen Punkten unterhalb des Rotors und außerhalb der Rotorkreisfläche wurde eine spezielle rechnergesteuerte Abwindmeßanlage aufgebaut. Als Strömungssonden werden pneumatisch wirkende Vektorsonden und Hitzdrahtsonden eingesetzt. Die Meßsignale werden on-line in physikalische Größen umgewandelt, um mit Hilfe einer entsprechenden Darstellung während der Messung besonders interessante Gebiete, z. B. Wirbelbereiche, entdecken und genauer untersuchen zu können. Für die detaillierte off-line Analyse der Messung werden die Meßdaten auf Magnetband gespeichert.

Der DFVLR-Rotorversuchsstand ist wegen seiner Auslegung (Mach-skaliertes, dynamisch ähnlicher Rotor) besonders geeignet, zur Lösung der anstehenden Probleme auf dem Gebiet der Rotorumströmung beizutragen.

ABREISSEEFFEKTE

DYNAMISCHES ABREISSEN
INFOLGE BLATTSPITZENWIRBEL

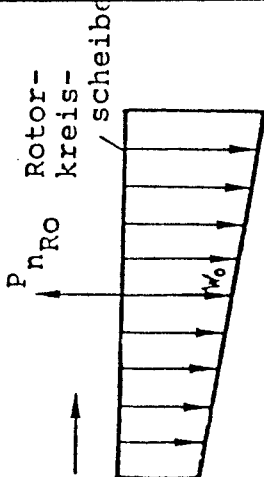
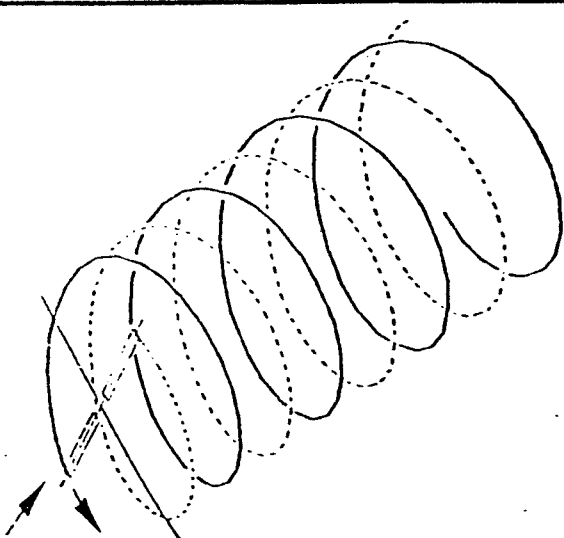
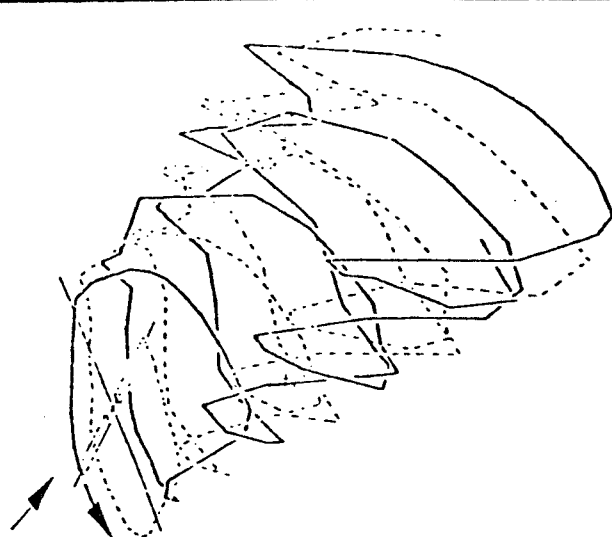
RÜCKANSTRÖMUNG

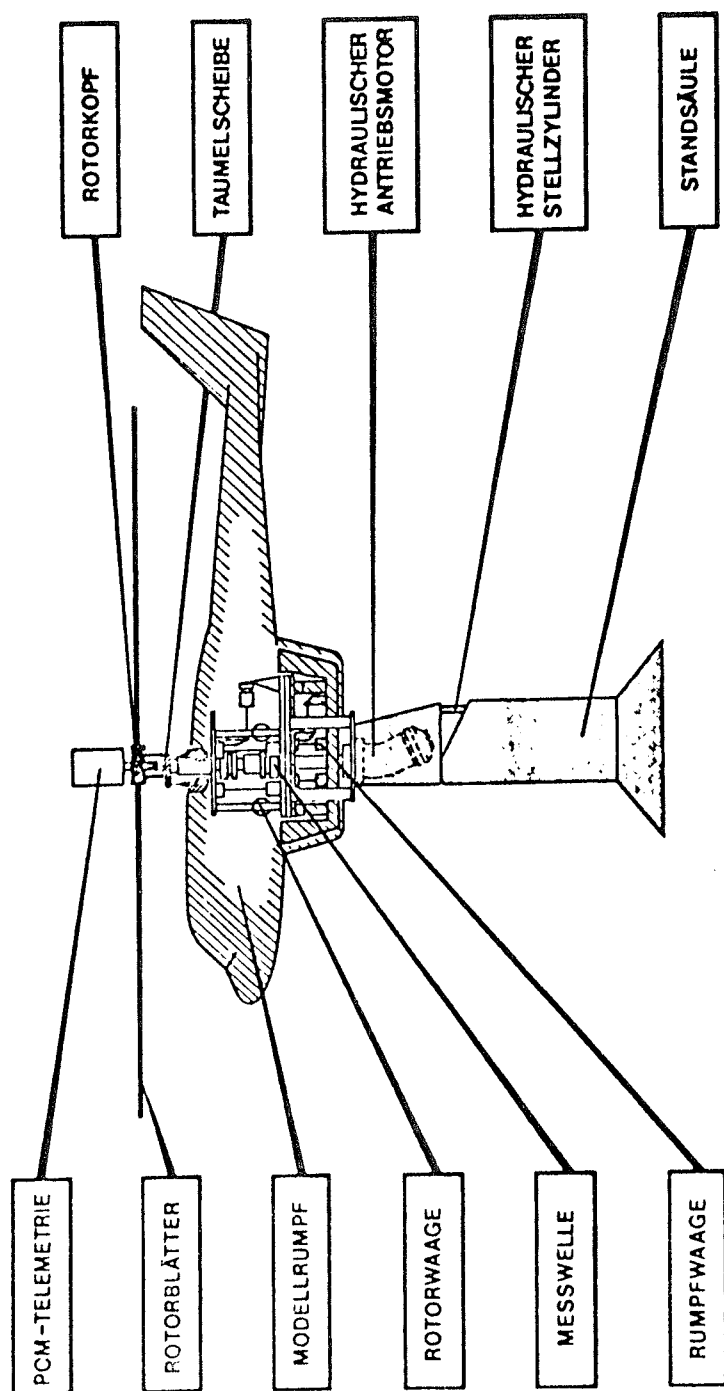
QUERSTRÖMUNG

STOSSEFFEKTE

BLATTWIRBEL - SCHLEPPE

ROTORAERODYNAMIK

Modell	Trapezförmiger Durchfluß 	Wirbelmodell mit starrer Geometrie 	Wirbelmodell mit freier Geometrie 
Anwendung	$\mu \geq 0,15$ erste Harmonische der Rotorlasten	$\mu = 0$ $\mu \geq 0,15$ erste und höhere Harmonische der Rotorlasten	$\mu = 0 - \mu_{\max}$ Leistungsrechnung, Steuerungs- und Stabilitätsrechnung
numerischer Aufwand	gering	mäßig	hoch

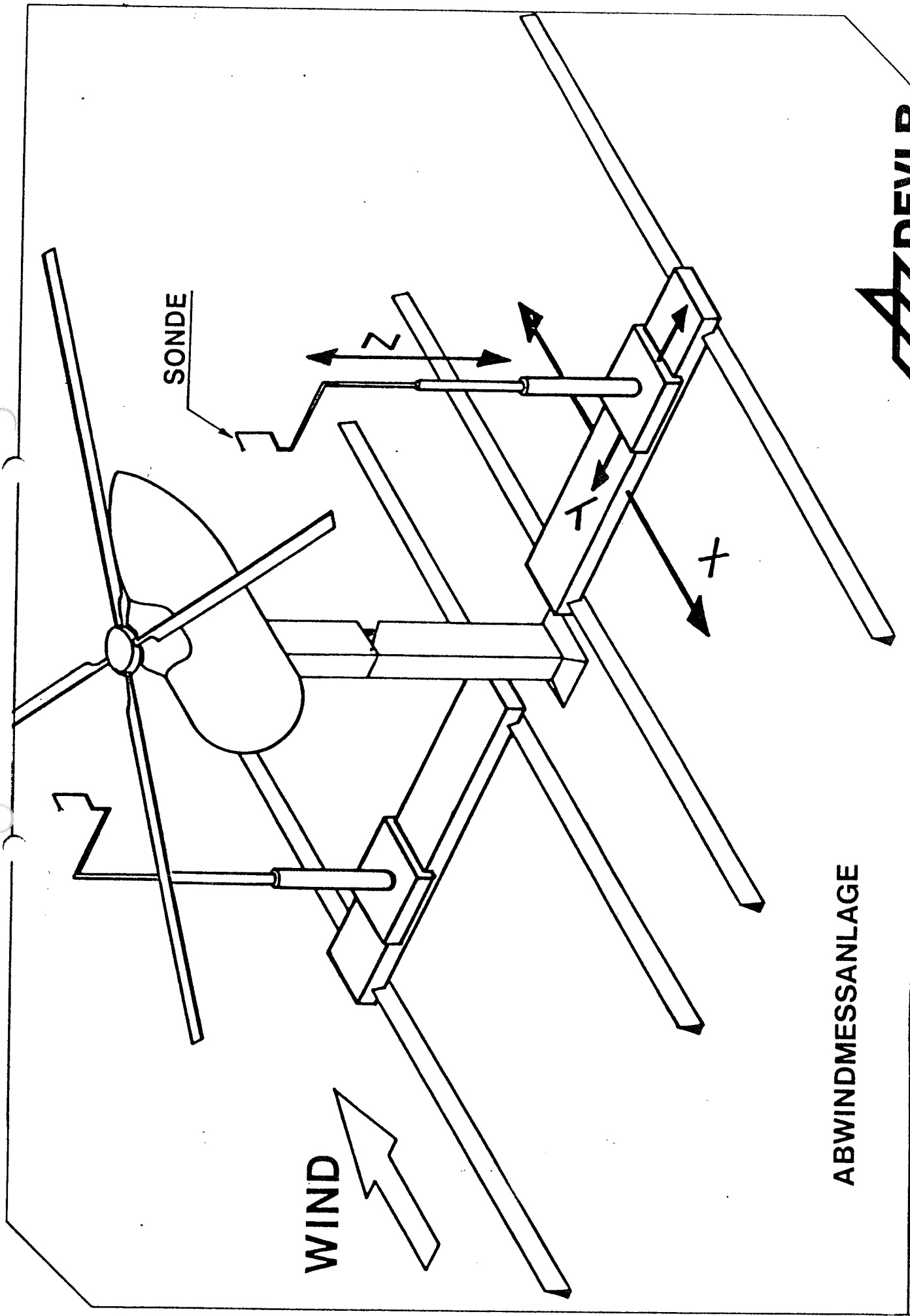


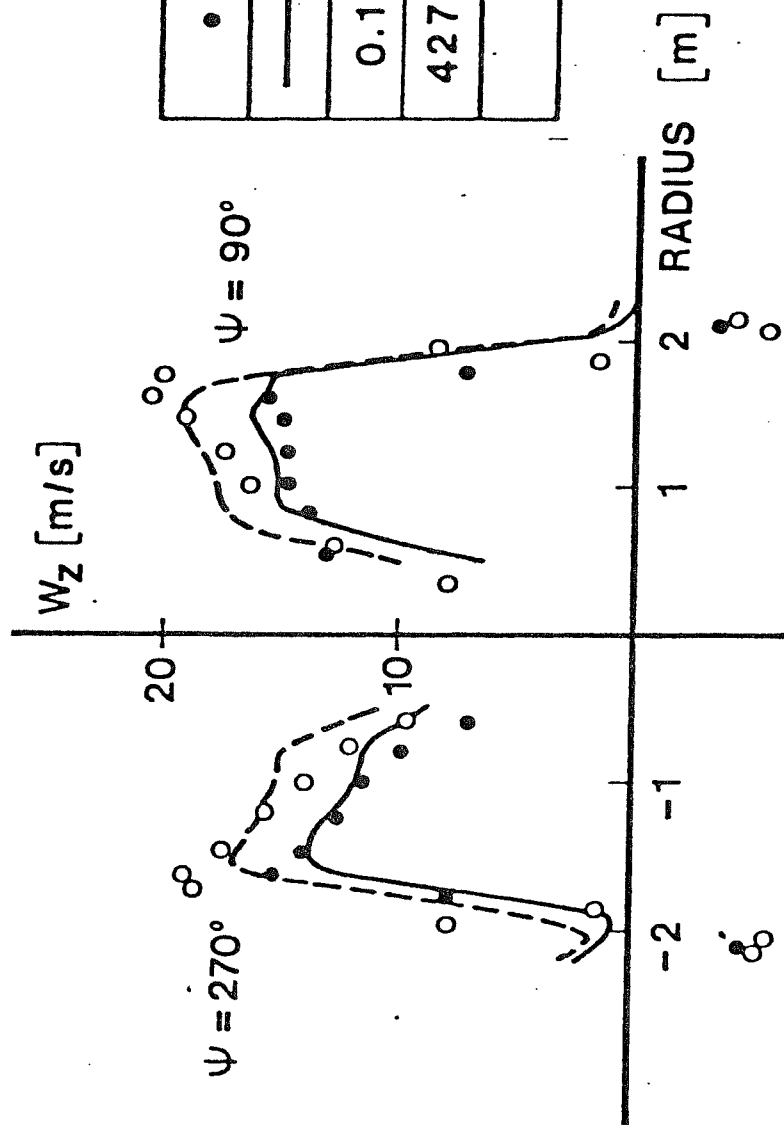
BAUGRUPPEN DES ROTORVERSUCHSSTANDS

WIND

SONDE

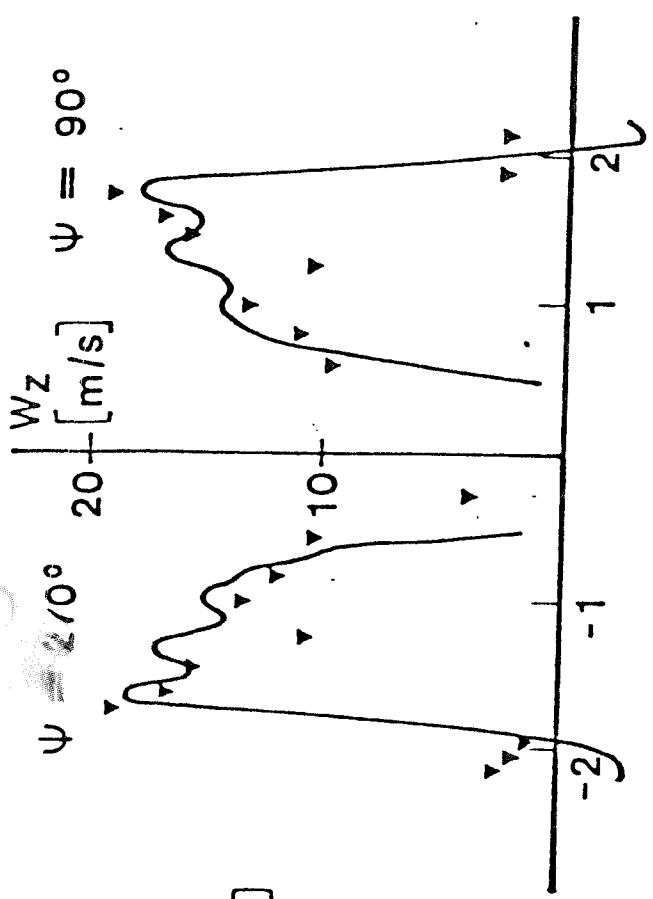
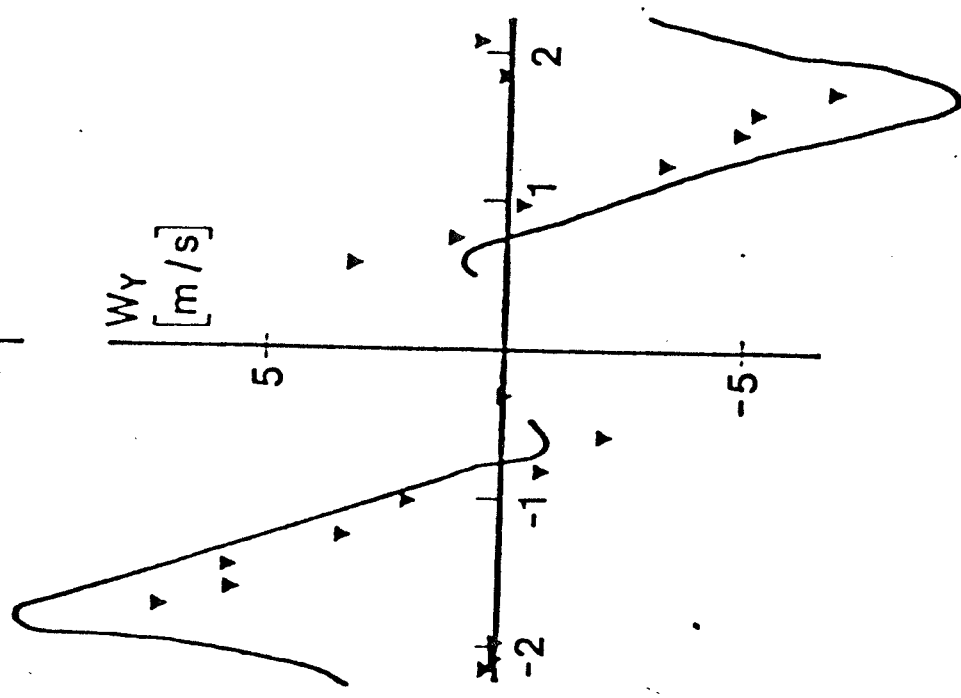
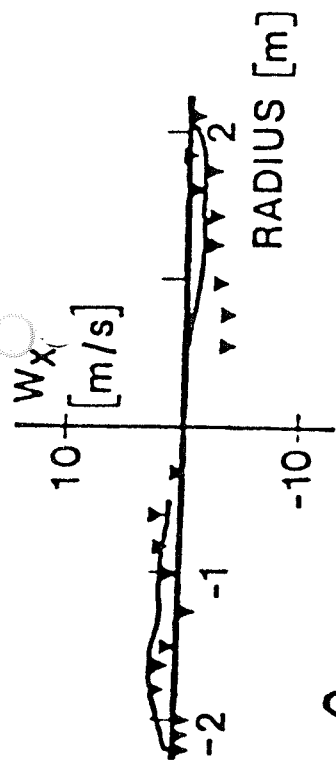
ABWINDMESSANLAGE





•	°	MEASURED
—	---	CALCULATED
0.1	0.05	ADV. RATIO
4270	4710	THRUST (N)
-10		α_{RO} [°]

DOWNWASH CALCULATION AND MEASUREMENTS AT DIFFERENT μ

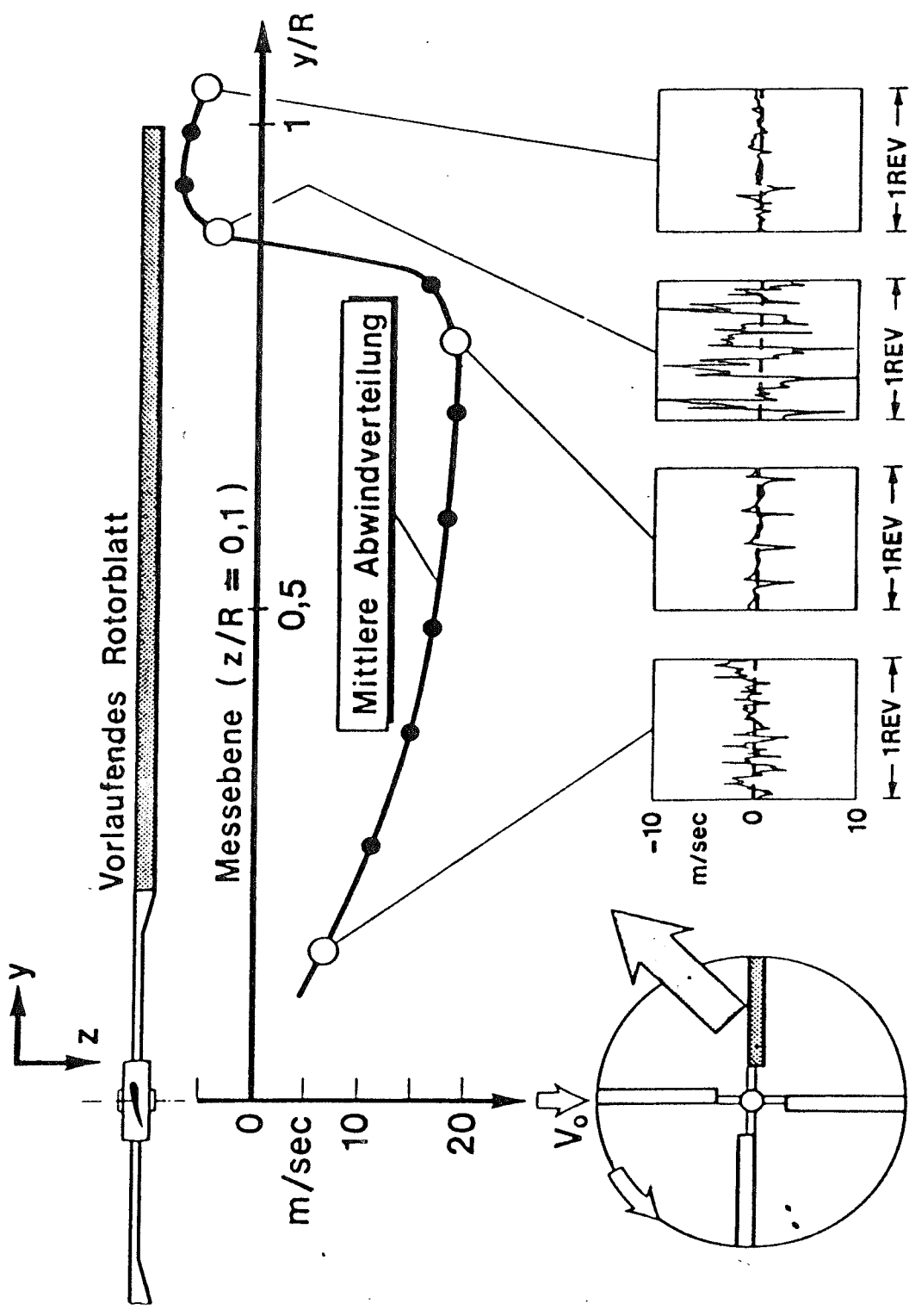


▼ MEASUREMENT
 — THEORY, VORTEX

THRUST = CONST.
 ADV. RATIO = 0
 $z/R = 0.07$

3 - DIMENSIONAL DOWNWASH CALCULATION AND MEASUREMENTS IN HOVER





Örtliche Abwindfluktuation

ROTORABWIND

Instationäre Strömungsfelder an Blattspitzen

W. Wagner

DFVLR - Institut für Aeroelastik

Göttingen

Die gegenseitige Beeinflussung von Randwirbel und Blattspitze stellt unter den spezifischen Anströmbedingungen des Drehflügels ein besonderes Problem dar. Der Zugang zu diesem Problemkreis erfordert u. a. auch detaillierte Kenntnisse des Strömungsverlaufes im Bereich der Blattspitze. Im Rahmen einer Kooperation mit NASA-Langley wurden stationäre sowie instationäre Druckverteilungen an harmonisch schwingenden Blattspitzen unterschiedlicher Grundrißform gemessen. Zusätzliche Informationen über die Randwirbel (Lage, Größe, Stärke, Struktur) wurden durch den Einsatz einer neuartigen Ultraschall-Meßmethode erzielt.

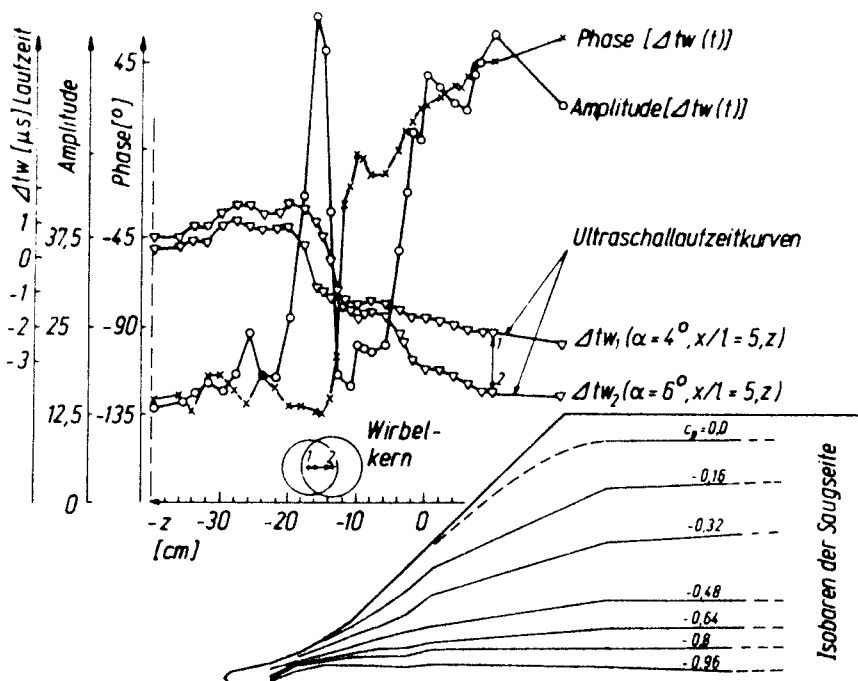


Bild 1 Isobaren und Ultraschalllaufzeitkurven einer Ogee-Flügelspitze.

$$U_\infty = 20 \text{ m/s}, \quad \alpha = 5^\circ, \quad \Delta\alpha = \pm 1^\circ, \quad f_E = 4 \text{ Hz}$$

Als Beispiel zeigt die Abbildung eine auf die z-Koordinate bezogene gemeinsame maßstäbliche Darstellung von Isobaren auf der Saugseite der Ogee-Spitze und der Ultraschallaufzeitkurven, sowie der Amplituden-Phasenkurven (berechnet aus dem Zeitverlauf der Laufzeitkurven) gemessen fünf Flügeltiefen hinter dem Flügel. Die eingezeichneten Kreise stellen den Kern des Randwirbels dar, der sich bei einer Anstellwinkeländerung von 4° nach 6° (quasistationär) von Position 1 nach Position 2 bewegt und dabei seinen Durchmesser etwas vergrößert.

Die Phasenkurve zeigt am Ort des Wirbelmittelpunktes (genauer: an der rechten Extremlage der Auslenkung des Wirbelmittelpunktes) einen Phasensprung von 180° . Die Amplitudenkurve hat ihr Maximum im Hauptaufenthaltsbereich des Wirbels. Die zugrunde gelegten Wirbelparameter sind über ein Anpassungsmodell aus den Laufzeitkurven berechnet. Im äußersten Spitzenbereich des Flügels deutet sich im Verlauf der Isobaren eine erhebliche Dreidimensionalität der Strömung ab. Der Quellbereich des Randwirbels fällt in ein Gebiet, in dem die Isobaren bezogen auf die Hauptströmungsrichtung konkav gekrümmt sind.

Entsprechende Ergebnisse an weiteren geometrischen Konfigurationen sind in Vorbereitung.

Untersuchungen zum Aufplatzen von Wirbeln (SFB 25; TP A 2)

In vielen Fällen ist Strömungsablösung an Flugzeugkomponenten unerwünscht. In zunehmendem Maße erhöht sich jedoch das Interesse, auch den Bereich der abgelösten Strömungen zu nutzen oder zumindest die Ablösung zu kontrollieren. Eine "kontrollierte" Ablösung, die seit langem genutzt wird, entsteht an gepfeilten, scharfen Flügelvorderkanten; sie ist gekoppelt mit einem Wirbel längs der Flügelvorderkante, der einen Unterdruck zur Folge hat. Die i. a. günstige Wirkung dieses Vorderkantenwirbels geht verloren, wenn bei größeren Anstellwinkeln der Wirbel aufplatzt.

Der Mechanismus des Aufplatzens ist bisher nicht zufriedenstellend geklärt. Es wurden zwar eine Reihe von Theorien entwickelt, ihre Oberprüfung durch Experimente steht jedoch noch weitgehend aus. Die vorliegende Arbeit hat nun experimentelle Untersuchungen des Wirbelaufplatzens zum Gegenstand. Allerdings sollen die Experimente nicht an einem gebundenen Vorderkantenwirbel durchgeführt werden, sondern an einem freien Randwirbel. Randwirbel sind für derartige grundlegende Untersuchungen wesentlich besser geeignet als Vorderkantenwirbel:

- sie sind stärker rotationssymmetrisch
- sie sind entkoppelt von der erzeugenden Fläche
- sie bieten Möglichkeiten zur gezielten Beeinflussung der Wirbelstruktur (z. B. durch Modifizierung der Zirkulationsverteilung des erzeugenden Flügels, durch Einblasung von Luft in die Wirbelachse, durch Beeinflussung des Turbulenzgrades im Wirbelkern)
- das Wirbelaufplatzen kann durch Erzeugung beliebiger Druckfelder im Außenfeld des Wirbels begünstigt oder unterdrückt werden.

Diese Versuchsanordnung erscheint auch wesentlich vielseitiger als das Wirbelrohr, das u. a. eine Kopplung zwischen den Verläufen von Tangential- und Axialgeschwindigkeiten im Wirbel bringt.

Strukturbeanspruchungen und Lärmbelästigung durch Blattspitzenwirbel bei Hubschraubern (SFB 25; TP C 4)

Am Haupt- und Heckrotor von Hubschraubern entstehen instationäre Effekte durch die Interaktion der Rotorblätter mit Wirbeln. Dabei waren zwei unterschiedliche Mechanismen Gegenstand der bisherigen Arbeiten:

Einerseits durchschlägt der Heckrotor die vom Hauptrotor spiralförmig abwandernden Blattspitzenwirbel. Andererseits kann ein Hauptrotorblatt durch die Randwirbel des vor ihm laufenden Blattes gestört werden (blade slap). In beiden Fällen treten Anstellwinkeländerungen und Druckänderungen am gestörten Rotorblatt auf. Diese bewirken Kraftschwankungen, die sowohl zu dynamischen Strukturbeanspruchungen führen - im Teilprojekt C 3 untersucht - als auch Ursache für besonders intensiven impulsartigen Lärm sind.

Während der erstgenannte Mechanismus im Zeitraum 1981/82 experimentell und theoretisch eingehender untersucht wurde, wurde das blade slap nur bei einer vorgegebenen Rotorblattform analysiert. Das "blade slap" soll im hier beantragten Zeitraum nun weiter untersucht werden. Hierbei sollen an einem zur Verfügung stehenden Hauptrotor-Prüfstand mit modular aufgebautem Rotor geeignete Blattspitzenformen - auch winglets - entwickelt werden, die die Struktur der Blattspitzenwirbel verändern. Die bei dem blade slap an den Blättern entstehenden instationären Druckverteilungen, Biege- und Torsionsmomente sollen in Abhängigkeit von den Blattspitzenformen gemessen werden. Diese Meßgrößen werden einerseits im Teilprojekt C 3 weiter im Hinblick auf Strukturbeanspruchung verarbeitet. Andererseits sollen die Druckverteilungen mit den Ergebnissen instationärer Rechnungen verglichen werden. Hierzu ist jedoch noch notwendig, die Geschwindigkeitsverteilung der abschwimmenden Wirbel als Eingangsgröße für die Rechnung zu messen. Weiterhin sollen die von den Blattspitzenformen abhängigen Rotor-Wellenleistungen und -Schübe ermittelt werden.

Wirbelstruktur und Außenfeld sollen bei den geplanten Experimenten gezielt variiert werden, um ihren Einfluß auf den Aufplatzvorgang ermitteln zu können. Voruntersuchungen haben gezeigt, daß sich Aufplatzen bei Randwirbeln in praktisch gleicher Form erzielen läßt wie bei Vorderkantenwirbeln von Deltaflügeln. Die Wirbelstruktur in der Nähe der Aufplatzbereiche soll im Wasser- und Windkanal optisch, mit Hilfe eines LDA bzw. mit einer Fünf-Loch-Kegelsonde untersucht werden.

Abschwächung von Randwirbelsystemen durch Modifikation der Flügelspitzen
(SFB 25; TP C 2)

Randwirbel, die sich durch Aufrollen von Wirbelschichten an Flügeln und Rotorblättern bilden, sind i. a. langlebig und wirken sich häufig nachteilig aus. Beispiele dieser Wirkungen sind Gefährdungen nachfolgender Flugzeuge und Interferenzen von Rotorrandwirbeln mit nachfolgenden Rotorblättern, Zellenteilen und Heckrotoren. Im bisherigen Zeitraum der Förderung sind Möglichkeiten zum schnelleren Abbau der Wirbelstärke von Randwirbeln insbesondere durch Erhöhung des Turbulenzgrades im Wirbelkern untersucht worden. Durch geeignet gestaltete halbdeltaförmige Flügelspitzen als Wingletform konnte der Wirbelkern zum Aufplatzen gebracht werden und dadurch im Nahbereich eine Reduzierung der maximalen Umfangsgeschwindigkeit des Randwirbels auf ca. 50 % des Wertes bei normalen Flügelspitzen erreicht werden. Die Arbeiten sollen in folgenden Richtungen fortgesetzt werden:

Es soll überprüft werden, in welchem Maße die günstige Wirkung der modifizierten Flügelspitzen auch in großem räumlichen bzw. zeitlichen Abstand erhalten bleibt. Hierzu sollen Schleppversuche im Wasserkanal durchgeführt werden; die Heißfilmmeßtechnik wurde für derartige Versuche bereits erprobt, Vorversuche waren erfolgreich. Die so gemessene Alterung von Randwirbeln soll mit Hilfe verschiedener Modelle theoretisch überprüft und nachvollzogen werden. Die erreichte Abschwächung der Wirbelstärke soll in der Wirkung auf nachfolgende Flugzeuge (insbesondere bezüglich induzierter Rollmomente) bewertet werden. Die Auflösung von Randwirbelsystemen in großem räumlichen Abstand soll für verschiedene Flügelspitzenformen außerdem visuell und photographisch an einem ferngesteuerten Flugmodell erfaßt werden. Vorversuche haben hierzu erste positive Ergebnisse erbracht.

Erste Untersuchungen lassen erwarten, daß steuerbare Winglets der untersuchten Form mit Vorteil auch für die Flugsteuerung herangezogen werden können und zwar zur Quersteuerung und zur Gleitwegsteuerung. Durch Windkanalversuche an inzwischen bereits verfügbaren Modellen des Flugzeugs

MORANE, das dem Institut für Flugversuche zur Verfügung steht, sollen Flugeigenschaften und Flugleistungen einer Konfiguration mit Halbdelta-Winglets ermittelt werden.

Stand- und Flugschwingungs-Versuche am Flügel mit Halbdelta-Winglets sind im Teilprojekt C 1 vorgesehen, flugmechanische Untersuchungen im Teilprojekt C 5.

BLATTSPITZENUMSTRÖMUNG BEIM DREHFLÜGEL

H. Zimmer

Dornier GmbH, Friedrichshafen
Projektaerodynamik/Rotoraerodynamik

1: *Forschungsrotor II*

Der Systemprüfstand Forschungsrotor II wurde als eigentlich pneumatisch anzutreibendes Gerät von der DFVLR und DORNIER als Zweiblatt-Rotorsystem erstellt und zunächst mechanisch angetrieben in Betrieb genommen. Im Jahr 1980 wurde er im DNW ohne Probleme bis zum Fortschrittsgrad 0.3 vermessen. Diese Standardvermessung hatte ein weitgehendes Kennenlernen der Rotoreigenschaften bezüglich Leistung, Vorwärtsgeschwindigkeit, Steuerbarkeit und Dynamik zum Ziel. Ein großer Teil der geplanten Messungen konnte erfolgen, die Schub- und Leistungsdaten sowie die wichtigsten dynamischen Meßgrößen waren nutzbar. Erste Leistungsvergleiche mit dem Forschungsrotor I, dem MBB-4-Blatt-Rotor, waren möglich. Eine Auswertung der intensiven Abwindmessungen erfolgt bei der DFVLR.

Inzwischen ist der gesamte Prüfstand "Forschungsrotor II" umgerüstet für pneumatischen Antrieb bzw. wahlweise für Hybridantrieb (teils mechanische, teils pneumatische Leistungszufuhr). Damit besteht die Möglichkeit, in der nächsten Phase des Programms pneumatischen und mechanischen Antrieb zu vergleichen und im weiteren Verlauf der Arbeiten durch Rotor- und Blattspitzen-Modifikationen interessante rotoraerodynamische Entwicklungslinien weiterzuverfolgen (z. B. "circulation-control").

Die Veröffentlichung der ersten Ergebnisse ist geplant anlässlich des
9th European Rotorcraft Forum, 13. - 15. Sept. 1983, Stresa/Italy:
W. Benner, H.-J. Langer, T. Hagenmüller:
"Windtunnel Results of a two bladed model rotor"

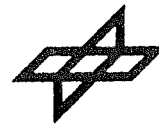
2. *Niedergeschwindigkeitspropeller*

Nach einer gewissen Stagnation der Propellerentwicklung nach dem zweiten Weltkrieg ist in neuerer Zeit wieder eine verstärkte Hinwendung zum Propellerantrieb als dem günstigsten Luftfahrtantrieb überhaupt (im Unterschallgeschwindigkeitsbereich) zu erkennen. Einmal wird versucht, dessen Anwendungsbereich bis zu hohen Unterschallgeschwindigkeiten zu erweitern, dann wird auch eine Verbesserung im mittleren und unteren Geschwindigkeitsbereich angestrebt, wie in der vorliegenden Entwicklungsaufgabe /1/ - /3/.

Zunächst erfolgte eine Analyse des Standes der Propellertechnik auf experimentellem Weg (Flugversuche, Windkanal-Modellversuche an mehreren Propellertypen) und theoretischem Weg (aerodynamische und akustische Berechnungen der Propeller). Daraus ergab sich, daß insbesondere im unteren und mittleren Geschwindigkeitsbereich Verbesserungsmöglichkeiten bestehen. Es wurden verbesserte Propellerentwürfe erstellt durch Verwendung von neu entworfenen Profilen hoher Gleitzahl bei hohem Auftriebsbeiwert und durch optimierte Blattformen und Blattspitzenformen zur Erzielung möglichst geringer und gleichmäßiger Übergeschwindigkeiten in tangentialer und axialer Richtung und möglichst geringer Blattspitzenwirbel-Intensitäten. Nach den Windkanalversuchen wurde die beste Konfiguration für die Großausführung ausgewählt. Danach wurde ein Satz Experimentalpropeller für das Do-228-Experimentalflugzeug entwickelt, gebaut und im Flug erprobt /2/, /3/. Im ganzen Flugbereich wurden Verbesserungen erzielt, so daß z. Z. die Serienreifmachung der Propeller erfolgt. Die entwickelten Propeller können in 3- bis 5-Blatt-Ausführung zum Antrieb von Flugzeugen im Bereich von 5 - 14 t Abfluggewicht eingesetzt werden (z.B. Do 228, Do 24).

Veröffentlichungen

- /1/ I. U. Borchers, G. Mühlbauer, H. Zimmer et al.:
Entwurf, Bau und Erprobung eines verbesserten Propellers für
Flugzeuge der Allgemeinen Luftfahrt.
Luftfahrtforschung und Luftfahrttechnologie
2. BMFT-Statusseminar, Garmisch-Partenkirchen, 8./9. Okt. 1980
- /2/ H. Zimmer, I. U. Borchers, H. Friedel:
Entwurf, Bau und Erprobung eines Experimentalpropellers in der
Leistungsklasse 750 PS.
Jahrestagung der DGLR, Stuttgart, 5. - 7. Okt. 1982
- /3/ H. Zimmer, R. Hoffmann:
Ein verbesserter Propeller für Flugzeuge der Allgemeinen Luft-
fahrt.
Luftfahrtforschung und Luftfahrttechnologie
3. BMFT-Statusseminar, Hamburg, 2. - 4. Mai 1983



Dr. K.A. Bütetisch

Beitrag zum STAB-Workshop, Arbeitskreis
Drehflügel, Leiter: Dipl.Ing. G. Polz
Göttingen, 7. - 9. 3. 1983

Geschwindigkeitsmessungen mit einem 2Komponenten Laser- Doppler-Anemometer

Im DFVLR-Institut für Experimentelle Strömungsmechanik, Göttingen, wurde ein 2Komponenten Laser-Doppler-Anemometer, das berührungsfrei aus einer Entfernung von bis zu 2,30 m den mittleren 2-D Geschwindigkeitsvektor, die Geschwindigkeitsverteilung sowie -schwankung zu bestimmen gestattet, aufgebaut (Bild 1) [1].

Eine erste Erprobung hat im 3m Kanal der DFVLR in Göttingen stattgefunden, wobei Geschwindigkeitsprofile sowohl in der Grenzschicht wie auch im Wirbelsystem eines angestellten Rotationsellipsoids gemessen wurden. Bild 2 zeigt ein laminares Grenzschichtprofil im Vergleich zu einem theoretischen Ergebnis [2]. Bild 3 zeigt ein turbulentes Grenzschichtprofil im Vergleich zu einem Ergebnis einer Druck-Sondenmessung [3]. Für große Geschwindigkeitsschwankungen muß bei der Sondenmessung der Einfluß der Turbulenz berücksichtigt werden [4].

Wie neuere Ergebnisse aus den USA gezeigt haben [5], können mit Hilfe der LDA auch erfolgreich Untersuchungen im Nachlauf von Rotoren durchgeführt werden. Eine dazu notwendige Synchronisierung des Meßvorgangs wird z.Z. entwickelt.

Literatur:

- [1] K.A. Bütetisch
V. Strunck
K.-H. Sauerland
H.-R. Höfer
D. Mehmel
Ein Laser-Doppler-Anemometer für große Windkanäle.
DFVLR-Bericht IB 222 - 82 A 02.
- [2] H.U. Meier
H.-P. Kreplin
H. Vollmers
Velocity distributions in 3-D Boundary layers and vortex flows developing on an inclined prolate spheroid.
In: Viscous and Interacting Flow Field Effects, Proceedings of the 6th U.S. Air Force and the Federal Republic of Germany Data Exchange Agreement Meeting, April 28.-30., 1981; DFVLR-AVA-Report IB 222 81 CP 1.
- [3] G.R. Schneider
Ziqiang Zhu
The Calculation of Incompressible Three-Dimensional Laminar and Turbulent Boundary Layers in the Plane of Symmetry of a Prolate Spheroid at Incidence.
DFVLR-Forschungsbericht, DFVLR-FB 82-16.
- [4] S. Goldstein
A Note on the Measurement of Total Head and Static Pressure in a Turbulent Stream.
Proceedings of the Royal Society of London. Series A - Mathematical and Physical Sciences, Vol. CLV, London, 1936.
- [5] J. Lepicovsky
W.A. Bell
Aerodynamic Measurements about a Rotating Propeller with a Laser Velocimeter with Conditional Sampling.
Report LG83ER0008, Lockheed-Georgia Company, 1983.

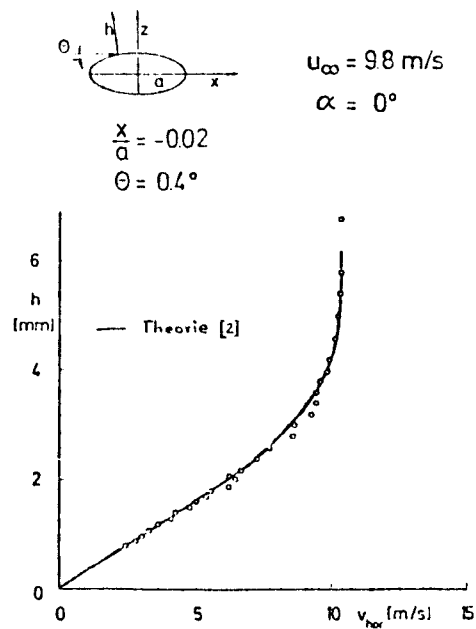


Bild 2: Profil einer laminaren Grenzschicht.
Vergleich mit Theorie.

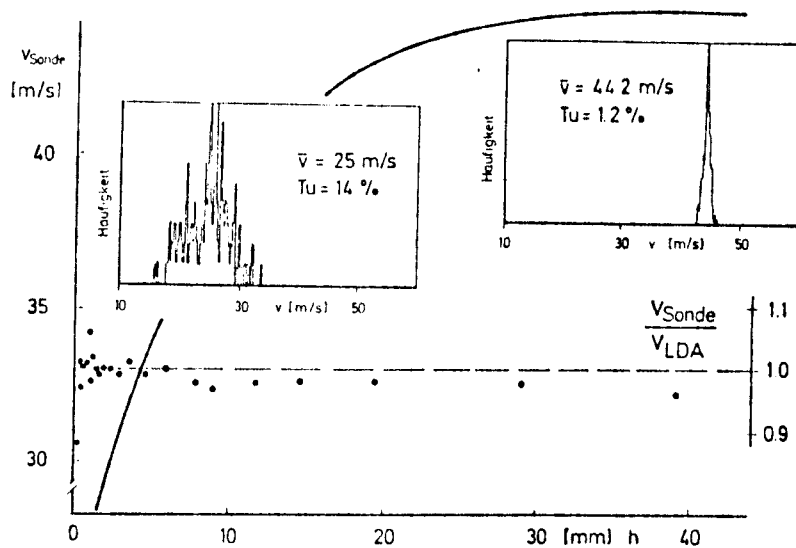


Bild 3: Profil einer turbulenten Grenzschicht.
Vergleich mit Sondenmessung.

Probleme bei der experimentellen und theoretischen Erforschung der Blattspitzenumströmung beim Hubschrauberrotor

Bei neueren Hubschrauberentwicklungen läßt sich ein Trend zur Anwendung speziell geformter Rotorblattspitzen feststellen. Die Entwicklung solcher Blattspitzen erfolgt im Regelfall hauptsächlich empirisch unter Anwendung von Erkenntnissen aus der Starrflüglertechnologie, wie der Effekte von Pfeilung und Profilverdünnung bei transsonischer Strömung sowie aeroelastischer Koppelleffekte. Wegen der Kompliziertheit der Strömungsvorgänge am Rotorblatt sind sowohl theoretische Berechnungen als auch experimentelle Untersuchungen jeweils nur für Teilaspekte der Blattspitzenumströmung möglich. Das Hauptproblem besteht in der Instationärität der Strömung, die durch die geometrischen Bewegungsvorgänge beim Vorwärtsflug wie auch durch die Eigenbewegungen des Blattes und durch das sich laufend verändernde Geschwindigkeitsfeld des vom Rotor erzeugten Wirbelsystems verursacht wird. Im Nahbereich der Blattspitze werden auch die instationären Einflüsse des vom vorauslaufenden Blatt erzeugten Wirbels sowie des von der Blattspitze selbst abgehenden Wirbels wirksam.

Bei der experimentellen Erforschung der Blattspitzenumströmung stellt die Instationärität gleichfalls das größte Problem dar. Es ist allerdings zu erwarten, daß durch neue Meßmethoden in naher Zukunft ein besserer Einblick in das Strömungsfeld des Rotors und die Anströmbedingungen des einzelnen Blattes erreicht wird.

Auf dem theoretischen Sektor wirkt sich neben der Instationärität die drehungsbehaftete Strömung am Rotorblatt, die durch die lineare Geschwindigkeitsverteilung entlang der Blattachse bedingt ist und die Anwendung potentialtheoretischer Verfahren eigentlich ausschließt, erschwerend aus. Die derzeit bekannten Verfahren basieren durchweg auf der Potentialtheorie, wobei die lineare Geschwindigkeitsverteilung für den begrenzten Radiusbereich der Blattspitze durch mit der Potentialtheorie verträgliche Maßnahmen simuliert wird oder der Verstoß gegen die Potentialtheorie generell unbeachtet bleibt. Verfahren, die auf der Euler-Gleichung basieren und eine korrekte Behandlung der drehungsbehafteten Strömung am Blatt ermöglichen, sind bisher nicht bekannt. Ein generelles Problem, das der Anwendung theoretischer Verfahren für die Blattspitze entgegensteht, stellen die enorm hohen Rechenzeiten von bis zu einigen Stunden CPU-Zeit dar.

Modellrotor-Tests im DNW zum Hochgeschwindigkeits- und Blatt-Wirbel-Interferenz- impulslärm

Im Rahmen eines "Memorandums of Understanding (MOU)" im Forschungsbereich Flugmechanik zwischen den USA und der Bundesrepublik fanden im Frühjahr 1982 aeroakustische Windkanalversuche mit dem "Rotary Wing Test Stand (RWTS)" des US-Army-Aeromechanics Laboratory in enger Zusammenarbeit mit der DFVLR im DNW statt (Bild 1).

Das Hauptanliegen des Testprogramms galt der intensiven Untersuchung des beim Fernfeldlärm künftiger Hubschrauber dominierenden Hochgeschwindigkeits- und Blattwirbelinterferenz-Impulslärms. In vorangegangenen Flugversuchen des US-Army-Aeromechanics Laboratory waren mit einem neuartigen Meßverfahren (leises Begleitflugzeug als Meßträger) an einem Originalhubschrauber hochwertige Meßergebnisse zum Rotor-Impulslärm erzielt worden. Ein wesentlicher Teil des Testprogramms im DNW bestand darin, diese "Full scale"-Ergebnisse mit sauberen Windkanalmeßdaten bei entsprechend simulierten Flugzuständen und Meßabständen zu vergleichen, um Aussagen zur Übertragbarkeit der Modelluntersuchungen auf die Großausführung zu erhalten.

Dank der hervorragenden aerodynamischen und akustischen Eigenschaften des DNW, der für diese aeroakustischen Rotor-Tests die derzeit optimalste Versuchsanlage darstellt sowie dank eines bemerkenswerten Teamgeistes zwischen allen Beteiligten konnten die Versuche trotz der verschiedenartigsten Probleme zu einem erfolgreichen Abschluß gebracht werden. Erste "Quick-look"-Analysen bescheinigen hervorragende Meßergebnisse, die z.T. vorher im Windkanalversuch nicht meßbare Impulslärm-Phänomene beinhalten. Die Übertragbarkeit der akustischen Modellmeßdaten auf das Original scheint danach gegeben. Im US-Army-Aeromechanics Laboratory sowie in der DFVLR wird zur Zeit noch an der Auswertung und Interpretation der Vielzahl von Meßergebnissen gearbeitet.

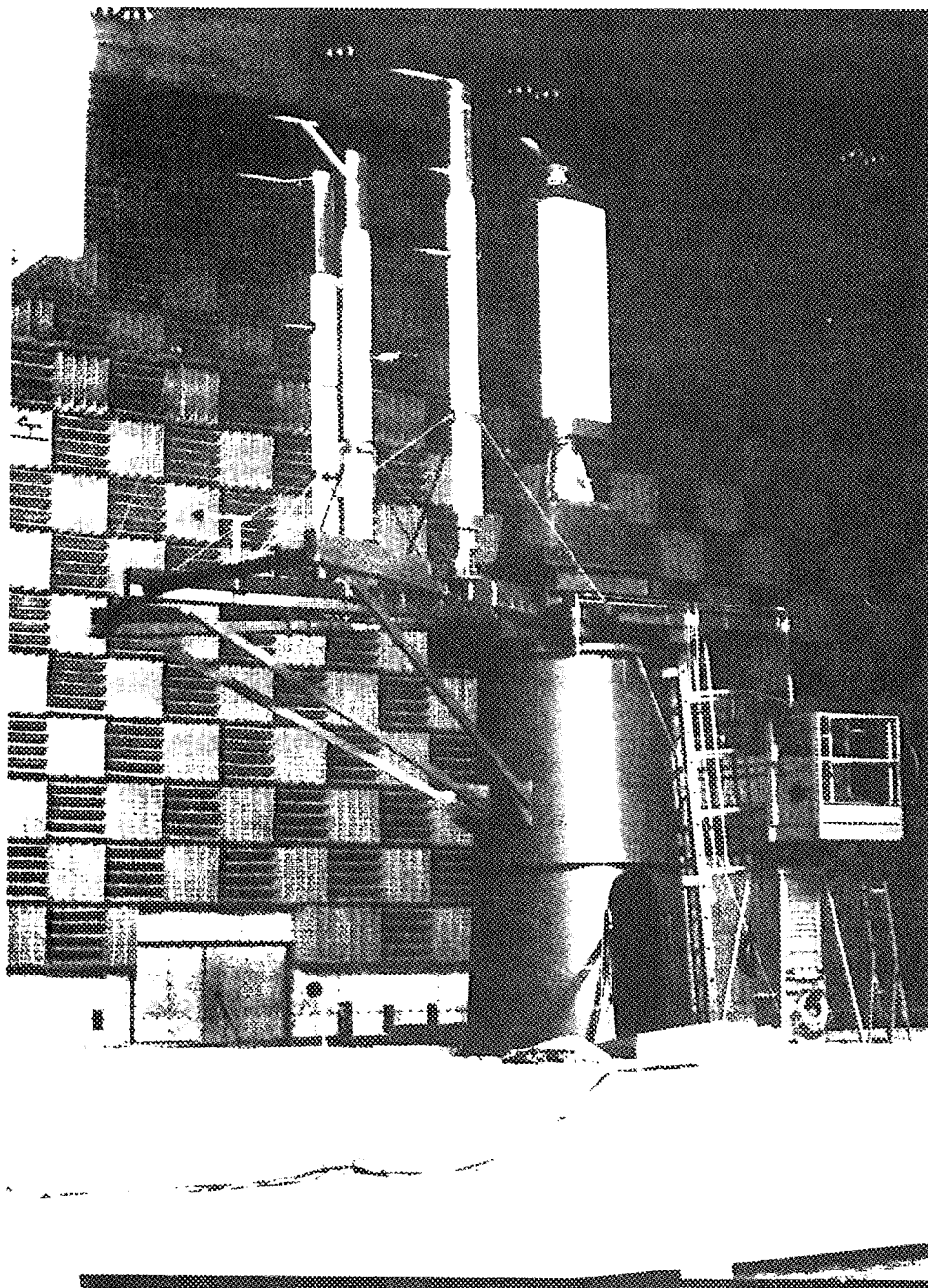


BILD 1

DER LÄRM VON ROTOREN

R. Stuff

Institut für Theoretische Strömungsmechanik
DFVLR-AVA, Göttingen

Mit Rotorlärm ist hier der Lärm zufolge von Rotorkräften, wie Umfangskraft und Schub, der Lärm zufolge endlicher Blattdicke und der Lärm zufolge der Rotorwirbelinterferenz gemeint.

Der Lärm zufolge der Propellerkräfte ist von dem Verfasser bereits ausführlich behandelt worden /1/. Unter Verwendung eines Beschleunigungspotentialies ergibt sich, siehe /1/ Gl. (69), die folgende Gleichung für den Schalldruck p

$$(1) \quad p = \frac{1}{4\pi a r (1 - \text{grad} r_{ph} \cdot \vec{M})^2} \times \\ \times \left\{ \text{grad} r_{ph} \cdot \frac{\partial \vec{F}}{\partial \tau} + \frac{(\text{grad} r_{ph} \cdot \vec{F})(\text{grad} r_{ph} \cdot \frac{\partial \vec{M}}{\partial \tau})}{(1 - \text{grad} r_{ph} \cdot \vec{M})} \right\} ,$$

Dabei ist $\text{grad} r_{ph}$ der Phasengradient und $\text{grad} r_{ph} \cdot \vec{M}$ die Komponente der Umfangsmachzahl in Richtung des Phasengradienten. Der erste Term in der Klammer auf der rechten Seite ist die Komponente der Kraftänderung in Richtung des Phasengradienten, der zweite Term das Produkt aus Kraftkomponente in Richtung von $\text{grad} r_{ph}$ und Beschleunigungskomponente in Richtung von $\text{grad} r_{ph}$. Die Schallerzeugung zufolge von aerodynamischen Kräften wird damit auf Dipol- und Quadrupolterme des Beschleunigungspotentialies zurückgeführt. Gl. (1) gilt auch für instationäre Kräfte und wegen der Vektorschreibweise für beliebige Anströmrichtungen. Nach einer Fourieranalyse erhält man eine dreidimensionale Richtcharakteristik der Schalldruckamplitude eines schräg angeströmten Propellers, siehe Bild 35 und 36 in /1/. Mit Hilfe einer Modenmachzahl lassen sich schon vor dem Rechengang Geometrie der Wellenausbreitung und Schallintensität abschätzen, die obige Gleichung (1) gilt für Unter- und Überschall.

Lediglich für helikale Machzahlen, welche die Bedingung

$$\text{grad} r_{ph} \cdot \vec{M} = 1$$

erfüllen, tritt eine Singularität auf. Die Stöße im Überschallbereich können mit Hilfe eines analytischen Charakteristikenverfahrens berücksichtigt werden. Gl. (1) ergibt den Schalldruck als Funktion der Blattposition zum Zeitpunkt des Beobachters. Man erhält deshalb den Einfluß der Kräfteverteilung durch eine Integration von Gl. (1) über die Blattfläche und nicht, wie bei anderen gegenwärtigen Arbeiten /2/, durch eine komplizierte Schnittfläche des drehenden Blattes mit einer kollabierenden Kugel.

Unter Ausnutzung einer Arbeit von van de Vooren und Zandbergen /3/ erhält man bei Beschreibung des Dickenlärms mit Hilfe eines Geschwindigkeitspotentiales die gleichen Singularitäten wie in Gl. (1). Das heißt: man erhält einen Dipol und Quadrupol des Geschwindigkeitspotentiales. Im mitbewegten System ist dann für den Schalldruck die substantielle Ableitung zu nehmen

$$(p = \frac{\partial \phi}{\partial t} - U_{\infty} \frac{\partial \phi}{\partial x}) .$$

Gegenüber dem Beschleunigungspotential wächst deshalb der Schalldruck nochmal um den Faktor $1/(1-M_{\infty})$. Der ursprünglich geringe Dickenlärm gewinnt deshalb mit zunehmender Unterschallmachzahl an Bedeutung. Die Quellen und Senken des Geschwindigkeitspotentiales können sich nicht mehr zu Dipolen und Quadrupolen teilweise auslöschen, wenn die lokalen Überschallfelder sich bis zum Schallzylinder erstrecken. Der Dickenlärm wird dann mit Monopolen des Geschwindigkeitspotentiales beschrieben. Dieses Umklappen ist mit einem überproportionalen Lärmanstieg verbunden, der irrtümlich auf sogenannte Quadrupole zurückgeführt wird /4/.

Im Falle der Rotorwirbelinterferenz treten schlagartige Änderungen der Blattkräfte auf. Sind diese bekannt, so läßt sich ein analytisches Charakteristikenverfahren für instationäre Strömungen zur Berechnung der Stöße verwenden. Zur Zeit fehlen jedoch noch ausreichende Informationen über die instationären Kräfte.

- /1/ Stuff, R. Propellerlärm bei Unterschallblattspitzen-
machzahlen, Umfangskraft und Axialkraft.
DFVLR-Mitt., 82-17, 1982.
- /2/ Farassat, F. LInear Acoustic Formulas for Calculation of
Rotating Blade Noise.
AIAA Journal, Vo. 19, 1981, pp.1122-1130.
- /3/ van de Vooren, A.J. Noise Field of a Rotating Propeller in
Zandbergen, P.J. Forward Flight.
AIAA Journal, Vol. 1, 1963, pp.1518-1526.
- /4/ Hanson, D.B. The Importance of Quadrupole Sources in
Fink, M.R. Prediction of Transonic Tip Speed Propeller
Noise.
Journal of Sound and Vibration, Vol. 62,
1979, pp.19-38.

7./8.3.1983

DFVLR - Göttingen

S C H W E R P U N K T T H E M A: H E C K A B L Ö S U N G

(Sprecher: Dr. U. Dallmann)

Das von der AG-STAB-Programmleitung und vom AG-STAB-Kuratorium verabschiedete Programm zum Schwerpunktthema: HECKABLÖSUNG war Grundlage für die Einladung zur Teilnahme an einem AG-STAB-Workshop, 7./8.3.1983 in Göttingen. Zunächst seien Zielsetzung und Arbeitsprogramm dieses Schwerpunktthemas dargelegt:

AG - STAB Schwerpunktthema: HECKABLÖSUNG

Z I E L S E T Z U N G :

Mit dem Arbeitsschwerpunkt "HECKABLÖSUNG" wird angestrebt:

- 0 Ursachen und Kriterien für die Ausbildung charakteristischer, dreidimensionaler topologischer Ablösestrukturen im Heckbereich umströmter Körper anzugeben,
- 0 die Struktur der abgelösten stationären und/oder instationären Wirbelablösung rechnerisch zu erfassen,
- 0 die Wechselwirkung von Stoßausbildung und Ablösung beim Zusammenfließen von Grenzschichtströmungen und Freistrahlen in verschiedenen Machzahl- und Reynoldszahl-Bereichen darzulegen und rechnerisch modellieren zu können.

A R B E I T S P R O G R A M M :

Aus der Zielsetzung des vorliegenden Arbeitsschwerpunktes ergibt sich bei Bezugnahme auf laufende und geplante Vorhaben der AG - STAB folgendes Arbeitsprogramm:

- Experimentelle und theoretische Untersuchung der Struktur von Wirbelablösung im Heckbereich umströmter Körper zur Gewinnung kinematischer und topologischer sowie dynamischer Gesetzmäßigkeiten dreidimensionaler Grenzschichtablösung. Klassifizierung der Ablöseformen und physikalische Modellbildung.
- Gewinnung von dreidimensionalen Ablösekriterien aus der Analysis der Navier-Stokes-Gleichungen, deren Approximationen und der Grenzschichtgleichungen.
- Entwicklung eines Modellierungskonzeptes zur Berechnung des gekoppelten Strömungsfeldes: Außenströmung - Grenzschichtströmung - abgelöstes Wirbelfeld. Entwicklung anwendungsorientierter Verfahren.
- Experimentelle und theoretische Untersuchung der Stoß-Grenzschicht-Strahlglocke-Interferenz-Ablösung an Flugkörperhecks.
- Numerische Simulation mittels Navier-Stokes-Gleichungen.
- Klärung der Machzahl- und Reynoldszahl-Abhängigkeit der Interferenzen beim Zusammenströmen von Grenzschichten und Freistrahlen.
- Erweiterung anwendungsorientierter Berechnungsverfahren durch ingenieurmäßige Berücksichtigung der Heckinterferenzen.

Im Rahmen eines Workshops stellten am 7.3. und 8.3.1983 19 Teilnehmer aktuelle wissenschaftliche Arbeiten zum o.g. Scherpunktthema zur Diskussion. Einstimmig begrüßten bis zu 30 Diskussionspartner bei den Sitzungen dieses Schwerpunktthemas die zahlreich vorgestellten neuen Arbeiten. Aufgrund des großen Interesses stand leider nur eine zeitlich begrenzte Diskussionsmöglichkeit der Arbeiten zur Verfügung. Nahezu alle Vortragenden stellten jedoch zum Teil ausführliche Abstracts zur Verfügung. Es wurde der Wunsch nach verstärkten Kontakten auch durch weitere jährlich abzuhaltende Workshops geäußert. Von fachlicher Seite mußte als Resümee bedauernd festgestellt werden, daß z.Z. keine auf abgelöste Strömungen an Rumpfkörpern übertragbaren Turbulenzmodelle verfügbar und keine Aktivitäten auf diesem Gebiet in Deutschland bekannt sind.

Folgende anwendungs- und grundlagenorientierte Problemstellungen, Lösungsansätze und Ergebnisse wurden von Teilnehmern der DFVLR (13 Beiträge), MBB (3 Beiträge), DORNIER (1 Beitrag) und Hochschulen (2 Beiträge) im Workshop diskutiert:

Qualitative und quantitative Meßergebnisse wurden zur Analyse der Strömungsvorgänge im Nachlaufnahfeld und Fernfeld kraftfahrzeug-ähnlicher Körper herangezogen. Mit den ergänzend durchgeführten Druckverteilungs- und Kraftmessungen wurde der Zusammenhang zwischen dem Luftwiderstand und der Nachlaufstruktur erläutert (AHMED, DFVLR).

Die Möglichkeiten und Grenzen mittels Grenzschichttheorie Aussagen über die Topographie abgelöster Wirbelströmungen an Flugzeug- und Hubschrauberrümpfen sowie an Kraftfahrzeugen zu gewinnen wurden ausführlich dargelegt. Vergleiche mit Experimenten zeigten teilweise zufriedenstellende Übereinstimmung (HIRSCHEL, MBB-UF).

Der Stand der Berechnungsverfahren für die Heckumströmung an Verkehrsflugzeugen bei MBB wurde dargelegt, auf noch ungelöste Probleme der Modellierung der abgelösten Wirbelfelder und deren Auswirkung auf die Heckdruckverteilung, der Erfassung von Rumpf-Leitwerksinterferenzen sowie des Flügelabwindfeldes und -nachlaufs hingewiesen (LURZ, MBB-TE).

Über den Stand der reibungsfreien Verfahren, der Grenzschichtverfahren, der Navier-Stokes-Verfahren und halbempirischer Verfahren bei DORNIER wurde berichtet. Insbesondere wurde hingewiesen auf Basisdruckberechnung an Flugkörpern, Grenzschichtberechnung an Flugzeugrumpf und Kraftfahrzeug, auf Berechnung der Wirbelablöselinien mittels Grenzschicht-Theorie, eine axialsymmetrische Navier-Stokes-Lösung mit und ohne Treibstrahlsimulation und Studien an sog. dicken Grenzschichten (STOCK, Dornier).

Die laufenden Arbeiten zur numerischen Berechnung zäher Strömungen um schlanke Körper bei Anstellung (Beispiel Ellipsoid 1:6) in Zusammenarbeit mit dem Technion Haifa wurden skizziert. Es sollen dabei bezüglich des Rechenaufwandes und der Grenzen der Gültigkeit des Strömungsmodells verglichen werden: 3D-Grenzschichtgleichungen, parabolisierte und vollständige Navier-Stokes-Gleichungen sowie thin-layer-approximierte Bewegungsgleichungen (SCHÖNAUER, Rechenzentrum UNI-Karlsruhe).

Berichtet wurde über den Stand der Berechnungsverfahren für die turbulente Grenzschicht am angestellten Rotationsellipsoid (SCHNEIDER, DFVLR) sowie über Lösungsverfahren für die Navier-Stokes-Gleichungen zur Untersuchung von Strömungen mit Ablösung um Körper im Trans- und Überschallbereich (KORDULLA, DFVLR).

Die Vermessung der Strömung an und hinter dem Heck eines Schiffsdoppelmodells (ohne Propeller) im Windkanal ($Re = 5 \cdot 10^6$) hat zu Fragen der Deutung der einzelnen Terme der gemittelten Navier-Stokes-Gleichung außerhalb der wandnahen Grenzschicht geführt. Dazu werden Erkenntnisse aus der Theorie von Strömungen mit $\text{rot} [\mathbf{v} \times \text{rot} \mathbf{v}] = 0$ erwartet (WIEGHARDT, KUX, Institut für Schiffbau, Uni-Hamburg).

Es gelang erstmals experimentell die verschiedenen elementaren Wirbelstrukturen in dreidimensionalen abgelösten Strömungen unabhängig voneinander durch Variation der Reynoldszahl, Machzahl, Anstellwinkel der Modelle und Änderung des Strömungscharakters (laminar oder turbulent) zu beobachten (BIPPES, DFVLR).

Anhand eines sogenannten Wirbel-Skelett-Modells und dessen Realisierung mittels elektromagnetischer Analogie (wobei die Wirbelsysteme durch elektrische Leiter, in einem äußeren Magnetfeld angebracht, simuliert werden) konnten ebenfalls charakteristische Strukturen von Wandstromlinienbildern (Eulengesichter) und deren Einbettung in das dreidimensionale Strömungsfeld dargelegt werden (HORNUNG, DFVLR).

Eine vollständige Darstellung möglicher elementarer Wirbelstrukturen als Folge von Strömungsablösung konnte aus der Analysis der Bewegungsgleichungen für inkompressible Strömungen und der daraus folgenden nichtlinearen dynamischen Systeme hergeleitet werden (DALLMANN, DFVLR).

Durch Einsatz einer neuen experimentellen Methode zur Strömungssichtbarmachung mittels Flüssigkristallen, welche sich, aufgebracht auf die Oberfläche des Ellipsoids, je nach lokalem Strömungszustand unterschiedlich färben, hofft man noch weitergehende Einsichten in die komplizierte Wechselwirkung zwischen laminar - turbulentem Grenzschichtübergang und Strömungsablösung zu gewinnen (MEIER, KREPLIN, DFVLR).

Zur Beantwortung der Fragen: Was ist ein Wirbel? Welches sind die mathematisch-physikalischen Größen zur Identifikation von Wirbeln in Strömungen? wurden experimentell gewonnene Daten aus dem Strömungsfeld um ein angestelltes Rotationsellipsoid 1:6 systematisch analysiert (VOLLMERS, DFVLR).

Untersuchungen zum Einfluß einer Simulation der Heckumströmung mit Hilfe eines potentialtheoretischen Rechenverfahrens auf die aerodynamischen Beiwerte von Flugkörpern im Unterschallbereich wurden dargestellt. Insbesondere wurde die Bedeutung der Anstellwinkel- und Machzahlabhängigkeit der Form des "Totwassergebietes" hervorgehoben (HENNIG, MBB-UA).

Auf dem Workshop wurde weiter diskutiert die asymmetrische Wirbelablösung an Flugkörpern bis zu Anstellwinkeln von 90° (HARTMANN, DFVLR), die Wechselwirkung von Heckablösung und Treibstrahlexpansion und deren Einfluß auf aerodynamische Kräfte (EMUNDS, DFVLR).

In Zusammenarbeit mit dem von Karmann-Institut in Brüssel gelang es erstmals den Nachweis zu erbringen, daß eine Ursache asymmetrischer Wirbelablösung an schlanken Rümpfen tatsächlich in einer Asymmetrie der spitzen Rumpfnase zu finden ist. Zudem wurde der theoretische Nachweis erbracht, daß eine leeseitige asymmetrische Wirbelanordnung trotz anderweitig symmetrischer Körperumströmung stabil, eine symmetrische Wirbelanordnung dagegen instabil ist (WEDEMEYER, DFVLR).

Als generelle Hilfe zum Verständnis komplexer, abgelöster Strömungsfelder wird der Einsatz berührungsfreier Meßmethoden (3D-Laser-Doppler-Anemometer) innerhalb der DFVLR forciert (BÜTEFISCH, DFVLR). Bekannte Methoden, wie das zeitauflösende Schlierenverfahren und das Laserlichtschnittverfahren werden zu leicht verfügbaren Verfahren weiterentwickelt (KOMPENHANS/BÜTEFISCH, DFVLR).

Beitrag zur STAB-Workshop, Schwerpunktthema "Heckablösung",
7. - 9. März 1983, Göttingen

Zusammenhang zwischen Luftwiderstand und Nachlauf-Struktur eines
fahrzeugähnlichen Körpers

S.R. Ahmed, Institut für Entwurfsaerodynamik der DFVLR, Braunschweig

Übersicht

Die über die Zeit gemittelte Struktur des Nachlaufs von fahrzeug-
ähnlichen Körpern wurde anhand von Strömungssichtbarmachung und
Strömungsfeldmessungen in einem Windkanal untersucht. Zugrunde-
gelegt wurden realistisch dimensionierte Fahrzeuggrundkörpermo-
delle im Maßstab 1:4. Parameter der Untersuchung war der Heck-
neigungswinkel.

Qualitative und quantitative Meßergebnisse wurden zur Analyse der
Strömungsvorgänge im Nachlaufnah- und Fernfeld herangezogen. Mit
den ergänzend durchgeführten Druckverteilungs- und Kraftmessungen
wird der Zusammenhang zwischen dem Luftwiderstand und der Nach-
laufstruktur erläutert.

Ziel der Untersuchungen ist die Bereitstellung von strömungs-
physikalischen Unterlagen zur Entwicklung von theoretischen Model-
len der Nachlaufströmung. Außerdem bilden die Meßergebnisse eine
Vergleichsbasis für theoretische Verfahren zur Berechnung der
Strömung um fahrzeugähnliche Grundkörper.

SR Ahmed
14.2.83

Workshop-Beitrag zu "Heckablösung"

DREIDIMENSIONALE ABLÖSUNG UND GRENZSCHICHTTHEORIE

Bei der Ablösung dreidimensionaler Grenzschichten gibt es, anders als bei zweidimensionalen, kein einzelnes Kriterium, mit dessen Hilfe etwa bei Grenzschichtlösungen eine zweifelsfreie Aussage gemacht werden kann, ob Ablösung vorliegt. Stattdessen gibt es eine Reihe von Indikatoren, mittels deren Hilfe Aussagen, in günstigen Fällen sogar über die Topologie der Ablöseströmung, gemacht werden können. Diese Indikatoren (Wand-Stromlinienkonvergenz, lokale Grenzschichtaufdickungen, $|\zeta|$ -Minimum-Linie usw.) werden dargestellt und auf ausgeführte Grenzschichtlösungen angewendet. Vergleiche mit experimentellen Daten zeigen zufriedenstellende Übereinstimmung.

Beitrag von MBB-UT zum STAB-Arbeitskreis "Heckablösung"

Kurzfassung

1. Einleitung

Aufgrund des Rumpfheck-Bauanteils am Airbusprogramm werden dem Bereich Heckaerodynamik und hier speziell der "Heckablösung" bei MBB-UT ein hoher Stellenwert eingeräumt.

1.1 Inhalt, Ziele, Methodik

Zu den bei der praktischen Heckauslegung vor allem intéressierenden Problemen gehören

- i) die Kenntnis des Strömungszustandes inclusive der Grenzschicht am Heck stromaufwärts einer eventuellen Heckablösung,
- ii) die Kenntnis der Zustände im Ablösegebiet der Heckströmung.

Zur theoretischen Lösung dieser Problematik stehen bei MBB-UT einige 3-D potentialtheoretische Verfahren und ein 3-D Grenzschichtprogramm-system zur Verfügung. Diese Verfahren können bereits manuell gekoppelt werden; eine automatisierte Kopplung für iterative Rechnungen ist vorgesehen, siehe Abb. 1.

2. Erzielte Ergebnisse

In Abb. 2 ist am Beispiel eines Verkehrsflugzeug-Rumpfhecks das Ergebnis einer viskosen- inviskosen Kopplung anhand von reibungsfreien- und Wandstromlinien dargestellt. Eine Heckablösung wird bei diesen Verfahren indiziert.

MESSERSCHMITT-BÜLKOW-BLOHM GMBH

- W. Lurz TE 113 -

3. Ungelöste Probleme

Für die Verwirklichung einer iterativen Kopplung müssen vor allem folgende Probleme gelöst werden:

- i) Modellierung von 3-D Ablösegebieten und deren Auswirkung auf die Heckdruckverteilung (Wirbelmodelle),
- ii) Erfassung von Rumpf-Leitwerksinterferenzen und lokaler Ablösegebiete bei der Grenzschichtrechnung,
- iii) Erfassung des Flügelabwindfeldes und -nachlaufs.

MBB

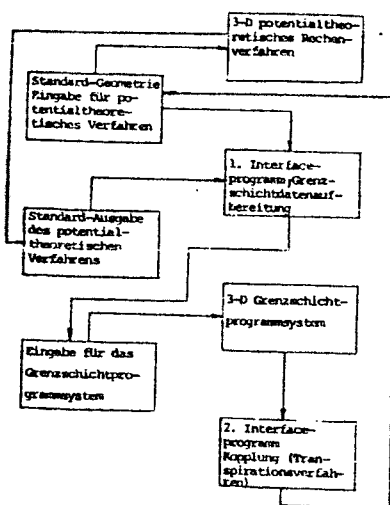


Abb. 1 Prinzipskizze der bei MBB-UT angestrebten viskosen-inviskosen Kopplung.

MBB

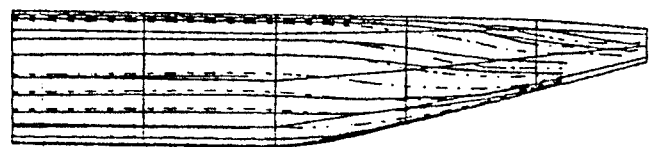


Abb. 2

Reibungsfreie- und Wandstromlinien an einem Verkehrsflugzeug-Rumpfheck als Ergebnis einer 3-D Panelrechnung /1/ gekoppelt mit einem 3-D Grenzschichtprogramm /3/. $Ma = 0.8$, $\alpha = 0.6^\circ$

DORNIER-BEITRÄGE ZUR BERECHNUNG DER STRÖMUNG
AN FLUGKÖRPER- UND FLUGZEUGHECKS

H.-W. Stock

Dornier GmbH
Friedrichshafen

I. Folgende Methoden sind einsetzbar oder stehen kurz vor dem Entwicklungsabschluß:

1. Reibungsfreie Verfahren

- a) Panelverfahren
- b) Volle Potentialgleichung für Transschalluntersuchungen
- c) Euler-Verfahren

2. Grenzschichtverfahren

- a) 3-D Grenzschichten, laminar und turbulent
- b) Symmetrieebenenverfahren für laminare und turbulente Grenzschichten
- c) 2-D inverse Grenzschichtverfahren für laminare und turbulente Strömungen
- d) Inverse Verfahren für turbulente Strömungen an unendlich langen, schiebenden Flügeln
- e) 3-D inverses Verfahren für turbulente Strömungen (in Arbeit)
- f) Verfahren für turbulente, axisymmetrische Grenzschichten für die gilt $\delta \approx R$, wobei R der lokale Körperradius ist. Angewandt bisher auf Diffusoren, wird erweitert auf Umströmungssituation

3. Navier-Stokes-Verfahren

- a) 2-D zeitabhängiges Finite-Volume Verfahren mit zeitgemittelter Turbulenzmodellierung (Schließbedingung 1. Ordnung und Transportgleichung Schließbedingung 2. Ordnung)
- b) 3-D Verfahren in Arbeit

4. Halbempirisches Verfahren zur Berechnung des Basisdruckes an Flugkörpern im Überschall unter Einschluß des Triebwerkstrahleinflusses

II. Bisher berechnete Ablöseformen an Hecks:

1. Stationäre Wirbelabgangslinien und
2. Punkte der geschlossenen Ablöseblase in Symmetrieebenen mit Grenzschichtverfahren (bisher keine Iteration mit reibungsfreien Verfahren)

Thema: Numerical calculations of viscous flows around slender bodies at an angle of attack.

Bearbeiter: W. Schönauer, K. Häfele, Rechenzentrum der Universität Karlsruhe,
M. Wolfshtein, M. Israeli, Technion Haifa.

Zusammenfassung

Das vorliegende Projekt hat das Ziel, effiziente Berechnungsmethoden für die laminare und turbulente Umströmung schlanker Körper bei Anstellung zu entwickeln. Um hierbei mit vertretbarem Aufwand vorzugehen und gleichzeitig einen Vergleich mit Messungen zu ermöglichen, wurde für die gegenwärtig geplanten Arbeiten als Testfall das 6:1 Rotationsellipsoid ausgewählt.

Es sollen bezüglich des Rechenaufwandes und der Grenzen der Gültigkeit des Strömungsmodells verglichen werden: 3-D Grenzschichtgleichungen (Karlsruhe), parabolisierte Navier-Stokes-Gleichungen und "thin layer" Approximation (Technion) sowie volle Navier-Stokes-Gleichungen (Karlsruhe). Die Differentialgleichungen sollen jeweils zunächst für laminare, dann für turbulente Strömung gelöst werden. Das Turbulenzmodell wird vom Technion erstellt und gegebenenfalls modifiziert. Die Ergebnisse sollen auf die Darstellung der Messungen von H.-P. Kreplin/H. Vollmers/H. U. Meier in Form von Wandschubspannungs-Vektoren (ZFW 6, 1982, Seite 248 - 252) umgerechnet und auf dieser Basis verglichen werden.

Im folgenden werden die Arbeiten der Karlsruher Gruppe näher erläutert:

3-D Grenzschicht: Als Grundlage ist ein 3-D selbststeuerndes Differenzenverfahren variabler Schrittweite und variabler Ordnung vorhanden, zu dem Vor- und Nachprogramme zur Eingabe der reibungsfreien Außendaten und zur Darstellung der Resultate für das 6:1 Rotationsellipsoid erstellt wurden. Es werden Stromlinien-Potentiallinienkoordinaten benutzt. Probleme bereiten hierbei noch die Singularität des Koordinatensystems im Bereich von sog. "Trennlinien", die Frage der Definition der "Ablösung" sowie die Wiederaufnahme der Grenzschichtrechnung hinter einer offenen Ablöselinie. Derzeit wird das Programm mit einem Zwei-Gleichungs-Turbulenzmodell auf turbulente Strömung erweitert.

Navier-Stokes-Gleichungen: Hier sind derzeit erst die Vorarbeiten angelaufen. Als Grundlage dient das am Rechenzentrum in Entwicklung befindliche FIDISOL-Programm für Systeme von elliptischen Differentialgleichungen, das mit Selbststeuerung für variable Schrittweite und Ordnung arbeitet. Es werden (orthogonale) elliptische Koordinaten verwendet. Das Programm soll voll vektorisierbar sein und auf dem Vektorrechner CYBER 205 des Rechenzentrums ausgeführt werden. Es sollen auch Versionen mit upwind-differencing untersucht werden. Nach Lösung des Problems für die laminare Strömung wird ein Turbulenzmodell eingebaut werden.

Thema: Berechnung der Grenzschichtströmung an einem angestellten Rotationsellipsoid.

Bearbeiter: G.R. Schneider, DFVLR (SM-TS)

INHALT, ZIEL, METHODE:

Es werden numerische Differenzenverfahren entwickelt zur Berechnung der dreidimensionalen turbulenten Grenzschichtströmung am angestellten Rotationsellipsoid. Es werden Modellvorstellungen untersucht und entwickelt, die die turbulenten Schubspannungen beschreiben sollen.

ERZIELTE ERGEBNISSE:

Für den laminaren Fall wurden die dreidimensionalen Grenzschichtgleichungen in einem sich an der Außenströmung orientierenden Stromlinienkoordinatensystem mit einem impliziten Differenzenverfahren integriert. Die Rechnungen wurden für unterschiedliche Anstellwinkel durchgeführt [1].

Ein Vergleich zwischen den gemessenen und den berechneten Werten der Wandschubspannung zeigt (Bild 1), daß mit zunehmendem Anstellwinkel die Abweichungen größer werden. Diese Abweichungen entstehen durch die unterschiedlichen Druckverhältnisse bei Messung und Rechnung.

Für die Rechnungen wurde die durch die Potentialtheorie gegebene Druckverteilung genommen. Der Einfluß der abgehenden Wirbel und den mit zunehmendem Anstellwinkel sich vergrößernden Auftrieb blieben bei den Rechnungen unberücksichtigt. Die mit dem gleichen numerischen Verfahren durchgeführten Rechnungen zur Bestimmung der turbulenten Grenzschichtströmung zeigten, daß mit zunehmender Reynoldszahl sich die Rechenzeiten sehr stark verlängerten.

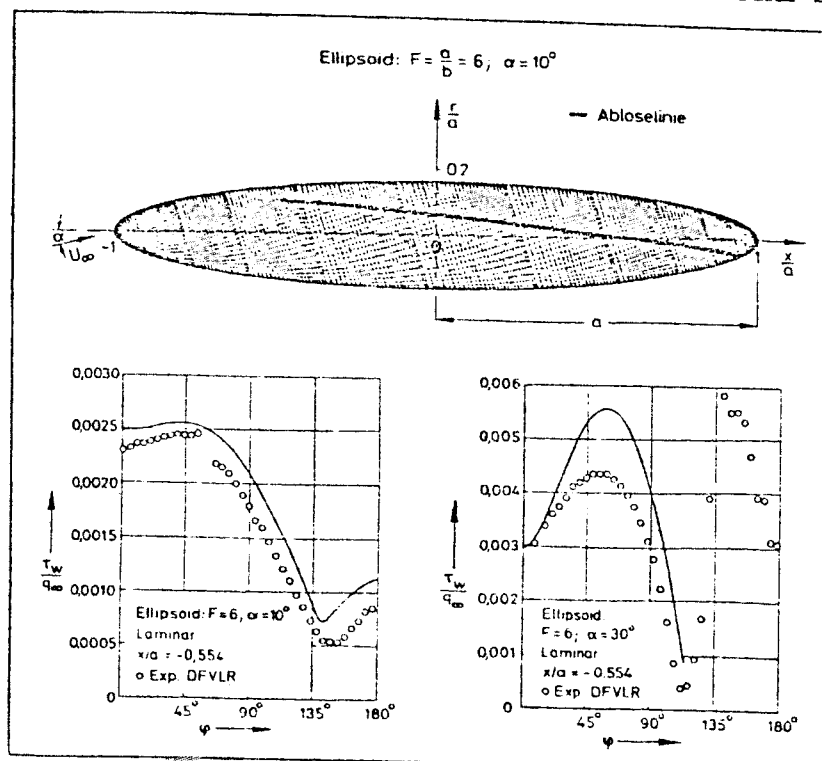


Bild 1:

Vergleich zwischen den gemessenen und den berechneten Wandschubspannungen einer laminaren Grenzschichtströmung an einem Rotationsellipsoid für zwei unterschiedliche Anstellwinkel.

Durch geeignete Transformation der Grenzschichtgleichungen können diese Rechenzeiten reduziert werden. Mit einem entsprechend neu entwickelten Differenzenverfahren wurde zunächst die turbulente Grenzschichtströmung auf den Symmetrielinien des angestellten Rotationsellipsoid berechnet [2] und mit Meßwerten verglichen (Bild 2).

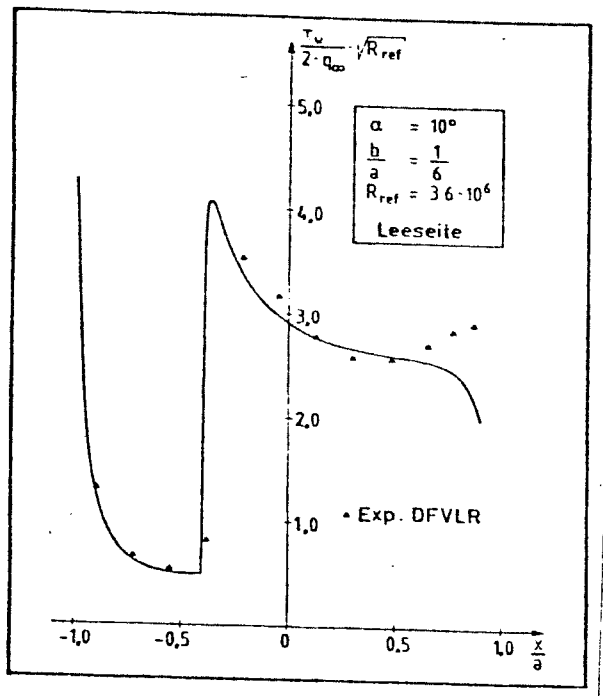


Bild 2:

Vergleich zwischen gemessener und berechneter Wandschubspannung einer turbulenten Grenzschichtströmung auf der leeseitigen Symmetrielinie am angestellten Rotationsellipsoid.

UNGELÖSTE PROBLEME:

- In der nächsten Zeit soll das neue Differenzenverfahren für die gesamte Oberfläche des Rotationsellipsoid erweitert werden.
- Berücksichtigung der im Experiment auftretenden und abgehenden Wirbel zur Bestimmung der Druckverteilung für die Grenzschichtrechnungen.
- Genaue numerische Erfassung der Ablösegebiete.
- Numerisch zu verarbeitende Kriterien für den Übergang der laminaren Grenzschichtströmung in eine turbulente Grenzschichtströmung.

- [1] Schneider, G.R.: Calculation of Three-Dimensional Boundary Layers on Bodies of Revolution at Incidence.
Techn. Rep. AFFDL-TR-80-3088 (1980) pp. 287-314.
- [2] Zhu, Z.
Schneider, G.R.: The Calculation of Incompressible Three-Dimensional Laminar and Turbulent Bondary Layers in the Plane of Symmetry of a Prolate Spheroid at Incidence.
DFVLR-FB 82-16, (1982).

Thema: Dreidimensionale Strömungen mit Ablösung

Bearbeiter: W. Kordulla, DFVLR (SM-TS)

INHALT, ZIEL, METHODE:

Ziel der laufenden Arbeiten ist die Untersuchung von Strömungen mit Ablösung um Körper im Trans- und Überschallbereich mittels Navier-Stokes Lösungen nach MacCormack und Schiff und Steger (Beam und Warming). In Arbeit ist einmal die Berechnung der transsonischen Umströmung um eine Halbkugel-Zylinder Konfiguration mit dem zeitabhängigen, explizit-impliziten MacCormack-Verfahren bei zunächst kleinen Anstellwinkeln. Außerdem wird die Überschall-Umströmung vorn spitzer Körper mit axialsymmetrischem und kastenförmigem Querschnitt (Ogive-Zylinder) mit dem vollimpliziten Verfahren von Schiff und Steger für räumlich parabolisierte Navier-Stokes Gleichungen in der Thin-Layer Version berechnet. Problematisch ist hierbei die geeignete Wahl eines Gitters in Umfangs- und Hauptströmungsrichtung. Wie Degani und Schiff zeigten, muß außerdem das übliche Turbulenzmodell nach Baldwin und Lomax modifiziert werden, um die experimentell zu beobachtenden Wirbelstrukturen zu erhalten. Erste Ergebnisse werden gezeigt.

Institut für Schiffbau der Universität Hamburg
J. Kux und K. Wieghardt

Inhalt:

Vermessung der Strömung am und hinter dem Heck eines Schiffsdoppelmodells (ohne Propeller) im Windkanal ($Re = 5 \cdot 10^6$).

Ziel:

Deutung der einzelnen Terme der gemittelten N.-St.-Gleichung außerhalb des wandnächsten Grenzschnittteils.

Methode:

Messungen mit Fünflochsonde, LDV-Turbulenzmess., Anstrichbild. Analyse: Berechnung aller Druck- und Geschwindigkeitsgradienten, Rotation und Deformationsrate; daraus Kräfte, die aus den Reynolds-Spannungen resultieren.

Ergebnisse:

Ausführliche Gesamtdarstellung der Heckströmung: Isolinien und Pfeildiagramme in mehreren Ebenen für Geschw. $\vec{v}$, Rotation $\vec{\omega} = \text{rot } \vec{v}$, Winkelkennzahlen usw.

Folgerungen:

Kontinuitätsgl. zeigt systematische Fehler der Sonde in Gebieten großer Rotation und Turbulenz.

Geschwindigkeit $\vec{v}$ und Rotation $\vec{\omega}$ stehen am Außenrand und in einem großen Teilgebiet des Nachlaufs, - vor allem in einer starken, abgelösten Scherschicht - senkrecht aufeinander wie in einer anliegenden Grenzschnitt. Das läßt auch die N.-St.-Gl. erwarten. Das erste Glied $\text{grad } \vec{v}^2/2$ ist groß (z.B. in der Nachlaufdele). Die Druckgradienten und die Re-Spannungen sind aber weiter weg vom Körper klein. Damit das zweite Glied $-\vec{v} \times \vec{\omega}$ gleiche Größenordnung hat wie das erste, darf der Winkel $\angle \vec{v}, \vec{\omega}$ nicht zu klein sein. Im Meßbereich war die größte Querrotation $\perp \vec{v}$ bis sechs mal so groß wie die größte Längsrotation $\parallel \vec{v}$ am andern Ort.

Die kinematische Wirbelkennzahl von Truesdell $|\vec{\omega}|/d$, mit d = Deformationsrate, klingt erwartungsgemäß schnell nach außen hin ab, - im Gegensatz zu allen Lösungen für laminare oder turbulente Grenzschnitten, Freistrahlen und ferne Nachläufe außer den beiden exakten Lösungen für Staupunktsströmung und runden Strahl. Im nahen Nachlauf dürfte aber eine genauere Beschreibung des Übergangs von rotations-

behafteter zur drehungsfreien Außenströmung ohne Grenzschicht-Vernachlässigungen notwendig sein; denn das Vermischen von Flüssigkeit mit und ohne Rotation ist hier auch ein physikalisch wichtiger Vorgang.

Das Glied $\gamma \operatorname{rot} \operatorname{rot} \vec{v}$ erweist sich als vernachlässigbar im ganzen Messbereich, so daß $\operatorname{rot} \vec{v} \times \vec{\omega} = - \operatorname{rot} \overline{\vec{v}' \times \vec{\omega}'}$. Außen, wo die aus den Re-Spannungen resultierenden Kräfte unmerklich sind, ist also $\operatorname{rot} \vec{v} \times \vec{\omega} = 0$ und es existiert ein Beschleunigungspotential. Nach innen schließt sich ein Gebiet mit isotroper Turbulenz an, wie LDV-Messungen zeigen. Hier verschwindet mit $\overline{\vec{v}' \times \vec{\omega}'}$ auch noch $\operatorname{rot} \vec{v} \times \vec{\omega}$. Erst dort, wo aus den Re-Spannungen Kräfte resultieren, gilt dies nur noch näherungsweise.

Das Skalarprodukt Geschwindigkeit mal Beschleunigung $\vec{v} \cdot \vec{a}$ ist gleich der Arbeit/s aller Spannungen (einschließlich des Drucks) minus Dissipation. Es ist längs des Körpers negativ. Weit dahinter ist es - außer im Nachlauf der abgelösten starken Scherschicht - positiv. Dort, wo die Re-Spannungen schon abgeklungen sind, wird also etwas kinetische Energie aus dem Druckabfall (vom Heck nach hinten) zurückgewonnen.

Ungelöste Probleme:

Drucksondenfehler in Scherströmungen und bei Turbulenz; LDV-Messung kleiner mittlerer Geschwindigkeit bei hohem Turbulenzgrad (von z.B. 100 %) bei der benutzten Signalverarbeitung (Photonenkorrelator); LDV-Messung von Reynolds-Spannungen.

Theorie der Strömungen mit $\operatorname{rot} \vec{v} \times \vec{\omega} = 0$, insbesondere solcher, für die außerdem noch $|\vec{\omega}|/d \rightarrow 0$ für $r \rightarrow \infty$.

H. Bippes, DFVLR Göttingen

Experimentelle Untersuchung von Strukturen dreidimensional abgelöster Strömungen

Bei dreidimensionalen Strömungen mit Ablösung lassen sich solche mit offenen und geschlossenen Ablöselinien unterscheiden (vgl. Wang [1]. Da der 1. Fall weitgehend erklärt ist (Wang [1], Hornung [2]) liegt das Schwergewicht unserer Untersuchungen auf dem komplizierten 2. Fall.

Beispiele für Modellkonfigurationen, an denen sich in gewissen Bereichen maßgebender Strömungsparameter solche geschlossenen Ablöselinien bilden, sind schlanke Rumpfkörper und Tragflügel. Es entstehen dort Wandstromlinienstrukturen, die wegen ihrer charakteristischen Form auch unter der Bezeichnung "Eulengesichter" bekannt sind. Das Ziel der Untersuchungen ist es zu zeigen, welche Ablösestrukturen möglich sind, um eine Basis für verallgemeinernde theoretische Überlegungen zu schaffen.

Aus unseren Parameteruntersuchungen an einem zylindrischen Rumpfkörper mit halbkugelförmig ausgebildeter Nase geht hervor, daß sich in Abhängigkeit von Anstellwinkel, Re-Zahl und Ma-Zahl ganz verschiedene und immer weiter verästelte Eulengesichter entwickeln können, wobei in den Wandstromlinienbildern immer mehr singuläre Punkte auftauchen (Bild 1). Mit der Anzahl der Knoten- und Sattelpunkte erhöht sich aber auch die Zahl der freien Wirbelschichten, so daß die Struktur des Ablösegebietes immer komplizierter wird. Der Vergleich aller vorgefundenen Wandstromlinienkonfigurationen zeigt, daß die Verästelung einer Gesetzmäßigkeit folgt, nach der sich Knoten- und Sattelpunkte in Knoten-Sattel-Knoten bzw. Sattel-Knoten-Sattel Kombinationen verzweigen. Die topologische Regel, daß die Anzahl der Knotenpunkte die Zahl der Sattelpunkte um 2 übersteigt, bleibt dabei erfüllt. Unter Einhaltung dieser Gesetzmäßigkeiten

lassen sich alle beobachteten Wandstromlinienkonfigurationen mit geschlossenen Ablöselinien auf drei einfache Grundformen zurückführen.

Die Verteilung der Wandschubspannungslinien widerspiegelt natürlich nur die Fußspuren des Strömungsfeldes im Ablösegebiet. Um aus diesen Fußspuren das räumliche, teilweise vielleicht sogar instationäre Strömungsfeld zu erklären, gibt es zwar sehr detaillierte Überlegungen von Hornung und Perry [3] sowie auch von Dallmann [4], doch bedürfen diese in vielen Punkten der experimentellen Bestätigung. Quantitative und qualitative Untersuchungen dazu sind also notwendig.

Erste Anhaltspunkte liefern unsere Schlierenaufnahmen am Halbkugelzylinder. Zu einer detaillierten Beschreibung des Strömungsfeldes genügen diese natürlich nicht. Es wurden daher auch Strömungsfeldmessungen durchgeführt, allerdings nicht am Halbkugelzylinder, sondern an einem Rechteckflügel, an dem das Ablösegebiet räumlich sehr viel weiter ausgedehnt ist und durch punktuelle Messungen sehr viel feiner aufgelöst werden kann.

Bild 2 zeigt die Ablösestruktur an einem Rechteckflügel, Bild 3 die aus den Geschwindigkeitsmessungen berechneten Schnittstromlinien einer zur Oberfläche der Flügelsaugseite äquidistanten Fläche und Bild 4 die Schnittstromlinien in der Symmetrieebene. Die beiden Stromlinienbilder lassen bereits erkennen, daß sich im zeitlichen Mittel zwar eine sehr komplizierte mit einer Reihe von Knoten- und Sattelpunkte sowie Stromflächenverzweigungen behaftete aber dennoch geordnete Struktur entwickelt, die darstellbar und damit auch modellierbar ist [5].

- [1] Wang, K.C. New Developments about Open Separation.
A.E. 8 EM TR-82-02, San Diego, State University, 1982.
- [2] Hornung, H.G. The Vortex Skeleton Model for Three-Dimensional Steady Flows.
AGARD 1983

- [3] Hornung, H.G. Streamsurface Bifurcation, Vortex Skeletons
Perry, A.E. and Separation.
DFVLR IB 222-82 A 25, 1982.
- [4] Dallmann, U. Topological Structures of Three-Dimensional
Flow Separations.
DFVLR IB 221-82 A 07, 1982.
- [5] Bippes, H. Messungen im Ablösegebiet eines Rechteck-
Turk, M. flügels.
DFVLR IB 222-83 A 02, 1983.

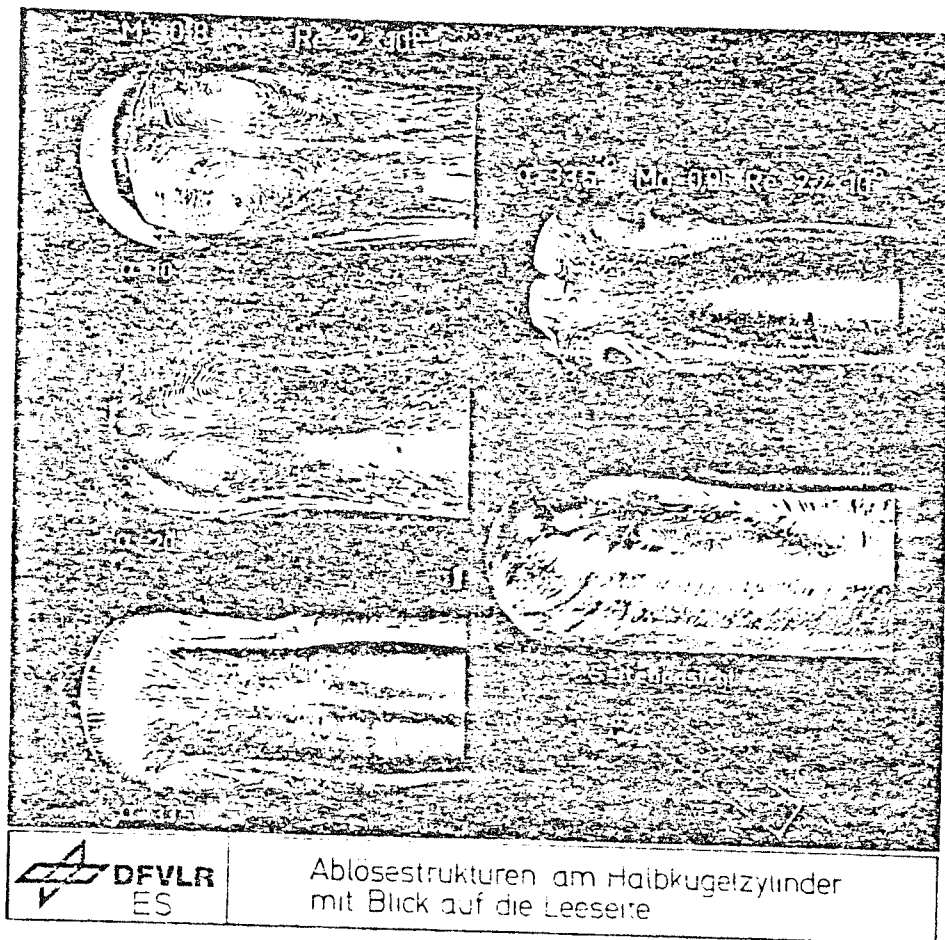


Bild 1:

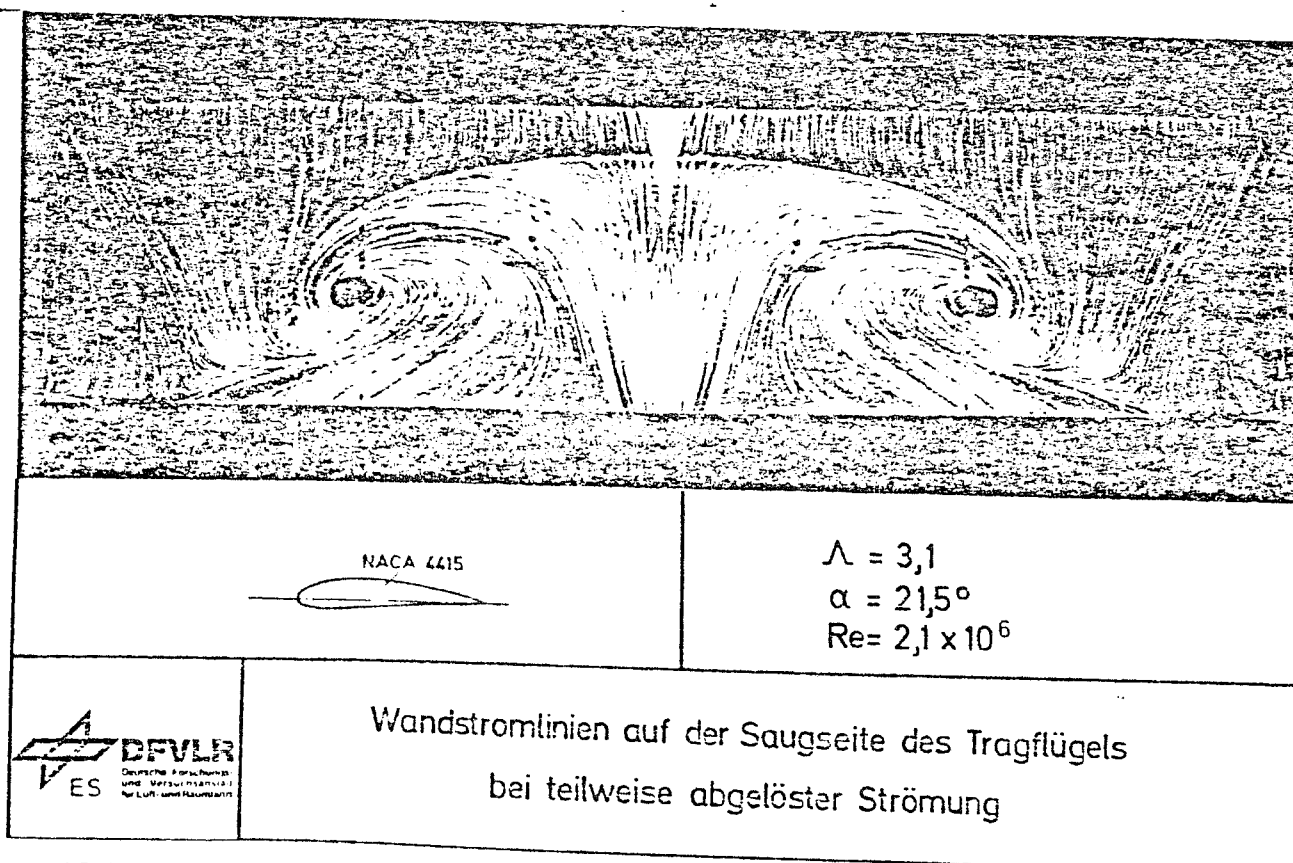


Bild 2:

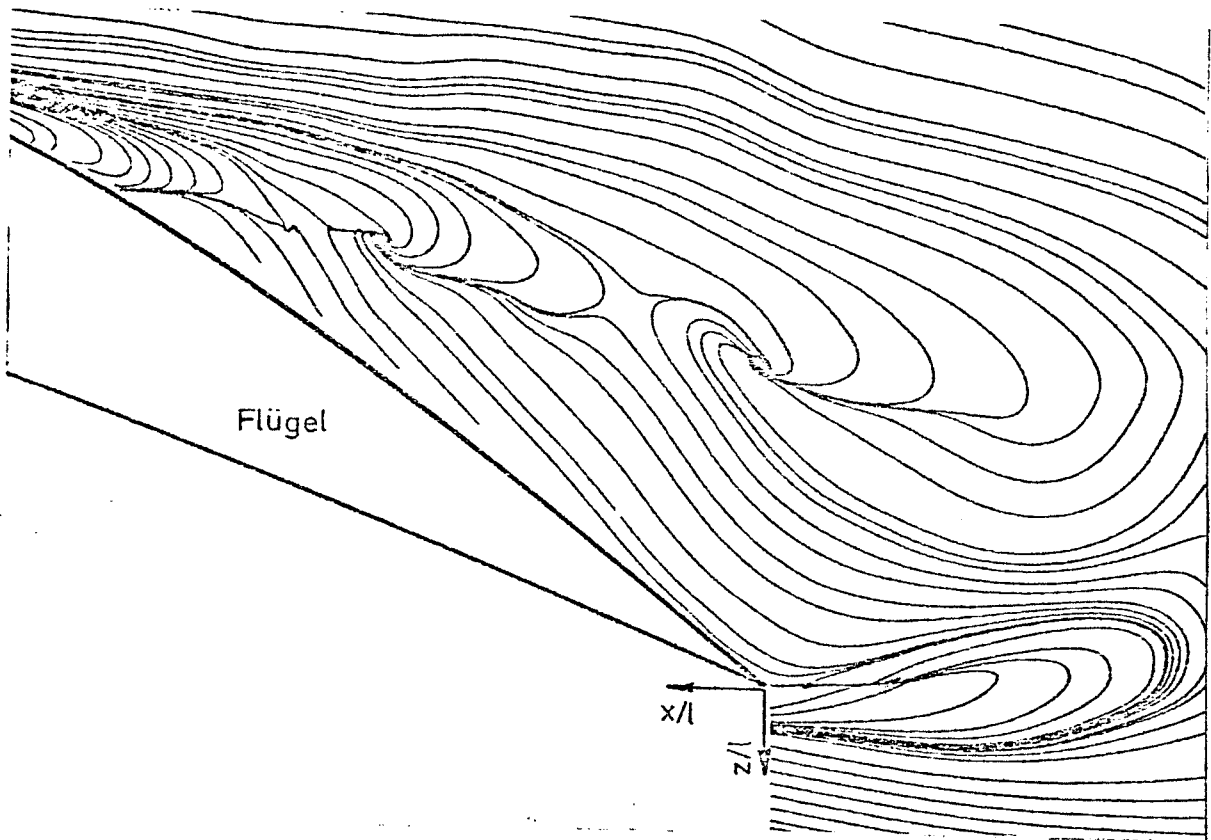


Bild 3: Schnittstromlinien in einer zur Flügelsaugseite
äquidistanten Fläche (Abst.: $z/l = 0,025$,
 z = Koordiante in Auftriebsrichtung, l = Flügeltiefe)

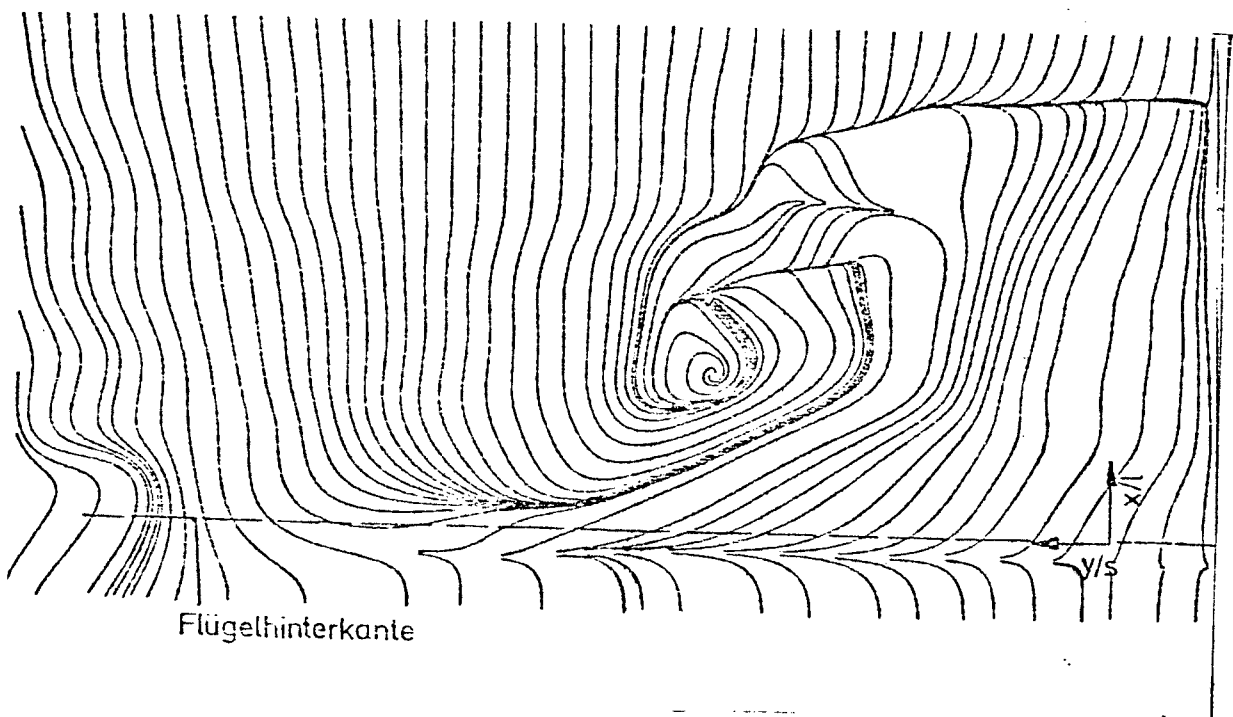


Bild 4: Schnittstromlinien in der Symmetrieebene

THE VORTEX SKELETON MODEL FOR THREE-DIMENSIONAL STEADY
FLOWS AT HIGH REYNOLDS NUMBER

by H. G. Hornung

In order to generate a vortex, i.e. a slender region of high vorticity in surroundings of low vorticity, several ingredients are essential. A region of high friction, i.e. a boundary layer must exist, say, near the wall of a body submerged in a flow of a viscous fluid. The vorticity of the boundary layer must be spilt into the surrounding inviscid flow at a rapid rate, i.e. the flow must be separated. The spilt vorticity must roll up into a vortex core, leaving the surrounding fluid virtually irrotational.

The paper first gives a logical extension of concepts inherited from two-dimensional flows to three-dimensional steady flows. In particular, the concepts stream surface bifurcation, bifurcation line, free sheet of a bifurcation are introduced. These concepts are then used to describe the spatial topology of separated vortical flows and to classify some of them according to type. From this discussion there results a method by which high Reynolds number vortical flows may be described by means of their vortex skeletons. I.e. the flows are modelled by skeletons consisting of a finite number of vortices in an otherwise inviscid flow. In order to reproduce the topological features of the surface flow as well as the spatial topology it is only necessary to have the right spatial topology of the vortex skeleton.

The idea of the vortex skeleton is then tested by the electromagnetic analogy in which current-carrying wires are used to

represent the vortex skeletons, and iron filings trace the magnetic field lines which correspond to streamlines. While this analogy has its limitations, it can be used successfully to test the validity of the choice of a particular vortex skeleton for a particular flow. One of the results of modelling such flows by the electromagnetic analogy is a rule for the minimum number of vortices necessary to model a steady three-dimensional flow for which the surface flow field is known.

An example of the application of the electromagnetic analogy is given in Fig.1. The owl face, an often-observed wall streamline pattern is reproduced in topologically correct form by an arrangement of three "line vortices" and their mirror images in the surface, together with a "uniform flow" modelled by a uniform magnetic field.

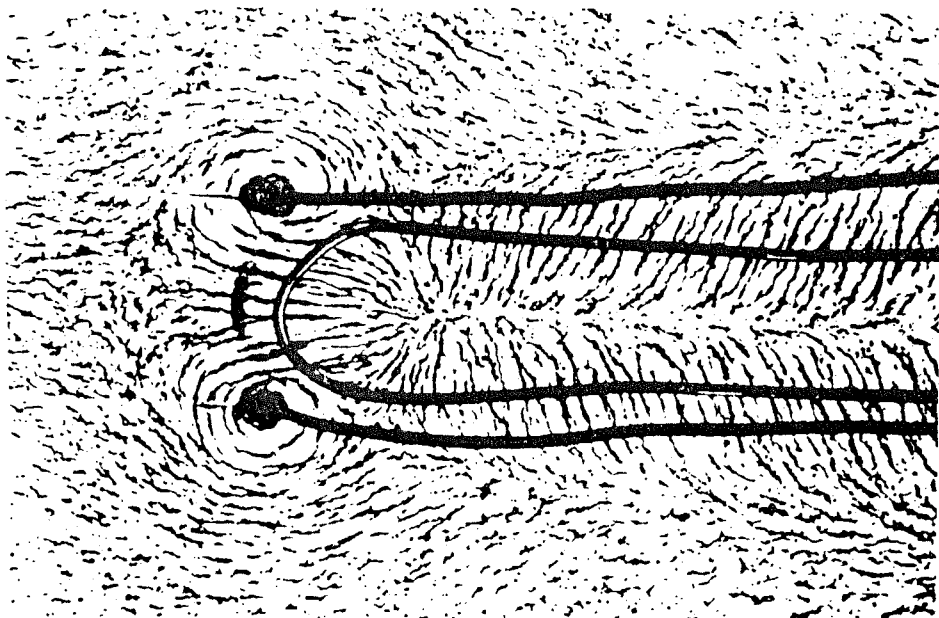


Fig.1 Owl-face modelled by electromagnetic analogy

TOPOLOGICAL STRUCTURES OF THREEDIMENSIONAL VORTEX FLOW SEPARATION

U. DALLMANN

ABSTRACT:

The observation of the formation of discrete steady and quasi-steady vortex structures in threedimensional shearflows around rigid bodies and their structural changes according to changes in parameter-space: Reynoldsnumber, Machnumber, angle of incidence etc. has led to efforts in the development of a theoretical understanding of such flows. Flow separation often is a characteristic feature accompanying vortex development.

The work to be presented gives a theoretical description of the topological structures of threedimensional separating and separated flow fields which can be described as being homogeneous, incompressible Newton continua. The structure of these flows is analysed to discover relationships between the distribution of wall shear-stress and the separated vortex field. Examples of separated flow fields show that analysing limiting streamline patterns only does not provide a unique description of the separation process and the topological structure of the separated vortex field. Different structurally stable and unstable flow fields are shown to produce the same wall streamline pattern. Therefore separation and vortex formation are studied as a whole. The appearance of so-called separation lines and the development of a vortex core - sometimes followed by reattachement - is analysed all together. This leads one to the necessity of analysing bifurcating solutions of a nonlinear dynamical system with critical point-ensembles (to describe the velocity field for instance), rather than studying single critical points, where streamlines leave the surface.

Using the Navier-Stokes equations and the continuity equation a Taylor-series expansion is made around a critical point for the study of the behaviour of streamlines Q , vorticity $\text{curl}Q$, flexion-field $\text{curlcurl}Q$ - in general: $\text{curl}^n Q$ - which leads to a nonlinear

dynamical system to describe the qualitative topography of the quantities mentioned. It is shown by an exact expression for the wall shear-stress that the phase-space analysis of steady three-dimensional flow has to include 5-th order terms in the expansion and therefore in the nonlinear system for the velocity. Nevertheless the appearance of and the structural changes between different separating flows are demonstrated in the study of second order expansions. The wall streamlines for this type of separation show under certain conditions saddle-to-saddle connections, which have been shown to exist although structurally unstable, in recent experiments at the DFVLR, Göttingen.

A complete topographical description of possible separating flow configurations is given showing various interactions of a vortex and a rigid surface or vortex ensembles. Vortex configurations analysed by other authors (Peake, Tobak, Legendre, Werle, Lighthill, Perry, Hornung and others) are found to be part of this description. "Local" and "global" as well as "open" and "closed" separations are discussed. It is shown that every three-dimensional flow separation - either having saddle-node-focus combinations or strong convergence of wall streamlines only - always is an open three-dimensional fold or focal winding of streamsheets. The transition between different vortex separations is presented.

The appearance and the development of vortical flow within shearflow is discussed. A complete picture of possible orientations of vortex cores in three-dimensional flows with or without symmetry-planes serves to develop elementary cells of critical point ensembles which are possible on the surface or in the symmetry planes. As such these cells - analogous to those which are called structurally stable or unstable cells in the qualitative theory of differential equations - are elements of real flows for given initial- and boundary conditions.

It is pointed out with examples how topologically different flow fields can be understood as bifurcating from structurally unstable configurations. The consequences in the topography of separated flows according

to possible bifurcations of a row of vortices into states of concatenation or individualisation of vortices are explained. The analogy of vortical structures between steady three-dimensional and unsteady two-dimensional concatenation or individualisation of vortices is emphasized.

As a result of structurally stable, kinematically possible flow structures the development of asymmetrical vortex flow is possible even on symmetrical bodies. Certainly structural instability is not sufficient - especially in unsteady flow exhibiting steady vortex-structures - to decide whether and which bifurcating structure is the one to be found in reality.

With the help of a complete picture of - at least kinematically possible structures of three-dimensional vortex separation one can develop experimental as well as numerical means to study dynamically created structures. To understand how far one has to develop the experimental as well as numerical resolution of flow fields with flow separation, we have analysed the Navier-Stokes equations. We found that the invariants which distinguish between saddles, nodes and foci in the wall streamline-pattern appear explicitly in an expression for the wall shear-stress. The distinction between a node and a focus is thereby seen to be governed by a change of the sign of the quantity $\Delta \Delta W_2$ (where W_2 is the derivative of the component of velocity normal to the surface in the same direction and $\Delta \Delta$ is twice the Laplacean-operator.)

The development of numerical schemes for the calculation of flows with separation has led us to study analytically the equations used: three-dimensional steady and unsteady boundary layer-equations, parabolized, thin-layer-approximated and complete Navier-Stokes equations. The regular or singular behaviour of these equations at separation points and lines - generalizing the well-known Goldstein-singularity - is explained. Only in cases that the Laplacean of the wall-pressure has an extremum at separation the steady approximations of the Navier-Stokes-equation show regular behaviour as the complete equations do.

The understanding of different separated flow structures as bifurcating solutions of dynamic equations and the required high-order resolution thus will give a framework for further investigations.

DEVELOPMENT OF BOUNDARY LAYERS AND SEPARATION PATTERNS
ON A BODY OF REVOLUTION AT INCIDENCE⁺

Meier, H.U.*; Kreplin, H.-P.*, Vollmers, H.**

DEUTSCHE FORSCHUNGS- UND VERSUCHSANSTALT
FÜR LUFT- UND RAUMFAHRT E.V.

AERODYNAMISCHE VERSUCHSANSTALT GÖTTINGEN

*) Institut für Experimentelle Strömungs-
mechanik

**) Institut für Theoretische Strömungs-
mechanik

Detailed measurements in three-dimensional boundary layers and separated flow fields, developing on a prolate spheroid, are performed at the DFVLR. The flow visualizations were carried out by means of oil flow patterns, liquid crystals and Laser light sheets. The discussion of the results is concentrated on the possible topological structure of separation patterns resulting from laminar or turbulent boundary layer flows. A hypothesis about the transition from an unsteady two-dimensional axisymmetric flow separation into a steady three-dimensional vortex flow is established.

The investigations lead to the following results and conclusions:

- The topological structure of the separation patterns on the prolate spheroid indicates considerable differences at an angle of incidence $\alpha = 10^\circ$ between laminar and turbulent three-dimensional boundary layer flow.

+) Eine ausführliche Fassung dieses Vortrages liegt vor im Bericht DFVLR IB 222-82 A 34, Proc. Second Symposium on Numerical and Physical Aspects of Aerodynamic Flows, 17. - 20. Januar 1983, State University Long Beach, Cal., U.S.A., edited by T. Cebeci.

- The viscous-inviscid interaction at $\alpha = 10^\circ$ is weak, thus only small cross flows compared to the longitudinal velocity components occur. For this reason differences between the measured and the calculated potential flow surface pressure c_p , which would indicate a flow separation, are not recognizable. The corresponding derivatives $\partial c_p / \partial \varphi$ and $\partial c_p / \partial x_0$ lead to systematical deviations in a region where flow visualizations and wall shear stress measurements indicate negative streamsurface bifurcations.
- The topological structure of the separation pattern at an angle of incidence $\alpha = 10^\circ$ for laminar boundary layer flow is similar to that observed at $\alpha = 30^\circ$ where a turbulent boundary layer separation occurs. This separation pattern is discussed in detail and compared with experimental results.
- Based on some experimental evidence it is shown how the transition from an unsteady two-dimensional axisymmetric flow separation to a steady three-dimensional vortex flow could be explained.

Also: Abstract for the AGARD Symposium on Aerodynamics of Vortical Type Flows in Three Dimensions, Rotterdam, Netherlands, 25.-28.4.1983

Separation and Vortical-Type Flow Around a Prolate Spheroid;
Measurements and Evaluation of Relevant Parameters.

H. Vollmers, H.-P. Kreplin, H.U. Meier

DFVLR Research Centre AVA-Goettingen
Bunsenstr. 10, 3400 Goettingen, Germany

At the DFVLR Research Centre Goettingen the flow field around a prolate spheroid is investigated. The windtunnel model is 2.4 m long and its ratio of axes is 1:6. In earlier papers (Refs 1,2) several measurements at the surface and in the boundary layer have been presented. The investigation of separation phenomena is of special interest. This is demonstrated in Fig. 1, where the limiting streamlines integrated from wall shear stress measurements are shown for a free stream velocity $U_\infty = 45$ m/s and an angle of incidence $\alpha = 30$ deg. Lines of separation and reattachment are indicated.

These measurements of wall shear stress vectors are used for further investigations. The divergence and the Jacobian of the wall shear stress, which are relevant parameters for the theoretical treatment of isolated singular points at the surface (cf. Ref. 3), are calculated from the data. A sketch of the divergence of the wall shear stress in section 9 (cf. Fig.1) is shown in Fig. 2. On the windward side ($\varphi = 0$ deg) we have a positive divergence (source), that gradually becomes negative (sink). The large deviations between $\varphi = 35$ deg and 70 deg may be explained by the onset of turbulence, that produces a considerable source of shear stress. The lines of separation ' correspond to relatively large gradients of the divergence of the wall shear stress.

In order to investigate the vortex-type flow related to the separation phenomena at the surface, the flow from the middle to the rear part of the body has been determined. The field of velocity vectors was measured by means of a ten-hole pressure probe of the 3-meter windtunnel at the DFVLR Research Centre Goettingen.

The vectors have been determined on nine conical surfaces that are perpendicular to the surface of the spheroid. In Fig. 3 three vortices can clearly be distinguished and related to the lines of merging wall streamlines at the surface in section 9. The critical points like nodes and saddles (Ref. 4) may neatly be drawn into this figure and will be discussed in the paper.

The first and the last section of measured velocity vectors are shown in Fig. 4. The intermediate sections are indicated by dotted lines on the surface. These data have been interpolated by means of spline

functions. An integration of the direction yields streamlines which are rather illustrative for the vortex type flow field.

These data are used for further evaluations. They will be checked for consistency by the evaluation of the divergence of the velocity field, which should scatter about zero. The vorticity vector may be calculated and integrated in the domain of data. The strength of vorticity will be presented applying the measures proposed by Truesdell, Ref. 5. Other objectives will concern the investigation of the Jacobian matrix and its relation to critical points in the flow field.

References:

-
1. H.U. Meier, H.-P. Kreplin
Experimental Investigation of the Boundary Layer Transition and Separation on a Body of Revolution.
Z. Flugwiss. Weltraumforsch. 4 (1980), pp.65-71
 2. H.-P. Kreplin, H. Vollmers, H.U. Meier
Measurement of the Wall Shear Stress on an Inclined Prolate Spheroid.
Z. Flugwiss. Weltraumforsch. 6 (1982), pp.248-252
 3. J.C.R. Hunt, C.J. Abell, J.A. Peterka, H. Woo
Kinematical Studies of the Flows Around Free or Surface-Mounted Obstacles; Applying Topology to Flow Visualisation.
J. Fluid Mech. 86 (1978) pp.179-200
 4. H. Hornung, A.E. Perry
Streamsurface Bifurcation, Vortex Sceletons and Separation.
to be published in J. Fluid Mech.
 5. C. Truesdell
The Kinematics of Vorticity.
Indiana University Press, Bloomington, Indiana, 1954, pp.100-111

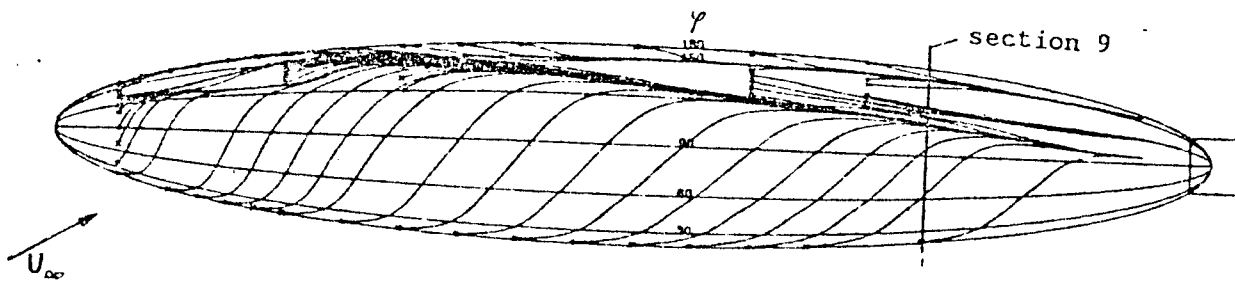


Fig. 1 : Limiting streamlines, $\alpha = 30 \text{ deg}$, $U_\infty = 45 \text{ m/s}$, side view

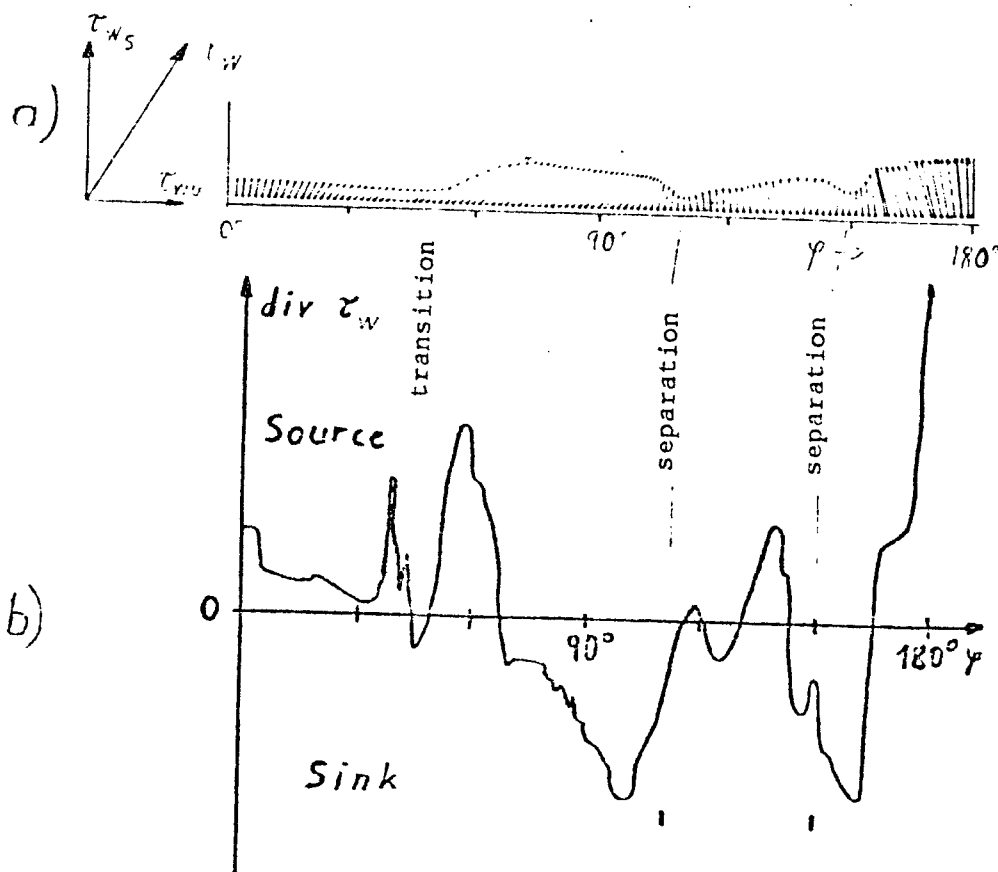


Fig. 2 : Wall shear stress vectors a) and divergence of wall shear stress b) at section 9, $\alpha = 30 \text{ deg}$, $U_\infty = 45 \text{ m/s}$

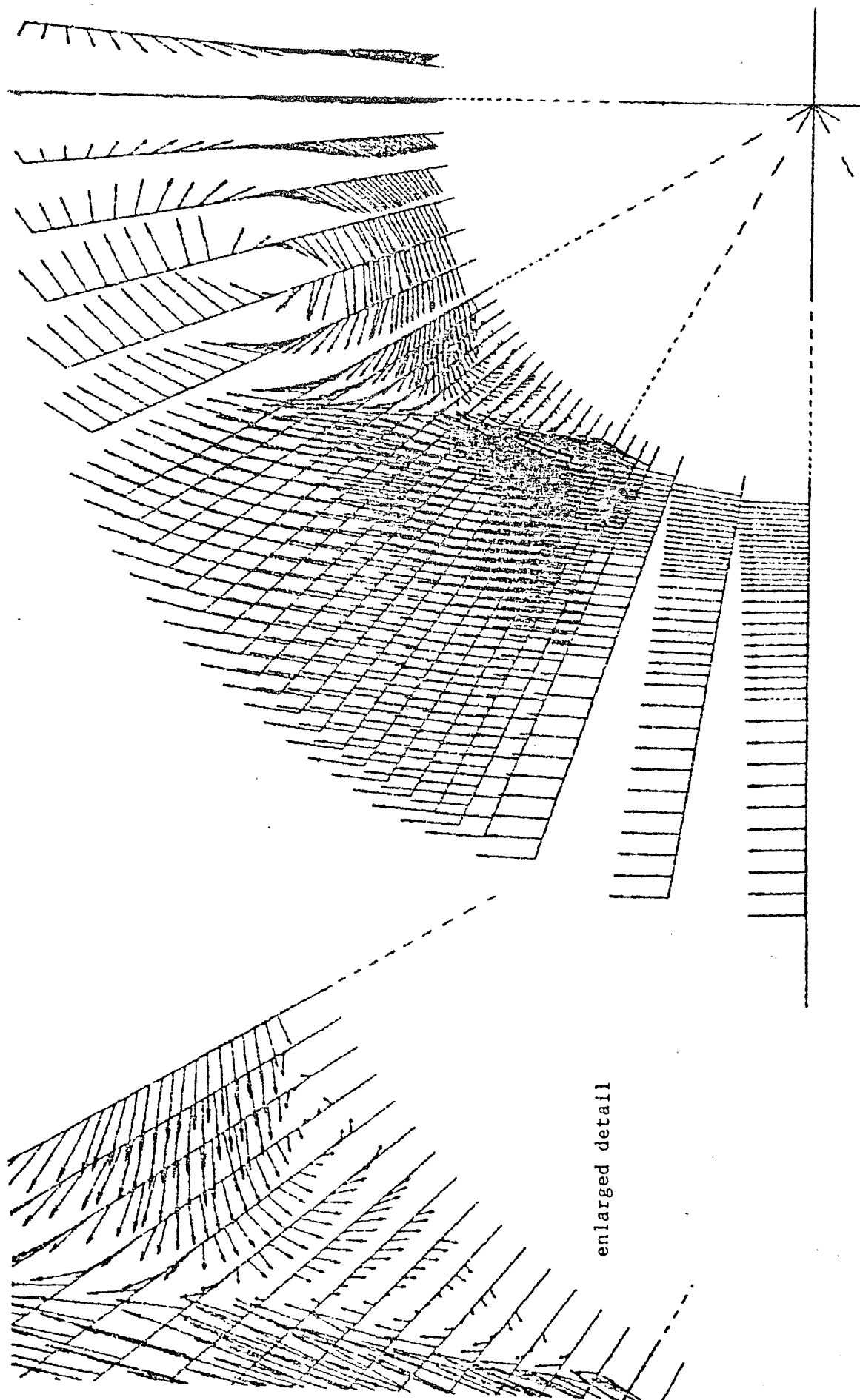


Fig. 3 : Measured velocity vectors at section 9, projected onto a
plane perpendicular to the main axis of the model,
 $\alpha = 30$ deg, $U_{\infty} = 45$ m/s,

VELOCITY VECTORS

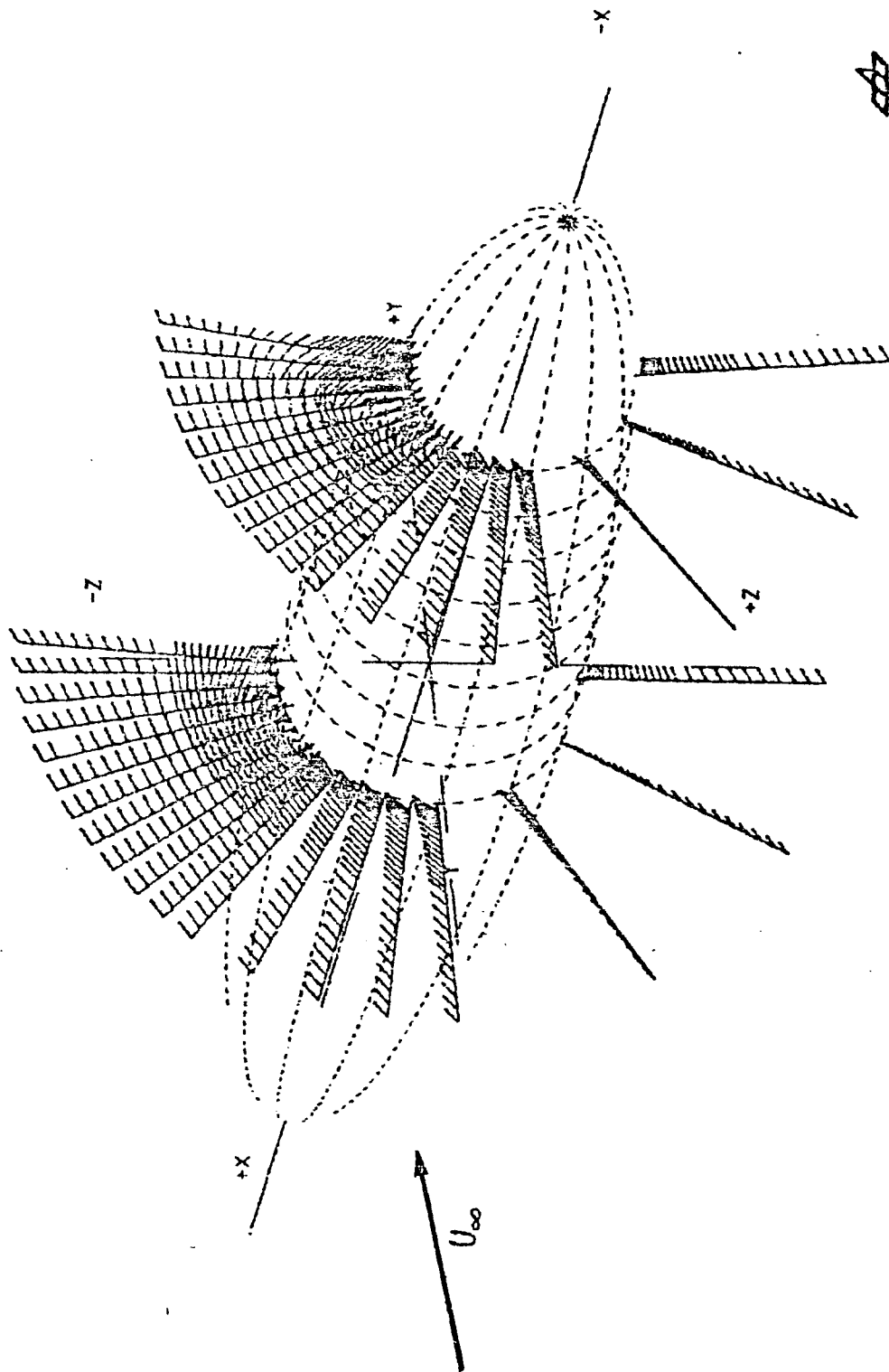


Fig. 4 : First and last section of the measured field of velocity vectors in a perspective view, $\alpha = 30$ deg, $U_{\infty} = 45$ m/s

Untersuchungen zum Einfluß einer Simulation der Heckumströmung mit Hilfe eines potentialtheoretischen Rechenverfahrens auf die aerodynamischen Beiwerte von Flugkörpern im Unterschallbereich

P. Hennig

MBB - UA, München

In den bei MBB praktisch verwendeten potentialtheoretischen Rechenprogrammen treten am stumpfen Ende eines zylindrischen Flugkörperhecks durch die Unstetigkeit der Kontur numerische Fehler auf. Dieser Effekt wurde bisher dadurch umgangen, daß man die Rumpfkontur um mindestens 2 Kaliber länger ansetzte, so daß der Einfluß der Abbruchfehler auf den eigentlichen Heckbereich vernachlässigbar war.

Nachdem nunmehr einige experimentelle Ergebnisse zur Umströmung stumpfer Hecks vorliegen, sollte untersucht werden, ob man dieses unbefriedigende Vorgehen nicht verbessern könnte. Ausgehend von den empirischen Daten wurde angenommen, daß das Totwassergebiet hinter dem Heck von einer rotationssymmetrischen Grenzstromfläche eingeschlossen wird, durch die kein Massenaustausch stattfindet. Das bedeutet, daß die Grenzstromlinie als Fortsetzung der Rumpfkontur angesehen werden und daß das Totwassergebiet in die potentialtheoretische Rechnung einbezogen werden kann.

Für einen Zylinderrumpf wurde zunächst der Einfluß verschiedener Formen der Grenzstromlinie auf die Beiwerte untersucht; eine elliptische Kontur erschien schließlich als am günstigsten. Damit wurden dann auch Flügel-Rumpf-Kombinationen bei kleinen Anstellwinkeln einbezogen. Für die Normalkraft ergab sich nur ein recht geringer Effekt, für das Nickmoment zeigte sich aber ein deutlicher Unterschied zu einer Verlängerung des Rumpfes.

Da nahezu alle bekannten empirischen Daten für die Heckumströmung nur für axiale Anströmung gelten, sind die Rechnungen für $\alpha > 0$ nur als erster Versuch zu werten. Für weitere Arbeiten an praxisorientierten Rechenverfahren ist eine genauere Kenntnis der Anstellwinkel- und Machzahlenabhängigkeit der Form des Totwassergebietes von großer Bedeutung. Besonders wesentliche Parameter sind: Form der Grenzstromlinie, Lage des hinteren Staupunktes, Achsenlage und Symmetrieverhalten des Totwassers bei Anstellung.

AG - STAB - WORKSHOP, 7./9.3.1983, Göttingen

SUBJECT: ASYMMETRIC VORTICES ON BODIES OF REVOLUTION AT HIGH
ANGLE OF ATTACK (UP TO 90°)

Bearbeiter: K. Hartmann, DFVLR SM-ES, Göttingen

Requirements for high α :

vertical launch $\rightarrow$ turnover into horizontal flight greater
manoeuvrability throughout all phases of flight

ITEMS OF INVESTIGATION

1. Effects of Reynoldsnumber
2. Effects of wind tunnel turbulence (level and structure)
3. Model roll angle
4. Repeatability of asymmetric vortex flow patterns
5. Examination of the asymmetric vortex flow field structure
6. Examination of accuracy, improvement, new developments
of theoretical, semi-empirical and empirical prediction
methods

DFVLR
Hartmann SM-ES

Multilaterale Zusammenarbeit

1. DFVLR/MBB Kooperation Flugkörperaerodynamik MBB - UA, Dr. Knoche u. Mitarbeiter

- 1.1 Nichtlineare Aerodynamik, Abgelöste Strömung an Flügeln und Rumpfen
- 1.2 Heckströmung und Treibstrahl
- 1.3 Instationäre Aerodynamik
- 1.4 Steuerung durch äußere Verbrennung

2. GARTEUR AG 04 Vortex Flows

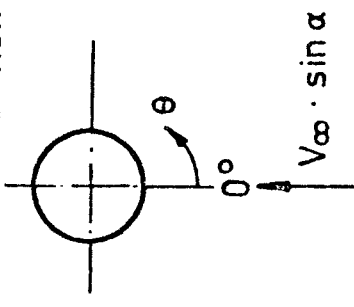
Establishment	Person	Topic
BAe DG Bristol	P.C. Dexter	Wind tunnel tests
BAe DG Bristol	J.R. Deane (Chairman)	Assessment of results
BAe AG Warton	B. Hunt	Prediction methods
RAE Farnborough	S.P. Fiddes	"
DFVLR Göttingen	K. Hartmann	Wind tunnel tests
MBB-UA München	G. Gregoriou	Prediction methods
Dornier Friedrichshafen	B. Wagner	"
MATRA	M. Boschiero	"
ONERA	J. Delery	Wind tunnel tests

3. DFVLR/VKI/MBB-Kooperation

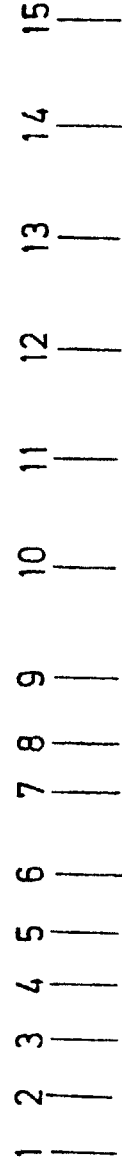
DFVLR/AVA	→ Modelle
VKI	→ Experimente
MBB-UF	→ Grenzschichtberechnungen

Hartmann DFVLR
SM-ES

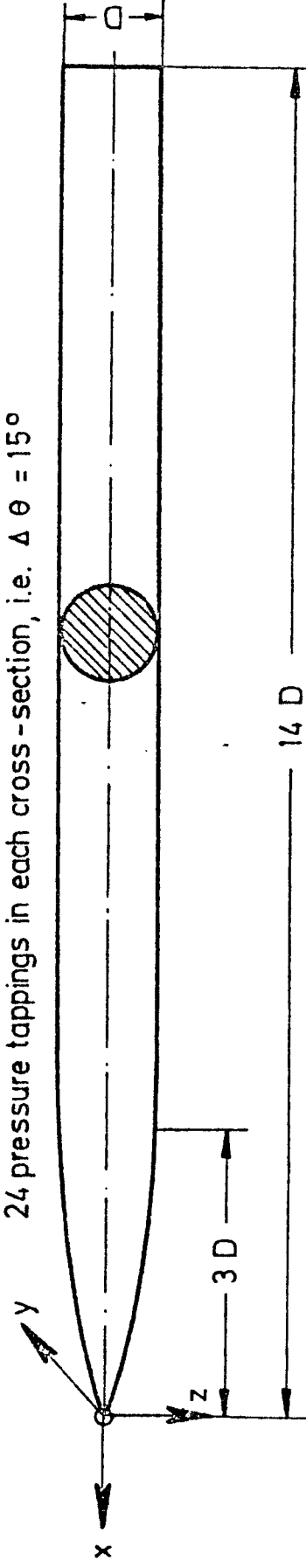
model base view



locations of pressure tapped cross - sections



24 pressure tapings in each cross - section, i.e. $\Delta \theta = 15^\circ$



$D = 200 \text{ mm}$

coordinates of pressure tapped cross-sections:

cross-section	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15
$-\frac{x}{D}$	0.525	1.025	1.525	2.025	2.525	3.025	3.775	4.225	4.825	5.825	6.825	7.825	8.825	9.825	10.825

contour of model nose: $\frac{z}{D} = 0.309840 \cdot \left(\frac{x}{D}\right) - 0.039867 \cdot \left(\frac{x}{D}\right)^2 - 0.002615 \cdot \left(\frac{x}{D}\right)^3$

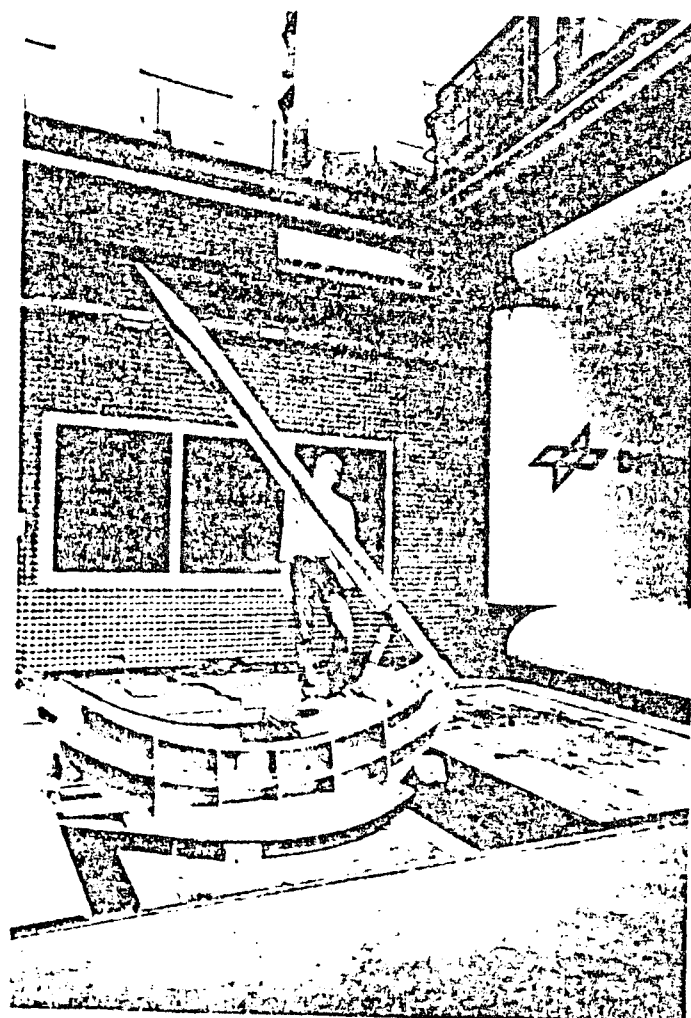
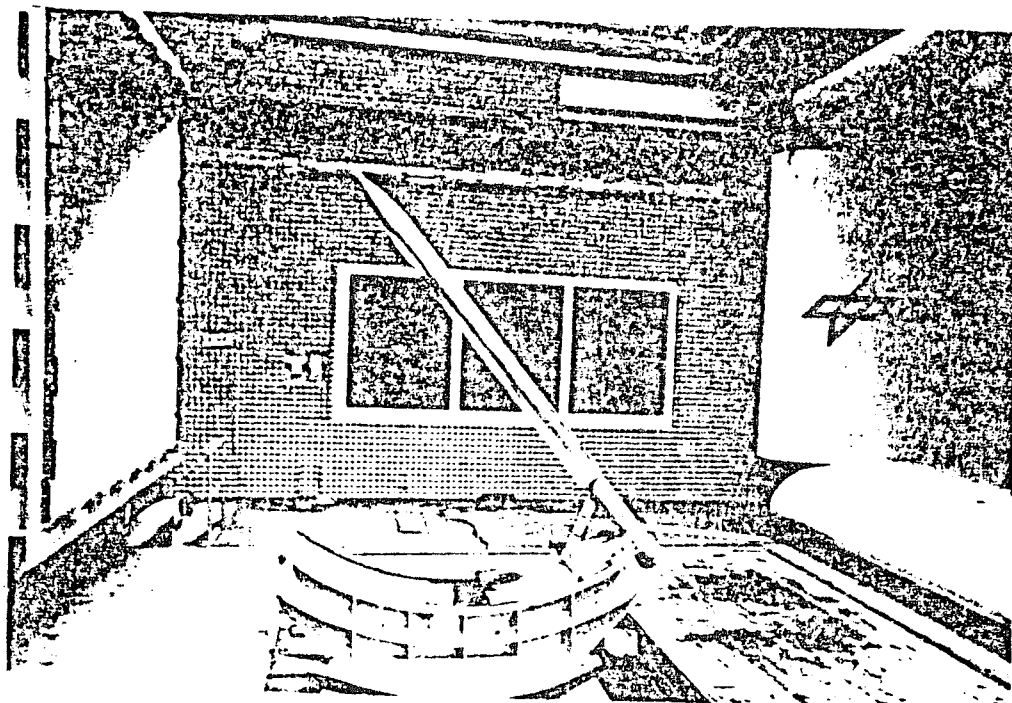
Test programme

α	$Re_D : 10^{-5}$	ϕ
$0^\circ \rightarrow 90^\circ$ $\Delta\alpha = 5^\circ$	2.5 3.8 7.4	0°
$20^\circ, 30^\circ, 40^\circ$ $50^\circ, 60^\circ, 70^\circ$	2.5 7.4	$0^\circ \rightarrow 360^\circ$ $\Delta\phi = 30^\circ$

Annotation:

Applied sampling time was 6 [sec]

The influence of different sampling times has been checked, see test numbers 4002-97 ÷ 4002-99 and 4003-1 ÷ 4003-7 of table and the corresponding plots



Model on support II in the test section of the 3m low speed wind tunnel. Support II used for $\alpha = 45^\circ \div 90^\circ$, 300 mm below the usual position.

Hartmann SM-ES

Schwerpunkthema "Heckablösung"

Arbeitsprogramm: Treibstrahlexpansion und Interferenz auf aerodynamische Kräfte.

Bearbeiter: H. Emunds, DFVLR-HA-WK, Köln-Porz

Mit der bestehenden Versuchseinrichtung (Bild 1) wurde der Einfluß der Strahlglocke auf die aerodynamischen Kräfte eines Flugkörpers untersucht. Folgende Einflußparameter wurden gewählt:

- Anströmmachzahl $0,7 < M_\infty < 1,6$
- Strahldruckverhältnis $0 < p_A / p_\infty < 9,7$
- Heckkonfiguration (Bild 3)
- Flugkörperlänge $13 < L/D < 20$

(Das gesamte Meßprogramm zeigt Bild 2)

Einige ausgewählte Ergebnisse zeigen die Bilder 4 und 5.

Bei der Anströmmachzahl $M_\infty = 1,1$ wurden Ölaufnahmen bei verschiedenen Strahlaustrittsdruckverhältnissen gemacht. Diese Ölaufnahmen zeigt Bild 6.

Als weiterführende Untersuchungen sind geplant

- Druckverteilungsmessungen im Heckbereich des zylindrischen Modelles
- Druckmessungen mit einem Grenzschichtrechen am Flugkörperheck zur Bestimmung der Wirbellage.

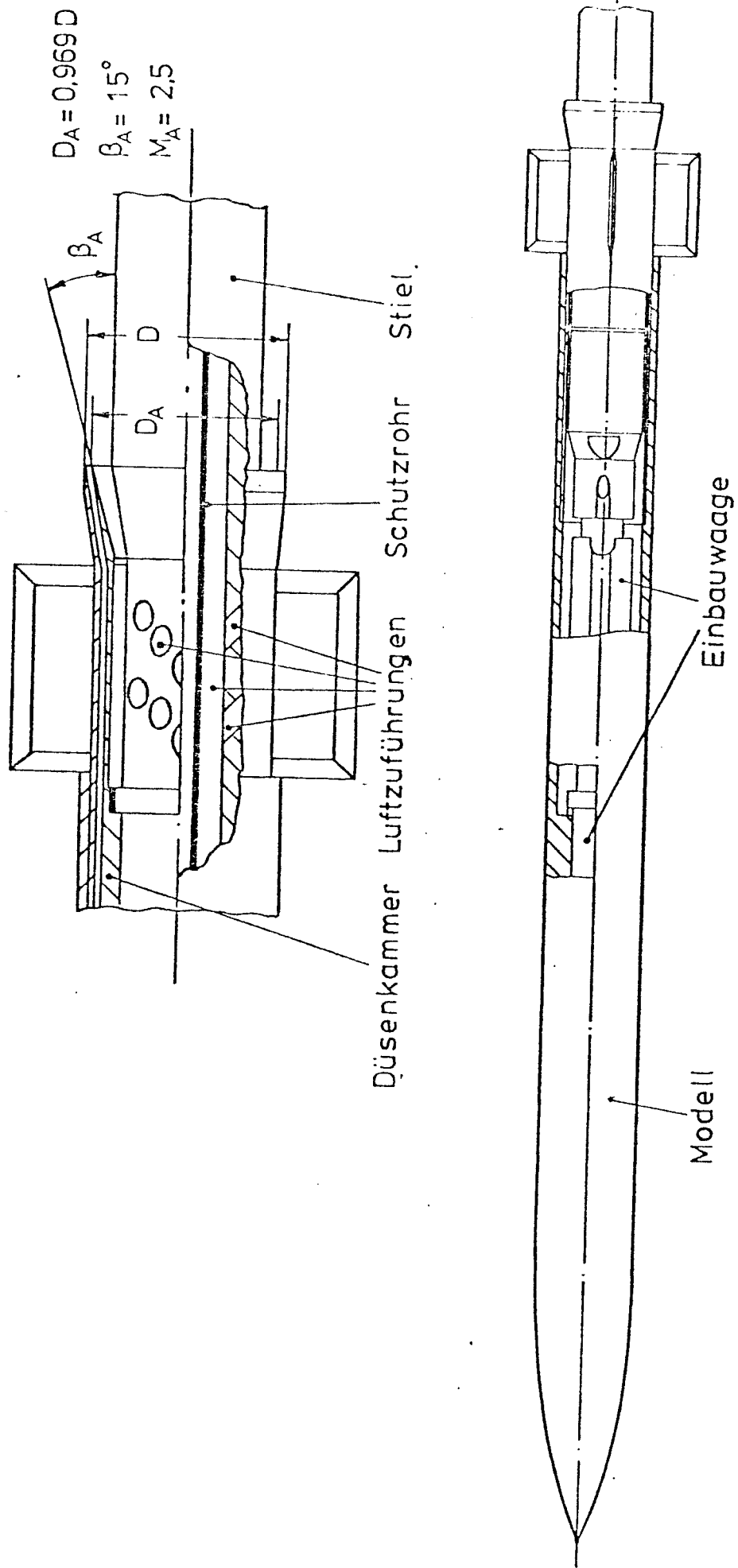


Bild 1 Versuchseinrichtung

Untersuchte Konfigurationen

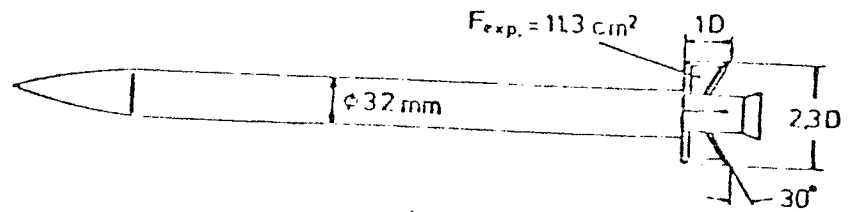
Modell \ Machzahl	1	11	12	14	1A	1B	2A	2B	3A	3B	3C
0,7	0 0,9 $p_A/p_\infty = 1,7$ 3,9										
0,94	0 0,9 3,4 4,8										
1,0	0 1,6 3,2 4,6										
1,1	0 0,8 1,5 3,0 4,6	0 1,6 3,2 4,6	0 1,6 3,1 4,6	0 1,1 2,8 4,9	0 1,5 3,0 4,6	0 1,5 3,0 4,6	0 1,5 3,0 4,6	0 1,5 3,0 4,6	0 1,5 3,0 4,6	0 1,5 3,0 4,6	0 1,6 3,2 4,2
1,24	0 1,5 3,1 4,6										
1,4					0 3,1 5,6 7,9 9,7	0 3,3 6,1 9,7					
1,6					0 2,6 5,6 9,2						

Bild 2 Messprogramm

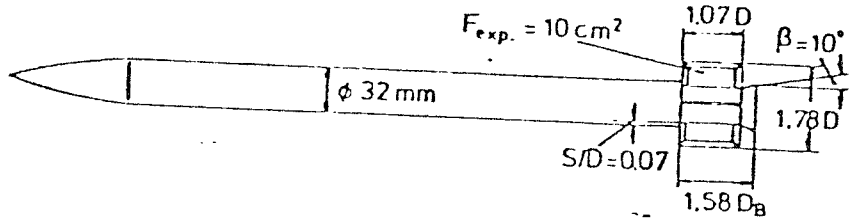
Modelle

$L/D = 16$
 $I_N/D = 2,5$
 $D_B = 32 \text{ mm}$

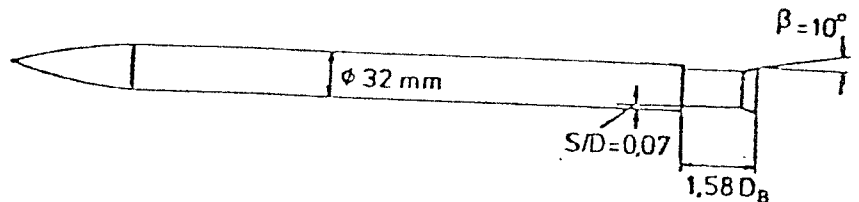
Modell 3A



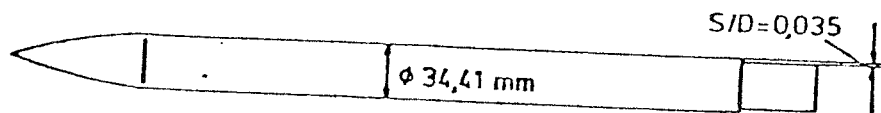
Modell 3B



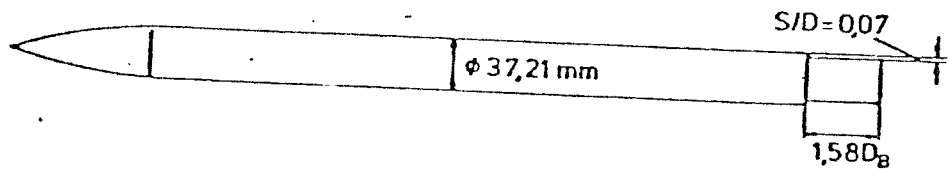
Modell 3C



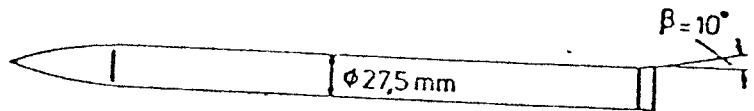
Modell 2B



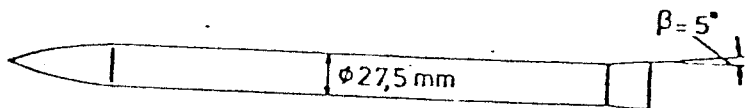
Modell 2A



Modell 1B



Modell 1A



Modell 1 (L/D = 16)

Modell 11 (L/D = 18)

Modell 12 (L/D = 20)

Modell 14 (L/D = 13)

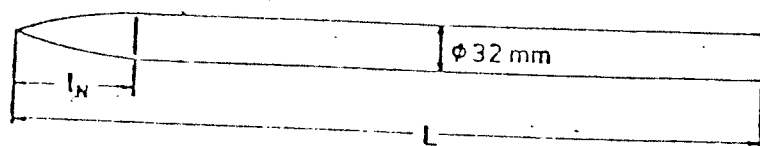


Bild 3 Modelle

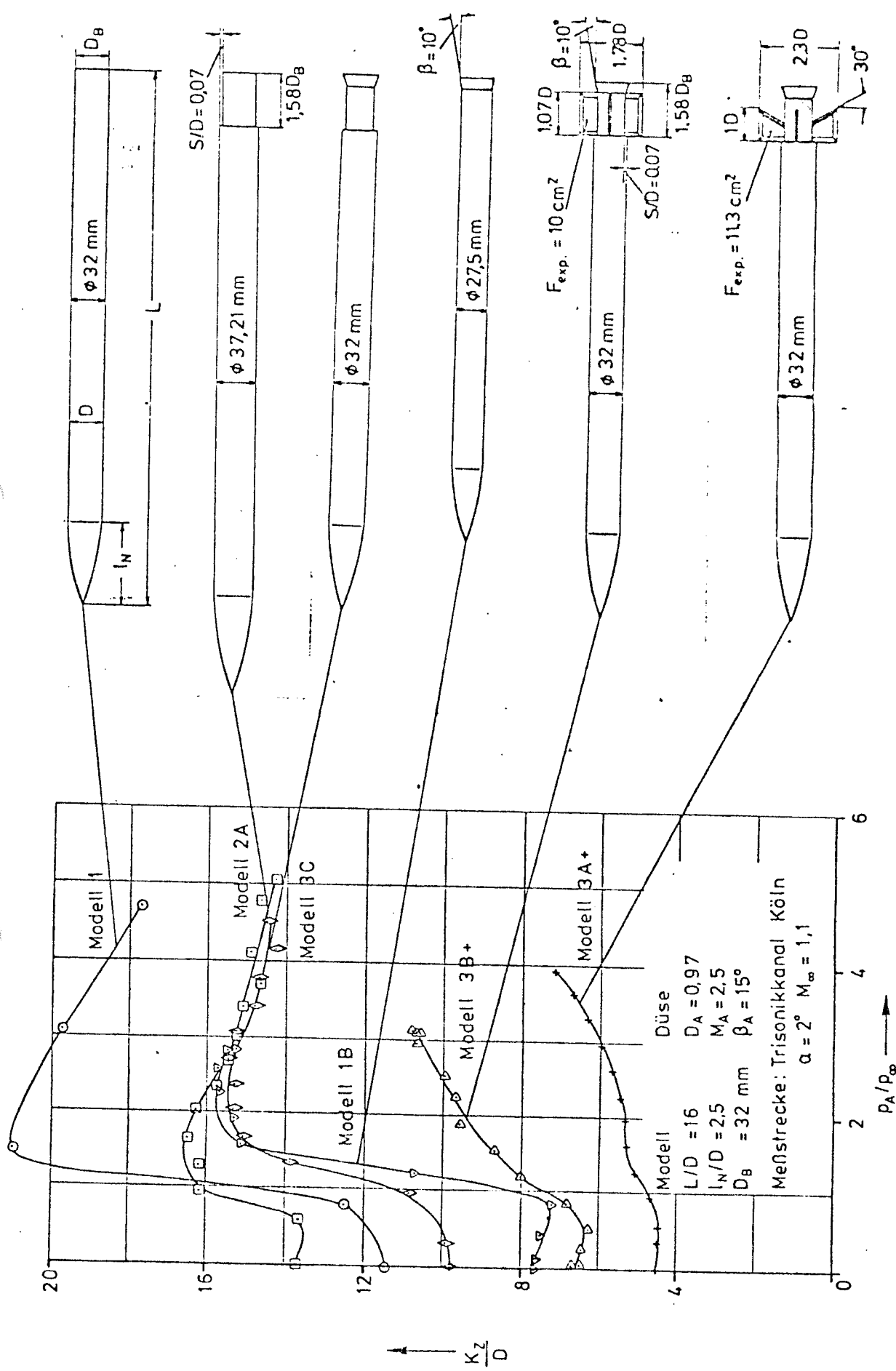


Bild 44 Einfluß der Nachexpansion eines Kaltluftstrahles auf den Luftangriffspunkt bei verschiedenen Flugkörpern.
(K_z = Abstand des Luftangriffspunktes vom Heck)

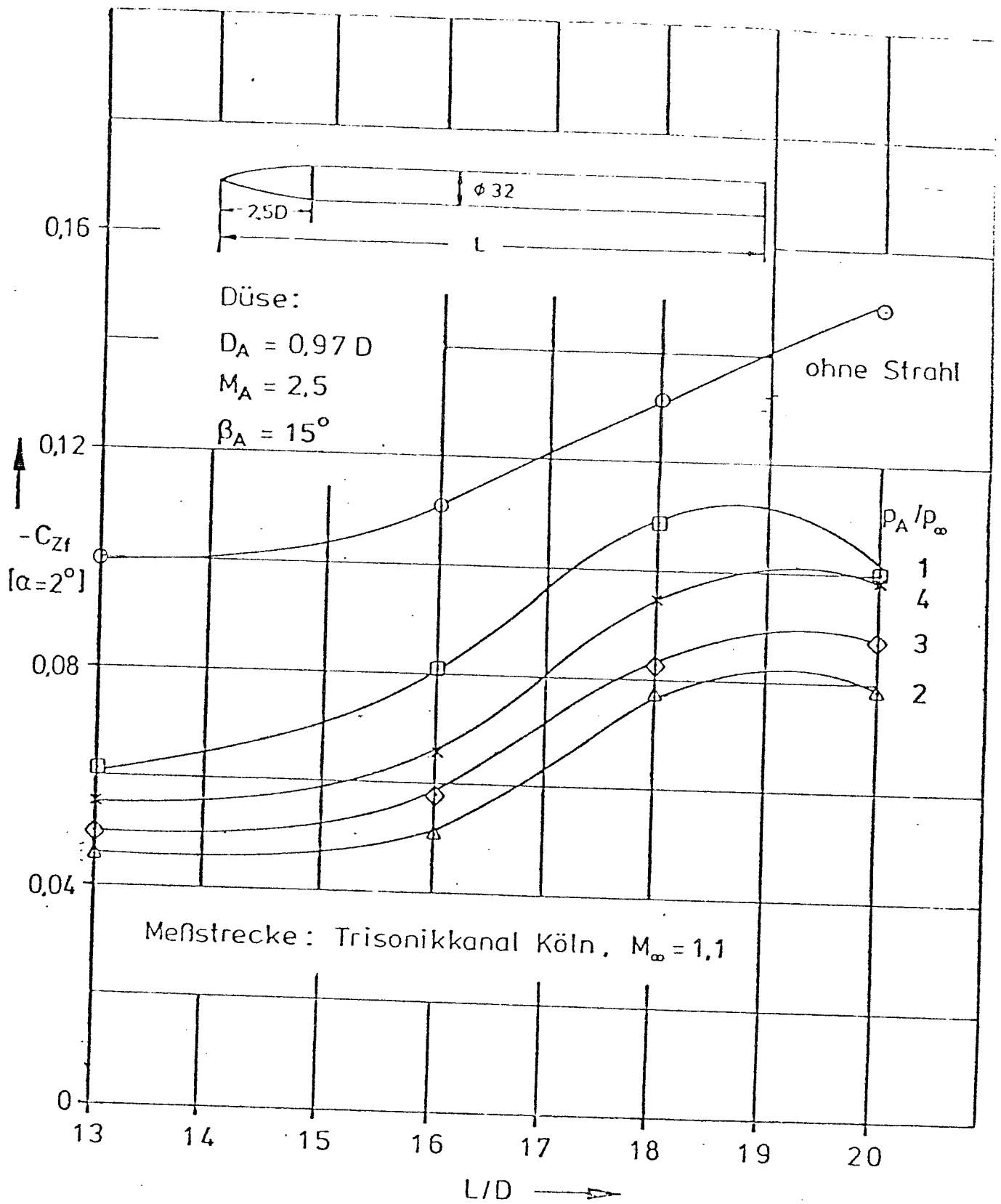


Bild 5 Einfluß der Nachexpansion bei verschiedenen Längen eines Flugkörpers

LEESEITE

$$\alpha = 4^\circ$$

$$p_A/p_\infty = 4.5$$



LEESEITE

$$\alpha = 4^\circ$$

$$p_A/p_\infty = 1.5$$



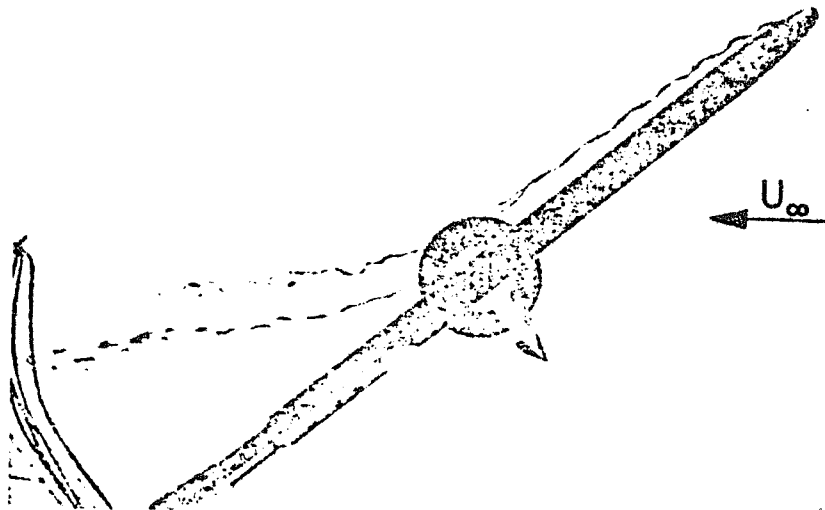
STRAHLWECHSELWIRKUNG AN EINEM FLUGKÖRPERHÖCK (LIDAR)
 $M_\infty = 1.4$

REFERENT: Dr. E. Wedemeyer
Institut für Experimentelle Strömungsmechanik

TITEL: Unsymmetrische Wirbelablösung an Flugkörper-Rümpfen

Die Strömung um einen stark angestellten Zylinder-Ogiven-Rumpf ist gekennzeichnet durch abgelöste Wirbelschichten, die sich über dem Rumpf zu zwei gegenläufig rotierenden Wirbelkernen aufrollen.

Bei hinreichend großen Anstellwinkeln beobachtet man, daß die zunächst symmetrische Wirbelanordnung unsymmetrisch wird. Eine analoge Erscheinung zeigt sich bei der instationären ebenen Anfahrströmung um einen Kreiszylinder. Anhand eines vereinfachten Wirbelmodells wird versucht, die beobachteten Vorgänge zu verstehen. Für das verwendete Wirbelmodell ergibt sich, daß die symmetrische Wirbelanordnung instabil ist. Der theoretisch ermittelte Übergang zur unsymmetrischen Strömungsform wird mit experimentellen Ergebnissen verglichen.



Durch Farbfäden sichtbar gemachte Wirbel über einem Zylinder-Ogiven-Rumpf $\alpha = 40^\circ$.

Thema: 3-D Laser-Doppler-Anemometer fuer Messungen in Wandnaehe und bei grossen Arbeitsabstaenden

Berichter: Dr. K. A. Buete-fisch, Inst. f. Experiment. Stroemungsm.
Goettingen

A. INHALT, ZIEL, METHODE

Mit Hilfe eines Laser-Doppler-Anemometers werden lokal im instationaeren dreidimensionalen Stroemungsfeld die drei Geschwindig-keiten, deren Haeufigkeitsverteilungen und zeitliche Schwankungen gemessen. Besonders wegen des Einsatzes in grossen Windkanaelen sind ein grosser Arbeitsabstand und eine hohe Messgeschwindigkeit notwendig. Fuer verschiedene Aufgabenstellungen sind verschiedene Betriebsarten vorzusehen:

- Es werden je Geschwindigkeitskomponente 1000 Einzelwerte aufgenommen, um neben Mittelwert auch Haeufigkeitsverteilung und Turbulenz zu bestimmen.
- Es werden die Geschwindigkeitskomponenten simultan aufgenommen, um Reynolds'sche Schubspannungen bestimmen zu koennen.
- Die Geschwindigkeitskomponenten werden als Funktion der Zeit aufgenommen.
- Die Geschwindigkeitskomponenten werden gleichzeitig zu anderen Parametern aufgenommen, um Korrelationen durchfuehren zu koennen.

Die Datenerfassung und -verarbeitung ist so ausgelegt, dass keine Information verloren geht; insbesondere wird dafuer gesorgt, dass trotz einer Verarbeitung der Daten zu einer Quick-Look-Aussage keine Laufzeit des Windkanals benoetigt wird.

Fuer das LDA wurde Rueckwaertsstreuung gewaehlt. Damit ist zwar das Nutzsignal um 10er Potenzen schlechter, aber der Positionierungsaufwand in grossen Windkanaelen erheblich kleiner. Bei den optischen Komponenten wurde auf kaeufliche Komponenten zurueckgegriffen.

Der Einsatz in unterschiedlichen Windkanaelen verlangt unterschiedliche Positionierungsanordnungen. Ein aus 3 Komponenten zusammengesetzter Koordinatentisch erlaubt Verschiebewege von 2×1 m und 1×0.5 m einzeln oder in beliebiger Kombination mit einer Aufloesung von $1/80$ mm. Die Steuerung erfolgt mit Hilfe einer Schrittmotorsteuerung, die in der DFVLR-AVA entwickelt wurde und Raumdiagonalen als Verschiebewege zu fahren gestattet. Neben der ueber Inkrementalgeber gemessenen Schrittmotoraenderung ist auch vorgesehen, die zeitliche Aenderung von Modellpositionen zu erfassen.

Die Steuerung des Messvorgangs erfolgt ueber einen Prozessrechner. Da fuer die Messung 3 Counter vorgesehen sind, muessen 3 Paralleldatenstroeme verarbeitet werden. In einer spaeteren Ausbaustufe soll die Erfassung und Datenreduktion in einem Array-Processor vorgenommen werden. Damit soll eine Messgeschwindigkeit von 0.1 sec pro Messposition erreicht werden(1).

In der Symmetrieebene des 1:6 Rotationsellipsoiden wurden im 3m Windkanal NWG erste Messungen durchgefuehrt. Ziel dieser Versuche war, die Funktionstuechtigkeit bei einem Arbeitsabstand von 2.30 m nachzuweisen, laminare Grenzschichtprofile zu bestimmen, Geschwindigkeitsmessungen in turbulenten Grenzschichten und abgelosten Stroemungen durchzufuehren und die Ergebnisse mit bisher bekannten experimentellen und theoretischen Ergebnissen zu vergleichen, um ueber die Genauigkeit der verschiedenen Methoden Aussagen gewinnen zu koennen.

B. ERZIELTE ERGEBNISSE

Bild 1 zeigt ein Profil einer laminaren Grenzschicht. Da bisher keine experimentellen Ergebnisse vorliegen, wurde ein Vergleich mit Rechnungen von SCHNEIDER (2) vorgenommen. Aus dv/dh fuer $h = 0$ ergibt sich fuer die Wandschubspannung ein Wert, der auch von MEIER u. KREPLIN mit Heissfilmmessungen gefunden wurde.

Bild 2 zeigt ein Ergebnis fuer eine turbulente Grenzschicht im Vergleich zu einem Sondenergebnis (3) fuer $\alpha = 10^\circ$. Die Abweichungen koennen auf Modellschwankungen, Verfaelschungen aufgrund der starken Geschwindigkeitsschwankungen und Stroemungsrichtungsaenderungen zurueckgefuehrt werden. Ausser dem Geschwindigkeitsbetrag ist die Stroemungsrichtung in der Symmetrieebene aufgetragen.

Bild 3 zeigt ein Ergebnis fuer $\alpha = 30^\circ$ im Vergleich zu Sondenergebnissen. Die Unterschiede sind vermutlich wieder auf Geschwindigkeitsschwankungen zurueckzufuehren.

Bild 4 gibt den Verlauf der horizontalen Geschwindigkeitskomponente am Modellende bei einem Wandabstand von ca. 0.7 mm an. Deutlich ist die Rueckstroemung zu erkennen, die durch eine Abloeseblase erklart werden kann.

C. PROBLEME

Der instationaere Charakter der Stroemung verlangt eine vertiefte Beschaeftigung mit der Mittelwertbildung und Turbulenz. Da erhebliche Geschwindigkeitsschwankungen und sogar Geschwindigkeitsverteilungen mit mehreren Maxima auftreten, muessen im Einzelfall genaue Prozeduren angegeben werden, damit vergleichbare Ergebnisse zustande kommen.

D. LITERATUR

(1) Buete-fisch, K.A., Strunck, V., Sauerland, K.-H., Hoefer, H.-R., Mehmel, D:

Ein Laser-Doppler-Anemometer fuer grosse Windkanaele

DFVLR-AVA Bericht IB 222 - 82 A 02, 1982

(2) Schneider, G., Ziqiang Zhu

The Calculation of Incompressible Three-Dimensional Laminar and Turbulent Boundary Layers in the Plane of Symmetry of a Prolate Spheroid at Incidence

DFVLR - FB 82 - 16, 1982

(3) Meier, H.U., Kreplin, H.-P.

Experimental Study of Boundary Layer Velocity Profiles on a Prolate Spheroid at Low Incidence in The Cross Section $x/L = .64$

In: Technical Report AFFDL-TR-80-3088, 1980

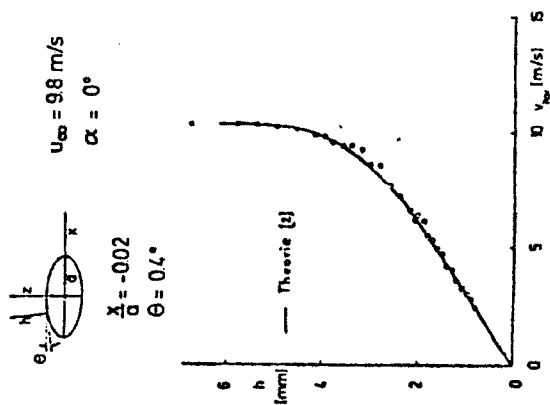


BILD 1: PROFIL EINER LAMINAREN GRENZSCHICHT.
 VERGLEICH MIT THEORIE

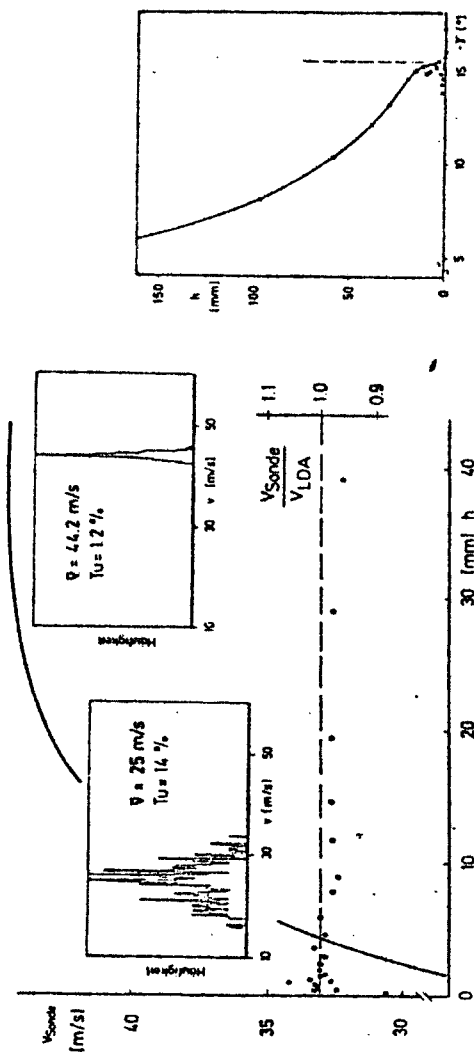


BILD 2: PROFIL EINER TURBUL. GRENZSCHICHT. VERGLEICH MIT SONDENMESSUNG

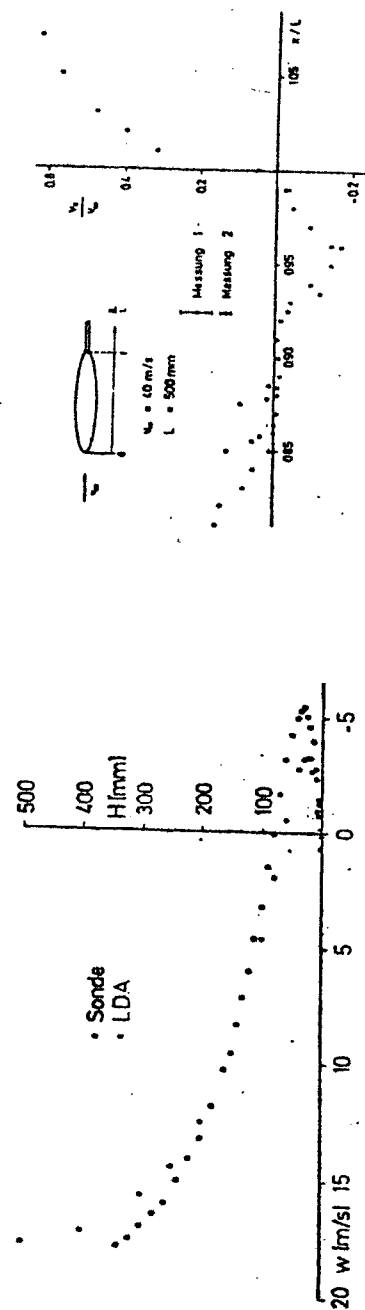


BILD 3: PROFIL BEI $\alpha = 30^\circ$. VERGLEICH MIT SONDENMESSUNG

BILD 4: NACHWEIS VON RUECKSTROMUNG AN MODELLERDE BEI $\alpha = 0^\circ$

Thema: SICHTBARMACHUNG 3 - D INSTATIONAERER STROEMUNGSFELDER

Berichter: Dr. H.-J. Kompenhans, Dr. K. A. Bueteffisch
Institut fuer Experimentelle Stroemungsmechanik, Goettingen

A. INHALT, ZIEL, METHODE

Als generelle Hilfe zum Verstaendnis des physikalischen Phaenomens wird die Sichtbarmachung komplexer Stroemungsvorgaenge als notwendig erachtet. Ziel ist es letztlich, unbegrenzt durch vorgegebene geometrische Randbedingungen das momentane 3 - D Stroemungsfeld quantitativ zu erfassen.

Zunaechst werden bekannte Methoden wie das zeitaufloesende Schlierenverfahren und das Laserlichtschnittverfahren zu leicht verfuegbare Verfahren weiterentwickelt. Ergaenzt wird diese Aktivitaet durch eine den stroemungsmechanischen Problemen angepasste Bilddatenverarbeitung, damit neben der qualitativen Bildinformation auch quantitative Daten gewonnen werden koennen.

Durch sorgfaeltige Vorarbeiten soll schliesslich ein Verfahren erarbeitet werden, das hinsichtlich der Zeitaufloesung groesseren Anforderungen standhaelt.

B. ERZIELTE ERGEBNISSE

Ein vorhandener Argon Ionen Laser wurde mit einer speziellen Optik versehen, um eine Lichtebeine im beliebigen Winkel senkrecht zur Anstellwinklebene eines Modells aufzuspannen. Erste Aufnahmen sind gemacht worden. Zur Zeit wird die Qualitaet der Optik verbessert, um zu einer hoeheren Lichtintensitaet zu gelangen. Neben Standfotos von stationaeren Stroemungsfeldern sollen auch Videobilder aufgenommen werden. Unter Ausnutzung der Halbbild - Standbilder wird es moeglich, sequentiell 50 Bilder in der Sekunde aufzunehmen, wobei allerdings eine reduzierte Bildqualitaet in Kauf genommen werden muss.

C. PROBLEME

Da mit dieser Schwerpunktsetzung auf die Sichtbarmachung ein neues Arbeitsgebiet eroeffnet wurde, bedarf es einer gewissen Einarbeitungszeit. Erste neue Ergebnisse, die mehr als nur qualitative Aussagen darstellen, sind nicht sofort zu erwarten.

Programm STAB-Workshop - Schwerpunkt
 "WIRBELPLATZEN"

8. März 1983

DFVLR Göttingen, Haus 7, Sitzungsraum 2. Stock

- 9.00 Begrüßung
- 9.05 Dipl.-Ing. H. Engler
 Berührungsfreie Meßtechnik zur Bestimmung des Strömungsfeldes
 von Vorderkantenwirbeln mit Hilfe von Ultraschall.
- 9.30 Dr. Hänel, RWTH Aachen
 - Integrationsverfahren zur Berechnung von Strömungen
 mit freien Wirbeln (SFB 025/A1).
 - Vorderkantenwirbel an Deltaflügeln mit gekrümmten An-
 strömkanten (SFB 025/A3).
- 10.15 Prof. Dr. E. H. Hirschel
 Ergebnisse numerischer Lösung der Eulergleichungen für
 Deltaflügel im Überschall.
- 10.30 Dr. Neuwerth, RWTH Aachen
 Gesteuertes Aufplatzen von Randwirbeln (SFB 025/A2).
- 10.50 Dipl.-Ing. H.-G. Pagendarm
 Ein Beitrag zur Beeinflussung der Strömung über schlanken
 Delta-Flügeln durch Ausblasen.
- 11.10 Dr. Wagner
 Vorderkantenablösung und Wirbelplatzen im Nieder- und
 Hochgeschwindigkeitsbereich.
 (Überblick über Arbeiten bei Dornier zum Thema "Flügel
 kleiner Streckung").
- 11.45 Diskussion - Programmvorschlag
 "Wirbelbildung und Wirbelplatzen an gepfeilten Vorderkanten
 schlanker Flügel".
- 12.15 Bildung einer Steuergruppe, weitere Vorgehensweise.
- 12.30 Abschluß.

STRÖMUNGSFELDMESSUNGEN IN WINDKANÄLEN MITTELS ULTRASCHALLIMPULSEN

R.H. Engler (DFVLR-AVA, Göttingen)

D.W. Schmidt (MPI für Strömungsforschung, Göttingen)

Einleitung

Zur Untersuchung der hinter Modellen von z.B. Tragflügeln, Autos usw. im Windkanal auftretenden Wirbel werden in der praktischen Meßtechnik vielfach Meßsonden verwendet, die allein durch ihre Anwesenheit einen störenden Einfluß auf das Meßergebnis ausüben. Um die Wirbel oder das zu vermessende Strömungsfeld nicht durch Sonden zu stören, wird in einem Meßverfahren nach [1] der interessierende Bereich (Meßebene) mit kurzen Ultraschallimpulsen (Schallfrequenz ca. 150 kHz) durchstrahlt und die sich ergebende Impulslaufzeit zwischen Sender und Empfänger registriert. Beim Durchfahren einer Meßebene erhält man z.B. bei Anwesenheit eines Wirbels ein für diesen charakteristisches "Laufzeitprofil" der Ultraschallimpulse, hervorgerufen durch die unterschiedlichen Geschwindigkeitsanteile des Wirbels längs des Integrationsweges zwischen Sender und Empfänger. Die auf diese Weise ermittelten Meßkurven lassen sich mit Rechnerunterstützung recht genau hinsichtlich der Wirbelparameter auswerten.

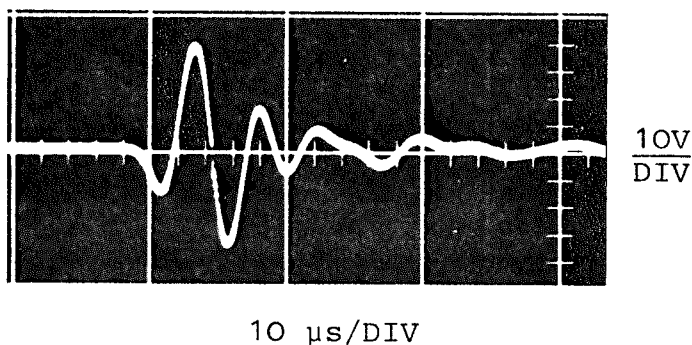


Bild 1

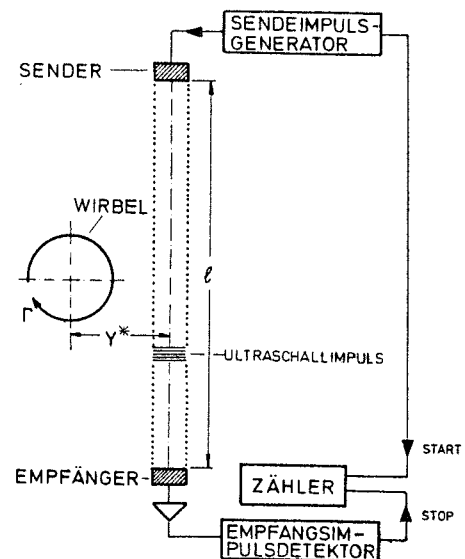


Bild 2

Versuchsanordnung

Als Mikrofone wurden Sellwandler mit einem Elektrodendurchmesser von 12 mm und einer 6 µm dicken, einseitig goldbedampften Kunststoffolie als Membran verwendet. Ein Spannungsimpuls mit einer Anstiegszeit von 0.8 µs und einer Spitzenspannung von 500 V regt die Membran zur Abstrahlung eines aus Bild 1 ersichtlichen Schwingungsimpulses an.

Bild 2 zeigt ein Schema der Meßeinrichtung mit Sendeimpulsgenerator, Sender, Empfänger, Empfangsimpulsdetektor sowie dem Zähler. Beim Hindurchschieben des Sender-Empfängerpaares durch einen Wirbel ergeben sich für die von dem Sender abgestrahlten Ultraschallimpulse unterschiedliche Laufzeiten, bedingt durch den anfangs auftretenden

Rückenwind und den beim Verlassen des Wirbels vorhandenen Gegenwind. Zur genauen Erfassung der Schallimpuls-Laufzeit dient eine Zeitmarke, die amplitudenunabhängig aus dem 2. Nulldurchgang des Empfangsimpulses abgeleitet wird.

Ein Beispiel einer theoretischen Berechnung der zu erwartenden Schallimpuls-Laufzeiten bei vorgegebenen Wirbelparametern und Verwendung des durch

$$\frac{u}{u_{\max}} = 1,4 \frac{r_0}{r} \left[1 - \exp \left(\frac{-1,26 r^2}{r_0^2} \right) \right]$$

gegebenen Wirbelmodells nach Hamel-Oseen, das aufgrund Berücksichtigung der Zähigkeit weitgehend einem realen Wirbel entspricht,

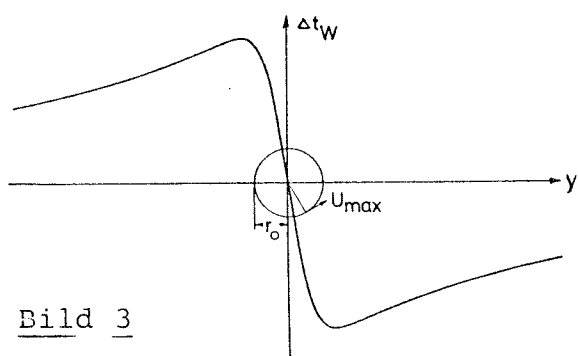


Bild 3

zeigt Bild 3 (im Hamel-Oseen-Modell ist, wie es sein muß, bei $r = 0$ die Geschwindigkeitskomponente $u = 0$, und die maximale Umfangsgeschwindigkeit tritt an der Stelle $r = r_0$ auf). Dementsprechend ist es umgekehrt möglich, die interessierenden Wirbelparameter (räumliche Lage, Radius, Zirkulation) mittels Kurvenanpassung aus einem gemessenen Laufzeitprofil zu ermitteln.

Versuchsergebnisse

Bild 4 zeigt ein typisches Beispiel der Messung eines Laufzeitprofils hinter einem Rechteckflügel, wobei die eingetragenen Punkte die einzelnen Meßergebnisse repräsentieren. Hierbei ist der Randwirbel hinter dem Flügel mit dem Zentrum bei $y = 37$ cm recht gut zu erkennen sowie das sich bis zur Flügelmitte $y = 0$ erstreckende Abwindfeld.

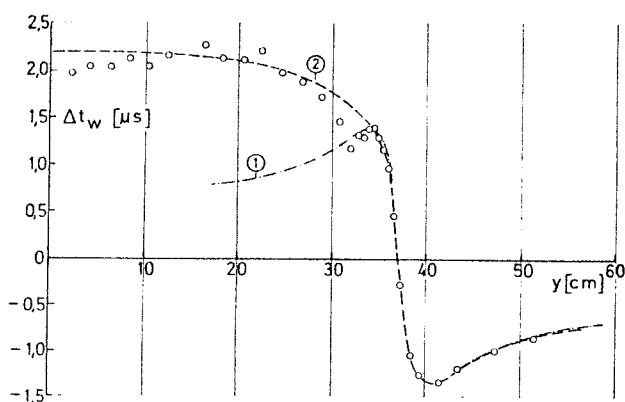


Bild 4

Durch unterschiedliche Kurvenanpassungsverfahren mit Hilfe des Hamel-Oseen-Modells (Ergebniskurve ①) und nach [2] mit der "Higher Order Panel Method" (Ergebniskurve ②), mit der sich das gesamte durch den Flügel induzierte Geschwindigkeitsfeld bestimmen läßt, ergeben sich hinsichtlich der Zirkulation des Flügels praktisch übereinstimmende Werte (maximale Abweichung ca. 1,5%). Dieses Ergebnis zeigt, daß das Wirbelmodell nach Hamel-Oseen offenbar für eine rechnergestützte Kurvenanpassung an reale Wirbel recht gut geeignet ist, aus der dann die Lage, der Radius sowie die maximale Umfangsgeschwindigkeit und damit die Zirkulation zu entnehmen sind. Die genaue Ermittlung der Radien und maximalen Umfangsgeschwindigkeiten mit zunehmendem Abstand $x/$ hinter einem Flügel bei verschiedenen Anstellwinkeln

modell nach Hamel-Oseen offenbar für eine rechnergestützte Kurvenanpassung an reale Wirbel recht gut geeignet ist, aus der dann die Lage, der Radius sowie die maximale Umfangsgeschwindigkeit und damit die Zirkulation zu entnehmen sind. Die genaue Ermittlung der Radien und maximalen Umfangsgeschwindigkeiten mit zunehmendem Abstand $x/$ hinter einem Flügel bei verschiedenen Anstellwinkeln

liefern die Bilder 5 und 6, aus denen sich ein weitreichendes Verständnis der Strömungsvorgänge im Nachlauf des Flügels vermitteln läßt [3].

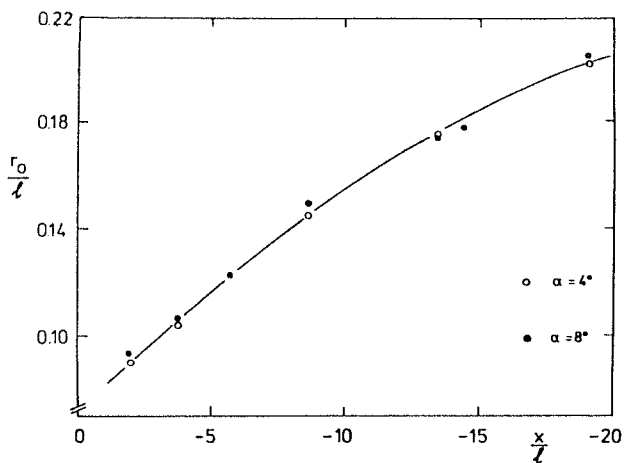


Bild 5

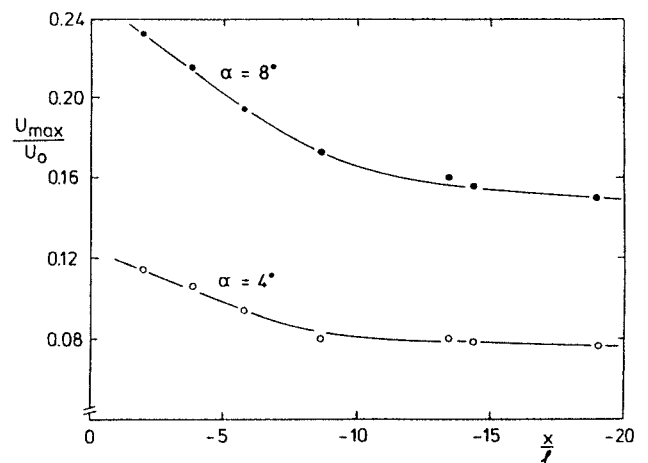


Bild 6

Durch Anwendung eines erweiterten ebenfalls rechnergestützten Anpassungsverfahrens, das es ermöglicht, Einzelwirbel aus einem Mehr-Wirbelfeld zu separieren, ohne jedoch den Einfluß der anderen Wirbel zu vernachlässigen, lassen sich auch nicht-spiegelsymmetrische Wirbel berechnen, wie z.B. die bei größeren Anstellwinkeln von Rotationskörpern auf der Saugseite abgehenden Rumpfwirbel [4]. Bild 7 zeigt einen zugespitzten Rotationskörper mit zwei eingetragenen Meßebenen 1-1' und 2-2'. Durch Verfahren der Schallbündel in jeder der Meßebenen entlang verschiedenen Wegen mit unterschiedlichen Neigungswinkeln nach Bild 8 lassen sich auch in diesem komplizierteren Falle die für die Bestimmung der Wirbelparameter erforderlichen Meßwerte vollständig ermitteln. Die unterschiedliche Lage

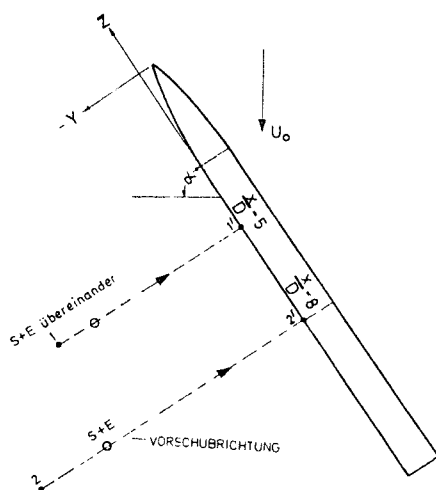


Bild 7

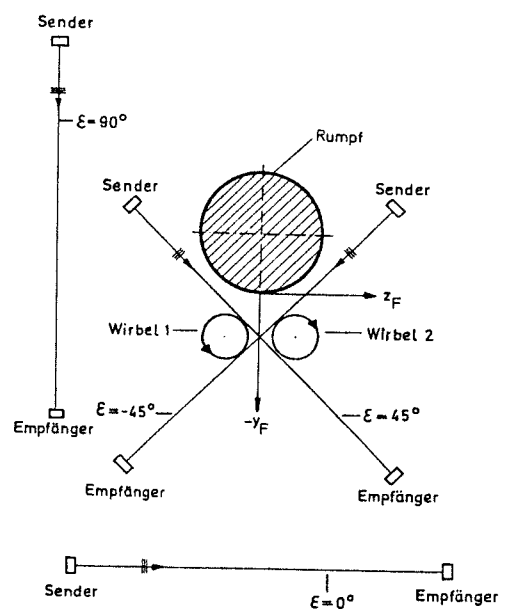


Bild 8

der Wirbelpaare ist in Bild 9 für verschiedene Entfernungen x/D von der Modellspitze dargestellt. Die in diesem Bild dargestellten Wirbel sind als stationär, symmetrisch und am Körper anliegend zu betrachten. Demgegenüber ist in Bild 10, bedingt durch einen vergrößerten Anstellwinkel α des Rotationskörpers und eine Erhöhung der Anströmgeschwindigkeit U_0 , bereits ein stationär asymmetrisch abgedrängtes Wirbelpaar zu erkennen, wobei die Rumpfwirbel ihre enge Bindung an den Körper verlieren und einer der beiden Wirbel, ohne die Rotation aufzugeben, mit zunehmendem Abstand x/D sich mehr und mehr in das vom Körper entferntere Nachlaufgebiet erstreckt.

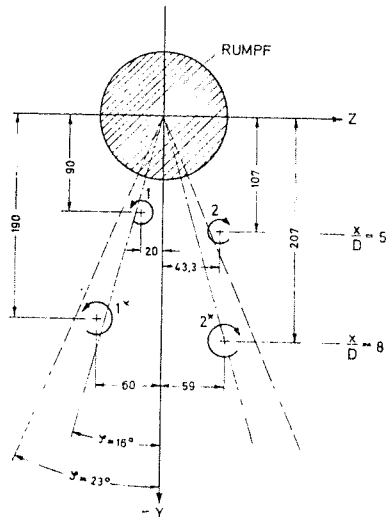


Bild 9

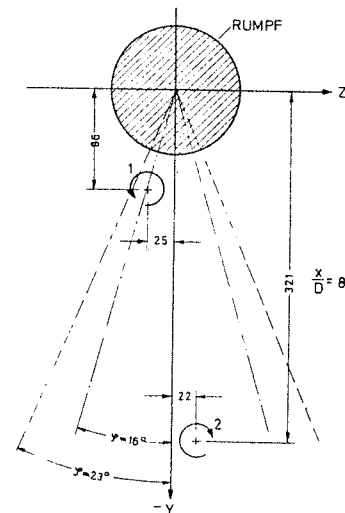


Bild 10

Eine genaue Verfolgung von Wirbeländerungen wird mit einer neu entwickelten vielkanaligen Meßmethode unter Verwendung flacher Mikrofon-Arrays angestrebt, die es ermöglicht, auch instationäre Wirbel sowie kompliziertere Vorgänge, wie sie z.B. hinter Kraftfahrzeugen auftreten, zu erfassen.

Zusammenfassung

Mit Hilfe der Ultraschallmeßmethode ist es möglich, berührungslos im zu vermessenen, wirbelbehafteten Strömungsfeld stationäre und quasi-stationäre Wirbel hinsichtlich aller interessierender Parameter in kürzester Zeit zu erfassen. Durch Verwendung von flachen Mikrofon-Arrays, die dicht hinter oder gar an Modellen angebracht werden können, werden sich zukünftig auch instationäre Strömungsprozesse direkt verfolgen und somit z.B. hinsichtlich Widerstandsverminderung und Stabilität optimieren lassen.

Schrifttum

- [1] Schmidt, D.W., Akustische Messung der Zirkulation von Wirbeln und Zirkulationsverteilungen bei Modelluntersuchungen in Windkanälen, Mitt. MPI Strömungsforschung und AVA Göttingen, Nr. 61, (1975).
- [2] Send, W., Higher Order Panel Method Applied to Vorticity Transport Equation. Fifth European Rotorcraft and Powered Lift Aircraft Forum, September 4-7th 1979 - Amsterdam, Paper No. 16.
- [3] Engler, R.H., Untersuchungen von Randwirbeln mittels Ultraschall im Nahbereich hinter einem Rechteckflügel im Windkanal, Diplomarbeit Göttingen, MPI Strömungsforschung, Bericht 11/1979, (1979).
- [4] Engler, R.H., Zirkulationsmessungen mittels Ultraschall (erweitertes Verfahren) zur Untersuchung von Flugkörper-Wirbelinterferenzen, DFVLR-AVA Göttingen, Bericht Nr. IB 16100-81 C 27.

Abstrakt für den
1. Workshop "Strömung mit Ablösung" Göttingen, März 1983
Schwerpunkt: Wirbelplatzen

Integrationsverfahren zur Berechnung von Strömungen mit freien
Wirbeln (SFB 25 - A 1)

D. Hänel, Aerodynamisches Institut, RWTH Aachen ^{*)}

Es wurde eine numerische Lösung der Navier-Stokes-Gleichungen mit Hilfe der finiten Volumentechnik für räumliche Strömungen entwickelt. Die Lösung ist so ausgelegt, daß verschiedene Diskretisierungsmethoden, Gitteranordnungen und Approximationen der Randbedingungen verwendet werden können. In den geplanten Untersuchungen soll der Einfluß der numerischen Dämpfung auf Geschwindigkeits- und Druckverteilungen untersucht werden. Kritisch betrachtet werden soll vor allem der Übergang von reibungsbehafteter zu reibungsfreier Strömung.

Für einen angestellten ebenen Deltaflügel wurde das Strömungsfeld auf der Grundlage der Navier-Stokes-Gleichungen und der Eulergleichungen ermittelt. Die Ausbildung der freien Wirbel in beiden Fällen ist sehr ähnlich. Die Ursache der Wirbelentstehung bei Verwendung der Eulergleichung wird auf Diskretisierungsfehler in Nähe der Vorderkantensingularität zurückgeführt. Weitere Untersuchungen hierzu werden noch durchgeführt.

In einem weiteren Teil dieser Arbeit wurden erste numerische Ergebnisse vorgestellt, die die zeitliche Entwicklung des Strömungsfeldes beim Aufplatzen eines freien Wirbels beschreiben. Die dabei entstehenden sekundären Ringwirbelsysteme zeigen qualitativ gute Übereinstimmung mit experimentellen Beobachtungen. Die Lösung wurde hierbei durch Integration der Navier-Stokes-Gleichungen für einen rotations-symmetrischen Einzelwirbel erhalten.

^{*)} Der erste Teil dieser Arbeit wurde von Dipl.-Ing. P. Hartwich, der zweite von Dipl.-Ing. X. Shi durchgeführt

C. Weiland

ERGEBNISSE NUMERISCHER LÖSUNGEN DER EULER-GLEICHUNGEN FÜR
DELTAFLÜGEL IM ÜBERSCHALL

Strömungsfelder mit eingebetteten Wirbeln spielen eine große Rolle in der Aerodynamik von Flugkörpern und Flugzeugen. Neuere Untersuchungen haben gezeigt, daß solche Strömungen mit Hilfe von numerischen Lösungen der Euler-Gleichungen berechnet werden können. Ergebnisse von Strömungsfeldberechnungen für schlanke Deltaflügel bei Überschallanströmung werden diskutiert. Der Anstellwinkelbereich ist 0° bis 15° . Die Euler-Gleichungen wurden mit Hilfe einer Differenzen-Fortsetzungsmethode integriert. Die untersuchten Deltaflügel haben scharfe und runde Vorderkanten. An den Vorderkanten wird durch eine Abfluß-(Kutta-)bedingung Drehung in das Strömungsfeld eingebracht. Die Formulierung der Bewegungsgleichungen, der Randbedingungen und der Anfangsdaten wird dargestellt. Die Ergebnisse werden in Form von Frontstoßflächen, Isobaren, Linien konstanten Gesamtdruckes, Linien konstanter Drehung und der Querströmungs-Geschwindigkeitsvektoren gezeigt. Der Wellenwiderstand wird mit Hilfe der Integralrelationen für den Impuls in einer geeigneten Kontrollfläche im Strömungsfeld ermittelt.

Untersuchungen zum Aufplatzen von Wirbeln (SFB 25; TP A 2)

In vielen Fällen ist Strömungsablösung an Flugzeugkomponenten unerwünscht. In zunehmendem Maße erhöht sich jedoch das Interesse, auch den Bereich der abgelösten Strömungen zu nutzen oder zumindest die Ablösung zu kontrollieren. Eine "kontrollierte" Ablösung, die seit langem genutzt wird, entsteht an gepfeilten, scharfen Flügelvorderkanten; sie ist gekoppelt mit einem Wirbel längs der Flügelvorderkante, der einen Unterdruck zur Folge hat. Die i. a. günstige Wirkung dieses Vorderkantenwirbels geht verloren, wenn bei größeren Anstellwinkeln der Wirbel aufplatzt.

Der Mechanismus des Aufplatzens ist bisher nicht zufriedenstellend geklärt. Es wurden zwar eine Reihe von Theorien entwickelt, ihre Überprüfung durch Experimente steht jedoch noch weitgehend aus. Die vorliegende Arbeit hat nun experimentelle Untersuchungen des Wirbelaufplatzens zum Gegenstand. Allerdings sollen die Experimente nicht an einem gebundenen Vorderkantenwirbel durchgeführt werden, sondern an einem freien Randwirbel. Randwirbel sind für derartige grundlegende Untersuchungen wesentlich besser geeignet als Vorderkantenwirbel:

- sie sind stärker rotationssymmetrisch
- sie sind entkoppelt von der erzeugenden Fläche
- sie bieten Möglichkeiten zur gezielten Beeinflussung der Wirbelstruktur (z. B. durch Modifizierung der Zirkulationsverteilung des erzeugenden Flügels, durch Einblasung von Luft in die Wirbelachse, durch Beeinflussung des Turbulenzgrades im Wirbelkern)
- das Wirbelaufplatzen kann durch Erzeugung beliebiger Druckfelder im Außenfeld des Wirbels begünstigt oder unterdrückt werden.

Diese Versuchsanordnung erscheint auch wesentlich vielseitiger als das Wirbelrohr, das u. a. eine Kopplung zwischen den Verläufen von Tangential- und Axialgeschwindigkeiten im Wirbel bringt.

Ein Beitrag zur Beeinflussung der Strömung
über schlanken Delta-Flügeln durch Ausblasen

K. Gersten⁺)
H.-G. Pagendarm

Am Institut für Thermo- und Fluidodynamik der Ruhr-Universität Bochum wurde ein Delta-Flügel im kontinuierlich arbeitenden Wasserkanal untersucht. Es wurde bisher ein Programm durchgeführt, welches den Einfluß des Ausblasens aus einer Reihe unterschiedlicher Düsenkonfigurationen auf den Wirbel und den Strahlverlauf untersucht. Zur Auswertung kamen Sichtbarmachungen bei hohen Reynolds-Zahlen und Druckmessungen auf der Flügeloberfläche.

Erste Ergebnisse zeigen Unterschiede in der Wirkung von Strahl und Wirbel für verschiedene Konfigurationen auf.

⁺) Institut für Thermo- und Fluidodynamik
Ruhr-Universität Bochum

STAB - Workshop, Göttingen, 7./8. März 1983

VORDERKANTENABLÖSUNG UND WIRBELPLATZEN IM NIEDER- UND HOCHGESCHWINDIGKEITS-
BEREICH

- OBERBLICK ÜBER ARBEITEN BEI DORNIER ZUM THEMA " FLOGEL KLEINER STRECKUNG " -

B. Wagner

S. Hitzel

W. Schmidt

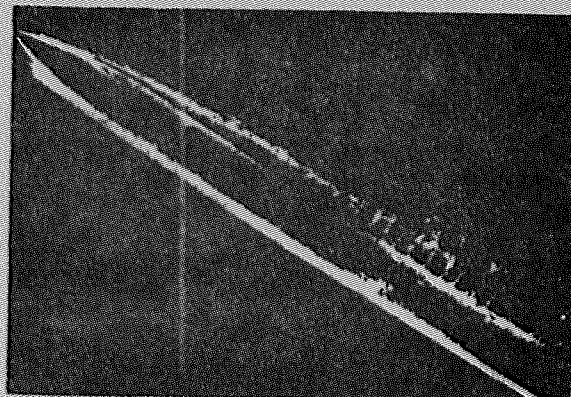
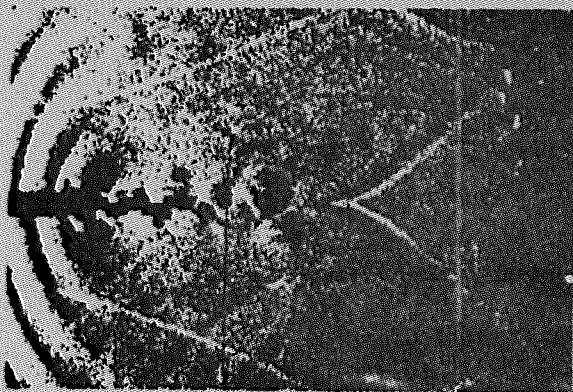
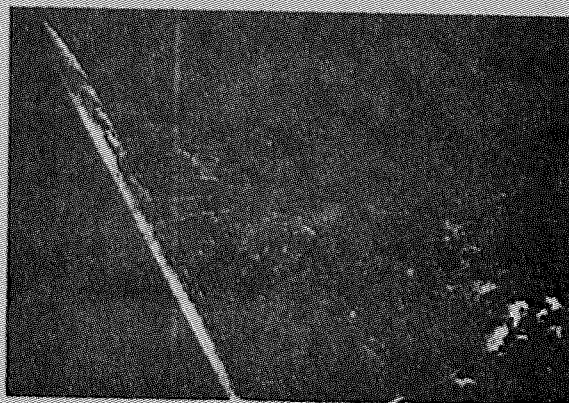
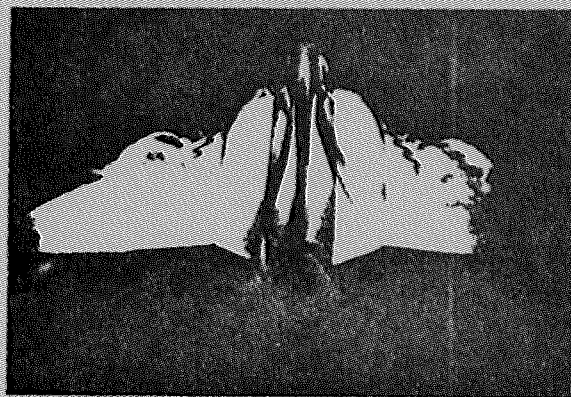
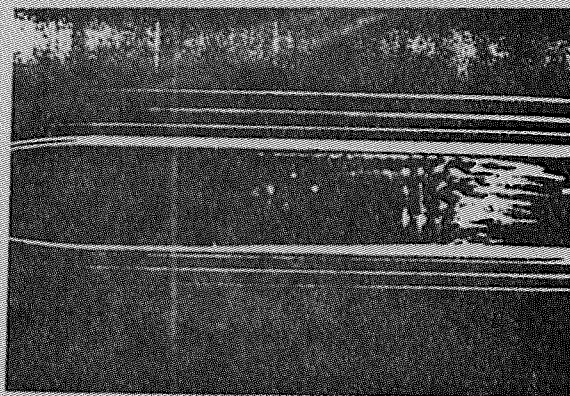
Bei Dornier wurden in den letzten Jahren die Polhamus'sche Saugkraftanalogie, vereinfachte Methoden für konische Strömungen, dreidimensionale Unterschall-Panelmethoden und numerische Methoden zur Lösung der Eulergleichungen für kompressible dreidimensionale Strömung eingesetzt, um Kräfte und Strömungsfeld an Flügeln und Flügel-Rumpf-Kombinationen mit Vorderkantenablösung zu berechnen. Dabei erwies sich die Euler-Methode als sehr wirkungsvoll, weil es erstmals gelang, die Vorderkantenablösung im Transschall einer theoretischen Behandlung zugänglich zu machen. Die Übereinstimmung der Euler-Lösungen mit Experimenten ist sehr gut, soweit sich dies aufgrund von Vergleichen der Druckbeiwerte auf der Körperoberfläche analysieren lässt. Es fehlen bisher noch genügend detaillierte Strömungsfeldmessungen im Trans- und Überschall, um einen völlig zufriedenstellenden Vergleich zu ermöglichen.

Dem Phänomen des Wirbelplatzens wurde im Rahmen der Untersuchungen nachgegangen. Die Eulerlösungen liefern offenbar auch die Strömungsstrukturen der aufgeplatzten Wirbel. Es wird daher angenommen, dass das Phänomen des Wirbelplatzens auf ein Stabilitätsproblem der reibungsfreien Wirbelströmung zurückzuführen ist. Berührungsfreie Messungen in Strömungsfeldern mit aufgeplatzten Wirbeln erscheinen dringend notwendig, um die Natur des Aufplatzvorgangs aufzuklären.

S T A B S C H W E R P U N K T T H E M A

GRUNDLAGENUNTERSUCHUNGEN ZUR TURBULENZMODELLIERUNG
ABGELOSTER STRÖMUNGEN

U. DALMANN, L. KLEISER, H. OERTEL
INSTITUT FÜR THEORETISCHE STRÖMUNGSMECHANIK
DFVLR-AVA GÖTTINGEN



Als Interner DFVLR-Bericht liegt jetzt eine überarbeitete und erweiterte Fassung des vorstehenden STAB-Workshop-Berichtes vor:

IB 221 - 83 A 08

L. Kleiser, U. Dallmann, H. Oertel

GRUNDLAGENUNTERSUCHUNGEN
ZUR TURBULENZMODELLIERUNG
ABGELÖSTER STRÖMUNGEN

STAB-Workshop: Ergebnisbericht

Kopien können angefordert werden bei:

Herrn
Dr. L. Kleiser
DFVLR - AVA
SM-TS
Bunsenstr. 10
3400 Göttingen

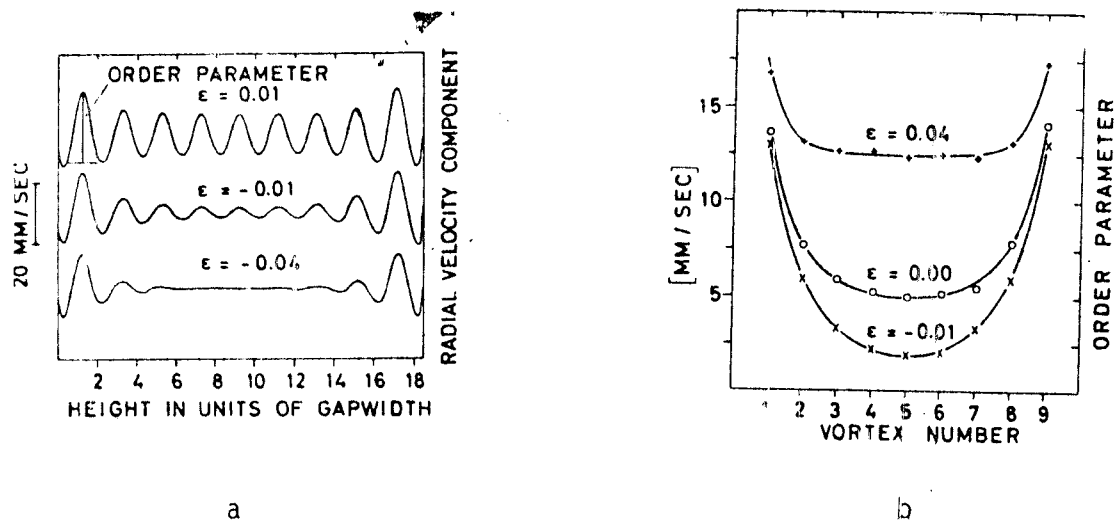


Fig. 4

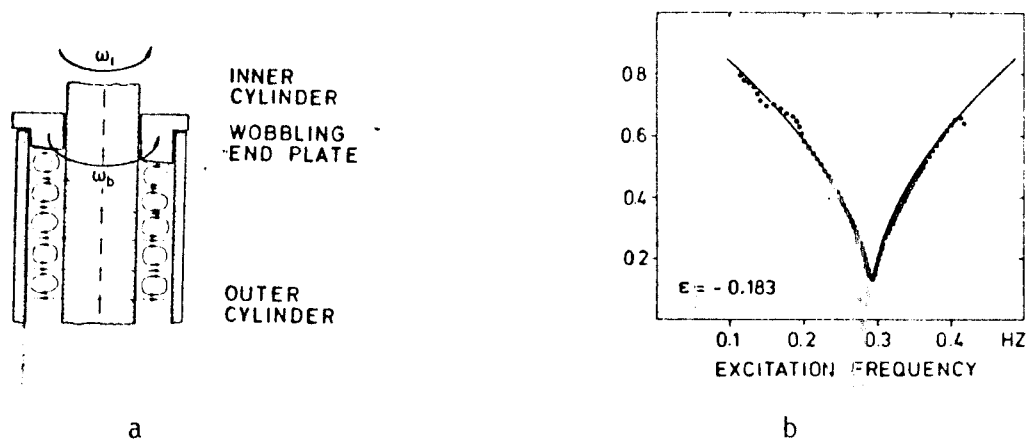


Fig. 5

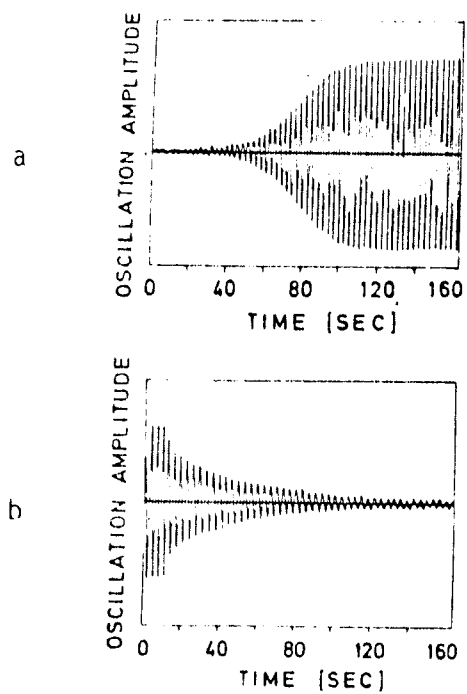


Fig. 2

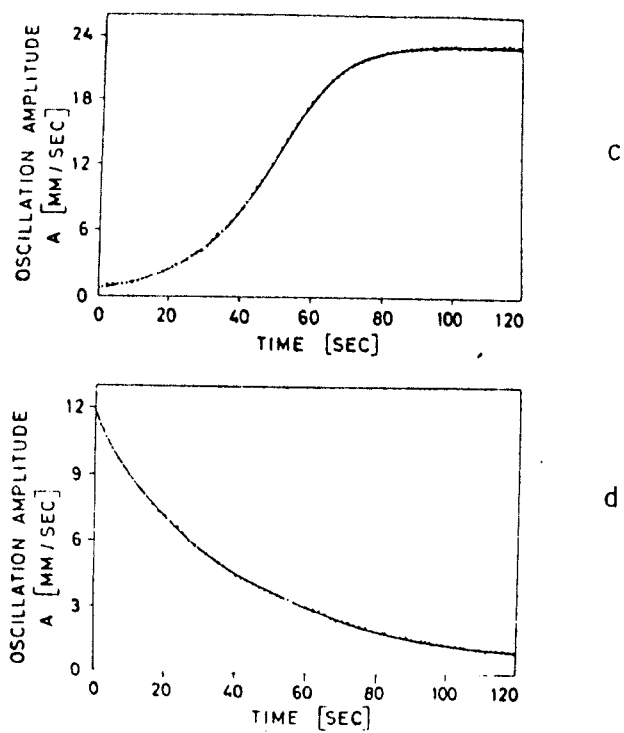
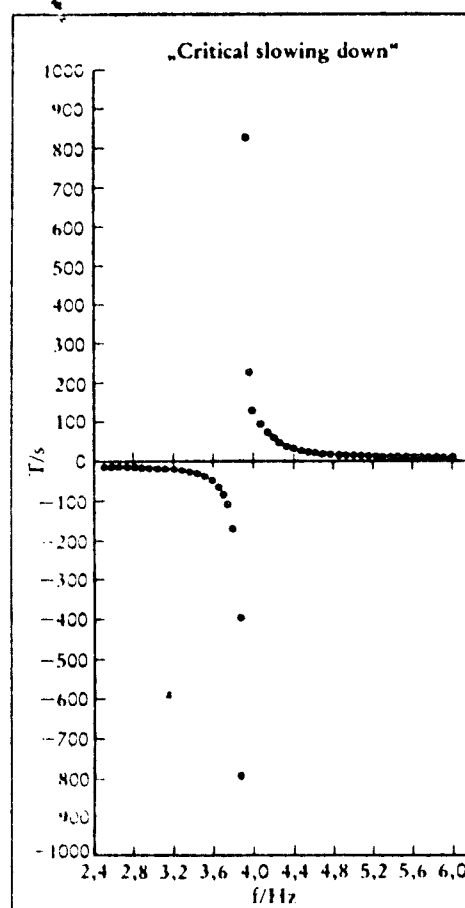
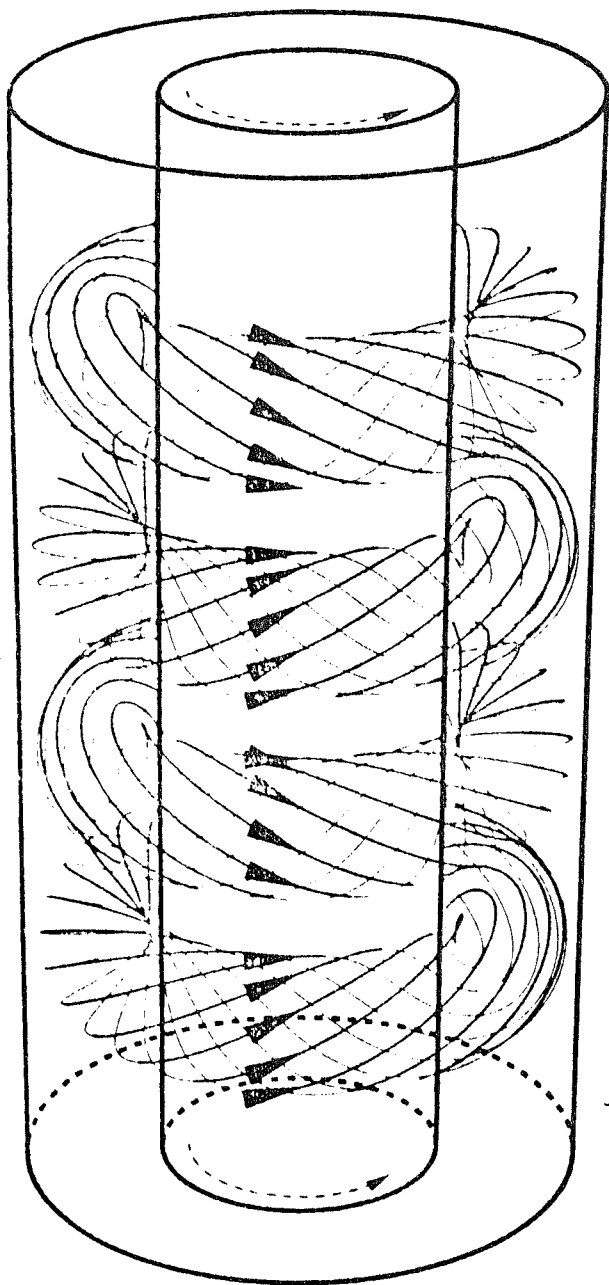
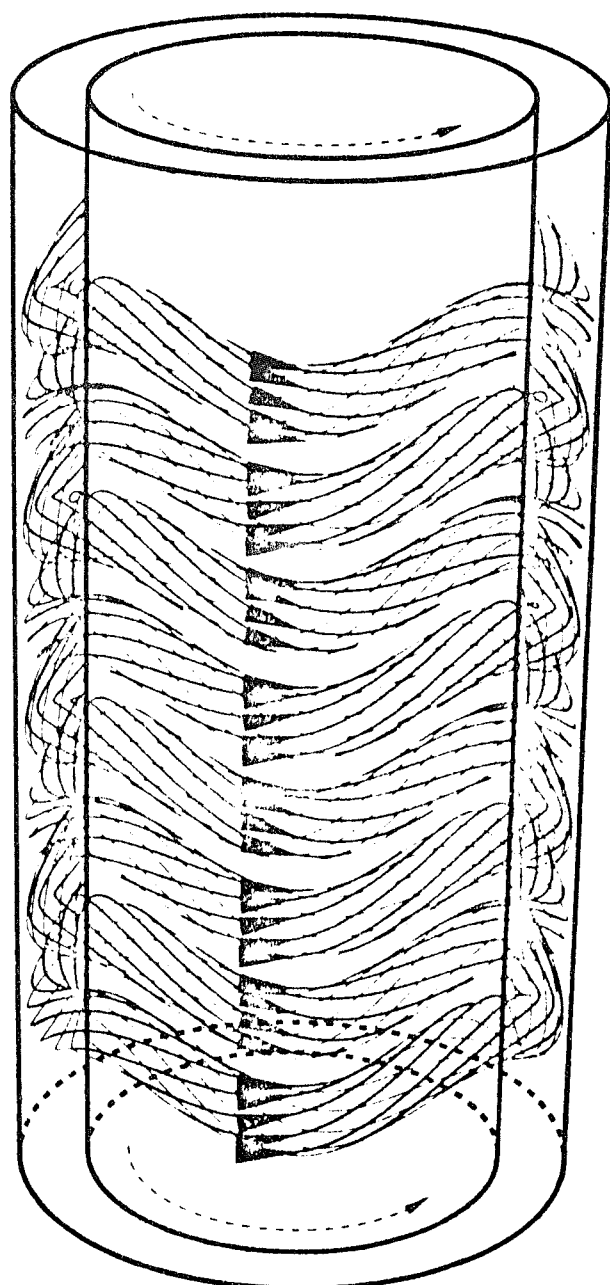


Fig. 3





links



rechts

Fig. 1

wendig. Aus der partiellen Differentialgleichung

$$\tau_0 \partial A / \partial t = (\epsilon + i\omega_0 \tau_0) A + \xi_0^2 \partial^2 A / \partial x^2 \quad (5)$$

findet man für das Amplitudenverhältnis des Ordnungsparameters an zwei um die Wirbellänge λ entfernten Stellen

$$\ln |A(x_n)| / |A(x_n + \lambda)| = (\lambda / \sqrt{2} \xi_0) \left[-\epsilon + (F^2 + (\omega_p - \omega_0)^2 \tau_0^2)^{1/2} \right]^{1/2}. \quad (6)$$

Das Meßbeispiel in Fig. 5b bestätigt die erwartete Resonanzerscheinung.

Diese Beispiele geben Anlaß zu der Hoffnung, daß auch in anderen Problemen der Transition und des Übergangs zur Turbulenz übergeordnete Prinzipien (wie hier die Symmetriebrechung) gefunden werden können, die eine Lösung der vollen Strömungsgleichungen entbehrlich machen, weil wesentliche Fakten der Transition in einfacheren Modellgleichungen (wie hier den Landau-Gleichungen) enthalten sind.

Für $Re < Re_1$, also $\epsilon < 0$, induziert diese Einwärtsströmung (mit negativer Radialgeschwindigkeit) ein Wirbelsystem mit abwechselnder, exponentiell abfallender Auswärts- und Einwärtsströmung. Die Messungen der Radialströmungskomponente in Fig. 4a zeigen dieses Verhalten für $\epsilon < 0$, während für $\epsilon > 0$ die Wirbelamplitude außer an den Enden nahezu konstant ist. Dieses Verhalten beschreibt die Landau-Gleichung

$$\epsilon A - A^3/A_0^2 + \xi_0^2 d^2 A/dx^2 = 0 \quad (3)$$

mit einer Maßstabskonstanten ξ_0 und den Lösungen

$$A = A_m \operatorname{nc} \left((x/\xi_0) \left((A_m/A_0)^2 - \epsilon \right)^{1/2} \mid p \right) \quad (4a)$$

für $\epsilon A_0^2 \leq A_m^2/2$ und mit $p = (A_m^2 - 2\epsilon A_0^2)/(2A_m^2 - 2\epsilon A_0^2)$

$$A = A_m \operatorname{dc} \left((x/\xi_0) A_m/(2^{1/2} A_0) \mid p \right) \quad (4b)$$

für $A_m^2/2 \leq \epsilon A_0^2 \leq A_m^2$ und mit $p = 2\epsilon (A_0/A_m)^2 - 1$. Hier sind nc und dc Jacobi'sche elliptische Funktionen, deren zweites Argument Parameter genannt wird, A_m ist der Wert des Ordnungsparameters bei der halben Länge des Zylinders. Die gemessenen Daten von Fig. 4b zeigen, daß die Maxima der Radialgeschwindigkeit mit guter Genauigkeit diesen Funktionen entsprechen. Experiment und Theorie zeigen in der Nähe des Umschlages eine kritische Divergenz der Kohärenzlänge $\xi = \xi_0 / |\epsilon|^{1/2}$.

Die $m = 1$ wavies können in ihrem unterkritischen Bereich $\epsilon < 0$ (unterhalb Re_2) durch eine rotierende schiefe Deckelplatte wie in Fig. 5a angeregt werden. Die Unterscheidung der wavy Eigenfrequenz ω_0 von der Drehzahl des schiefen Deckels ω_b erlaubt ein Resonanzexperiment. Für $\epsilon < 0$ darf in der Landau-Gleichung der kubische Sättigungsterm vernachlässigt werden, dagegen ist die Einführung einer Eigenfrequenz ω_0 not-

Fig. 1 zeigt schematisch die Stromlinien in unserem Untersuchungsobjekt, dem Taylorzylinder. Die stationären Wirbel, links, entstehen im breiten Spalt, $R_1/R_2 = 0.5$, bei $Re_1 = \omega (R_2 - R_1) R_1 / \nu \geq 68$. Wellenförmige Wirbel oder wabies, die in Richtung der Innenzylinderdrehung umlaufen, rechts, sind die nächsthöhere Strömungsform. Im breiten Spalt entstehen bei $Re_2 = 620$ wabies mit nur einem Maximum auf dem Umfang; diese Wirbel sind praktisch eben, aber gegen die Horizontalebene gekippt und präzessieren um die Achse.

Nach dem Überschreiten von Re_2 müssen sich die oszillierenden Geschwindigkeitsamplituden A erst ausbilden, nach dem Unterschreiten müssen sie abklingen. Im Landaubild gilt hierfür die Gleichung

$$\tau_0 \, dA/dt = \epsilon A - A^3/A_0, \quad (1)$$

wobei $\epsilon = (Re - Re_2)/Re_2$, und τ_0 und A_0 sind Maßstabsgrößen für Zeit und Amplitude. Die Lösung

$$A(t) = \left(\frac{1}{\epsilon A_0^2} + \left(\frac{1}{A(t_0)^2} - \frac{1}{\epsilon A_0^2} \right) \exp - \frac{2(t-t_0)}{\tau} \right)^{-1/2} \quad (2)$$

mit $\tau = \tau_0/\epsilon$ beschreibt die im Experiment gefundenen Anschwing- ($\epsilon > 0$, Fig. 2a und c) und Abklingkurven ($\epsilon < 0$, Fig. 2b und d). Bemerkenswert ist die als "critical slowing down" bezeichnete Verlangsamung der Relaxationszeit τ in der Nähe des Überganges, für die Fig. 3 experimentell ermittelte Daten zeigt.

In der Nähe des feststehenden Bodens und Deckels der Taylor-Apparatur ist die mittlere Umfangsgeschwindigkeit der Strömung niedriger. Deshalb gibt es dort, im Vergleich zu anderen Teilen des Zylinders, ein Defizit an Zentrifugalkraft und dies führt dazu, daß nahe Boden und Deckel immer, auch bei beliebig kleiner Reynoldszahl, eine Einwärtsströmung existiert.

SUPERKRITISCHE BIFURKATIONEN IM TAYLOR-EXPERIMENT

E. O. Schulz-DuBois

Institut für Angewandte Physik
der Universität Kiel

Der folgende Beitrag berichtet über experimentelle Ergebnisse meiner Mitarbeiter Anke Brandstätter (jetzt Physics Department, University of Texas at Austin), Uwe Gerds, Dr. G. Pfister und Dr. I. Rehberg (jetzt Max-Planck-Institut für Strömungsforschung, Göttingen).

Ausgangspunkt ist folgender Sachverhalt: Eine mit Symmetriebrechung verbundene Verzweigung kann superkritisch (= kontinuierlich) oder subkritisch (= hysteretisch) sein. In beiden Fällen läßt sich in der Nähe des Überganges ein Ordnungsparameter definieren, der aus Symmetriegründen einer einfachen Gleichung vom Landau'schen Typ genügt. Diese muß sich im Prinzip auch aus einer Entwicklung der Navier-Stokes-Gleichung ergeben. Da solche Rechnungen meist äußerst umständlich sind, haben wir umgekehrt die Gültigkeit der Landau-Gleichung experimentell überprüft.

II. EXPERIMENTELLE REALISIERUNG

In Bild 1 ist oben die Geometrie des Strömungsfeldes prinzipiell dargestellt. Das Strömungsmedium befindet sich zwischen den beiden Kugelflächen, wobei Medium am Südpol zu- und am Nordpol wieder abgeführt wird. Ohne Durchfluß erhalten wir bei Rotation der inneren Kugel die sphärische Couette-Strömung. Die Stromlinien sind nahezu konzentrische Kreise. Wenn wir einen Druckgradienten vom Süd- zum Nordpol anlegen, erhalten wir die Quell-Senkenströmung, deren Stromlinien parallel zu den Meridianen verlaufen. Eine Überlagerung von Rotation und Durchfluß ergibt dann die spiralförmige Grundströmung, wobei die Stromlinien S-förmige Spiralen darstellen. Ausgehend von diesen elementaren Strömungen erhalten wir für größere Reynoldszahlen typische Instabilitäten.

III. INSTABILITÄTEN

TAYLOR-WIRBEL

Die Rotation der inneren Kugel führt mit steigender Taylorzahl zu überkritischen Strömungszuständen mit und ohne Taylorwirbel. Von Interesse ist nun die Stabilität dieser Strömungszustände bezüglich einem Durchfluß in meridionaler Richtung.

SPIRALWIRBEL

Ausgehend von der spiralförmigen Grundströmung erhalten wir zeitabhängige Ringwirbel sowie stationäre und zeitabhängige Spiralwirbel. Diese nichtaxialsymmetrischen Spiralwirbel besitzen diskrete Steigungen, wodurch interessante zeitabhängige Nachbarlösungen auftreten.

GÖRTLER-WIRBEL

Die Quell-Senkenströmung führt bei hohen Durchflußraten zur Bildung von Görtlerwirbeln. Die Wirbelachsen verlaufen parallel zu den Meridianen in Richtung der Hauptströmung vom Süd- zum Nordpol. Von Interesse ist hierbei das Ablöseverhalten der sphärischen Diffusorströmung in der unteren Hemisphäre und deren Beeinflussung durch die Görtlerwirbel und die Rotation der Kugelflächen.

IV. ZUSAMMENFASSUNG

Diese Instabilitäten wurden bezüglich ihrer Struktur, Existenzbereiche und relativen Stabilität untersucht. Die laufenden Untersuchungen betreffen vor allem das dynamische Verhalten dieser Strömungsformen im überkritischen Bereich. Der Einfluß von Anfangs- und Randbedingungen wird besonders intensiv studiert.

Durch den Vergleich mit analogen Strömungsvorgängen im durchströmten Zylinderspalt sollen die theoretischen Grundlagen zur Beschreibung dieser Strömungen weiter vertieft werden.

Neben diesen geometrischen Betrachtungen werden auch die Analogien zu den thermischen Instabilitäten im Vordergrund stehen. Damit hoffen wir, die Grundlagen des Überganges von laminaren zu turbulenten Strömungen sowohl theoretisch als auch experimentell besser ermitteln und beschreiben zu können.

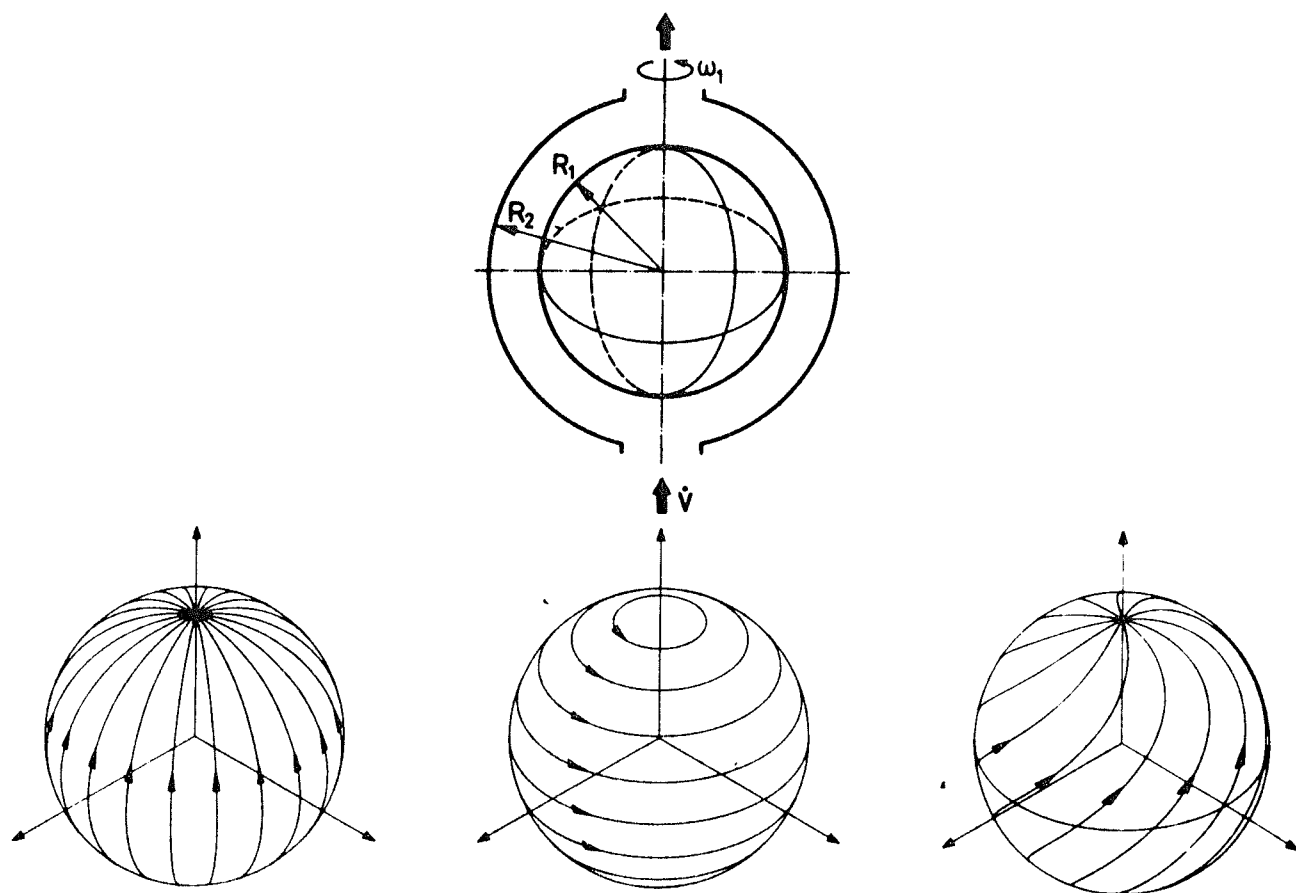
INSTABILITÄTEN IM SPALT KONZENTRISCHER KUGELN BEI ROTATION UND DURCHFLUSS

K. Bühler

Universität (TH) Karlsruhe
 Institut für Strömungslehre und Strömungsmaschinen
 Kaiserstrasse 12, D-7500 Karlsruhe 1

I. EINLEITUNG

Die Strömung im Spalt zwischen zwei konzentrischen Kugeln stellt ein Modellsystem zur Untersuchung laminarer und turbulenter Strömungsvorgänge dar. Ausgehend von den analytischen Lösungen bei kleinen Reynoldszahlen werden die Eigenschaften elementarer Strömungen und deren Überlagerung aufgezeigt. Mit dieser experimentellen Anordnung ist es möglich, bei höheren Reynoldszahlen sowohl Taylor- als auch Görtler-Wirbel getrennt und in kombinierter Form zu realisieren. Diese Instabilitäten treten in stationärer und zeitabhängiger Form auf. Neben der Struktur dieser Wirbelformen werden die Existenzbereiche, das dynamische Verhalten und der Übergang zur turbulenten Strömung untersucht.



Quell-Senkenströmung Sphärische Couette-Strömung Spiralförmige Grundströmung
Bild 1: Geometrie und elementare Lösungen der Kugelspaltströmung

GRUNDLAGEN

STRÖMUNGSMECHANISCHER INSTABILITÄTEN

Entdeckung der Schallabsorption in abgelösten Strömungen, theoretisch und experimentell abgesichert.

- c) Aufstellung eines theoretischen Modells für den quantitativen Verlauf der Anregung von Schwankungen in freien Scherschichten.

III. Ungelöste Probleme

Zu 1) • Theoretische Strukturmodelle für Freistrahlen, Nachläufe und Rohrströmungen, die sich an den quantitativen experimentellen Ergebnissen orientieren.

- Weitere Experimente für Freistrah, Nachlauf, Rohrströmung zur Erhärtung der Aussagen.
- Ausdehnung der Ähnlichkeitsbetrachtungen auf Überschallstrahlen im Flug.
- Verknüpfung der Aussagen zur Turbulenzstruktur nach 1) und zu deren Beeinflußbarkeit nach 2).

Zu 2) • Stabilitätstheorie endlicher Strömungen mit stromab real geänderter geänderten Geschwindigkeitsprofil - Einarbeitung von anderen Anfangsbedingungen als $\pm\infty$.

- Experimentelle Parametervariationen für Strahlärmverstärkung und Schallabsorption.
 - Fall der Außenströmung (Flug),
 - Verbesserung von Theorien für Strahlärmverstärkungseffekt.
- Experimentelle Absicherung des theoretischen Modells zu 2c).

IV. Kooperation:

	<u>national</u>	<u>international</u>
1) Hochschulen	HFI Berlin ITA Berlin III. Phys. Inst. Gö.	Univ. Houston Univ. Cambridge ISVR Southampton JIAA Stanford
2) Forschungslabors	DFVLR-ES -TS -TA	DNW NLR NASA Langley
3) Industrie	MTU MAN	RR-Derby Boeing
4) Fachausschüsse	DGLR-Str.A. DNA-FANAK B 3	

Zu 2) Einleitung definierter Schwankungsgrößen nach Intensität, Frequenz und Ort in freie Scherschichten und Messung der Scherschichtanregung, der Referenzgrößen vor der Ablösekante und der Abstrahlcharakteristik im Fernfeld.

II. Erzielte Ergebnisse

zu 1) Unbeeinflusster Freistrahler: Quantitative Angaben über spektrale und modale Verteilung von Druckschwankungen im Strömungsfeld von Freistrahlen bei Machzahlen bis $M = 0.9$.

Feststellung: Struktur nahezu unabhängig von M . Stärkster Strukturzusammenhang mit Schallfernfeld bei Mode $M = 0$: Struktur kaum beeinflussbar über in der Praxis realisierbare Modifikation der Düsengeometrie, aber über "Vorgeschichte" vor der Düsenkante.

Ähnlichkeitsgesetz für Schallabstrahlung von Düsenfreistrahlen im Flug. Schallabstrahlung jetzt berechenbar aus Standarddaten.

Kreisscheibe: Erste Ergebnisse über spektralen und modalen Verlauf der Schwingungsstrukturen stromab.

Grenzfall: Struktur hinter zwangsangeregter "Taumelscheibe".

Rohr mit Querschnittssprung: Einfluß der Größe des Querschnittsprungs auf Wanddruckschwankungen. Einfluß der akustischen Randbedingungen. Grenzfälle - Reflexion

Trennung der Gebiete im Rohr mit überwiegend turbulenten Druckschwankungen und überwiegend akustischen Schwankungen stromab.

zu 2) a) Experimentelle Bestätigung der Stabilitätstheorie ebener Parallelströmungen im Bereich niedriger Frequenzen für einfache Strömungsprofile.

b) Entdeckung der Breitband-Strahlärmverstärkung durch einen Einzelton. Hinweis auf Reduktionsmöglichkeiten für Breitbandlärm.

Die Messung der Geschwindigkeits- und Druckschwankungen z.B. in den Meßstrecken von Windkanälen oder im Nachlauf hinter Körpern, würde damit Rückschlüsse auf das Ursachenfeld erlauben, eine gezielte Beeinflussung ermöglichen und auch die theoretische Modellierung erleichtern.

Die unter 1) genannten Arbeiten wurden auf die Nachlaufstruktur hinter axialsymmetrischen Körpern und auf die Strömung in Rohren mit einem Stufensprung ausgedehnt, wobei bisher verschiedene Körperformen - wie Kreiszylinderscheiben und Kreiskegel - sowie verschiedene Querschnittserweiterungen beim Rohr untersucht wurden (Querschnittserweiterung gekennzeichnet durch das Durchmesser- verhältnis vor und nach dem Sprung: $\eta = D/D_R$; Grenzfälle: $\eta = 0$, $D_R \rightarrow \infty$ = Freistrahler; $\eta = 1$, $D = D_R$ = Rohreinlaufströmung).

Die unter 2) genannten Arbeiten umfaßten bisher

- a) Stabilitätsuntersuchungen am schallbeeinflussten Freistrahler kleiner Machzahl (Vergleich Theorie-Experiment),
- b) Strukturuntersuchungen an schallbeeinflussten turbulenten Freistrahlen hoher Machzahl, insbesondere im Hinblick auf das Fernfeldverhalten
 - b₁) Strahlärmverstärkung,
 - b₂) Schallabsorption durch Strömungsablösung,
- c) quantitative Untersuchungen zur Anregung kohärenter Turbulenzstrukturen in freien Scherschichten.

Methode

- Zu 1) • Messung insbesondere der turbulenten Druckschwankungen im Strömungsfeld mit angepaßten Mikrofonsonden,
- spektrale und modale Zerlegung der Schwankungssignale,
 - Trennung der turbulenten und der akustischen Druckschwankungssignale aufgrund der unterschiedlichen Phasengeschwindigkeiten.

Dr.-Ing. E. Pfizenmaier, Dr. D. Bechert
Inst.f.Experimentelle Strömungsmechanik
DFVLR, Turbulenzforschung
Müller-Breslau-Str. 8, 1 Berlin 12

Turbulente Strukturen in Freistrahlen ohne und mit Schallbeeinflussung

I. Inhalt, Ziel, Methode

Inhalt

Freistrahlen und freie Scherschichten entwickeln im Strömungsfeld hinter der Düse oder hinter der Ablösekante Schwankungen der Geschwindigkeit und des Druckes, deren Intensität, Frequenzverteilung und modale Struktur von Anfangs- und Randbedingungen abhängt, wie dem mittleren Geschwindigkeitsprofil an der Ablösekante, der Vorturbulenz, der Außenströmung (Düsenstrahl im Flug), Schallfeldern vor oder neben der Düse, aber auch von der Stärke der Rückwirkung stromab laufender Wirbelfelder auf die Strömung an der Ablösekante. Das gleiche gilt für Nachlaufströmungen hinter Körpern und Rohrströmungen mit Ablösungen.

Ziele

der Arbeiten in der Abteilung Turbulenzforschung:

- 1) Untersuchungen an "sauberen" Laborfreistrahlen soweit realisierbar (Beruhigungskammer, hohes Kontraktionsverhältnis, keine Vorturbulenz und kein Schallfeld), um für solche "unbeeinflussten" Freistrahlen das spektrale und das modale Verhalten turbulenter Strukturen im Strömungsfeld quantitativ zu ermitteln. In einem zweiten Schritt wird angestrebt, den Zusammenhang gemessener kohärenter Turbulenzstrukturen mit dem Schallfernfeld und den Einfluß von instationären Eingangsgrößen aus dem Strömungsnahfeld auf die Schwingungsanregung von benachbarten Wänden zu ermitteln.
- 2) Bestimmung der quantitativen Einflüsse von definierten Einflußgrößen - insbesondere von Schallfeldern nach Intensität, Frequenzbereich und Ort der Einleitung dieser Störgrößen - auf die Ausbildung der Schwanungsstrukturen in solchen "schallbeeinflussten" Freistrahlen.

Die dort gewonnenen Erfahrungen auf diesem Gebiet können daher zum großen Teil in die hier vorgeschlagenen Forschungsarbeiten miteingebracht werden.

Andererseits ist es Dr. H. Fasel gelungen, ein effektives numerisches Verfahren zur Lösung der vollständigen Navier-Stokes-Gleichungen zu entwickeln, das vorteilhaft für die Untersuchung von instabilen Vorgängen und anderen Erscheinungen bei Grenzschichtströmungen eingesetzt werden kann. Da mit diesem numerischen Verfahren "saubere" numerische Experimente, d.h. ohne experimentelle Unsicherheiten, durchgeführt werden können, stellt es eine ausgezeichnete Möglichkeit dar, gewisse Vorgänge des Umschlagprozesses zu untersuchen, die in Laborexperimenten sehr viel schwerer zugänglich sind. Im zweiten Teil der geplanten Forschungsarbeiten sollen daher die numerischen Ergebnisse solcher Berechnungen gründlich durchleuchtet werden, um grundlegende physikalische Mechanismen des Umschlagprozesses aufzudecken und diese dann den experimentellen Befunden gegenüberzustellen. In der Tat konnten aus den Rechnungen bereits gewisse nichtlineare Effekte gefunden werden, die bei Störungen mit größeren Amplituden auftraten. Es kann außerdem erwartet werden, daß im Verlauf der beabsichtigten Forschungsarbeiten die Gruppe von Dr. Fasel in der Lage sein wird, dreidimensionale Probleme in Angriff zu nehmen, so daß damit ein beträchtlicher Beitrag zur Klärung der Frage C möglich wäre.

Eine enge Kooperation und dauernder Erfahrungsaustausch zwischen den experimentellen und numerischen Arbeiten wird für den Erfolg des gesamten Forschungsvorhabens als entscheidend angesehen, denn beide Disziplinen haben ihre Stärken - und auch gewisse Schwächen. Durch den parallelen Einsatz von Experiment und Theorie (Numerik) ist eine gegenseitige Lenkung und Korrektur möglich, so daß damit die Chancen beträchtlich erhöht werden, einen entscheidenden Fortschritt zum Verständnis des laminar-turbulenten Umschlages zu erzielen.

- A. Der physikalische Prozeß der nichtlinearen Anfachung zweidimensionaler Störwellen.
- B. Erkennen bzw. Isolieren der nichtlinearen Mechanismen bei angefachten zweidimensionalen Tollmien-Schlichting-Wellen.
- C. Physikalische Mechanismen, die zum Auftreten der Dreidimensionalität führen.
- D. Eindeutige Bestimmung der dreidimensionalen Störfelder.
- E. Transiente Entwicklung vom Zusammenbruch der Strömung ("break-down") bis zur Ausbildung eines Turbulenzfleckens.

Es ist beabsichtigt, sämtliche genannten Problemkreise A bis E in Angriff zu nehmen, wobei jedoch Frage C besondere Aufmerksamkeit erfahren soll, da deren Klärung von uns eine herausragende Bedeutung zugemessen wird. Bei den geplanten Untersuchungen soll zweigleisig vorgegangen werden, und zwar experimentell und theoretisch (numerisch).

Ziel der experimentellen Untersuchungen ist es, für die verschiedenen Entwicklungsstufen die fundamentalen physikalischen Mechanismen bloßzulegen und entsprechende Kriterien zu entwickeln; Ziel ist jedoch auf keinen Fall, einfach Meßwerte für Ingenieurezwecke zu liefern. Die experimentellen Untersuchungen sollen in einem neuen Wasserkanal durchgeführt werden, der von Prof. F.X. Wortmann und Dipl.-Ing. M. Strunz neu entworfen wurde und zur Zeit am Institut für Aero- und Gasdynamik der Universität Stuttgart gebaut wird. In den Bau dieses Wasserkanals wurden die gesamten Erfahrungen eingebracht, die an diesem Institut in den letzten 25 Jahren auf dem Gebiet der Umschlagforschung gesammelt wurden. Es kann erwartet werden, daß dieser Kanal weltweit zu einer der besten experimentellen Einrichtungen auf diesem Forschungsgebiet zu werden verspricht. Abgesehen von vorläufigen qualitativen Untersuchungen durch Sichtbarmachung der Strömungsvorgänge (z.B. mit der Wasserstoffbläschenmethode) wird versucht, zuverlässige quantitative Meßergebnisse zu bekommen, und zwar mit Hilfe der sogenannten "Heißfilmanemometrie" in Verbindung mit digitaler Datenverarbeitung. Diese Methoden wurden bereits von Prof. F.R. Hama an der Princeton University mit Erfolg eingeführt.

PHYSIKALISCHE MECHANISMEN DES LAMINAR- TURBULENTEN STRÖMUNGSUMSCHLAGS

F.R. Hama, F.X. Wortmann, H. Fasel
Institut für Aero- und Gasdynamik
Institut A für Mechanik
Universität Stuttgart

Der Umschlag von laminaren zu turbulenten Strömungen gehört mit zu den bedeutendsten grundlegenden Problemen der Strömungsmechanik. Es wird heute allgemein angenommen, daß sich der Umschlag im wesentlichen in folgenden Schritten vollzieht.

- I. Auftreten von zweidimensionalen (linearen) Störwellen mit kleinen Störamplituden (Tollmien-Schlichting-Wellen).
- II. Anfachung von Tollmien-Schlichting-Wellen.
- III. Auftreten von nichtlinearen Wellen bei größeren Störamplituden.
- IV. Auftreten einer in Querrichtung periodischen Dreidimensionalität.
- V. Herausbildung von Längswirbeln und deren Verstärkung.
- VI. Ausbildung einer Schicht großer Scherung ("high-shear layer").
- VII. Auftreten vielfacher Haarnadelwirbel ("spikes").
- VIII. Lokaler Zusammenbruch der Strömung ("breakdown") - erstes Auftreten von Zufallsbewegungen.
- IX. Bildung von Turbulenzflecken.
- X. Zusammenwachsen von Turbulenzflecken und damit schließlich Ausbildung der vollturbulenten Strömung.

Trotz dieser Erkenntnis, daß der Umschlag in einer Evolution von mehreren diskreten Schritten abläuft, ist das Verständnis der physikalischen Prozesse, die den oben genannten Entwicklungsstufen zugrunde liegen, äußerst unvollständig. Die wichtigsten Fragen, die dringender Klärung bedürfen, um bei der Umschlagforschung weiterzukommen, sind aus heutiger Sicht und unter Einbeziehung des gegenwärtigen Standes der Forschung, die folgenden:

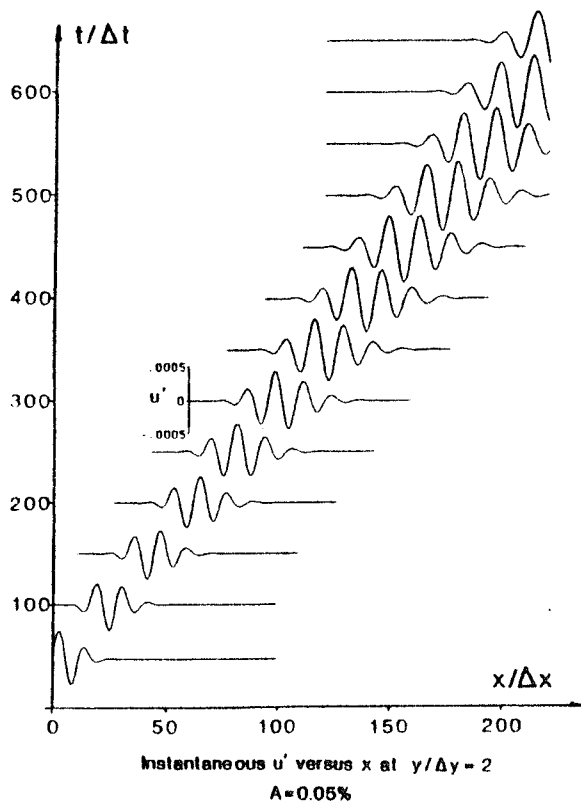


Bild 5 Stromabwärtsentwicklung einer pulsartigen Störung mit kleiner Amplitude in der Plattengrenzschicht. Momentanwerte der u' -Störung im Wandabstand $y/\Delta y=2$.

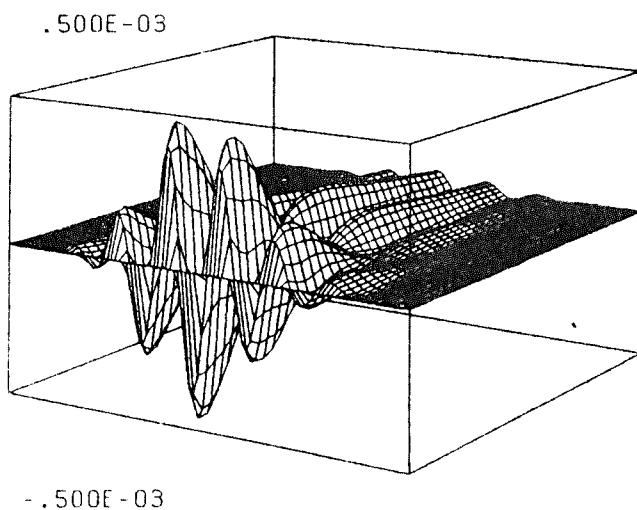


Bild 4 Momentane u' -Amplitudenwerte eines linearen Wellenpakets im mitbewegten Integrationsbereich

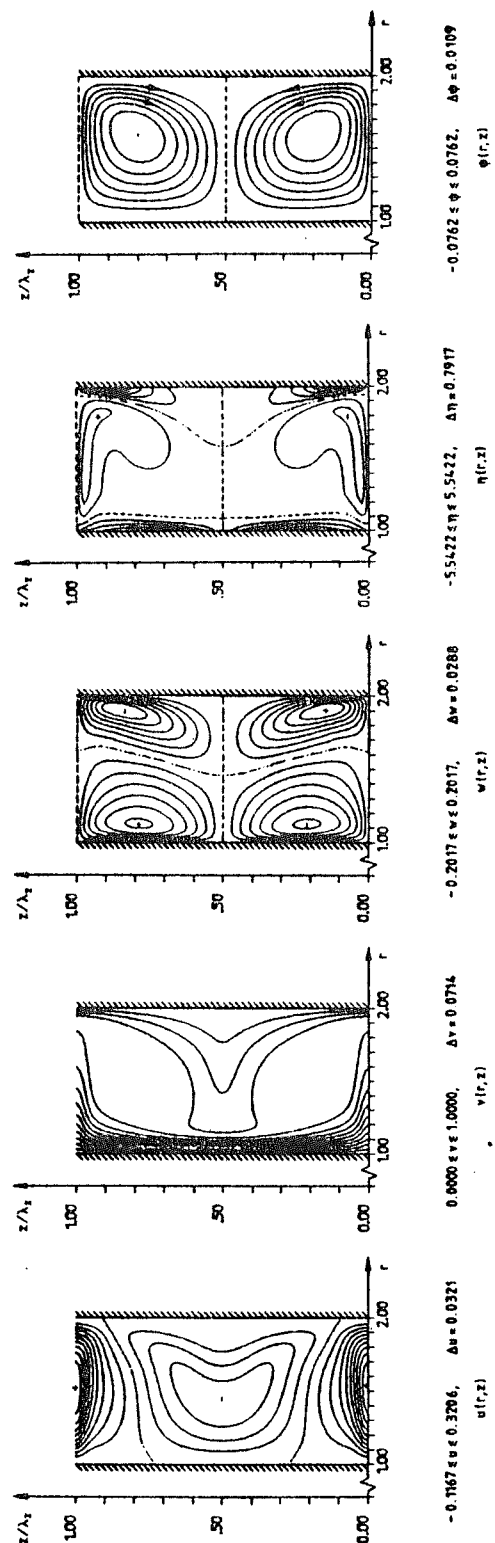
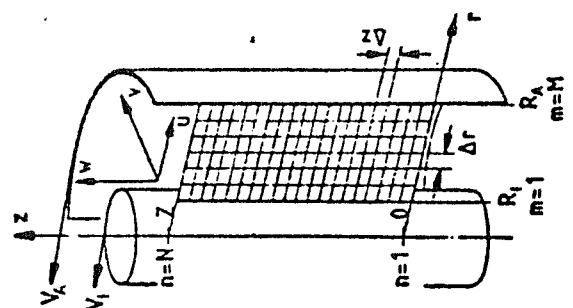


Bild 6 Integrationsbereich und Höhenlinien der Geschwindigkeitskomponenten u , v und w , der Wirbelstärke η und der Stromfunktion ψ der stationären Taylor-Wirbelströmung für $Re=625=9.17 \cdot Re_{kr}$ (ruhender Außenzylinder, $\lambda_z=2.00$)



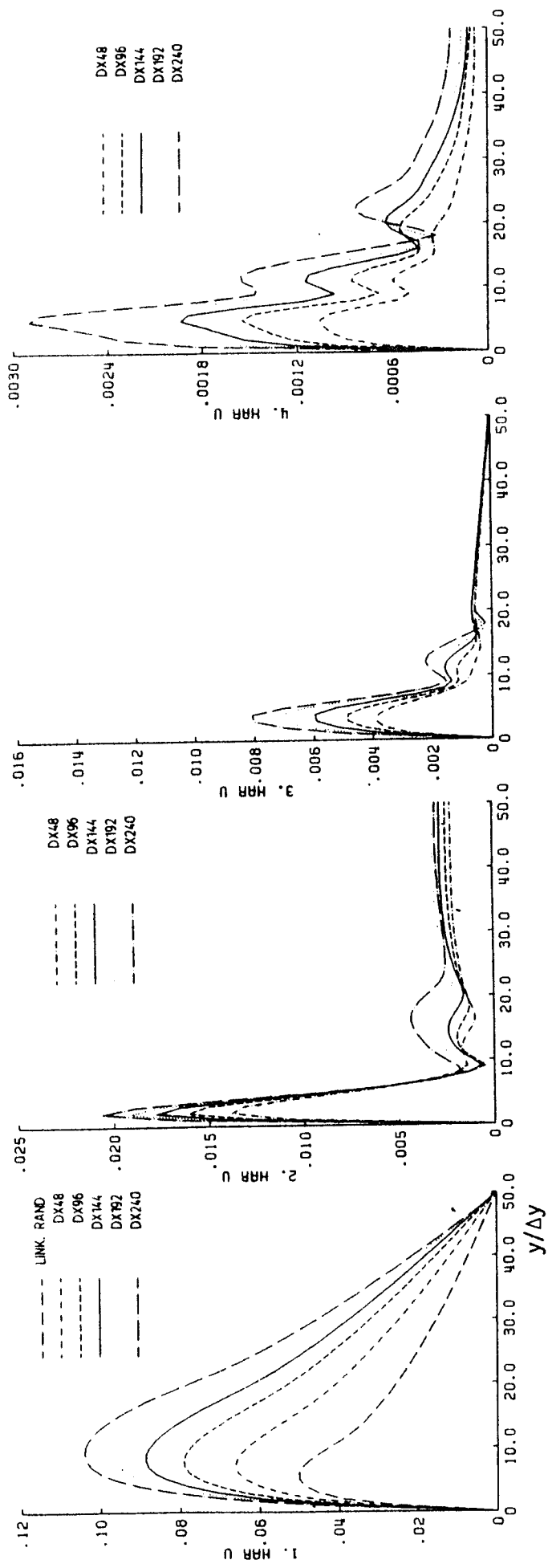


Bild 2 Amplitudenverteilungen der 1. bis 4. Harmonischen der u' -Störung (in der unteren Kanalhälfte) an verschiedenen Stellen stromabwärts im Abstand von jeweils ca. 3 Störwellenlängen. Periodische Störungen mit Anfangsamplitude $a_0=5\%$ in der ebenen Poiseuille-Strömung.

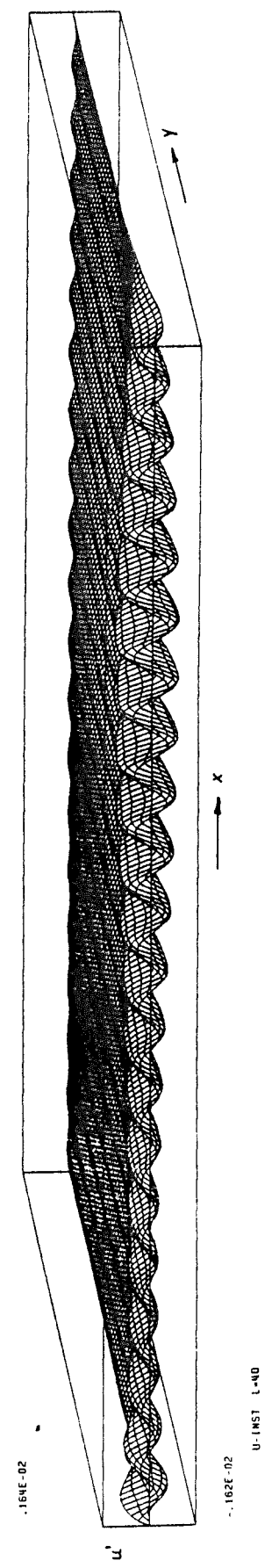


Bild 3 Lineare Entwicklung periodischer Störwellen ($F=1.4$) in der Plattengrenzschicht in einem weiten Bereich in Strömungsrichtung ($Re^*=450$ bis 1100). Momentane Amplitudenwerte der u' -Störung in perspektivischer Darstellung.

Ein weiterer wichtiger Fragenkomplex, der gegenwärtig untersucht wird, ist die Selektion der Wellenlänge in axialer Richtung. Aus experimentellen Untersuchungen weiß man, daß die sich im stationären Endzustand einstellende Wellenlänge vom Anfahrvorgang des Innenzylinders abhängig ist. Die zugrunde liegenden Mechanismen für dieses Verhalten sind jedoch noch unbekannt. Da unser numerisches Verfahren voll implizit aufgebaut ist, ist es möglich, derartige zeitabhängige Anfahrvorgänge realistisch zu simulieren, so daß daraus Einblicke in die dabei ablaufenden wesentlichen Vorgänge gewonnen werden können.

Bild 1 Anordnung der Integrationsbereiche zur Berechnung der Stromabwärtsentwicklung einer nichtlinear angefachten, zweidimensionalen Störung in der ebenen Poiseuille-Strömung

einanderfügen von mehreren Integrationsgebieten in einem sehr weiten Bereich in Strömungsrichtung errechnet, der die Gebiete mit stabiler, dann instabiler und dann wieder stabiler Grundströmung umfaßt (Bild 3). Die Nichtparallelität der Grundströmung bewirkt, daß Anfachung bzw. Dämpfung der Störungen vom Wandabstand abhängig werden und daß sich für die Lage der Neutralpunkte auf dem unteren und oberen Zweig des Stabilitätsdiagramms je nach betrachtetem Kriterium unterschiedliche Werte in einem gewissen Streubereich ergeben.

3. Pulsartige Störungen in der ebenen Plattengrenzschicht

Diese Untersuchungen wurden durch die Experimente von Gaster (Gaster, Grant, Proc. Roy. Soc. 1975) angeregt, bei denen der Grenzschichtumschlag durch eine punktförmige Pulsstörung eingeleitet wurde, aus der sich dann stromabwärts ein dreidimensionales Wellenpaket entwickelte. Diese Störungseingabe enthält Störungen mit einem mehr oder weniger breiten Frequenzspektrum und entspricht sehr viel eher den Realitäten in der Natur, da die in Laminarströmungen immer vorhandene "freie Turbulenz" ein gewisses Spektrum besitzt. In vergleichenden Untersuchungen mit einem theoretischen Modell (Gaster, Proc. Roy. Soc. 1975) konnte Gaster zeigen, daß sich die im Wellenpaket enthaltenen Frequenzanteile zunächst entsprechend der linearen Stabilitätstheorie entwickeln, daß aber stromabwärts von diesem linearen Bereich schon bei viel kleineren Amplituden als bei periodischen Störwellen Deformationen des Wellenpakets auftreten. In späteren Experimenten mit größeren Störampplituden (Gaster, 12. Symp. Naval Hydrodyn. 1979) konnte bestätigt werden, daß diese Deformationen nichtlinearer Natur sind und daß dadurch eine dramatische Umschlagentwicklung (schon bei erheblich kleineren Amplituden als bei periodisch gestörter Grenzschicht) eingeleitet wird. Damit taucht die prinzipielle Frage auf, ob der durch pulsartige Störungen eingeleitete Strömungsumschlag nach anderen Mechanismen abläuft als bei periodischen Störungen.

Mit unseren Untersuchungen soll geklärt werden, inwieweit die von Gaster beobachteten Erscheinungen auch bei zweidimensionaler Störausbreitung möglich sind. Bei den Berechnungen werden am linken Rand des Integrationsgebiets nichtperiodische, pulsartige Störungen in die Grenzschichtströmung eingeleitet. Aus dieser Störeingabe entwickelt sich im Integrationsgebiet ein Wellenpaket, das sich stromabwärts bewegt und dabei verbreitert (Bild 4). Läßt man während der Rechnung das Integrationsgebiet mit der Störung stromabwärts wandern, dann kann die Entwicklung von Wellenpaketen über einen relativ großen Bereich in Strömungsrichtung verfolgt werden (Bild 5). In Berechnungen für pulsartige Störungen mit kleiner Amplitude konnte bereits gute Übereinstimmung zwischen dem Verhalten der spektralen Anteile des numerisch ermittelten Wellenpakets und der linearen Stabilitätstheorie festgestellt werden. Zur Zeit werden Berechnungen für pulsartige Störungen mit großer Amplitude durchgeführt.

4. Untersuchung nichtlinearer Vorgänge bei der Taylor-Wirbelströmung

Diese Strömungsgeometrie wurde ursprünglich gewählt, um daran ein numerisches Verfahren zur Lösung der Navier-Stokes-Gleichungen für voll dreidimensionale Strömungen zu entwickeln. Als Zwischenschritt wurde zunächst ein Verfahren zur Berechnung von rotationssymmetrischen Strömungen entwickelt.

In Anwendungen dieses Verfahrens für Berechnungen von Strömungen in einem weiten Spalt ($R_I/R_A=0,5$) bei rotierendem Innenzylinder konnte gezeigt werden, daß das Verfahren sehr gute Selektionseigenschaften besitzt, und daß damit numerische Lösungen auch bei sehr hohen überkritischen Reynoldszahlen möglich sind (Booz, Diss. 1980). Für den weiten Spalt mit $R_I/R_A=0,5$ ist der Reynoldsbereich, in

1. Periodische Störungen in der ebenen Poiseuille-Strömung

Die Berechnungen werden in einem Integrationsbereich (z.B. ABCD in Bild 1) durchgeführt, der in y-Richtung die gesamte Kanalbreite und in Strömungsrichtung etwa 4 Störwellenlängen umfaßt. Am linken Rand AD werden Störungen zeitlich periodisch als Störwelle eingegeben, stromabwärts vom linken Rand wird dann die zeitliche und räumliche Entwicklung der Störwellen berechnet. In Berechnungen mit verschiedenen Anfangsstörampplituden für einen überkritischen Fall ($Re=10000 > Re_{krit}$) konnten die nichtlinearen Prozesse, die nach Aussagen der nichtlinearen Stabilitätstheorie (Stuart, Watson, JFM 1960) für die nichtlineare Entwicklung von zweidimensionalen, periodischen Störungen von Bedeutung sind (Veränderung der Grundströmung, Veränderung der Amplitudenverteilung der Grundschwingung und Auftreten von Harmonischen der Grundschwingung) auch bei den numerisch simulierten Störungsentwicklungen beobachtet werden (Bestek, Diss. 1980). Für einen unterkritischen Berechnungsfall ($Re=5000 < Re_{krit}$) wurde anhand von Berechnungen mit verschiedenen Anfangsstörampplituden die unterkritische Instabilität der ebenen Poiseuille-Strömung aufgezeigt. Störungen mit kleiner Amplitude werden hier gedämpft; bei wachsender Störampplitude tritt jedoch infolge nichtlinearer Effekte zunächst ein neutrales Verhalten und dann Anfachung der Störungen in Strömungsrichtung auf.

Mit den gegenwärtigen Berechnungen soll die nichtlineare Entwicklung von Störungen mit sehr großer Störampplitude untersucht werden. Dabei wird, ausgehend von einer Startrechnung für den überkritischen Fall mit Anfangsstörampplitude $a_0=5\%$, die nichtlineare Entwicklung der Störungen in Strömungsrichtung in stromabwärts aufeinanderfolgenden Integrationsbereichen (Bild 1) berechnet. Mit den bisherigen Berechnungen konnte eine überkritische Störung über eine Distanz von ca. 15 Wellenlängen verfolgt werden, wobei z.B. die Maximalamplitude der u' -Störung von $a_0=5\%$ am linken Rand auf ca. 11% angewachsen ist und ein ausgeprägtes Wachstum von höherharmonischen Störanteilen festgestellt werden konnte (Bild 2).

Für die Fortsetzung der Rechnung wird zunächst mit einem weiteren Anwachsen der Störungen gerechnet, dann jedoch mit einer Verringerung des Wachstums und schließlich im weiteren Verlauf stromabwärts mit einem neutralen Störungsverhalten, einer sogenannten "stabilen Gleichgewichtslage". Das Auftreten von stabilen Gleichgewichtslagen bei der ebenen Poiseuille-Strömung wurde von der nichtlinearen Stabilitätstheorie zunächst qualitativ (Stuart, JFM 1960) und später auch quantitativ (z.B. Herbert, Habil. 1977) vorausgesagt.

Ein Ziel dieser Untersuchungen ist deshalb, neben einer detaillierten Untersuchung der auftretenden nichtlinearen Vorgänge (z.B. durch Berechnung der Energieaustauschvorgänge zwischen Grund- und Störströmung, bzw. den einzelnen harmonischen Störanteilen), auch ein Nachweis für die Existenz von stabilen Gleichgewichtslagen in der ebenen Poiseuille-Strömung.

2. Periodische Störungen in der ebenen Plattengrenzschicht

Für die Plattengrenzschicht wurden ähnliche Berechnungen mit periodischen Störungen und verschiedenen Anfangsstörampplituden für über- und unterkritische Berechnungsfälle wie bei der ebenen Poiseuille-Strömung durchgeführt. Dabei zeigte sich jedoch, daß bedingt durch die Nichtparallelität der Grundströmung, eine eindeutige Isolierung nichtlinearer Effekte äußerst schwierig ist, da eine Interaktion nichtparalleler und nichtlinearer Effekte stattfindet.

Es wurde deshalb damit begonnen, den Einfluß der Nichtparallelität auf die Störungsentwicklung zunächst bei kleinen Störampplituden genauer zu untersuchen. Dazu wird die Entwicklung einer Störung mit Anfangsamplitude $a_0=0,1\%$ durch An-

NUMERISCHE UNTERSUCHUNG DES LAMINAR-TURBULENTEN STRÖMUNGSUMSCHLAGS

DFG-Forschungsvorhaben am Institut A für Mechanik der Universität Stuttgart

Wiss. Leitung: Priv.-Doz. Dr.-Ing. H. Fasel

Mitarbeiter: Dr.-Ing. H. Bestek, Dipl.-Inform. K. Lenz, Dipl.-Ing. U. Rist

In früheren Forschungsvorhaben wurde ein implizites Differenzenverfahren zur Lösung der vollständigen Navier-Stokes-Gleichungen für zweidimensionale, inkompressible, instationäre Laminarströmungen entwickelt. Mit diesem Verfahren lassen sich komplizierte, höchst instationäre Strömungsvorgänge, wie z.B. die Ausbreitung und Anfachung von instabilen Tollmien-Schlichting-Wellen beim beginnenden Grenzschichtumschlag mit großer Genauigkeit numerisch simulieren. Das Verfahren verwendet Differenzen 4. Ordnung für die räumlichen Ableitungen und 2. Ordnung für die Zeitableitung.

Im Gegensatz zu den meisten ähnlichen numerischen Stabilitäts- und Umschlaguntersuchungen wird hier nicht die zeitliche Anfachung (von räumlich als periodisch angenommenen Störwellen), sondern die räumliche Anfachung der Störungen (in Strömungsrichtung x) berechnet. Die Störungen werden (z.B. zeitlich periodisch als Störwelle oder auch pulsförmig als Wellenpaket) am Einströmrand in das Integrationsgebiet eingeleitet. Im Integrationsgebiet wird dann die Reaktion der betrachteten Laminarströmung auf diese Störungen berechnet. Durch Aneinanderfügen mehrerer Integrationsbereiche läßt sich die Störungsentwicklung über einen weiten Bereich in Strömungsrichtung verfolgen. Da bei der Störungseingabe keine Einschränkungen hinsichtlich Form oder Amplitude der Störungen gemacht werden müssen, läßt sich auch die nichtlineare Entwicklung von Störungen mit großer Amplitude simulieren. Das Verfahren ist deshalb zur Untersuchung der Vorgänge im linearen und im zweidimensionalen nichtlinearen Bereich der Umschlagsentwicklung gut geeignet.

Nachdem in früheren Forschungsvorhaben bei Untersuchungen im linearen Bereich eine gute Übereinstimmung der numerischen Ergebnisse mit der linearen Stabilitätstheorie nachgewiesen werden konnte, wurde im derzeitigen Forschungsvorhaben mit der Untersuchung der äußerst komplizierten Vorgänge im nichtlinearen Bereich der Störungsentwicklung begonnen. Die Untersuchung der nichtlinearen Vorgänge wird bei verschiedenen Grundströmungen durchgeführt, im einzelnen werden folgende Teilprojekte bearbeitet:

1. Periodische Störungen in der ebenen Poiseuille-Strömung
2. Periodische Störungen in der ebenen Plattengrenzschicht
3. Pulsartige Störungen in der ebenen Plattengrenzschicht
4. Untersuchung nichtlinearer Vorgänge bei der Taylor-Wirbelströmung

NUMERISCHE UNTERSUCHUNG VON ABLÖSEMECHANISMEN AM BEISPIEL EINER LAMINAREN ABLÖSEBLASE

DFG-Forschungsvorhaben am Institut A für Mechanik der Universität Stuttgart

Wiss. Leitung: Priv.-Doz. Dr.-Ing. H. Fasel

Mitarbeiter: Dipl.-Ing. K. Gruber

Am Beispiel einer zweidimensionalen laminaren Ablöseblase in einer Grenzschichtströmung soll versucht werden, Einsicht in grundlegende physikalische Mechanismen zu gewinnen, die zur Strömungsablösung führen und diese dann aufrecht erhalten. Dazu sollen die Strömungsvorgänge in einem Gebiet, das eine laminare Ablöseblase an einer ebenen Platte vollkommen einschließt, durch numerische Lösung der vollständigen Navier-Stokes-Gleichungen für instationäre, inkompressible Strömungen simuliert werden. Dabei kann zum Beispiel durch Variation des Druckes in der Außenströmung die Grenzschicht zum Ablösen und Wiederanlegen innerhalb des Integrationsgebiets gezwungen werden.

Die ersten Versuche in dieser Richtung wurden von Briley (Briley, JFM 1971; Briley, McDonald, JFM 1975) unternommen, der dafür ein Differenzenverfahren (ADI-Methode) entwickelte. Berechnungen wurden jedoch nur für den stationären Fall durchgeführt. Für eine Behandlung der instationären Vorgänge war das vorgestellte numerische Verfahren wegen der ungenügenden Genauigkeit in Zeitrichtung, $O(1)$, nicht geeignet. Außerdem trat bereits ab Reynoldszahlen von ungefähr 50 (bezogen auf die Verdrängungsdicke) numerische Instabilität auf. Die Arbeit beschränkte sich daher ausschließlich auf Berechnungen stationärer Ablöseblasen bei kleinen Reynoldszahlen, und es wurde kein Versuch unternommen, um zugrunde liegende Mechanismen der Strömungsablösung zu klären.

Erste Testrechnungen für stationäre und instationäre Strömungen deuten darauf hin, daß mit unserem numerischen Verfahren detaillierte Untersuchungen grundlegender Vorgänge in laminaren Ablöseblasen möglich sind. Für den stationären Fall können damit Ablöseblasen bei wesentlich größeren Reynoldszahlen berechnet werden (in Testrechnungen z.B. bis zu $Re^*=600$, bezogen auf Verdrängungsdicke), als mit dem Verfahren von Briley. Außerdem lassen Testrechnungen mit einem zeitlich oszillierenden Druckgradient die Annahme zu, daß auch instationäre Ablösevorgänge erfaßt und detailliert untersucht werden können.

Ergebnisse

Am Beispiel der ebenen Poiseuille-Strömung wurden numerische Simulationen durchgeführt und eingehend mit experimentellen Ergebnissen verglichen. Mathematisches Modell war eine in Strömungsrichtung und Spannweitenrichtung periodische Strömung in einem Bezugssystem, das sich mit der Phasengeschwindigkeit der angeregten Wellenstörung mitbewegt. Zur räumlichen Diskretisierung wurde ein Spektralverfahren verwendet, das sich durch eine hohe Genauigkeit auszeichnet. Die numerischen Ergebnisse stehen bis hin zum spike-Stadium in guter Übereinstimmung mit Messungen. Dies trifft nicht nur zu für die mittlere Strömung und die quadratisch gemittelten Schwankungen, sondern auch auf momentane Strömungsstrukturen. Unter anderem wurden die Ausbildung der Berg-Tal-Struktur der Schwankungen, von Geschwindigkeitsprofilen mit Wendepunkten und lokalen Scherschichten sowie damit verbundenen spike-Signalen reproduziert. Als dominierende dreidimensionale Strömungsstruktur wurde ein System von Hufeisenwirbeln in der Nähe der Kanalwände gefunden, wobei sich ausgeprägte Längswirbelkomponenten ausbilden. Ausschlaggebend für den Umschlag ist eine heftige sekundäre Instabilität der - im Experiment durch ein schwingendes Band angeregten - zweidimensionalen Wellenstörung gegen dreidimensionale Störungen. Diese Instabilität hängt stark ab von Reynoldszahl, Wellenamplitude und Wellenlängen der Störungen.

Offene Fragen, Zusammenarbeit

Die Fragestellungen bezüglich höherer Instabilitäten und entstehender kohärenter Strukturen sind noch nicht ausreichend geklärt. Offen ist auch die Frage, wie eine numerische Simulation über das Mehr-spike-Stadium hinaus fortgesetzt werden kann, und welche Modellannahmen hierfür gemacht werden sollten. Für die Simulation des Grenzschichtumschlags erscheint es zweckmäßig, in Strömungsrichtung anwachsende (anstelle periodischer) Störungen zu betrachten. Damit stellt sich die Frage nach geeigneten Randbedingungen und nach der optimalen numerischen Diskretisierung. Eine verstärkte Zusammenarbeit mit anderen Arbeitsrichtungen wie Stabilitätstheorie, analytischen Näherungsverfahren und Experimenten wäre von größtem Nutzen. Detaillierte Meßergebnisse von gut dokumentierten Experimenten wären auch zur Verifizierung von Rechenprogrammen hilfreich.

NUMERISCHE SIMULATION DES LAMINAR-TURBULENTEN ÜBERGANGS IN SCHERSTRÖMUNGEN

L. Kleiser, E. Laurien

DFVLR, Institut für Theoretische Strömungsmechanik, Göttingen

Inhalt, Ziel, Methode

Der laminar-turbulente Umschlag in Scherströmungen ist bis heute nicht befriedigend geklärt. Theoretische Untersuchungen sind dadurch sehr erschwert, daß das Problem reibungsbehaftet, dreidimensional und vor allem nichtlinear behandelt werden muß. Die direkte numerische Simulation verspricht einen gangbaren Weg, zu einem besseren Verständnis der grundlegenden Mechanismen und Strukturen zu kommen. Wegen des hohen Aufwands ist vorläufig eine Beschränkung auf einfache Modellströmungen erforderlich. Zunächst werden die ebene Poiseuille-Strömung und die Plattengrenzschicht behandelt.

Den numerischen Simulationen liegen die dreidimensionalen, zeitabhängigen, inkompressiblen Navier-Stokes Gleichungen zugrunde. Entsprechend dem Vorgehen in Experimenten mit kontrollierten Störungen werden der laminaren Grundströmung kleine Anfangsstörungen überlagert, deren räumliche und zeitliche Entwicklung verfolgt wird. Nach bisherigen Erfahrungen kann der Umschlagsprozeß mit heute verfügbaren Rechnern bis zum "spike"-Stadium, kurz vor dem Auftreten lokaler Turbulenzflecke, ohne empirische Schließungsannahmen zuverlässig erfaßt werden. Ziel ist es zunächst, die auftretenden Strömungsinstabilitäten und dreidimensionalen Strömungsstrukturen zu erkennen und physikalisch zu interpretieren. Weiter soll die Beeinflussung der Transition durch periodische Störungen simuliert werden. Die numerischen Ergebnisse sollen ferner zur Entwicklung von Transitionsmodellen herangezogen werden.

In der ersten Phase des Projektes wurden die aus der Literatur bekannten Erweiterungsvorschläge kritisch auf ihren physikalischen Gehalt überprüft und ihre Leistungsfähigkeit durch vergleichende Berechnungen beurteilt.¹⁾ Es zeigte sich, daß die Mehrzahl der Modelle bereits bei der Wiedergabe elementarer Größen - wie der Wandschubspannungsverteilung von Plattenströmungen bzw. des logarithmischen Wandgesetzes - erhebliche Ungenauigkeiten aufweist. Die Ursache hierfür ist hauptsächlich darin zu suchen, daß die entsprechenden Korrekturfunktionen allein durch Computeroptimierung und nicht durch Berücksichtigung der physikalischen Vorgänge in der wandnahen Zone abgeleitet wurden. Im Zuge der laufenden Arbeit wird angestrebt die notwendigen Korrekturfunktionen in möglichst großem Umfange aus gemessenen, wandnahen Verteilungen der entsprechenden Turbulenzgrößen abzuleiten. Dazu wurde - in einer zweiten Phase - eine Zusammenstellung und Beurteilung diesbezüglicher experimenteller Untersuchungen vorgenommen. Obwohl beträchtliche Abweichungen zwischen den einzelnen Messungen vorliegen, war es möglich repräsentative mittlere Verteilungen für die Geschwindigkeit in Hauptströmungsrichtung, die turbulente kinetische Energie, die Reynoldsspannung und die Dissipationsrate zu finden und daraus die benötigten Informationen abzuleiten.

Der gegenwärtige Stand der Arbeiten ist, die aus den gemessenen Verteilungen ermittelten Korrekturfunktionen in das Modell einzubauen und anhand experimenteller Untersuchungen ausführlich zu testen. Es ist geplant, das Modell auch zur Berechnung des laminar-turbulenten Umschlages bei Vorhandensein von Außenturbulenz einzusetzen. In diesem Fall bewirkt der Diffusionsmechanismus in den Modellgleichungen das Übergehen in die turbulente Strömungsform. Dazu wurden bereits Vorarbeiten geleistet und es werden Beispiele gezeigt.

¹⁾ Patel, V.C., Rodi, W., Scheuërer, G., "Evaluation of Turbulence Models for Near-Wall and Low-Reynolds Number Flows", 3rd Symp. Turbulent Shear Flows, UC Davis, pp. 1.1-1.8, 1981

MODELLIERUNG DER TURBULENZVORGÄNGE WAND- NAHER SCHICHTEN

G. Scheuerer

Lehrstuhl für Strömungsmechanik
Universität Erlangen-Nürnberg

Die Berechnung wandnaher turbulenter Strömungen mit Hilfe moderner Turbulenzmodelle erfolgt meistens unter Einsatz sogenannter Wandfunktionen. Diese erlauben es die zur numerischen Lösung der Strömungsgleichungen erforderlichen Randbedingungen an Punkte innerhalb des Fluids zu verlegen, die sich in einem gewissen Abstand von der Wand befinden. In den Lösungsalgorithmen und in der Turbulenzmodellierung wird dadurch die Behandlung der wandnahen Zonen, in denen die größten Gradienten sowie viskose Einflüsse auftreten, vermieden was zu beträchtlichen Einsparungen in Rechenzeit und Rechnerspeicherplatz führt.

Es existiert jedoch eine Vielzahl praktisch relevanter Anwendungen, in denen keine allgemeingültigen Wandfunktionen formuliert werden können, so daß das beschriebene Vorgehen seine Gültigkeit verliert. Beispiele sind Strömungen bei kleinen Reynoldszahlen, Relaminarisierungsphänomene, dreidimensionale und abgelöste Vorgänge, Strömungen hoher Machzahl oder hohen Wärmeüberganges und die Modellierung transitionaler Effekte. In den letzten Jahren wurde deshalb verstärkt daran gearbeitet, die vorhandenen Turbulenzmodelle geeignet zu modifizieren, um sie auch in den viskositätsbeeinflussten wandnahen Schichten einsetzen zu können. Die gegenwärtig laufende Forschungsarbeit, die in Verbindung mit Prof. Dr. W. Rodi, Institut für Hydromechanik Karlsruhe, durchgeführt wird, beschäftigt sich mit der Formulierung einer entsprechenden Erweiterung des inzwischen weit verbreiteten k - ϵ -Turbulenzmodelles, das mit halbempirischen Transportgleichungen für die turbulente kinetische Energie k und die Dissipationsrate ϵ arbeitet.

gen bestimmt werden und wird in dem hier vorliegenden Vortrag aufgezeigt.

Der vollturbulente Bereich der Stufenströmung wird gegenwärtig in einer weiteren Versuchsanlage untersucht, wo Reynoldszahlen bis zu $>10^5$ gefahren werden können. In dieser Anlage sind wiederum detaillierte Strömungsmessungen mittels Laser-Doppler-Anemometrie vorgesehen, sowie die Durchführung von Strömungsberechnungen unter Anwendung existierender numerischer Verfahren und existierender Turbulenzmodelle. Ein Ausblick auf diese Arbeiten wird gegeben.

UNTERSUCHUNGEN LAMINARER UND TURBULENTER STUFENSTRÖMUNGEN

von

F. Durst und C. Tropea

Lehrstuhl für Strömungsmechanik
Universität Erlangen-Nürnberg
Egerlandstr. 13, 8520 Erlangen

Der hier vorliegende Beitrag beschreibt Untersuchungen abgelöster Strömungen in der Nähe von zurückspringenden Stufen, die in Strömungskanälen und offenen Gerinnen angebracht sind. Laminare und turbulente abgelöste Stufenströmungen wurden untersucht. Die einfache Strömungsgeometrie der zurückspringenden Stufe und der damit auch verbundene feste Ablösepunkt an der Stufenhinterkante, bringen wichtige meßtechnische Vereinfachungen mit sich, die zur Wahl dieser Strömungsgeometrie führten. Ziel der hier dargestellten Untersuchungen war die experimentelle Bestimmung der Größen, die den Impulstransport im Ablösegebiet kennzeichnen, sowie die quantitative Bestimmung integraler Kenngrößen des Strömungsfeldes, wie z.B. die Länge und Form des Ablösegebietes. Die Parameter, die bei den Untersuchungen geändert wurden, waren die Reynoldszahl, die geometrischen Parameter der Stufen- und Kanalanordnungen, die Grenzschichtdicke der ankommenden Strömung etc. Darüberhinaus hatten die durchgeführten Messungen zum Ziel, Grundlagendaten für Vergleiche mit numerischen Berechnungen zu erbringen.

Die bei den Untersuchungen erhaltenen experimentellen Ergebnisse wurden mittels Laser-Doppler-Anemometrie erhalten, die in verschiedenen Versuchskanälen angewandt wurde, um so einen Reynoldszahlenbereich von etwa 50 bis $2 \cdot 10^4$ abzudecken. Durch Messungen der Länge des Ablösegebietes hinter der Stufe über diesen gesamten Reynoldszahlenbereich, konnte zunächst eine Aufteilung der Strömung in laminar-turbulente und vollturbulente Strömungen gegeben werden. Im laminaren Bereich wurden detaillierte Geschwindigkeitsmessungen für eine Vielzahl von Reynoldszahlen durchgeführt, um das gesamte Geschwindigkeitsfeld als Funktion der Reynoldszahlen zu erhalten. Messungen und Berechnungen wurden in solchen Bereichen verglichen, in denen das Strömungsfeld zweidimensional gehalten werden konnte. In diesen Bereichen zeigten Messungen und Berechnungen eine gute Übereinstimmung. In Bereichen mit dreidimensionalem Strömungsverhalten wurden die Untersuchungen experimentell durchgeführt, um die Dreidimensionalität der Strömung zu dokumentieren. Als Ursache für das Auftreten dreidimensionaler Strömungen wurden zusätzliche Ablösegebiete erkannt, die sich gegenüber der Stufe in einem begrenzten Reynoldszahlenbereich ausbilden.

In einer weiteren Versuchsanlage wurde der laminar-turbulente Bereich der Stufenströmung untersucht, wobei besonders der Einfluß des Expansionsverhältnisses der Kanal-Stufen-Geometrie untersucht wurde. Es zeigte sich, daß das Expansionsverhältnis einen bedeutenden Einfluß auf die Länge des Ablösegebietes hat. Dieser Einfluß konnte in Messun-

GRUNDLAGENUNTERSUCHUNGEN

ZUR TURBULENZMODELLIERUNG

ABGELÖSTER STRÖMUNGEN

beiden Reihen, durchlaufen zwangsläufig die Wirbel der beiden Reihen kontinuierlich ändernde relative Gegenüberstellungen. Dies würde dazu führen, daß eine Wirbelstraße ungleicher Wirbelstärke prinzipiell instabil sein müßte. Es läßt sich leicht zeigen, daß eine Wirbelstraße von zwei Wirbelreihen mit verschiedenen Wirbelabständen auch zur Instabilität führen würde.

Da bei stationärer Strömung (einschließlich Strömung mit wiederholbarer periodischer Ablösung) die Zirkulation um einen Körper nicht unbegrenzt zunehmen darf, ist daher anzunehmen, daß sich der Wirbelnachlauf hinter einem stumpfen Körper entweder auf eine Wirbelstraße gleicher Wirbelstärke (à la Kármán'sche Wirbelstraße) oder auf eine einreihige aber instabile Wirbelfläche einstellt. Ersteres kann maßgeblich zu der Bestimmung der Ablösungen und der Ablösestellen am Körper beitragen.

Die Stabilität der Wirbelstrasse ungleicher Wirbelstärke und der mögliche Wirbelnachlauf hinter einem Körper

Y.C. Sun

DFVLR/AVA, Institut für Theoretische Strömungsmechanik, Göttingen

Die klassische Kármán'sche Wirbelstraße entspringt einem symmetrischen stumpfen Körper (z.B. einem Kreiszylinder) der symmetrisch angeströmt wird. In der Praxis wird ein stumpfer Körper (etwa ein Tragflügel bei hoher Anstellung) meistens nicht symmetrisch angeströmt und besitzt auch keine symmetrische Konfiguration. Die dabei entstandene periodische Ablösung könnte zu einer Wirbelstraße mit ungleicher Wirbelstärke führen. Auf Grund der bekanntlich entscheidenden Auswirkung des Nachlaufes auf die Ablösung, könnte dann eine solche Wirbelstraße ungleicher Wirbelstärke wiederum nachhaltige Wirkung auf die periodische Ablösung selbst ausüben. Ziel der Untersuchung ist daher mittels einer Stabilitätsanalyse der Wirbelstraße ungleicher Wirbelstärke, Aufschluß über den möglichen Wirbelnachlauf eines stumpfen Körpers und damit auch über die periodische Ablösung zu gewinnen.

Die Stabilitätsuntersuchung folgt der konventionellen Störungsanalyse mit Störungen verschiedener Wellenlängen. Eine Amplitudenanfachung würde dann eine Instabilität implizieren. Nach den bisherigen Ergebnissen ist, wie bei der klassischen Kármán'schen Wirbelstraße, eine Wirbelstraße mit zwei parallelen Reihen äquidistanter gegenüberliegender Wirbel mit verschiedener Wirbelstärke (κ_1 und κ_2) stets instabil, während eine Wirbelstraße, wobei jeder Wirbel der einen Reihe gegenüber dem Mittelpunkt des Intervalls zwischen zwei aufeinanderfolgenden Wirbeln der anderen Reihe liegt, bei bestimmtem Verhältnis der Wirbelstärke κ_1/κ_2 stabil sein kann. Wegen der verschiedenen Wirbelstärke und daher der unterschiedlichen Geschwindigkeit der Wirbelbewegung in den

STRÖMUNGSINSTABILITÄT AN DER ABLÖSESTELLE AUF EINER KONVEX GEKRÜMMTEN FLÄCHE

Y.C. Sun

DFVLR/AVA, Institut für Theoretische Strömungsmechanik Göttingen

Die Untersuchung der Strömungsinstabilität am Ablösepunkt einer voran laminaren Strömung auf einer konvex gekrümmten Fläche kann möglicherweise Aufschluß über den Mechanismus der öfters auftretenden periodischen Ablösung auf einer solchen Fläche geben, da die Periodizität der Ablösung mit der Welleninstabilität der Strömung an der Ablösestelle zusammenhängen kann. Ziel der Untersuchung ist daher, mittels einer linearen Stabilitätsanalyse die Strömungsinstabilität an einer vorerst als stationär angenommenen Ablösestelle auf einer konvex gekrümmten Fläche insbesondere bezüglich der maximalen Störungsanfachung und deren Frequenz zu ermitteln. Dies entspricht Strömungskonfigurationen, die bei Umströmung eines Kreiszylinders bei niedriger Reynoldszahl oder bei Strömung über eine schwach gekrümmte Fläche anzutreffen sind.

Aufgrund des speziellen Strömungscharakters in Umgebung der Ablösestelle ist es notwendig, ein plausibles Strömungsmodell für die Grundströmung zu verwenden. Dabei dient das bekannte "Triple-Deck"-Modell nach Stewartson-Sychev-Smith als Grundlage zur Herleitung der Stabilitätsgleichung, die notwendigerweise von der Orr-Sommerfeld-Gleichung abweicht. Die auf dieser Basis hergeleiteten Störungsgleichungen zur Stabilitätsuntersuchung für die verschiedenen Bereiche der Wellenlänge und Frequenz geben bereits einen Einblick in die Wellenlängen- und Frequenzabhängigkeit der möglichen Störungen. Die Störungsgleichungen werden nach der zeitlichen Instabilität der Strömung direkt an der Ablösestelle untersucht.

platzens ebenfalls als aerodynamischer Resonanzvorgang aufgefaßt werden können und damit einer Berechnung zugänglich werden.

Größtes Problem ist allerdings noch die Berechnung des zur Resonanzfrequenz gehörigen, nichtlinearen, instationären Strömungsfeldes.

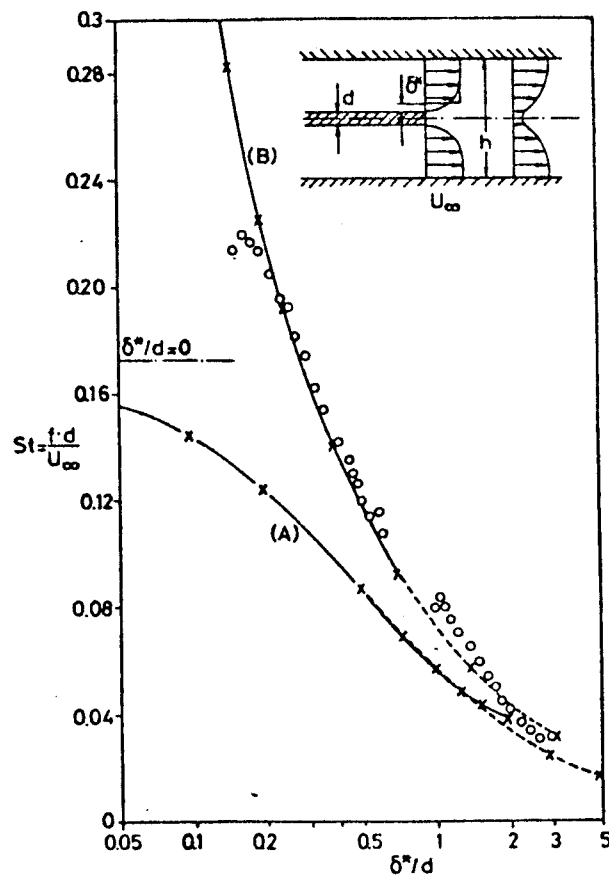


Bild 1: Strouhalzahl als Funktion von Grenzschichtverdrängungsdicke/Plattendicke

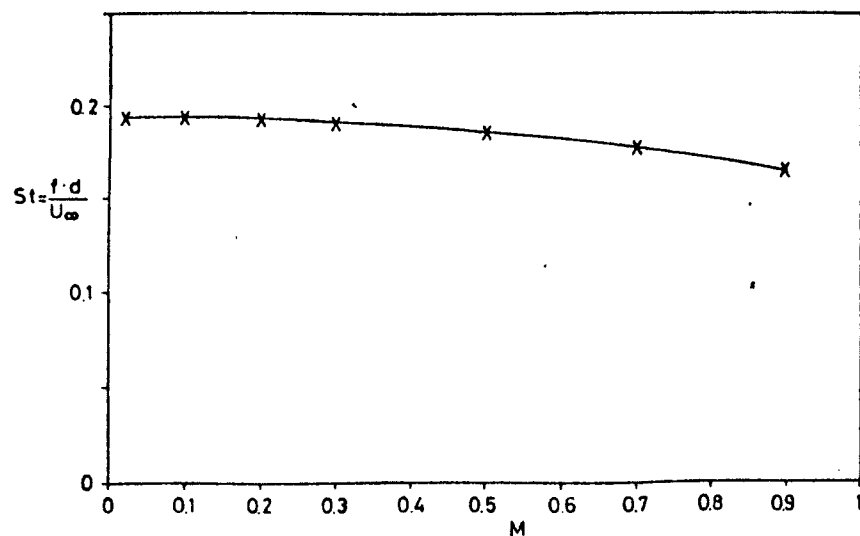


Bild 2: Strouhalzahl als Funktion von Machzahl

BERECHNUNG INSTATIONÄRER ABLÖSEFREQUENZEN

W. Koch

DFVLR/AVA Institut für Theoretische Strömungsmechanik

Göttingen

● Inhalt, Ziel und Methode der laufenden Arbeit

Inhalt der laufenden Arbeit ist die Hypothese, daß diskretfrequente, instationäre, abgelöste Strömungen durch aerodynamische Resonanzvorgänge gesteuert werden. Hinweise darauf, daß Resonanz der den periodischen Strömungen bei der Ablösung zugrunde liegende physikalische Mechanismus sein könnte, ergeben sich z.B. aus der Tatsache, daß derartige Ablösevorgänge durch materialbedingte bzw. akustische Resonanzen stark beeinflußt werden können (Synchronisation oder lock-in).

Ziel der Arbeit ist eine Vorausberechnung der auftretenden Frequenzen. Dafür genügt in erster Näherung eine lineare Behandlung. In dieser Arbeit werden einfache Modellprobleme der Hinterkantenablösung mittels der Wiener-Hopf-Methode untersucht.

● Erzielte Ergebnisse

Unter Zugrundelegung verschiedener Modelle für die laminare Nachlaufströmung hinter der stumpfen Hinterkante einer Platte in einem Kanal wird die Ablösefrequenz als Funktion der Grenzschichtdicke (und somit der Reynoldszahl, siehe Bild 1), der Machzahl (siehe Bild 2) und des Abstandes der seitlichen Kanalwände berechnet.

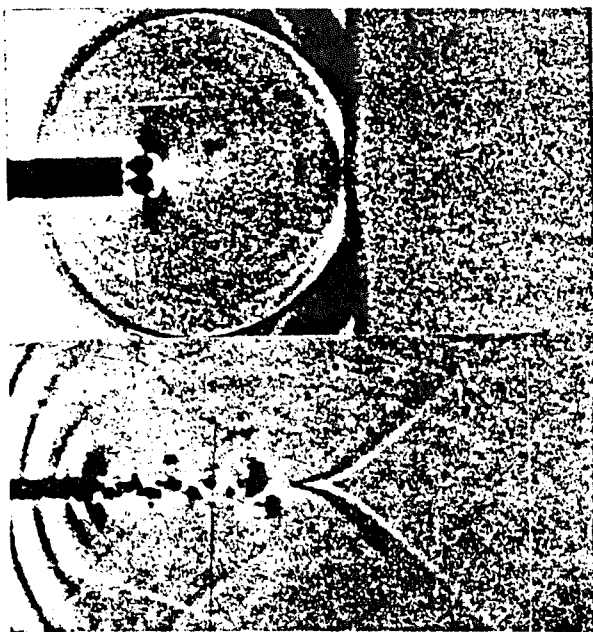
● Ungelöste Probleme bzw. Ausblick

Die Frequenz nach dem laminar/turbulenten Grenzschichtumschlag wird nicht richtig wiedergegeben. Die Ursache liegt wahrscheinlich in der falschen Modellierung der (instabilen) stationären Nachlaufströmung. Es wird vermutet, daß sich die Reynoldszahl des Umschlagpunktes ebenfalls aus einer - jetzt allerdings reibungsbehafteten - Resonanzbetrachtung ermitteln läßt. Es scheint auch sehr wahrscheinlich, daß die kohärenten Strukturen in Strahlen sowie das Phänomen des Wirbel-

beln bzw. Wirbelfilamenten gelöst werden. Die Simulation der Viskosität des Strömungsmediums wird durch die Überlagerung einer statistischen Bewegung ermöglicht.

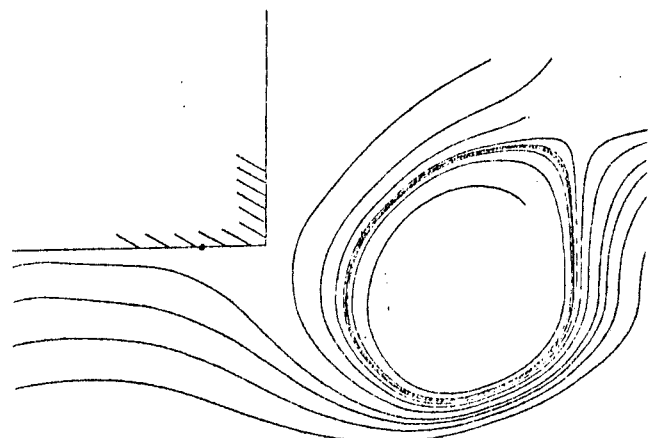
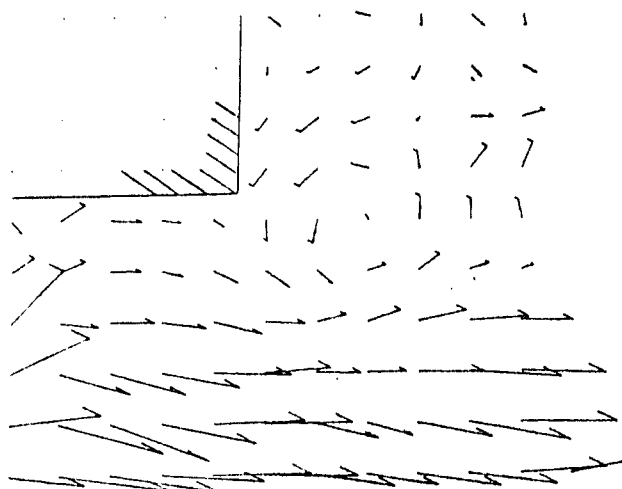
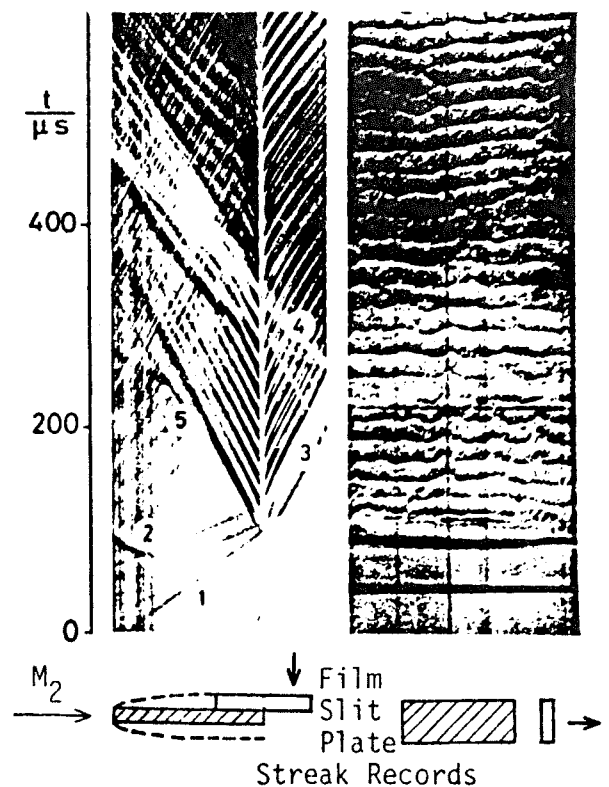
- 2) Die Boltzmann-Gleichung wird mit der direkten Monte-Carlo-Simulation näherungsweise gelöst.

Die Lösungsverfahren werden unter dem Gesichtspunkt der Nutzung eines Vektorcomputers entwickelt.



Shock induced Symmetrical and Asymmetrical Separation. $M_2=0.6$

Wake behind a Flat Plate



WIRBELABLÖSUNG UND WIRBELDYNAMIK

H. Oertel, E. Meiburg

DFVLR, Institut für Theoretische Strömungsmechanik Göttingen

Bei aerodynamischen Anwendungen besteht ab Machzahlen von etwa 0.4 über stromauf laufende Stöße eine starke Kopplung des Nachlaufs eines umströmten Körpers mit dem laminar-turbulenten Grenzschichtumschlag. Von besonderem Interesse ist der Reynolds- und Machzahleinfluß auf die Ablösefrequenz der Wirbel im Nachlauf, damit unerwünschte Resonanzerscheinungen beispielsweise in Triebwerken oder an Steuerklappen vermieden werden können. Als Modellfall zur experimentellen und theoretischen Beschreibung der grundlegenden Vorgänge dient die Grenzschicht auf der Platte endlicher Länge und Dicke mit den im Nachlauf auftretenden Wirbeln.

Kurzzeit-Differentialinterferogramme ermöglichen das Sichtbarmachen der Ablösung von Wirbeln und der stromauf laufenden Stöße. Der symmetrische Anfahrwirbel wird nach einiger Zeit instabil und geht in die unsymmetrische Lösung über. Streakaufnahmen ermöglichen das Aufstellen von Weg-Zeit-Diagrammen der Wirbel und Stöße. Ist der Spalt parallel zur Plattenhinterkante angeordnet, so ist die dreidimensionale Struktur der Wirbel, besonders der Vorgang des vortex-pairing, zu erkennen.

Zur Einführung in die theoretische Untersuchung der Wirbelablösung und Wirbeldynamik wurde das zeitlich-räumliche Anfachen von Störungen im Nachlaufen umströmter Körper im Rahmen der linearen Stabilitätstheorie mit einem Galerkinverfahren zur Bestimmung der Eigenfrequenzen berechnet. Zur Beschreibung des Strömungsfeldes werden der kontinuumsmechanische und der gaskinetische Ansatz verfolgt:

- 1) Die Wirbeltransportgleichung soll im Bereich großer Reynoldszahlen mit der Methode der Belegung mit diskreten Einzelwir-

PERIODISCH ABGELÖSTE WIRBEL

WIRBELDYNAMIK

TEILNEHMER

VORTRAGENDE:

ZUHÖRER:

PERIODISCH ABGELÖSTE WIRBEL UND WIRBELDYNAMIK

H. OERTEL, E. MEIBURG

O. LAWACZECK

W. KOCH

Y.C. SUN

G. SCHEWE

GRUNDLAGENUNTERSUCHUNGEN ZUR TURBULENZMODELLIERUNG

ABGELÖSTER STRÖMUNGEN

F. DURST, C. TROPEA

H. BIPPES

G. SCHEUERER

U. NEHRING

L. KLEISER, E. LAURIEN

P. NITSCHKE

M. BESTEK et al.

F.R. HAMA et al.

E. PFIZENMAIER

D. BECHERT

GRUNDLAGEN STRÖMUNGSMECHANISCHER INSTABILITÄTEN

K. BÜHLER

I. REHBERG

E.O. SCHULZ-DUBOIS

STAB WORKSHOP

STRÖMUNGSMECHANISCHE INSTABILITÄTEN

TRANSITION UND TURBULENZ

Inhalt

- Struktur periodisch abgelöster Wirbel, Wirbeldynamik und physikalische Ursachen des Wirbelplatzens
- Grundlagenuntersuchungen zur verbesserten Turbulenzmodellierung abgelöster Strömungen
 - Numerische Simulation und Modellexperimente im Hinblick auf die Beeinflussung des laminar-turbulenten Umschlags
 - Physikalische Interpretation kohärenter Turbulenzstrukturen und ingenieurmäßige Turbulenzmodellierung
- Grundlagen strömungsmechanischer Instabilitäten

Zielsetzung

- Bestandsaufnahme und Diskussion der Einzelthemen
- Spezifizierung des Schwerpunktthemas
- Formulierung offener Fragen im Hinblick auf das physikalische Verständnis abgelöster Strömungen, zukünftige Entwicklungen
- Fragen an die Fachkreise

LAMINAR-TURBULENTER ÜBERGANG

Experimentelle Untersuchung des laminar-turbulenten Übergangs in Grenzschichten.

Direkte numerische Simulation des laminar-turbulenten Übergangs in Grenzschichten.

Entwicklung neuer Transitionsmodelle und Beeinflussung der Transition durch periodische Störungen.

Grundlagenuntersuchungen zur zeitlichen und räumlichen Anfachung sekundärer Scherinstabilitäten im Übergangsbereich.

TURBULENZMODELLIERUNG

Grundlagenuntersuchungen zur Turbulenzmodellierung an Modellsystemen.

Entwicklung ingenieurmäßiger Modellierungskonzepte turbulenter, abgelöster Strömungen.

Numerische Simulation und Messung kohärenter Strukturen in turbulenten Grenzschichten und Scherschichten.

GEKOPPELTE STABILITÄTS- UND ABLÖSEPROBLEME AN MODELLSYSTEMEN

Phasenraumanalyse von Stromlinien, Wirbellinien, Diffusionslinien etc. zur Klärung der Kinematik und topologischen Struktur abgelöster Wirbelströmungen.

Analysis der Navier-Stokes-Gleichungen, deren Approximation und der Grenzschichtgleichungen zur Klassifizierung und Definition von Ablösephänomenen.

Stabilitätsanalyse der ablösenden und abgelösten Strömung an einer konvex gekrümmten Fläche; Studium des Zusammenwirkens zwischen ablösender Hauptströmung und Ablöseblase.

Entwicklung einer Stabilitätstheorie für dreidimensional anliegende Strömung in Staubereichen umströmter stumpfer Körper.

Übergänge und Struktur unterschiedlicher zwei- und dreidimensionaler Scherinstabilitäten.

Hinterkanten-Wirbelablösung und Wirbeldynamik; Stabilitätsverhalten abgelöster Wirbelströmungen, Übergänge und Verzweigungen.

Einfluß der akustischen Wechselwirkung auf das Stabilitätsverhalten und die Wirbeldynamik.

Numerische Simulation abgelöster Strömungen.

Für die Reduzierung des Widerstandes von Verkehrsflugzeugen, die Erhöhung der Manövrierfähigkeit von Kampfflugzeugen, die Steuerbarkeit von Flugkörpern und die Verbesserung des Wirkungsgrades von Antrieben ist die physikalische Kenntnis der genannten Phänomene von grundlegender Bedeutung. Laminarprofile und Relaminarisierung, kontrollierte Ablösung und instationäre Phänomene wie Wirbelplatzen, Hinterkanten-Wirbelablösung, Wirbeldynamik und Blattspitzenaerodynamik sind nur einige der anstehenden Probleme. Die systematische Beeinflussung der dreidimensionalen Ablösung und Transition durch Überlagerung geeigneter Störungen ist dabei ein vorrangiges Ziel.

Anlässlich des STAB-Workshop in Göttingen hat sich aus der Vielzahl der offenen Fragen aus dem Bereich "Instabilitäten, Transition und Turbulenz" das Schwerpunktthema GRUNDLAGEN-UNTERSUCHUNGEN ZUR TURBULENZMODELLIERUNG ABGELÖSTER STRÖMUNGEN herauskristallisiert. Dabei steht die Gewinnung grundlegender strömungsmechanischer Erkenntnisse im Hinblick auf eine verbesserte Modellierung turbulenter Strömungen bei praktischen aerodynamischen Anwendungen im Vordergrund.

Aus den im Workshop dargestellten und eingehend diskutierten Arbeiten ergab sich, daß gegenwärtig folgende Forschungsthemen bearbeitet werden:

Der Forschungsschwerpunkt GRUNDLAGENUNTERSUCHUNGEN ZUR TURBULENZMODELLIERUNG ABGELÖSTER STRÖMUNGEN widmet sich der Vertiefung grundlegender Fragen im Hinblick auf die physikalische Interpretation zeitabhängiger dreidimensionaler abgelöster Strömungen. Es werden praktikable Modellgesetze für die Bereiche Luftfahrt, Triebwerkstechnologie, Kraftfahrzeug-aerodynamik und Verfahrenstechnik angestrebt. Dabei wird der Tatsache Rechnung getragen, daß für abgelöste, turbulente Strömungen kein zuverlässiges Turbulenzmodell existiert. Daraus wird die Notwendigkeit abgeleitet, grundlegende Voruntersuchungen an einfachen Modellsystemen durchzuführen.

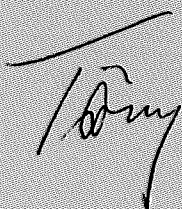
Zu den Grundlagen gehören ein besseres Verständnis dreidimensionaler strömungsmechanischer Instabilitäten, des laminar-turbulenten Übergangs in Grenzschichten und Scherschichten und auch die Übertragung von Erkenntnissen im Rahmen der Ähnlichkeitsmechanik auf abgelöste Strömungen. Der Forschungsschwerpunkt versteht sich als übergreifende Thematik über Arbeitsschwerpunkte der Projektgruppen der Arbeitsgemeinschaft STAB. Er sieht sich als Bindeglied zwischen den Interessen der strömungsmechanischen Grundlagen und den praktischen industriellen Anforderungen.

Die Kenntnis strömungsmechanischer Instabilitäten ist ein Schlüssel zum physikalischen Verständnis stationärer und zeitabhängiger dreidimensionaler Ablösephänomene. Dabei ist die Ablösung im allgemeinen mit dreidimensionalen Scherströmungen verbunden, welche zu Instabilitäten neigen. Bei hohen Reynoldszahlen, die in der praktischen Aerodynamik dominieren, führen Scherinstabilitäten zwangsläufig zum Umschlag einer laminaren in eine turbulente Strömung. Dabei bleiben die durch strömungsmechanische Instabilitäten induzierten Wirbelsysteme auch im turbulenten Bereich weitgehend erhalten. Die nichtlineare Kopplung unterschiedlicher strömungsmechanischer Instabilitäten mit der dreidimensionalen Ablösung und mit dem laminar-turbulenten Übergang dreidimensionaler Grenzschichten ist heute weitgehend unbekannt.

Sachstandsbericht des Fachkreises
"Mathematische Grundlagen"

Nach einigen Schwierigkeiten begann die Förderung der DFG innerhalb des Schwerpunktprogramms "Finite Approximationen in der Strömungsmechanik" am 01. April 1983. Soweit mir bekannt geworden ist, wurden alle von Mathematikern gestellten Anträge berücksichtigt. Es ist jedoch naturgemäß zu früh, bereits jetzt allgemeiner über Ergebnisse von Arbeiten zu berichten.

Ich darf mich deshalb darauf beschränken, etwas über die geplante Zusammenarbeit des Instituts für Theoretische Strömungsmechanik der DFVLR in Göttingen und meiner hiesigen Arbeitsgruppe für Numerische Mathematik zu berichten. Um diese Zusammenarbeit zu starten bzw. auch in die richtigen Wege zu leiten, habe ich mich 5 Wochen im genannten Institut in Göttingen aufgehalten. Es ist unter anderem vereinbart, gemeinsam an bestimmten Navier-Stokes-Problemen zu arbeiten, wobei naturgemäß in Göttingen die neue physikalische Erkenntnis im Vordergrund des Interesses steht, während wir uns in Darmstadt mit der Verbesserung und vor allem der nach meiner Meinung unbedingt notwendigen theoretischen Absicherung der benutzten Algorithmen befassen werden. Die geplante enge Zusammenarbeit wird wesentlich gefördert durch die von der DFG dankenswerterweise zur Verfügung gestellten großzügigen Reisemittel. Für die Möglichkeit, in Göttingen zu arbeiten und dort zahlreiche sehr interessante Fragestellungen kennenzulernen, möchte ich auch an dieser Stelle Herrn Kollegen Oertel noch einmal herzlich danken.



Arbeit des STAB-Fachkreises "Numerische Simulation"
(Stand: März 1983)

Da die Problemstellungen der Fachkreise aus den Anforderungen der Projektgruppen und aus der Arbeit in den Schwerpunktthemen resultieren sollen, wurden vor dem Workshop im März 1983 keine selbständigen Aktivitäten des Fachkreises "Numerische Simulation" initiiert. Während des Workshops wurde deutlich, dass in allen Arbeitskreisen zu den Schwerpunktthemen der dringende Wunsch nach effizienten numerischen Methoden zur Lösung der nichtlinearen Grundgleichungen (Erhaltungssätze für Masse, Impuls und Energie) für zwei- und dreidimensionale Strömungen zu erkennen ist. Während für eine Reihe von Anwendungen bereits wichtige Ergebnisse durch Lösung der Eulergleichungen (reibungsfreie Strömung) erzielt werden können (z.B. Vorderkantenablösung an schlanken Flügeln), ist für andere Aufgaben die Behandlung der parabolisierten oder sogar der vollen Navier-Stokes-Gleichungen notwendig (z.B. Heckströmungen mit Ablösung). Die schwierigste Aufgabenstellung ergibt sich aus den Problemen des rotierenden Flügels, für deren Lösung die instationäre, dreidimensionale, zähe Strömung im rotierenden System numerisch simuliert werden muss.

Mit dem heutigen Stand der Rechenverfahren lassen sich bereits die zeitabhängigen Eulergleichungen für komplexe dreidimensionale Geometrien lösen, dagegen beschränken sich die Navier-Stokes-Lösungen in der Regel auf zweidimensionale, rotations-symmetrische oder geometrisch einfach dreidimensionale Fälle. In den Navier-Stokes-Methoden werden für turbulente Strömungen fast ausschliesslich zeitgemittelte Turbulenzmodelle benutzt, weil die zeitliche und räumliche Auflösung der Turbulenzstruktur (large eddy simulation, subgrid-Methoden) selbst in zweidimensionalen Fällen heute noch an die Kapazitätsgrenze moderner Rechenanlagen stößt. Mit der Einführung zeitgemittelter Turbulenzmodelle entstehen aber zusätzliche Modellierungsprobleme - besonders bei abgelösten Strömungen - die sich im Ergebnis oft nicht aus der Verkettung mit Diskretisierungs- oder Methodenfehlern herauslösen lassen.

Während des Workshops fand ein erstes Treffen des Fachkreises "Numerische Simulation" statt, an dem sich circa 15 Interessenten aus DFVLR, Hochschulen und Industrie beteiligten. Dabei wurden die oben aufgeführten Probleme diskutiert und überlegt, wie der Fachkreis zur Verbesserung der Situation beitragen kann. Es schälten sich zwei Ansatzpunkte für unmittelbare Aktionen heraus, die weiterverfolgt werden sollen.

1. Referenzlösungen

Es werden einige wenige repräsentative Testbeispiele (vielleicht zu jedem Schwerpunktthema etwas?) definiert, für die unter sorgfältiger Fehleranalyse und durch Ausreizen der numerischen Möglichkeiten (detaillierte Netzverfeinerung, Erreichen einer extrem guten Konvergenzrate, möglichst geringe Abbruchfehler) Referenzlösungen errechnet werden. Diese Referenzfälle können in Zukunft nach genauer Analyse für Vergleiche bei der Entwicklung neuer Codes oder zum Test bestehender Verfahren herangezogen werden. Es ist wünschenswert, dass zur Erstellung einer Referenzlösung verschiedene Codes benutzt werden, jedoch sollte im Fall turbulenter Strömungen unbedingt das gleiche Turbulenzmodell benutzt werden.

Beim gegenwärtigen Stand der Rechenverfahren sollten die Testfälle dreidimensionale stationäre Eulerlösungen, zweidimensionale und rotationssymmetrische Navier-Stokes-Lösungen sowie zweidimensionale instationäre Beispiele umfassen. Diese Aktivität unterscheidet sich von ähnlichen Vorhaben im Rahmen von AGARD- und GARTEUR-Arbeitsgruppen dadurch, dass hier weniger die Breite der Ingenieur Anwendung sondern mehr die sehr detaillierte Behandlung angestrebt wird. Es erscheint aber sinnvoll, dass Beispiele aus diesen Arbeitsgruppen oder aus den im Rahmen der Stanford-Konferenz analysierten Fällen ausgewählt werden, da diese Fälle in der Regel auch experimentell sehr gut dokumentiert sind.

2. Test von Turbulenzmodellen

Bei der DFVLR finden Entwicklungen und Weiterentwicklungen zu Turbulenzmodellen statt. Es besteht daher grosses Interesse am detaillierten Test von Turbulenzmodellen. Es erscheint sehr sinnvoll, im Rahmen der Fachkreisarbeit diese Turbulenzmodelle in verschiedenen Codes an gut bekannten Beispielen zu testen, wobei sich unter anderem ein Teil der unter 1. zu behandelnden Referenzfälle anbieten wird. Diese Erprobung neuer Turbulenzmodelle soll sich nicht nur auf Navier-Stokes-Verfahren beschränken, sondern sollte auch in geeigneten Grenzschicht-Differenzenverfahren erfolgen.

In Kürze wird zu den Punkten 1 und 2 eine Umfrage vorgenommen, um Vorschläge für Testbeispiele zu erhalten. Während des 4. DGLR-Fachsymposiums "Strömungen mit Ablösung" im Oktober 1983 soll dann die nächste Sitzung des Fachkreises stattfinden, auf der die Testfälle festgelegt werden.

Es wurde bedauert, dass während des Workshops in Göttingen noch kein Gespräch mit dem Fachkreis "Mathematische Grundlagen" möglich war, da die Arbeit beider Fachkreise gut aufeinander abgestimmt sein sollte.

Sprecher des Fachkreises ist Dr. B. Wagner, Dornier GmbH, Vertreter ist Dr. Gentzsch, DFVLR-AVA, SM-TS. Es wurde vereinbart, dass die Sprecherfunktion turnusmässig etwa alle zwei Jahre wechselt, wobei in der Regel der bisherige stellvertretende Sprecher diese Funktion übernimmt.

AG-STAB - WORKSHOP

07. - 09. März 1983

DFVLR Forschungszentrum AVA Göttingen

Fachkreis: Meßtechnik

Berichter: Dr. H.U. Meier

Sitzung am 07.03.1983, Institut DFVLR SM-ES

Teilnehmer: 1) Dr. Bütetisch, DFVLR, SM-ES

2) Dr. Kreplin, DFVLR, SM-ES

3) Dr. H.U. Meier, DFVLR, SM-ES

4) Dr. D. Schmidt, MPI für Strömungsforschung, Göttingen

5) Dr. Tropea, Universität Erlangen
(in Vertretung von Professor Durst)

Gast: Professor Schulz-Dubois, Universität Kiel

Die Teilnehmer 1 - 5 waren am 07.03. als Vertreter des Fachkreises "Meßtechnik" als Beobachter in den Projektgruppen mit den Schwerpunktthemen (1-5) des Workshops anwesend. (Aufteilung siehe Anlage). In der anschließenden Klausursitzung wurden die in den einzelnen Schwerpunkten gestellten Anforderungen an die Versuchstechnik diskutiert und wie folgt zusammengefaßt:

Es fehlen berührungsfreie Meßverfahren zur Bestimmung von Geschwindigkeitsverteilungen in Gebieten abgelöster Strömungen, um eine Beschreibung und Modellierung derartiger Strömungen zu ermöglichen.

Es konnte festgestellt werden, daß neue Aktivitäten auf diesem Arbeitsgebiet nach der Gründung von STAB in Deutschland initiiert wurden. Hierzu gehören:

- Doppelblitzaufnahmen von in der Strömung mitgeführten Teilchen, aus deren Ortsveränderung auf das Geschwindigkeitsfeld geschlossen werden kann (ISL, Saint-Louis).
- Überlagerung von Dopplersignalen zweier LDA-Anordnungen, deren Meßvolumina einen kleinen, bekannten Abstand haben (Universität Kiel).

- Scanning LDA Verfahren (Universität Erlangen)
(Eine Geschwindigkeitskomponente ist erfolgreich erprobt.
Ausbau auf zwei Komponenten soll erfolgen.)
Hinweis: Ähnliche Aktivitäten sind in der Abteilung "Turbulenz-
forschung" (DFVLR, SM-ES) Berlin aufgenommen worden.
- Erweiterung des zweidimensionalen LDA Systems für große Wind-
kanäle auf 3 Komponenten (DFVLR, SM-ES).
- Zeitauflösendes Schlierenverfahren zur Erfassung von Dichte-
schwankungen und Ausbreitungsgeschwindigkeiten (DFVLR, SM-ES).
- Zirkulationsmessung in Wirbelströmungen mit Hilfe der Ultra-
schallmethode (MPI - DFVLR, HAWK)
- Sichtbarmachung von Wirbelströmungen mit Hilfe von Laser-Licht
Schnittverfahren (DFVLR, SM-ES)
- Sichtbarmachung der Wandschubspannung mit Hilfe der Flüssig-
kristallmethode (DFVLR, SM-ES).

Allgemeine Anmerkungen:

- a) Alle aufgeführten Meßverfahren stehen zurzeit international
nicht für Routinemessungen zur Verfügung (insbesondere in
großen Windkanälen).
- b) Kompetenz der wissenschaftlichen Nachwuchskräfte auf dem
Gebiet der rechnergestützten Meßtechnik muß verstärkt wer-
den. (Alle Meßverfahren haben eine große Datenmenge zur genau-
en Auswertung zur Folge.)
- c) Der bereits existierende Informationsaustausch zwischen
STAB-Beteiligten sollte intensiviert werden.
- d) Neue Meßsysteme sollten bis zur Verkaufsreife entwickelt
werden.

Anlage

- 1) Stoß-Grenzschicht-Interferenz (Prof. Thiede)
+ Dr. Kreplin (DFVLR, SM-ES)
- 2) Blattspitzenumströmung (Dipl.-Ing. Polz)
+ Dr. Bütetisch (DFVLR, SM-ES)
- 3) Wirbelplatzen (Dipl.-Ing. Sacher)
+ Dr. D. Schmidt (MPI für Strömungsforschung Göttingen)
- 4) Heckablösung (Dr. Dallmann)
+ Dr. H.U. Meier (DFVLR, SM-ES)
- 5) Strömungsmechanische Instabilitäten / Transition und
Turbulenz (Priv.-Doz. Dr. Oertel)
+ Dr. Tropea (Universität Erlangen, in Vertretung von
Professor Durst)

VERMERK/MITTEILUNG

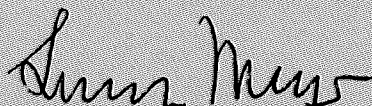
Datum: 20.6.1983/SM

Betr.: Fachkreis "Anlagen"

Hier: STAB-Workshop 7.-9.3.1983

Der Fachkreis "Anlagen" war auf dem STAB-Workshop in Goettingen mit folgenden Herren vertreten:

1. Dr.-Ing. D. Eckert (DNW) fuer das Schwerpunktthema
Blattspitzenumstroemung
2. Dipl.-Ing. H. Esch (DFVLR-HA-WK) fuer das Schwerpunktthema
Heckabloesung
3. Prof. Dipl.-Ing. B. Ewald (TH Darmstadt) fuer das Schwerpunktthema
Stoss-Grenzschicht-Interferenz
4. Dr.-Ing. W. Lorenz-Meyer (DFVLR-HA-WK) fuer das Schwerpunktthema
Wirbelplatzen


(Dr. W. Lorenz-Meyer)

Jedes der Fachkreismitglieder wurde gebeten, die von ihm besuchte Sitzung zu kommentieren insbesondere unter dem Gesichtspunkt der Relevanz fuer die stroemungsmechanischen Versuchsanlagen.

Im folgenden sind die Statements der einzelnen Fachkreis-Mitglieder wiedergegeben:

Dr.-Ing. D. Eckert zum Thema: **Blattpitzenumstroemung**

Im STAB Workshop "Drehfluegel" wurde auf dem experimentellen Sektor ueber durchgefuehrte und geplante Untersuchungen von drei beim Drehfluegel interessierenden Phaenomenen berichtet:

- Intensitaet und Ort der Blattspitzenwirbel verschiedener Blattspitzengeometrien,
- Interferenz von Rotorblatt und Wirbel,
- Beeinflussung von Wirbeln,

Dabei wurden folgende Versuchstechniken angewendet:

- Hr. Wagner (DFVLR) benutzte zur Feldmessung im Nachlauf der Spitzen nichtdrehende Blaetter die Ultraschall-Methode. Als Messsonde diente eine Mikrofon von 1 cm Durchmesser ausserhalb des Messortes. In den Blaettern, die auch Anstellwinkelschwingungen ausfuehrten, waren 140 Druckbohrungen installiert. Das Ergebnis der Feldmessungen wurde mit Hilfe des Hamel-Oseen Wirbelmodells interpretiert.
- Hr. Gmelin (DFVLR) berichtete von der Fertigstellung der Abwindmessanlage zum Rotorversuchsstand. Bei der Anlage kann eine 3-Hitzdraht-Sonde im Abwind unter dem Rotor traversiert und in die Richtung des Geschwindigkeitsvektors rotiert werden, wobei ein Datenpunkt aus 30 Umlaeufen ermittelt wird. Voraussetzung ist dazu eine sehr grosse Stationaritaet von Windkanalstroemung und Rotordrehzahl.

- Hr. Ruschewey (RWTH Aachen) schliesst aus der dynamischen Antwort der Struktur eines heckrotoraehnlichen Modells auf die Erregewirkung von in die Rotorflaeche laufenden Wirbelzoepfen, die von einem angestellten Deltafluegel erzeugt werden.
- Hr. Heller (DFVLR) berichtete ueber akustische Messungen mit verschiedenen Laermgeneratoren und einem 2-Blattrotor der US-Army im DNW. Dabei wurden innerhalb und ausserhalb des offenen Windkanalstrahls Schalldruckmessungen mit Hilfe von Mikrofonen und auf den rotierenden Blaettern Druckmessungen mit Kulite-Sonden ausgefuehrt.
- Hr. Neuwerth (RWTH Aachen) untersuchte mit Hilfe der Stroemungssichtbarmachung das Aufweiten und Platzen von Randwirbelzoepfen in Stroemungsfeldern mit Druckanstieg. Dazu wurde der Druckgradient durch Kreisring-Diffusoren erzeugt.
- Hr. Buetefisch (DFVLR) berichtete ueber die erfolgreiche Nutzung eines Laser-Doppler-Verfahrens fuer 2-Komponenten-Feldmessungen im Niedergeschwindigkeitwindkanal. Dabei wurde mit einem 4 Watt Laser im Back-Scatter-Verfahren in einem Arbeitsabstand von bis zu 2,3 m gearbeitet.

In der Diskussion der praesentierten experimentellen und theoretischen Arbeiten wurde vor allem deutlich, dass zur Ueberpruefung und Verbesserung theoretischer Modelle der Drehfluegelumstroemung zuverlaessige Abwind-Feldmessungen benoetigt werden. Sie koennen mit dem 4 m-Versuchsrotor im Windkanal z.Zt. nur durch Hitzdrahtmessungen gewonnen werden.

Dipl.-Ing. H. Esch zum Thema: **Heckabloesung**

Das Thema Versuchsanlagen wurde nur in einem Beitrag angeschnitten. Es ging dabei um die Frage, inwieweit Wandinterferenzen und eventuelle Aenderungen der Stroemungsqualitaet mit der Anstroemgeschwindigkeit bei Messungen an einem angestellten Rumpf eine Rolle spielen koennen. Will man diesen Punkt klaeren, muessten Mittel fuer spezielle Eichversuche zur Verfuegung gestellt werden. Ansonsten wurde mehr die Messtechnik angesprochen.

Meiner Meinung nach zeichnen sich 2 unterschiedliche Anforderungen an die Versuchstechnik ab.

Im Programm STAB werden zur Erfassung grundlegender Phaenome sehr dataillierte Felduntersuchungen an einfachen Modellen gewuenscht (Beispiel: Stroemungsfeld um Deltafluegel), waehrend bei Projektmessungen haeufig komplizierte Modelle unter speziellen Bedingungen vermessen werden sollen, wobei u.U. nur ein Messwert interessiert (Beispiel: Widerstand eines Drallgeschosses mit Base-Bleed bei Bodenbedingungen).

Prof. Dipl.-Ing. B. Ewald zum Thema: **Stoss-Grenzschicht-Interferenz**

Thema der Sitzung war eine Praesentation des Arbeits- und Wissensstandes zum Thema der Stoss-Grenzschichtinterferenz.

Erfolge bei den Bemuehungen, das physikalische Verstaendnis fuer diese Vorgaenge und die Moeglichkeit einer rechnerischen Behandlung zu verbessern, haengen sehr von der Verfuegbarkeit guter Messungen zu dem Phaenomen der Stoss-Grenzschichtinterferenz ab. Diese Messungen bereiten zur Zeit noch grosse Schwierigkeiten; eine Verbesserung ist besonders hinsichtlich der folgenden Probleme notwendig:

- Die physikalischen Vorgaenge spielen sich auf so engem Raum ab, dass sie durch die Gegenwart von Sonden wie Hitzdraht-Sonden, Pitot-Sonden oder aehnlichem unzuellaessig gestoert werden. Es sollten deshalb vorzugsweise beruehrungsfreie Messverfahren angewendet werden.

- Beruehrungsfreie Messverfahren, vorzugsweise LDA-Methoden, sind noch hinsichtlich ihres raeumlichen Aufloesungsvermoegens und der Messmoeglichkeit unmittelbar an der Wand begrenzt; hier ist eine Weiterentwicklung besonders wichtig.

- Eine gute Stuetzung fuer die Entwicklung theoretischer Rechenverfahren ist immer die 3 D-Stroemungsfeldvermessung. Gerade diese Messung ist aber besonders schwierig; hier sollten vorzugsweise Verfahren neu entwickelt bzw. weiterentwickelt werden.

- Bei allen experimentellen Arbeiten zur Stoss-Grenzschichtinterferenz ist zu beachten, dass die Turbulenz der freien Stroemung das Ergebnis beeinflusst bzw. verfaelscht. Das Problem der Turbulenz von Windkanalstroemungen, insbesondere im Transsonic-Bereich, muss in Grundsatzuntersuchungen behandelt werden.

Dr.-Ing W. Lorenz-Meyer zum Thema: **Wirbelplatzen**

Unter den Vorsitz von Dipl.-Ing. P. Sacher (MBB-UF) wurden zum Thema Wirbelplatzen eine Reihe von Vortraegen gehalten, deren wichtigste, experimentelle Ergebnisse hier kurz dargestellt werden sollen.

R. Engler (DFVLR): Beruehrungsfreie Messtechnik zur Bestimmung des Stroemungsfeldes von Vorderkantenwirbeln mit Hilfe von Ultraschall.

Die integrale Ultraschallmethode erlaubt in der vorliegenden Form die Vermessung von Wirbeln und Wirbelpaaren hinter Fluegeln und Flugkoerpern. Sie ist in dieser Form erprobt fuer Stroemungsgeschwindigkeiten bis 40 m/s. Assymmetrische Wirbelablosungen sind erkennbar. Mit einer Kombination aus Laser und Ultraschallstrecke laesst sich eine Verfeinerung der Feldmessung erreichen.

Kritik in der Diskussion: Verformungen des Strahls koennen nicht erfasst werden. Beeinflussen die Ultraschallimpulse das Wirbelaufplatzen?

Dr. R. Neuwerth (RWTH Aachen): Gesteuertes Aufplatzen von Randwirbeln

Hier wurde eine interessante Methode vorgestellt, um das Aufplatzen und Ausheilen eines Wirbels im Experiment studieren zu koennen. Von einem angestellten Rechteckfluegel wird ein Randwirbel erzeugt, der in einem anschliessenden Diffusor (Druckanstieg!) zum Aufplatzen und in einer Duese (Druckabfall!) zum Ausheilen gebracht wird. Umfangs- und Axialgeschwindigkeit im Wirbel wurden jeweils vermessen.

H.-G. Pagendarm (TU Bochum): Ein Beitrag zur Beeinflussung der Stroemung ueber schlanke Delta-Fluegel durch Ausblasen.

Hier wurde ueber Untersuchungen an schlanken Delta-Fluegeln in einem Wasserkanal ($V_{\max} = 15 \text{ m/s}$) berichtet. Ausgeblasen wurde parallel zur Fluegelvorderkante, um den Wirbel zu beeinflussen.

Vom Standpunkt der Versuchsanlagen schaelt sich dabei ein ausgesprochener Mangel an Stroemungsfeldmessungen in kompressibler Stroemung heraus.

Es wird deshalb vorgeschlagen, an einem einfachen Delta-Fluegel entsprechende Untersuchungen durchzufuehren, um einen Einblick in die Physik der Wirbelstroemung zu bekommen und um Hilfen fuer die Modellierung zu erhalten. Als geeignete Fluegel werden die AGARD Test Cases oder der Truckenbrodt Fluegel ($\Lambda = 2,31$) vorgeschlagen.

Vogelflug im Windkanal

Biophysik der Fortbewegung bei Tieren / Strömungsgünstige Körperformen

Bewegung ist ein Kennzeichen menschlichen Lebens. Dies gilt schon für den Transport von Elektronen in biologischen Molekülen und für den Stoffwechsel der Organismen. Bei den Tieren ist das Überleben nicht nur von dem geordneten Ablauf der molekularen und zellulären Vorgänge im Körper abhängig, sondern auch von der möglichst effektiven Bewegung des ganzen Individuums durch Laufen, Schwimmen oder Fliegen. Da diese Dynamik aber stets kinetische Energie erfordert, haben die Lebewesen gleichnamigen Leistungsstrategie sparsame biologische Antileistungsstrategie entwickelt. Obwohl es sich dabei um grundsätzliche Vorgänge des Lebens handelt, beschränken sich nur verhältnismäßig wenige Biologen mit der Vorbereitung der Tiere. Das dürfte vor allem darauf zurückzuführen sein, daß es sich dabei um ein außerordentlich schwieriges Forschungsgebiet im Grenzbereich von Biologie, Physik und Krebschirurgie handelt.

Ende der fünfziger Jahre nahm sich der Zoologe Werner Neuhoff, damals noch Doktorand an der Universität München, dieses Arbeitsgebietes an und verarbeitete ihn nach Ausweisung von Professor Neuhoff, der seit 1969 Direktor am Zoologischen Institut der Universität Saarbrücken ist, haben unterdessen Weltweit erkannt. Im Schwerpunkt in der Physiologie der tertiären Fortbewegung bezieht ist die Biologie des Schwimmens und Fliegens. Da Ergebnisse aus dem Saarbrücker Institut bedeuten eindrucksvoll die Rhythmus der Fortbewegung von Tieren.

energieverbrauchende Arbeit, nach deren die Technik ständig strebt, sind in der Natur längst verwirklicht. So beträgt der sogenannte Widerstandsbeiwert, der gewissermaßen die „Plumbheit“ eines Gegenstandes oder Körpers angibt, nach den Messungen der Saarbrücker Arbeitsgruppe etwa bei den Eschbingslinien nur ungefähr 0,06

Keines der technischen Geräte im Wasser oder auf dem Lande erreichen diesen geringen Wert. Die schwimmfähigen Schwimmkörper des amerikanischen Schlüsselschwimmers haben einen mehr als dreimal so hohen Widerstandswert, und auch bei Unterwasserbooten und Torpedos ist er anderthalb bis doppelt so hoch. Die Schnittgeschwindigkeit des Pinguins wird nur von technischen Idealtönen übertrffen, die aber wegen mangelnder Richtungs- und Lagestabilität praktisierbar sind. Der schwimmende Vogel ist hingegen trotz seiner stabilisierenden Rücken- und Brustschwimmer mit einer Geschwindigkeit von einem bis anderthalbmal so hohen Widerstandswert, was ihn als Schwimmkörper, sondern auch nur die Körperform, sondern auch die Verhältnisse von Länge und Durchmesser maßge-

Die ersten Stromauswirkungen machte Nechalli in Wasserfällen. Er fand, daß der flüßigste Goldfluß, einen Silberfluß und einen schmelzigen Antimonfluß in sich die beiden nicht angesehene, in sich die beiden nammen Reynoldsdahl unterscheidet. Diese Abgibt von der Gesamtinduktion und Größe des Objekts sowie von der Zylinder (Vorsicht) des Maßstabs. Reynoldsdahl, daß für diese Wirkung, Bakterien haben eine wichtige Rolle spielen. Die Reynoldsdahl, wie Hönig ist. Die Reynoldsdahl, der Wale hingegen bei deren Untersuchung die Trägerschicht die Zylinderkette wesentlich überwiegen. Einmalere Goldordnungsmittel, ist um mehrere Goldordnungsmittel, ist niedriger als die Reynoldsdahl, ist, desto beschleunigt ein ansonsten mitleidender, kleinerer Widerstandswert.

Der Strömungswiderstand von freischwimmenden Wirbeltieren wie Plagiodon konnte erst mit einem Verfahren bestimmt werden, das Professor D. Bilo von der Saarbrücker Arbeitsgruppe entwickelt hat. Dabei wird das nach einem Schwimmstoff mit Wasser verlegende Tier gefilmt. Anhand der Einzelbilder ermittelt die Geschwindigkeitsaufnahme ermit-

teilt. Aus dieser kann der Wilderstandsbeitrag des Tierkörpers abgeleitet werden. Die Berechnung wird erleichtert durch die vom Tier mitgeführte Wassermasse, so daß der errechnete Wert um 20 bis 30 Prozent nach oben korrigiert werden muß.

Im Gegensatz zu den aufsteigenden bläulichen Verfärbungen der Haut des Strömungswiderstand zusätzlich zu senken. So ist schon länger bekannt, daß Delfine sechs mal schneller schwimmen, als aufgrund ihrer Muskelleistung zu erwarten wäre. Manchmal stoßen widerstandlos ab, damit den Strömungsverstand des Wassers verändert. Mit künstlichen Fischlein im Laichwasser kann sogar die Leistung von Feuerwehrritzen

erhöht werden.

Noch intensiver als an der Biophysik als schwammiger Tier arbeitet man in Saarbrücken an der Physiologie und Aerodynamik des Vogel- und Insektenfluges. Es ist dies die einzige Arbeitsgruppe in Deutschland, die sich mit diesem umfassenden Gebiet beschäftigt. Bisher ist erst verhältnismäßig wenig über die biologischen und physikalischen Grundlagen dieser Fortbewegungsart bekannt. Das ist eine große Lücke in der Grundlagenforschung, wenn man bedenkt, daß zwei Drittel aller Tierarten fliegen können. Mit dem durchweg selbstgeschaffenen Windkanal und sonstigen Versuchsanordnungen hat man in Saarbrücken hervorragende Leistungen erzielt.

Die schwerbare Bienenkönigin darf der Insekten und Vogel fliegen, darf nicht darüber hinwegtauchen, das muss fortbewegt nur durch, das exakte Zusammenspiel ganz unterschiedlicher biologischer und physikalischer Vorgänge möglich wird. Flügel werden von Muskeln angetrieben, die sich bereits rhythmisch zusammenziehen. Die Rhythmik geht von verschiedenen Nervenzellen des Zentralnervensystems aus. Gleichzeitung müssen die von den Sinnesorganen ankommenden Meldungen koordiniert werden. Sie enthalten unter anderem

Informationen über die Kugelstellung und visuelle Wahrnehmungen.

Schließlich muß der Stoffwechsel auf höhere Leistung umgestellt und der sich nach erkranktem Körper gefühlt werden. Bei einem fliegenden Insekt steigt die Stoffwechselleistung gegenüber dem Ruhezustand nicht nur um das Zehnfache, sondern um das Hundertfache an. Die meisten Insekten bewegen ihre Flügel, die an so komplizierten muskulösen Gelenksverbindungen angeschlossen sind, nicht direkt, sondern

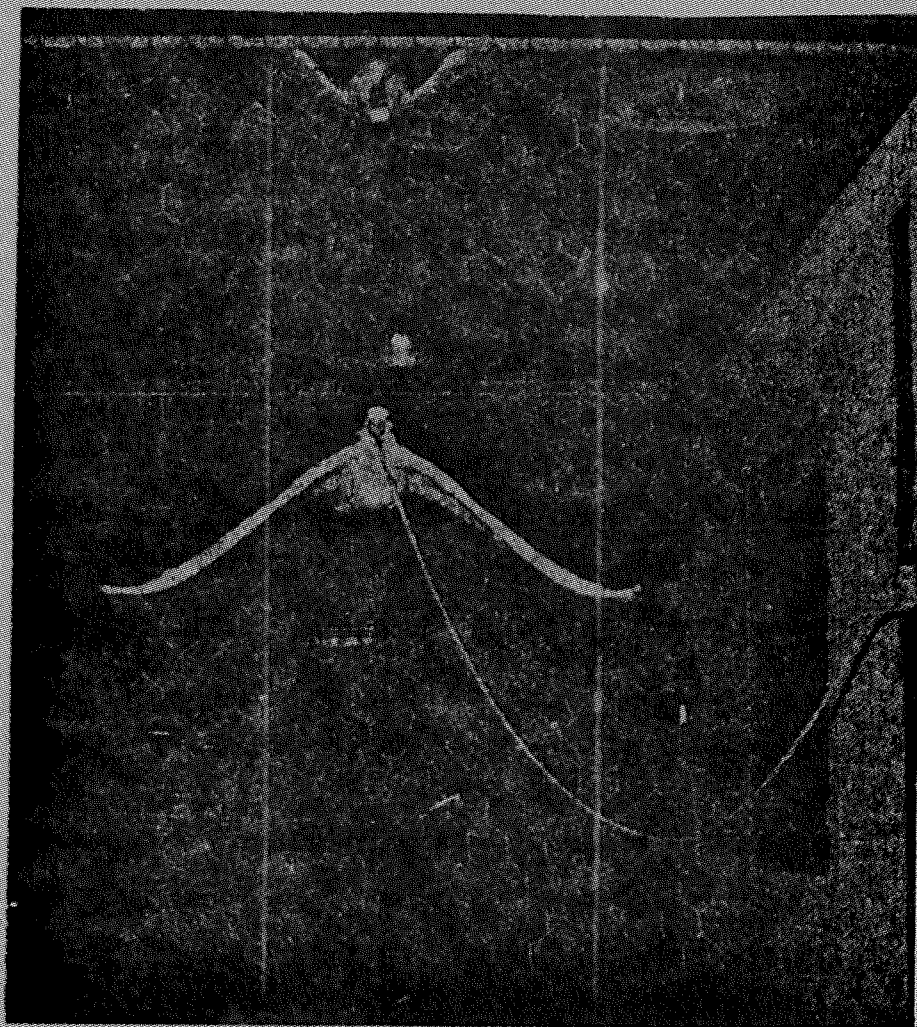
schweren Zusammenstoßen aus. Erstens: Nur die Festschneidung der Flügel wird unmittelbar durch Muskeln gesteuert, holt sie bei dem Peitzugbeweg von Halsbändern. Die Flügelbewegungen werden von der Saartdrücker-Forschung mit Hochgeschwindigkeitsspektrometern mit 6000 Bildern pro Sekunde festgehalten. Es zeigte sich, daß Fliegen durch die besonders stürmische Bewegung der Flügel gegen die Strömung, den sogenannten aerodynamischen Anstellwinkel, nicht nur beim Absteigen, sondern auch beim Aufsteigen Hub und Schub erzeugen. Die Flügel schlagen 20-mal pro Sekunde.

Untersuchen hat man, konstruiert, in denen auch Tauben in weite, breiten Flug untersucht worden. In einer der 13 Meter langen Biege kammer mit einem Querschnitt von einem Meter fliegt der Vogel gegen einen gleichmäßigen Luftstrom, der zuvor durch mehrere Umlenkungen und Turbulenzen geleitet wird. Die Flügelschläge werden von einer Zellulosemembran aufgezeichnet. Für Tauben ist es eine Art Gasmasker, aber dem Schreiber, so daß die Atemluft über einen Schläuch abgelesen werden kann. Aus der Menge der verbrauchten Sauerstoffe kann das ausgesandte Kohlendioxid und das zugegenommene Sauerstoff auf die Stoffwechselleistung der Taube während des Fluges ziehen. Die Taube werden abtoben vor und nach dem Flug gewogen.

Wenn, werden die Taubenmännchen in der Nähe des Windmüllers aufgestellt. Durch leichte elektrische Reize am Hals werden die Tauben nach unten nach darauf dressiert, bei gelbem Licht fliegen, bei blauem Licht landen und erst nach dem Abschalten der Lampen wieder zu landen. Alternativ führt das zu einem bedingten Reflex, der ohne elektrischen Reiz funktioniert. Durch das Licht ausgelöst wird das Training bis viel erfolgreicher als die bisherigen, im Ausland entwickelten Verfahren. Am besten fliegen junge Tauben, die etwa einen Monat alt sind.

Dielektophysik des Schwimmsens und Fliegens wie sie vom Fischgill- und Insektenhirn ist, ist eine Grundlagenforschung. Schon wissen die Biologen über die Bewegungscharakteristika der Natur bewegungslos, daß ein Tier sich einem technischen Anwendungszweck anpassen muß. Selbst bei einem so allseitigen Vorgehen wie dem Vorfingflug gibt es immer noch mehr Wissenschaftler, die sich an der Ergebnisse. So versucht man in Schwimmbildern auch herauszufinden, welche Reflexe dem Kumpfling der Raubzahn steuern. Die Porcellan der Raubzahn-Fische, die 1962 der Karl-Ritter-Verein, Medaille erhielt, und schon falls ein weiteres Beispiel dazu, daß die deutsche Zoologie international durch eine kontinuierliche Arbeit kann. Dazu bedarf es freilich der Mittel, ausgereizte Pläne in der Wissenschaft zu verweisen.

Mitgeteilt von Dr. H.-G. Knoche



Tauben fliegen nach einiger Dressur sogar in der Kammer eines Windkanals gegen die Luftströmung. Mit einer Atemmaske am Schnabel, die mit einem Schlauch an einem Gasanalysator angeschlossen ist, kann die Sauerstoffaufnahme und die Kohlendioxydabgabe während des Fluges gemessen werden.

Dies erlaubt Rückschlüsse auf die Stoffwechselleistung des Tieres. In dem großen Windkanal am Zoologischen Institut der Universität Saarbrücken werden auch die Flügelbewegungen der Tauben mit Zeitlupenkameras gefilmt. Die Aerodynamik des Vogelfluges ist noch wenig untersucht. Foto Butz/Hirth

FA7

13.4.83