

STAB-MITTEILUNGEN

NR. 2 / 1984

ERSCHEINUNGS-DATUM: DEZEMBER 1984

Geschäftsstelle: AG STAB c/o DFVLR
Linder Höhe
D-5000 Köln 90 (Porz)

Telefon (0 22 03) 6 01 29 79
Telex 8 874 410 (dfvw d)
Fernkopierer infotec 6000, Fax-Nr. 02203/6012507

Die Redaktion wünscht allen Lesern
ein frohes Weihnachtsfest und ein
erfolgreiches Neues Jahr 1985

INHALT

	Seite
Vorwort.....	3
Personalia.....	5
2. STAB-Workshop.....	7
Veröffentlichungen.....	100

VORWORT

Das vorliegende Heft Nr. 2/1984 der "STAB-MITTEILUNGEN" ist schwerpunktmäßig dem 2. STAB-Workshop gewidmet, der vom 18. bis 19. September 1984 im DFVLR-Forschungszentrum Köln-Porz stattfand. Diese Berichtlegung gliedert sich im wesentlichen entsprechend den 4 Projektgruppen der AG STAB (in Klammern die Namen der Sprecher)

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

die für die nachstehenden 5 Schwerpunktthemen verantwortlich zeichneten:

- "Grundlagenuntersuchungen abgelöster Strömungen" (Prof. Thiede)
und
- "Stoß-Grenzschicht-Interferenz" (Prof. Thiede)
- "Wirbelplatzen" (Dipl.-Ing. Sacher)
- "Blattspitzenumströmung" (Dipl.-Ing. Polz)
- "Heckablösung" (Dr. Dallmann).

Die 5 Fachkreise

- Physikalische Grundlagen (Prof. Durst, Uni Erlangen)
- Mathematische Grundlagen (Prof. Törnig, TH Darmstadt)
- Numerische Simulation (Dr. B. Wagner, Dornier)
- Meßtechnik (Dr. Bütetisch, DFVLR)
- Anlagen (Dr. Lorenz-Meyer, DFVLR)

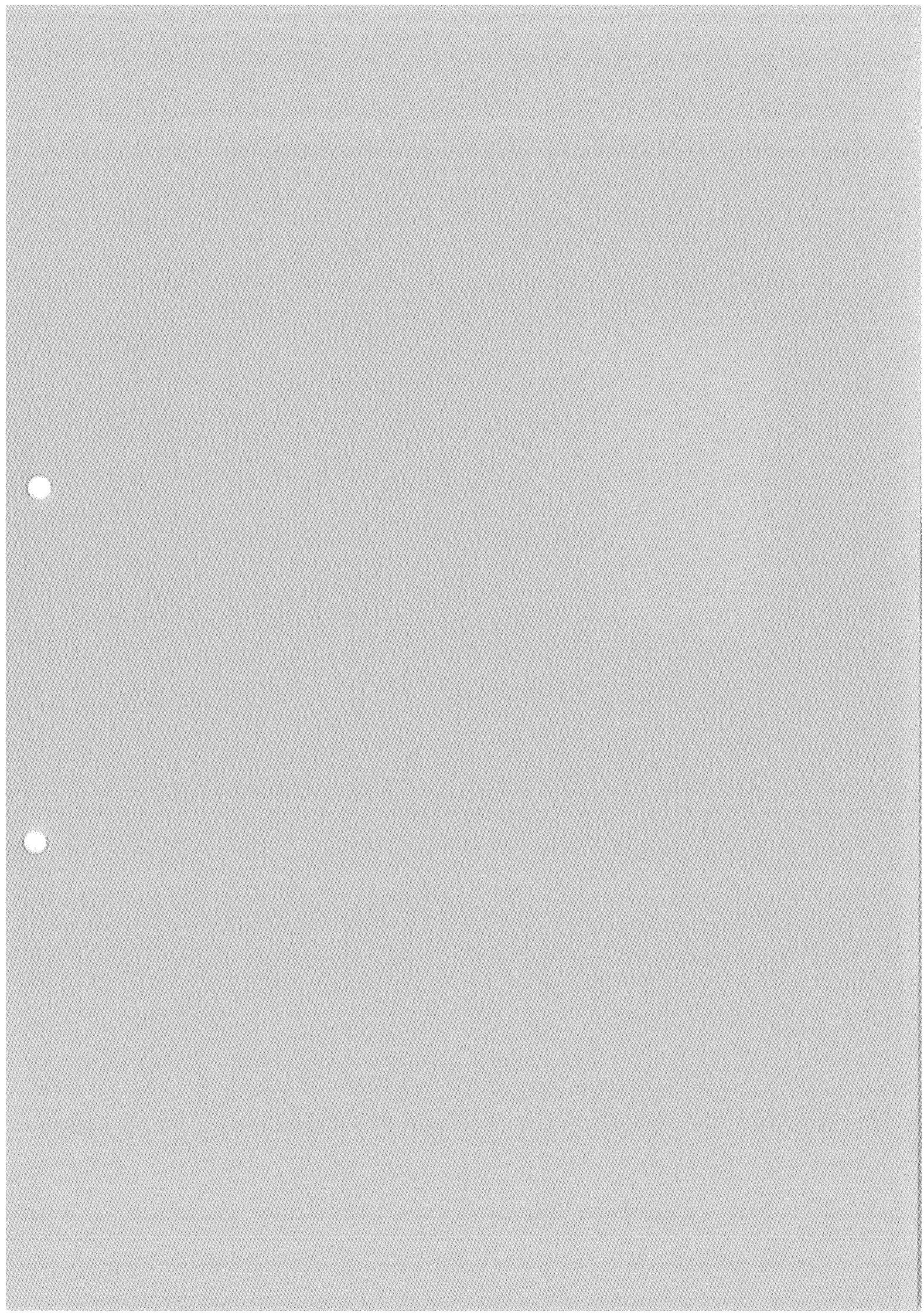
haben keine eigenen Sitzungen veranstaltet, sondern ihre Vertreter in die der Projektgruppen entsandt und entsprechende Erfahrungsberichte verfaßt.

Ausdrücklich sei darauf hingewiesen, daß verantwortlich für den Inhalt der Berichte die im jeweiligen Vorspann genannten Sprecher der Projektgruppen und Fachkreise sind, die auch bei etwaigen Rücksprachen zu kontaktieren sind.

Köln-Porz, im Dezember 1984

A handwritten signature in dark ink, appearing to read 'K. Robert', written in a cursive style.

(Dr. K. Robert)



PERSONALIA

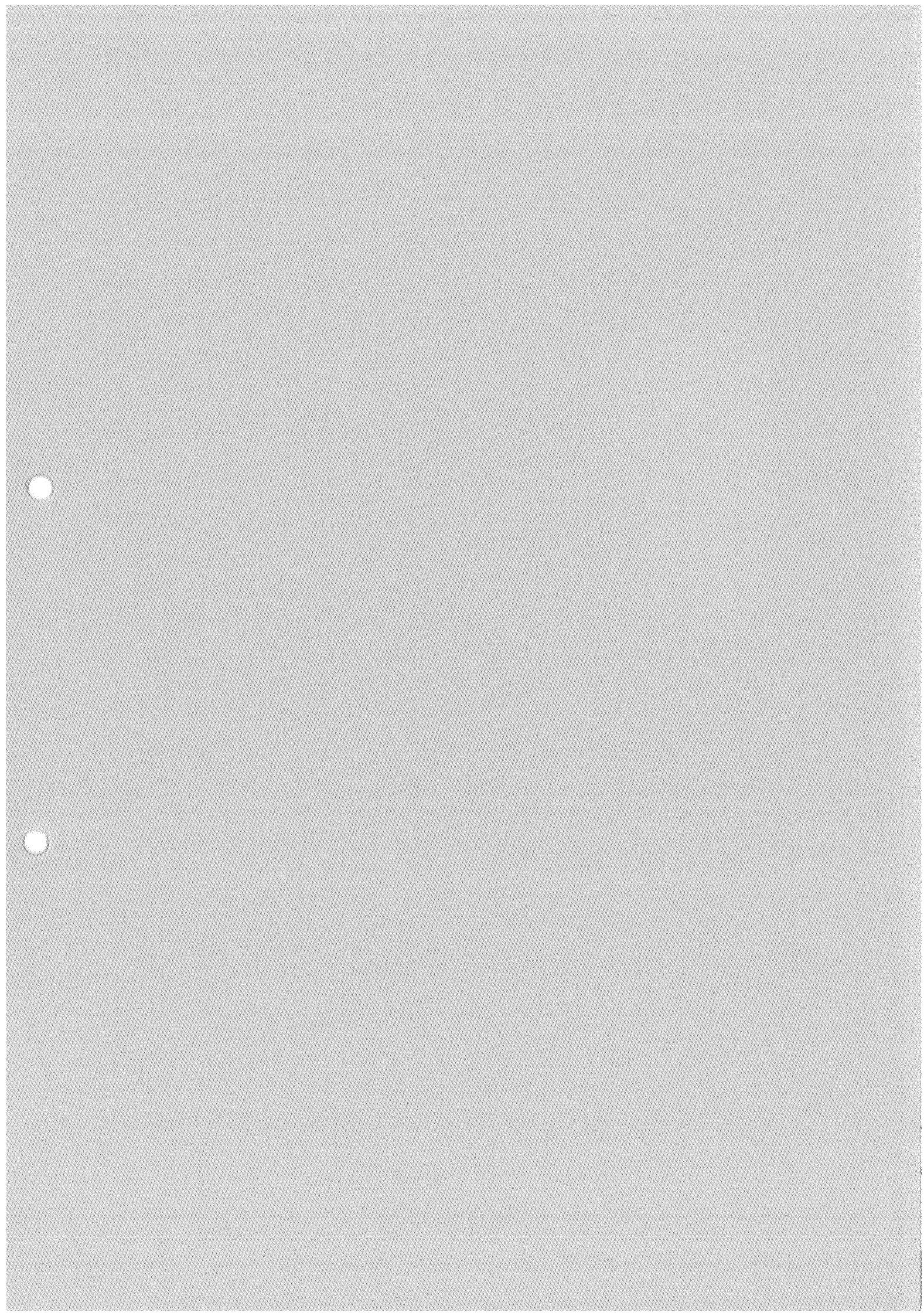
- o Zu Ehrenmitgliedern der DGLR wurden ernannt die Herren
Prof.em. Dr.-Ing. X. Hafer
ehem. Mitglied der Steuergruppe und der Programm-Leitung der
AG STAB

Prof. Dr. H.L. Jordan
Sprecher des Kuratoriums der AG STAB

Dr. H.-G. Knoche
Mitglied und vorm. Sprecher der Programm-Leitung der AG STAB

- o Programm-Leitung:
 - Zum Sprecher der Programm-Leitung wurde am 20.9.1984 in
Nachfolge von Herrn Dr. Knoche Herr Dipl.-Ing. Günter Krenz
(MBB-TE 2, Bremen) gewählt.
 - Als Stellvertretender Sprecher wurde Herr
Priv. Doz. Dr.-Ing.habil. H. Oertel (DFVLR Göttingen)
wiedergewählt.
 - Hinzugewählt in die Programm-Leitung wurde
Herr Dr.-Ing. H. Weyer (DNW, Emmeloord)
- o Programm-Ausschuß:
 - Als Stellvertretender Sprecher der Projektgruppe "Dreh-
flügel" wurde Herr Dr. W. Splettstößer (DFVLR Braunschweig)
benannt.
 - Der Stellvertretende Sprecher des Fachkreises "Mathema-
tische Grundlagen", Herr Prof. Dr. Ulrich Trottenberg,
C4-Professor für Ingenieurmathematik an der Universität -

Gesamthochschule Essen, wurde im Rahmen eines gemeinsamen Berufungsverfahrens der Universität zu Köln und der Gesellschaft für Mathematik und Datenverarbeitung (GMD) auf eine C4-Professur für Mathematik in Köln und in die Leitung des Instituts für Methodische Grundlagen der GMD, Sankt Augustin, berufen. Prof. Trottenberg betreute schon zuvor die numerischen Forschungsarbeiten der GMD. Sein Spezialgebiet sind "superschnelle" Verfahren zur Lösung großer numerischer Simulationsaufgaben in Naturwissenschaft und Technik (insbesondere Informationstechnik).



2. STAB-Workshop

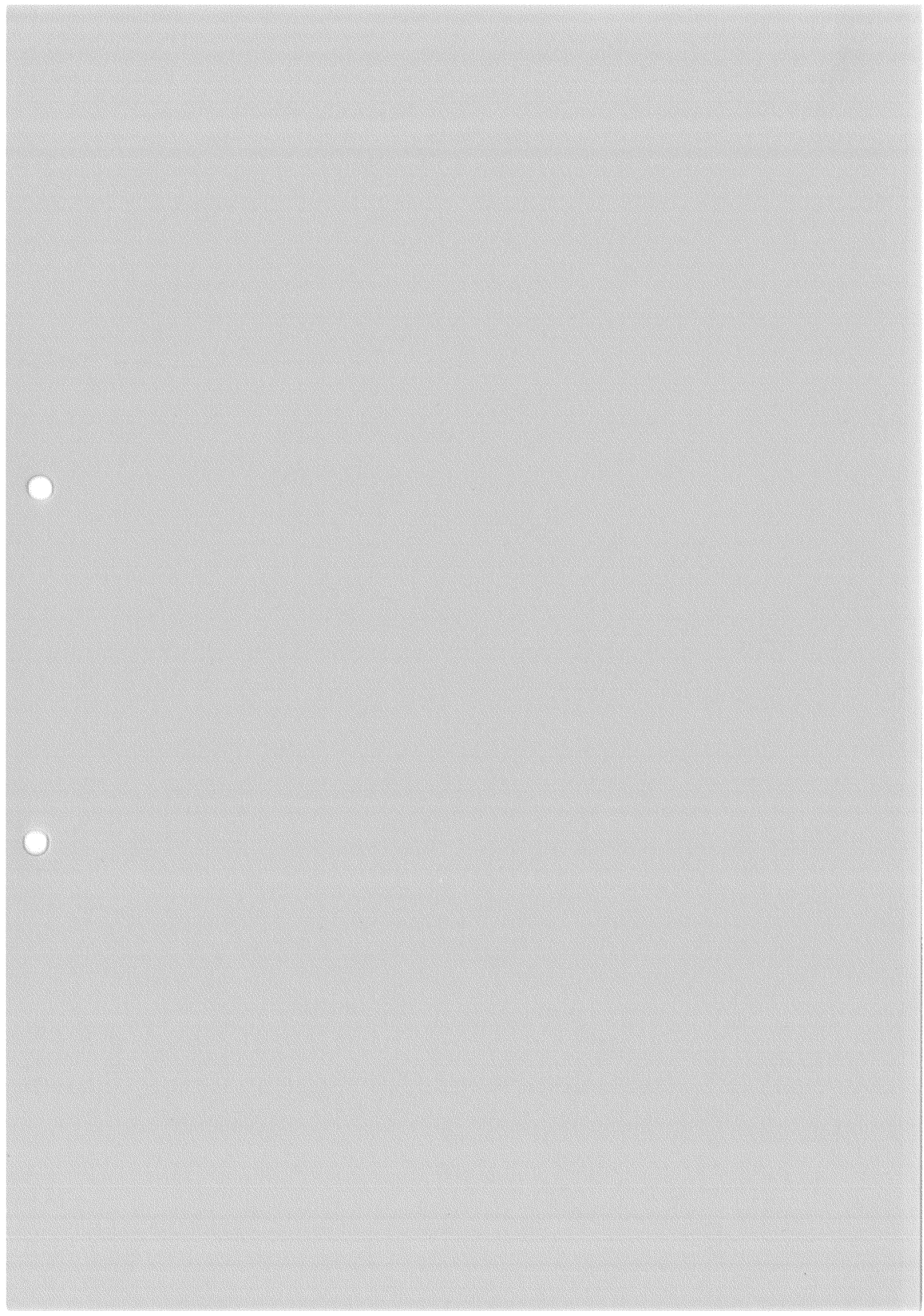
18./19. Sept. 1984

DFVLR-Forschungszentrum Köln-Porz

Teilnehmerliste
2. STAB-Workshop

Name	Titel	Institut/Einrichtung
Abou El-Seoud	Dr.rer.nat.	TH Darmstadt
Ahmed	Dr.-Ing.	DFVLR, SM-EA, Braunsch.
Bestek	Dr.-Ing.	Uni Stuttgart
Bippes	Dr.-Ing.	DFVLR, SM-ES, Göttingen
Bohning	Dr.-Ing.	Uni Karlsruhe
Bütefisch	Dr.	DFVLR, SM-ES, Göttingen
Dallmann	Dr.	DFVLR, SM-TS, Göttingen
Dargel	Dipl.-Ing.	MBB-UT, Bremen
Délery	Ing.	ONERA
Dortmann		TH Aachen
Engler	Dipl.-Phys.	DFVLR, HA-WK, Göttingen
Esch	Dipl.-Ing.	DFVLR, HA-WK, Köln-Porz
Freimuth	Dipl.-Ing.	DFVLR, SM-ES
Gentzsch	Dr.	DFVLR, SM-TS, Göttingen
Geropp	Prof.	Uni Siegen
Hänel	Dr.	TH Aachen
Hefer	Dr.	DFVLR, SM-ES, Göttingen
Hennig	Dr.	MBB-UA
Hirschel	Prof.Dr.-Ing.	MBB-UF
Hornung	Prof.Ph.D.	DFVLR, SM-ES, Göttingen
Jawtuschk, Vera	Dipl.-Phys.	DFVLR, SM-AT, Köln-Porz
Katzer	Dipl.-Math.	DFVLR, SM-TS, Göttingen
Körner	Dr.-Ing.	DFVLR, SM-EA, Braunsch.
Krogmann	Dr.-Ing.	DFVLR, SM-ES, Göttingen
Kux	Dr.	Inst.f.Schiffbau, Hamburg
Lawaczeck	Dr.-Ing.	DFVLR, HA-WK, Göttingen
Leiss	Dipl.-Ing.	HSBW München
Lorenz-Meyer	Dr.-Ing.	DFVLR, HA-WK, Göttingen
Müller	Dipl.-Math.	DFVLR, SM-TS, Göttingen
Neuwerth	Dr.-Ing.	TH Aachen

Name	Titel	Institut/Einrichtung
Niederdrenk	Dr.	DFVLR, SM-TS, Göttingen
Nikolitsch	Dipl.-Ing.	MBB-UA
Oertel	Dr.-Ing.	DFVLR, SM-TS, Göttingen
Polz	Dipl.-Ing.	MBB-UD
Requardt	Dipl.-Ing.	DFVLR, HA-WK, Köln-Porz
Riedel		DFVLR, SM-EA, Braunsch.
Sacher	Dipl.-Ing.	MBB-UF
Schäfer		DFVLR, HA-WK, Köln-Porz
Scheuerer	Dr.-Ing.	Uni Erlangen
Schöler	Dipl.-Phys.	DFVLR SM-ES, Göttingen
Stahl	Dr.-Ing.	DFVLR SM-ES, Göttingen
Starken	Dr.-Ing.	DFVLR, SM-AT, Köln-Porz
Splettstößer	Dr.-Ing.	DFVLR, SM-EA, Braunsch.
Sun	Dr.	DFVLR, SM-TS, Göttingen
Thiede	Prof.	MBB-UT Bremen
Tropea	Dr.-Ing.	Uni Erlangen
Tusche		DFVLR, HA-WK, Göttingen
Wagner, B.	Dr.-Ing.	Dornier, Friedrichshfn.
Wagner, S.	Prof.	HSBW, München
Weiland	Dr.-Ing.	MBB-UF
Winter	Dipl.-Ing.	IAG - Uni Stuttgart
Wunderlich	Dipl.-Ing.	Uni Erlangen
Yün	Prof.	DFVLR Köln z.Zt. SM-AT



KURZBERICHT

2. STAB - Workshop

GRUNDLAGENUNTERSUCHUNGEN ABGELÖSTER STRÖMUNGEN

und

STOSS-GRENZSCHICHT-INTERFERENZ

18./19.Sept. 1984, DFVLR Köln-Porz

P. Thiede
MBB Bremen

ZIELSETZUNG

Der 2. STAB-Workshop wurde mit der Zielsetzung durchgeführt,

- die seit dem 1. STAB-Workshop erzielten Arbeitsfortschritte darzustellen und zu diskutieren,
- neu aufgenommene bzw. geplante Aktivitäten vorzustellen,
- die Zusammenarbeit mit den teilweise umstrukturierten Fachkreisen zu intensivieren,
- das Arbeitsprogramm zu aktualisieren und die weitere Vorgehensweise zu besprechen.

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

TEILNEHMER

Dr. Abou El-Seoud	TH Darmstadt	(Vertreter des FK "Math. Grundlagen")
Dr. Bestek	U Stuttgart	
Dr. Bohning	U Karlsruhe	
Dr. Bütefisch	DFVLR Göttingen	(gleichz. Vertreter des FK "Meßtechnik")
Dipl.-Ing. Dargel	MBB Bremen	
Dr. Détery	ONERA Chatillon	
Dipl.-Ing. Dortmann	RWTH Aachen	
Dipl.-Ing. Franke	RWTH Aachen	
Dipl.-Ing. Freimuth	DFVLR Göttingen	
Dr. Gentzsch	DFVLR Göttingen	
Prof. Geropp	U Siegen	
Prof. Gersten	U Bochum	
Dr. Hänel	RWTH Aachen	
Dr. Hefer	DFVLR Göttingen	
Dipl.-Ing. Hennig	MBB Ottobrunn	
Prof. Hornung	DFVLR Göttingen	
Dipl.-Ing. Katzer	DFVLR Göttingen	
Dr. Körner	DFVLR Braunschweig	
Dr. Krogmann	DFVLR Göttingen	
Dr. Lorenz-Meyer	DFVLR Göttingen	(Vertreter des FK "Anlagen")
Dr. Meyer	ISL Saint-Louis	
Dr. Niederdrenk	DFVLR Göttingen	
Dipl.-Ing. Nikolitsch	MBB Ottobrunn	
Dr. Oertel	DFVLR Göttingen	
Dr. Scheuerer	U Erlangen	(Vertreter des FK "Physik. Grundlagen")
Dr. Starken	DFVLR Köln-Porz	
Prof. Thiede	MBB Bremen	
Dr. Tropea	U Erlangen	
Dr. Wagner	Dornier Friedrichshafen	(gleichz. Vertreter des FK "Num. Simulation")
Dipl.-Ing. Wunderlich	U Erlangen	
Dr. Yü	DFVLR Köln-Porz	

ABLAUF

Der inhaltliche Ablauf des Workshops "Stoß-Grenzschicht-Interferenz" wurde durch die Zusammenlegung mit dem Themenkomplex "Grundlagenuntersuchungen abgelöster Strömungen" geprägt. Entsprechend war das Workshop-Programm gegliedert:

1. Grundlagenuntersuchungen abgelöster Strömungen (18.9.84)
2. Stoß-Grenzschicht-Interferenz (19.9.84)
 - 2.1 Übersichtsvortrag
 - 2.2 Experimentelle Untersuchungen
 - 2.3 Numerische Simulation
 - 2.4 Abschlusßdiskussion

Teil 1: Grundlagenuntersuchungen abgelöster Strömungen

Zu diesem Themenkomplex wurden 6 Beiträge präsentiert.

In den ersten beiden Beiträgen berichteten H. Wunderlich und H. Tropea aus dem LSTM der Universität Erlangen-Nürnberg über grundlegende Untersuchungen der an Kanalverengungen und Hindernissen auftretenden Ablösegebiete bei kleinen Reynoldszahlen. Die Untersuchungen, die im ersten Fall sowohl experimentell (LDA) als auch theoretisch (finites Differenzenverfahren) und im zweiten Fall rein experimentell (LDA) durchgeführt wurden, dienen in erster Linie dem besseren physikalischen Verständnis der Ablösevorgänge. Im nächsten Beitrag trug H. Bestek über die am Institut A für Mechanik der Universität Stuttgart durchgeführten Navier-Stokes-Untersuchungen von stationären und instationären Ablöseblasen in einer laminaren Platten-grenzschicht vor. Weiterhin berichtete H. Geropp, Universität Siegen, über LDA-Messungen und theoretische Untersuchungen der Wirbel- und Turbulenzstrukturen in Totwasserströmungen hinter Widerstandskörpern, die auf eine verbesserte Totwassersimulation abzielen. H. Meyer vom ISL Saint-Louis präsentierte experimentelle (LDA) und theoretische (Maskew-Dvorak-Verfahren) Ergebnisse der abgelösten Strömung hinter einem Spoiler, die überraschend gut übereinstimmen. Schließlich berichtete H. Bütetisch über erste LDA-Messungen im $1 \times 1 \text{ m}^2$ Transsonischen Windkanal der DFVLR Göttingen im Stoßbereich eines überkritischen CAST 7 Profils.

Teil 2: Stoß-Grenzschicht-Interferenz

Einführend hielt H. Delery, ONERA Chatillon, einen Übersichtsvortrag über Stoß-Grenzschicht-Interferenz, in dem er die verschiedenen Aspekte der Stoß-Grenzschicht-Interferenz bei transsonischer Profilströmung herausstellte. Dabei ging er insbesondere auf die experimentellen und theoretischen Arbeiten der ONERA ein.

Im experimentellen Teil berichtete H. Hefer über Voruntersuchungen zur 3-D Stoß-Grenzschicht-Interferenz an einem schiebenden Flügel im Transsonischen Windkanal der DFVLR Göttingen. Die Messungen sollten zeigen, ob sich mit der gewählten Anordnung "infinite swept wing" Bedingungen realisieren lassen. H. Franke informierte über die im Aerodynamischen Institut der RWTH Aachen laufenden experimentellen Untersuchungen an transsonischen Tragflügelprofilen. Dabei liegt der Schwerpunkt auf der Untersuchung der Seitenwandeinflüsse. H. Bohning gab einen Überblick über die im Institut für Strömungslehre und Strömungsmaschinen der Universität Karlsruhe laufenden und geplanten experimentellen Untersuchungen zur Stoß-Grenzschicht-Interferenz und zu Kondensationseinflüssen, die in erster Linie der Verifizierung theoretischer Modellvorstellungen und der Untersuchung der stoßinduzierten Ablösung und des Überschallfeldes dienen. In dem Beitrag von H. Krogmann, DFVLR Göttingen, und H. Thiede, MBB Bremen, wurde die passive Beeinflussung der Stoß-Grenzschicht-Interferenz an überkritischen Profilen durch Ventilation behandelt. H. Krogmann zeigte Ergebnisse neuerer Messungen im Transsonischen Windkanal Göttingen, bei denen eine Reduzierung des stoßbedingten Widerstandsanstiegs im off-design und eine Steigerung der Buffetgrenze erreicht wurde.

Die Beiträge im theoretischen Themenkomplex befaßten sich mit der numerischen Simulation sowohl der Stoß-Grenzschicht-Interferenz (lokale Lösungen) als auch transsonischer Profilströmungen (globale Lösungen). H. Bohning, Universität Karlsruhe, stellte noch einmal das 3-Schichten-Interferenzmodell von Bohning/Zierep vor, das als Ausgangspunkt für eine verbesserte Erfassung der Stoß-Grenzschicht-Interferenz in globalen Verfahren für transsonische Profil-/Flügelströmungen in Betracht kommt, und ging dann auf Weiterentwicklungen des Interferenzmodells ein. Durch Einführung einer neuen Randbedingung gelang es erstmals, den Effekt der Wandventilation auf das Interferenzgebiet qualitativ nachzuweisen. H. Dargel gab eine Übersicht über die Arbeiten bei MBB Bremen zur verbesserten Simulation viskoser transsonischer Profilströmungen, die sich insbesondere auf eine genauere Erfassung der Bereiche mit starker Interferenz (Hinterkanten-/Stoßbereich) konzentrieren. Während diese Bereiche bisher durch halbinverse Kopplung einer inversen Grenzschichtlösung mit der reibungsfreien Lösung erfaßt werden, zielen die weiteren Arbeiten auf die Implementierung einer lokalen Stoß-Grenzschicht-Interferenzlösung in Verbindung mit einem neuen Stoßoperator ab. H. Niederdrenk, DFVLR Göttingen, behandelte ebenfalls das Problem der Implementierung einer lokalen Interferenzlösung in ein globales Feldverfahren, wobei hier zunächst eine verfeinerte Stoßberechnung im globalen Verfahren nach der Methode des fiktiven Gases angestrebt wird. H. Wagner, Dornier Friedrichshafen, berichtete allgemein über die Problematik bei der Verwendung algebraischer Turbulenzmodelle in Navier-Stokes-Rechnungen und zeigte in einem konkreten Fall die erfolgreiche Anwendung des Cebeci-Smith-Modells. Schließlich berichtete H. Katzer, DFVLR Göttingen, über eine numerische Untersuchung der Wechselwirkung einer laminaren Grenzschicht mit einem schiefen Verdichtungsstoß auf Navier-Stokes-Basis.

ABSCHLUSSDISKUSSION/BEWERTUNG

In der Abschlusdiskussion wurde ein Resumé hinsichtlich des Arbeitsstandes, der aufgetretenen Probleme und der notwendigen Aktivitäten gezogen. Im Vergleich zum Programmvorschlag "Stoß-Grenzschicht-Interferenz" (1982) zeigte sich, daß die Hauptpunkte der Programmphase 1 in Bearbeitung sind und bereits einige Punkte der Phase 2 in Angriff genommen wurden. Insgesamt ergab sich folgendes Bild:

- "data base" Stoß-Grenzschicht-Interferenz

Die Schaffung eines derartigen "data base" ist im Rahmen von STAB nicht möglich. Es wurde daher angeregt zu versuchen, im Rahmen von AGARD oder GARTEur einen "data base" Stoß-Grenzschicht-Interferenz zu erstellen.

Entsprechende Experimente (berührungsfreie Meßverfahren, hohe Reynolds-zahlen, 3-D Messungen) wurden mit Unterstützung des Fachkreises "Meßtechnik" im Rahmen von STAB bereits teilweise initiiert; erste Ergebnisse darüber wurden auf dem 2. STAB-Workshop präsentiert (Bütefisch u.a., DFVLR Göttingen; Stanewsky u.a., DFVLR Göttingen; Franke, RWTH Aachen; Doerffer u.a., U Karlsruhe).

- Test von lokalen Stoß-Grenzschicht-Interferenzlösungen (Bohning/Zierep, Inger)

Wegen des fehlenden "data base" war das Austesten der existierenden Stoß-Grenzschicht-Interferenzmodelle bisher nur begrenzt möglich. Die bisher durchgeführten Vergleichsrechnungen bestätigen jedoch die Zuverlässigkeit des Interferenzmodells von Bohning/Zierep.

Dieses Interferenzmodell wurde weiter verbessert und durch Einführung einer neuen Randbedingung auf den Fall mit passiver Beeinflussung durch Ventilation erweitert (Bohning, U Karlsruhe). Die Erweiterung des Modells auf den 3-D Fall erscheint möglich.

- Implementierung lokaler Stoß-Grenzschicht-Interferenzlösungen in globale Berechnungsverfahren für transsonische Profilströmungen

Die Implementierung der lokalen Lösung in ein globales reibungsfreies Verfahren, die die Anpassung beider Lösungen erfordert, bringt mehr numerische Schwierigkeiten mit sich als erwartet. Durch Einführung eines neuen Stoßoperators in das globale Verfahren (Dargel u.a., MBB Bremen) bzw. Übergang auf ein fiktives Gas (Niederdrenk u.a., DFVLR Göttingen) soll zunächst die Stoßbeschreibung im globalen Verfahren verbessert werden.

- Numerische Untersuchung der Stoß-Grenzschicht-Interferenz auf Navier-Stokes-Basis

Verfahren zur numerischen Lösung der Navier-Stokes-Gleichungen für 2-D Strömungsprobleme sind an mehreren Stellen in Deutschland in Entwicklung (u.a. Dornier Friedrichshafen; DFVLR Göttingen). Sie bieten u.a. den Vorteil einer instationären Behandlung des Problems. Hauptprobleme für eine realistische numerische Simulation der Stoß-Grenzschicht-Interferenz bleiben jedoch die Anzahl der erforderlichen Netzknoten (Rechnerproblem) und die geeignete Turbulenzmodellierung, an der künftig verstärkt gearbeitet werden muß.

- Maßnahmen zur Beeinflussung der Stoß-Grenzschicht-Interferenz

Aufgrund der bisherigen Ergebnisse muß besonders die passive Beeinflussung der Stoß-Grenzschicht-Interferenz an überkritischen Tragflügeln durch Ventilation als sehr aussichtsreich angesehen werden. Die experimentellen Untersuchungen wurden daher verstärkt fortgesetzt (Krogmann, DFVLR Göttingen und Thiede, MBB Bremen). Detailliertere Untersuchungen mit berührungsfreien Meßverfahren erscheinen besonders vordringlich. Ein qualitativer Nachweis des passiver Effektes konnte erstmalig theoretisch erbracht werden (Bohning, U Karlsruhe).

Zusammenfassend ist festzustellen, daß die Thematik "Stoß-Grenzschicht-Interferenz" sich zu einem zentralen Thema der transsonischen Aerodynamik entwickelt hat, so daß die Arbeit der zunächst kleinen STAB-Projektgruppe ein zunehmend breiteres Echo findet.

PROGRAMM

2. STAB - Workshop

GRUNDLAGENUNTERSUCHUNGEN ABGELÖSTER STRÖMUNGEN

und

STOSS-GRENZSCHICHT-INTERFERENZ

18./19. Sept. 1984, DFVLR Köln-Porz

Dienstag, 18.9.84, 14.30 - 18.00 Uhr

Grundlagenuntersuchungen abgelöster Strömungen

- F. Durst, W. Eckert, W. Schierholz, A. Wunderlich,
U Erlangen-Nürnberg

Experimentelle und numerische Untersuchung der zweidimensionalen
laminaren Strömung in der Nähe plötzlicher Verengungen in Flachkanälen
- C. Tropea, R. Gackstatter, U Erlangen-Nürnberg

Experimentelle Untersuchung der Strömung über Hindernisse bei niedrigen
Reynoldszahlen
- K. Gruber, H. Fasel, H. Bestek, U Stuttgart

Numerische Simulation instationärer Vorgänge bei laminarer
Grenzschichtablösung
- D. Geropp, U Siegen

LDA-Messungen und theoretische Betrachtungen über Wirbel- und
Turbulenzstrukturen in abgelösten Strömungen
- P. Meyer, ISL Saint-Louis

Theoretische und experimentelle Untersuchung der abgelösten
Strömung hinter einem Spoiler
- K.A. Bütetisch, V. Strunck, K.H. Sauerland, H.R. Höfer, F.R. Grosche,
E. Stanewsky, DFVLR Göttingen

Erste 2-Komponenten-Geschwindigkeitsmessungen mit einem
Laser-Doppler-Anemometer im Stoß-Grenzschichtbereich eines
CAST 7 Profils

Mittwoch, 19.9.84, 8.30 - 17.00 Uhr

Stoß-Grenzschicht-Interferenz

1. ÜBERSICHTSVORTRAG

- J. Délery, ONERA Chatillon
Aspects of Shock-Wave/Turbulent Boundary-Layer Interaction in Two--dimensional Steady Flow

2. EXPERIMENTELLE UNTERSUCHUNGEN

- E. Stanewsky, G. Hefer, P. Freimuth, DFVLR Göttingen
Voruntersuchungen zur 3-D Stoß-Grenzschicht-Interferenz am schiebenden Flügel
- T. Franke, RWTH Aachen
Experimentelle Untersuchungen an schallnah angeströmten Tragflügelprofilen
- P. Doerffer, G. Schnerr, R. Bohning, U Karlsruhe
Experimentelle Untersuchungen zur Stoß-Grenzschicht-Interferenz und zu Kondensationseinflüssen bei Profilumströmungen im schallnahen Unterschall am Institut für Strömungslehre und Strömungsmaschinen der Universität Karlsruhe
- P. Krogmann, DFVLR Göttingen, P. Thiede, MBB Bremen
Passive Beeinflussung der Stoß-Grenzschicht-Interferenz an transsonischen Tragflügelprofilen

3. NUMERISCHE SIMULATION

- R. Bohning, U Karlsruhe
Weiterentwicklung des Stoß-Grenzschicht-Interferenzmodells von Bohning/Zierep
- G. Dargel, H. Jakob, MBB Bremen
Numerische Simulation viskoser transsonischer Profilströmungen mit verbesserter Erfassung der Stoß-Grenzschicht-Interferenz
- P. Niederdrenk, H. Sobieczky, DFVLR Göttingen
Stoß-Grenzschicht-Wechselwirkung und verfeinerte Stoßberechnung
- H.W. Stock, W. Haase, B. Wagner, Dornier Friedrichshafen
Über Probleme bei Verwendung algebraischer Turbulenzmodelle in Navier-Stokes-Rechnungen
- E. Katzer, DFVLR Göttingen
Numerische Untersuchung der laminaren Stoß-Grenzschicht-Wechselwirkung

4. ABSCHLUSSDISKUSSION

ABSTRACTS
2. STAB - WORKSHOP

GRUNDLAGENUNTERSUCHUNGEN ABGELÖSTER STRÖMUNGEN
und
STOSS-GRENZSCHICHT-INTERFERENZ

18./19. Sept. 1984, DFVLR Köln-Porz

EXPERIMENTELLE UND NUMERISCHE UNTERSUCHUNG DER ZWEIDIMENSIONALEN LAMINAREN STRÖMUNG IN DER NÄHE PLÖTZLICHER VERENGUNGEN IN FLACHKANÄLEN

von

F. Durst, W. Eckert, W. Schierholz und A. Wunderlich

Die Strömung durch Rohre und Kanäle mit plötzlichen Querschnittsverengungen ist durch erhöhte Druckverluste gekennzeichnet. In der durchgeführten Untersuchung wird versucht, einen tieferen Einblick in das Verhalten solcher Strömungen zu erhalten und die auftretenden Ablöse- und Rückströmvorgänge physikalisch zu verstehen.

Zu diesem Zweck wurden in einem Flachkanal die Geschwindigkeitsprofile vor und nach einer plötzlichen Verengung mit Hilfe der Laser-Doppler Anemometrie vermessen und mit Berechnungen verglichen.

Die Versuchsanlage bestand im wesentlichen aus einem temperierten Vorratsbehälter, einer drehzahlgesteuerten Kreislumppe und der eigentlichen Teststrecke mit einem Querschnitt von 10 x 180 mm. Mit einer Einlauflänge von 600 mm konnte eine zweidimensionale, laminare und stationäre Strömung sichergestellt werden. Als Fluid wurde Wasser benutzt. Die Teststrecke war auf einer 3-dimensionalen Traversiereinheit montiert, so daß das gesamte Geschwindigkeitsfeld im Kanal vermessen werden konnte. Für die Geschwindigkeitsmessungen wurde ein Laser-Doppler Anemometer in Vorwärtsstreuung verwendet. Die erhaltenen Doppler-Signale wurden mit einem Transientenrekorder und mit Software-Programmen an einem HP-Computer ausgewertet.

Um eine laminare, zweidimensionale Strömung mit einer plötzlichen Verengung zu berechnen, müssen die Kontinuitäts- und die Impulsgleichungen gelöst werden. Unter Berücksichtigung der Randbedingungen können die gekoppelten Differentialgleichungen mit einem Finite-Differenzen-Verfahren gelöst werden.

Die Versuche wurden in einem Reynoldszahlbereich von $53 < Re < 1326$ bei verschiedenen Kontraktionsverhältnissen durchgeführt (2:1; 4:1; 10:1). Dabei zeigte sich, daß die Berechnungen der Geschwindigkeitsprofile sehr gut mit den experimentellen Daten übereinstimmen (vgl. Abb. 1). Man kann daher die Berechnungen heranziehen, um genauere Aussagen über Ablösegebiete vor und nach der plötzlichen Verengung oder über Scher- und Dehnungssysteme im Kanal zu machen.

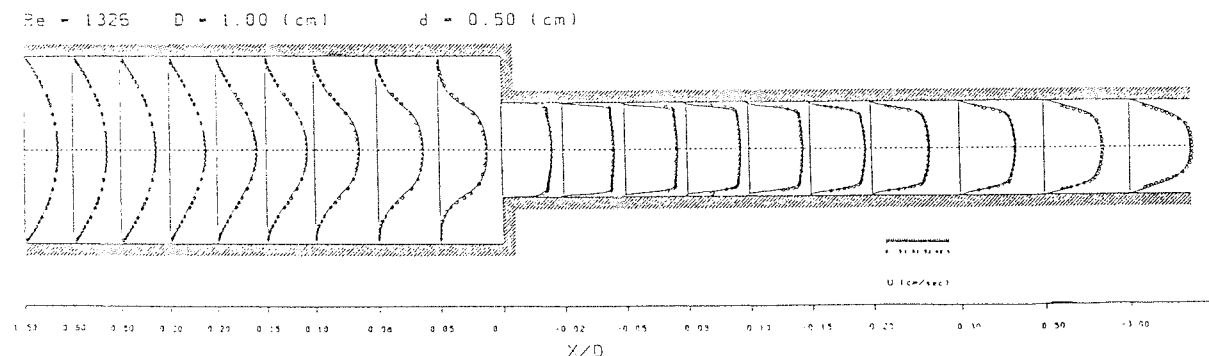


Abb.1: Geschwindigkeitsprofile Vergleich Messung-Rechnung

EXPERIMENTELLE UNTERSUCHUNG DER STRÖMUNG
ÜBER HINDERNISSE BEI NIEDRIGEN REYNOLDSZAHLEN

C. Tropea, R. Gackstatter

Lehrstuhl für Strömungsmechanik
Universität Erlangen-Nürnberg

Dieser Beitrag beschreibt die Fortsetzung eines Meßprogramms an abgelösten Strömungen in einfachen Geometrien. Das Ziel dieses Programms ist die experimentelle Bestimmung der Größen, die den Impulstransport in Ablösegebieten kennzeichnen, sowie die Erstellung einer detaillierten Meßdatensammlung für Vergleiche mit numerischen Berechnungen dieser Strömungen. In der vorliegenden Arbeit wird die zweidimensionale Strömung über einen Zaun und über Hindernisse größerer Streckung untersucht. Insbesondere wird die Abhängigkeit der Wiederanlegelängen von der Reynoldszahl, der Hindernishöhe und dem Längen-Höhen-Verhältnis des Hindernisses gezeigt. Diese Ergebnisse erlauben eine Klassifizierung der Strömung im laminaren Bereich, im Übergangsbereich und im turbulenten Reynoldszahlenbereich.

Die Messungen wurden mit einem Laser-Doppler-Anemometer in einer Luftströmung durchgeführt. Die Strömung wurde für eine Reynoldszahl, basierend auf der Kanalhöhe H , im Bereich $50 < Re_H < 1500$ untersucht. Somit konnte der gesamte laminare Bereich, sowie der Übergangsbereich der Strömung abgedeckt werden. Anhand der Messungen werden Vergleiche zwischen der Hindernisströmung, der Zaunströmung und der Stufenströmung gezogen.

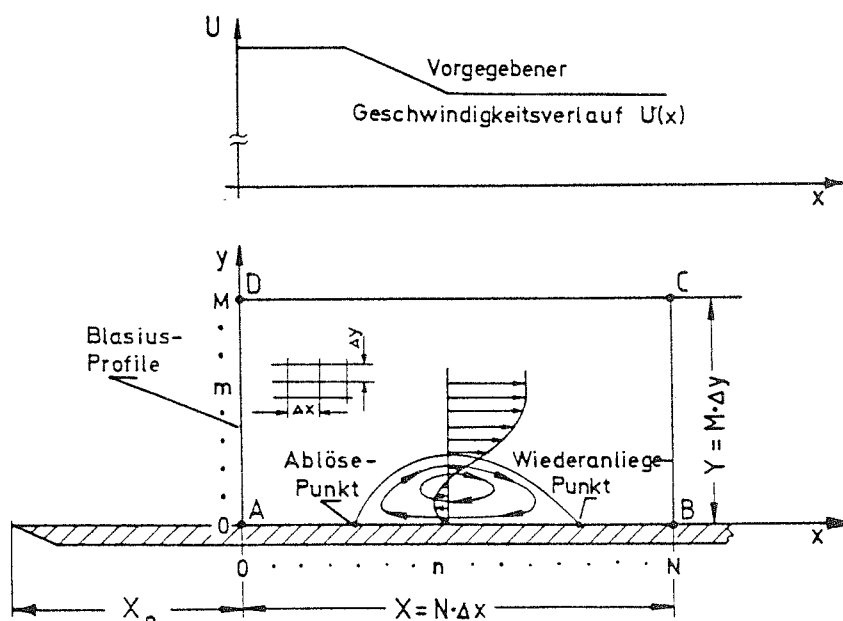
NUMERISCHE SIMULATION INSTATIONÄRER VORGÄNGE BEI LAMINARER GRENZSCHICHTABLÖSUNG

K. GRUBER, H. FASEL, H. BESTEK

Institut A für Mechanik
Universität Stuttgart

Am Beispiel einer zweidimensionalen laminaren Ablöseblase in einer Platten-grenzschichtströmung soll versucht werden, Einsicht in grundlegende physikalische Mechanismen zu gewinnen, die zur Strömungsablösung führen und diese dann aufrecht erhalten. Dazu werden 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. Dabei kann zum Beispiel durch Variation des Druckes in der Außenströmung bzw. durch Vorgabe eines Geschwindigkeitsgradienten am oberen Rand des Integrationsgebiets die Grenzschicht zum Ablösen und Wiederanlegen innerhalb des Integrationsgebiets gezwungen werden.

Ergebnisse von Berechnungen für stationäre und instationäre Ablöseblasen werden vorgestellt.



Integrationsgebiet mit vorgegebenem Geschwindigkeitsverlauf am oberen Rand

UNIVERSITÄT
GESAMTHOCHSCHULE
SIEGEN

Fachbereich 11 – Maschinentechnik I
Institut für Fluid- und Thermodynamik
Prof. Dr.-Ing. D. Geropp

5900 Siegen 21 11.09.84
Paul-Bonatz-Straße 9 – 11
Telefon (0271) 740 – 4681/2

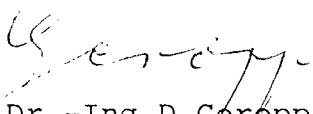
Kurzfassung des Vortrages

"LDA-Messungen und theoretische Betrachtungen über Wirbel-
und Turbulenzstrukturen in abgelösten Strömungen"

Anhand neuerer LDA-Messungen wird gezeigt, daß auch in abgelösten Strömungen hinter Widerstandskörpern verschiedener Geometrien bei großen Reynoldszahlen im zeitlichen Mittel charakteristische Wirbel- und Turbulenzstrukturen auftreten. Es werden typische mittlere Geschwindigkeitsverteilungen und Verteilungen der turbulenten Reynoldsspannungen in Totwasserströmungen vorgestellt.

Zur Entwicklung von Berechnungsmethoden für abgelöste Strömungen werden auf der Basis der vorgestellten Messungen Modellierungen des Totwassers diskutiert, z. B. die Simulation des abgelösten Gebietes durch einen Verdrängungskörper oder durch den Ansatz der Wirbelviskosität für Einzelwirbel.

Abschließend wird über den Einfluß abgelöster Strömungen auf den Wärmeübergang und Stoffaustausch berichtet.


(Prof. Dr.-Ing. D. Geropp)

Theoretische und experimentelle Untersuchung
der abgelösten Strömung hinter einem Spoiler

P. MEYER

*Institut Franco-Allemand de Recherches de SAINT-LOUIS
12, rue de l'Industrie - 68301 SAINT-LOUIS, France*

Die Strömung um das überkritische Profil RA16-SC1 mit einem oberseitigen Spoiler wurde mit Hilfe der zweidimensionalen Laservelozimetrie untersucht. Die mittleren Geschwindigkeiten $\bar{u}$ und $\bar{v}$ sowie die turbulenten Schwankungen $\overline{u'^2}$, $\overline{v'^2}$ und $\overline{u'v'}$ wurden in der Mittelebene des Profils gemessen, und zwar für drei Werte des Spoilersanschlags (10° , 20° und 40°), eine Reynoldszahl von 4×10^5 und einen Anstellwinkel von 0° . Ausserdem wurden auch drei verschiedene Ebenen für den dreidimensionalen Fall eines Spoilers mit kurzer Spannweite untersucht.

Für den zweidimensionalen Fall erlauben die gesamten Messergebnisse die zeitgemittelte Strömung mit Hilfe der Stromlinien qualitativ und quantitativ zu beschreiben. Die Geschwindigkeitsprofile führen auch zur Charakterisierung der Grenzschicht. Besonders wurden die Verdrängungs- (δ_1) und die Impulsverlustdicke (δ_2) als Funktion der Abzisse x bestimmt (Fig. 1).

Parallel zu der experimentellen Arbeit wurde das Verfahren von MASKEW und DVORAK, das für Ablösungen bei Profilen mit grossen Anstellwinkeln entwickelt wurde, an den Fall einer Ablösung hinter einem Spoiler angepasst. Das Verfahren basiert auf einer Potential- (Singularitäten) und Grenzschichtberechnung (Integralverfahren), die gekoppelt sind. Die Ablösung wird durch zwei freie Singularitätenlinien von unbekannter Geometrie wiedergegeben. Diese Geometrie wird iterativ geändert bis die Ablösungslinien Stromlinien werden.

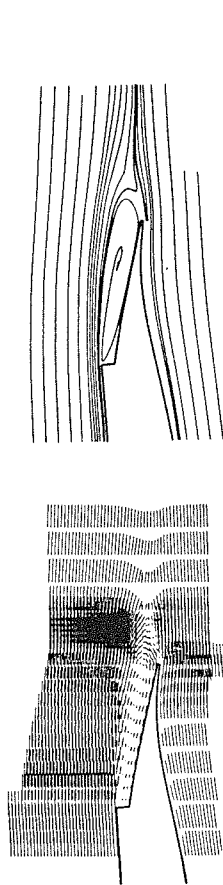
Die berechneten Druckbeiwerte werden mit experimentell gemessenen Werten verglichen und zeigen eine gute Übereinstimmung. Auch der Vergleich zwischen den gemessenen und berechneten Grenzschichtdicken ist befriedigend (Fig. 2). Das numerische Verfahren benötigt jedoch eine zusätzliche

halbempirische Gleichung, die in diesem Fall der Länge der Blase entspricht,
um eine korrekte Beschreibung der Strömung zu erhalten.

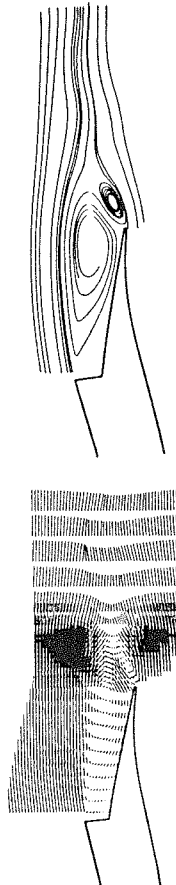


Paul MEYER (ATH)

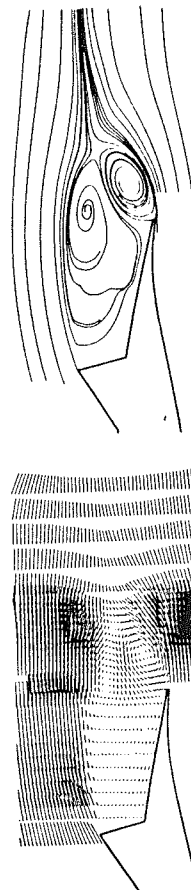
2-D LDV Messungen und Stromlinien



SPOILER 10°



SPOILER 20°

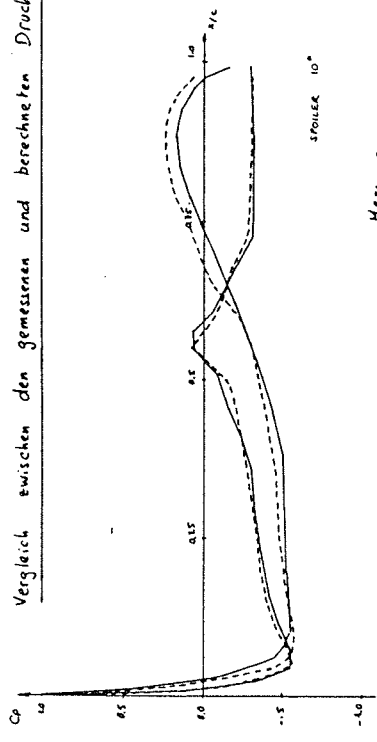


SPOILER 40°

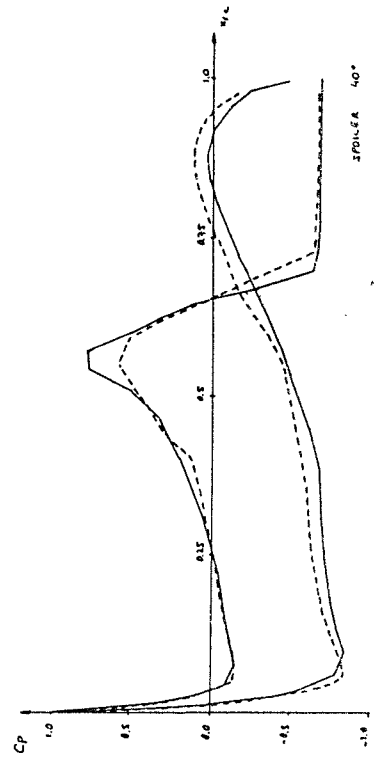
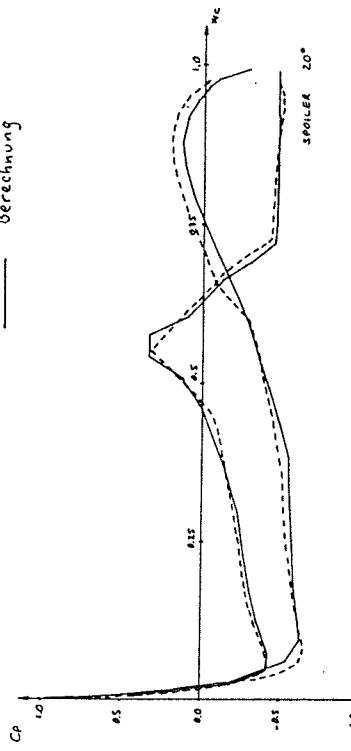
PROFIL RA16-SC1 Tiefe: 180 mm $Re = 4 \times 10^5$ $\alpha = 0^\circ$

Fig. 1

Vergleich zwischen den gemessenen und berechneten Druckbeiwerten



--- Messung
— Berechnung



PROFIL RA16-SC1 Tiefe: 180 mm $Re = 4 \times 10^5$ $\alpha = 0^\circ$

Fig. 2

- 1 -

S T A B - W O R K S H O P

18./19.9.1984 Köln-Porz

Erste 2-Komponenten -Geschwindigkeitsmessungen mit einem
 Laser-Doppler-Anemometer
 im Stoß -Grenzschichtbereich eines CAST 7 Profils

K. A. Bütetisch
 V. Strunck
 K.H. Sauerland
 H.R. Höfer
 F.R. Grosche
 E. Stanewsky

DFVLR Inst. f. Experimentelle Strömungsmechanik, Göttingen

Ein 2-D-Laser-Doppler-Anemometers mit einem Arbeitsabstand von 750 mm wurde für den Einsatz im transsonischen Windkanal TWG Göttingen aufgebaut (1) (Bild 1) und bei $Ma = 0,765$ erfolgreich erprobt. Als Modell stand ein CAST 7 Profil zur Verfügung.

Geschwindigkeitsprofile über den Stoß (Bild 2) und durch die Grenzschicht wurden aufgenommen. Erste Ergebnisse werden mit Ergebnissen von STANEWSKY und SCHÄFER (ISL) verglichen.

LITERATUR

- (1) Bütetisch, K.A., Strunck, V., Sauerland, K.-H., Höfer, H.-R., Mehmel, D:
 Ein Laser-Doppler-Anemometer für große Windkanäle
 DFVLR-AVA Bericht IB 222 - 82 A 02, 1982

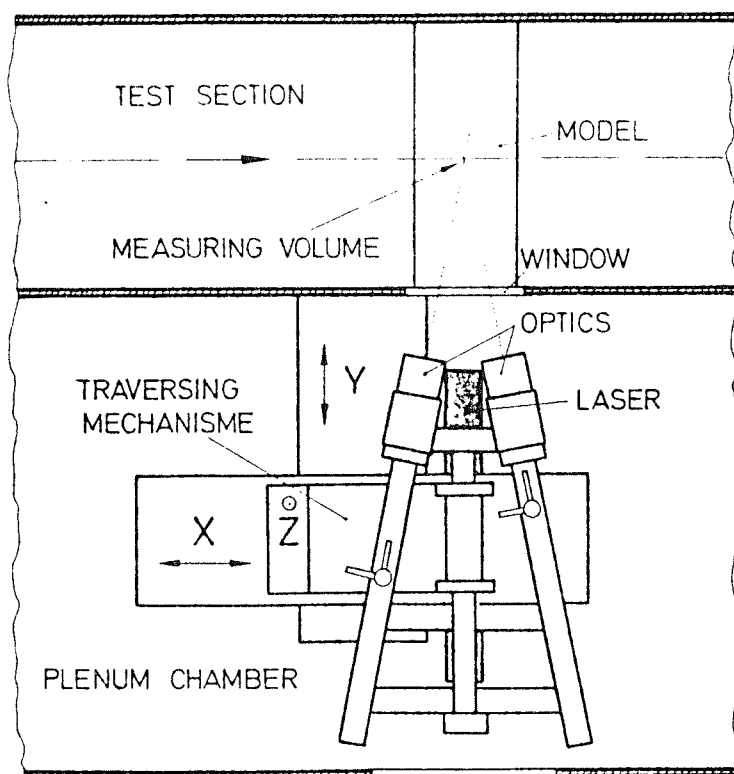


Bild 1

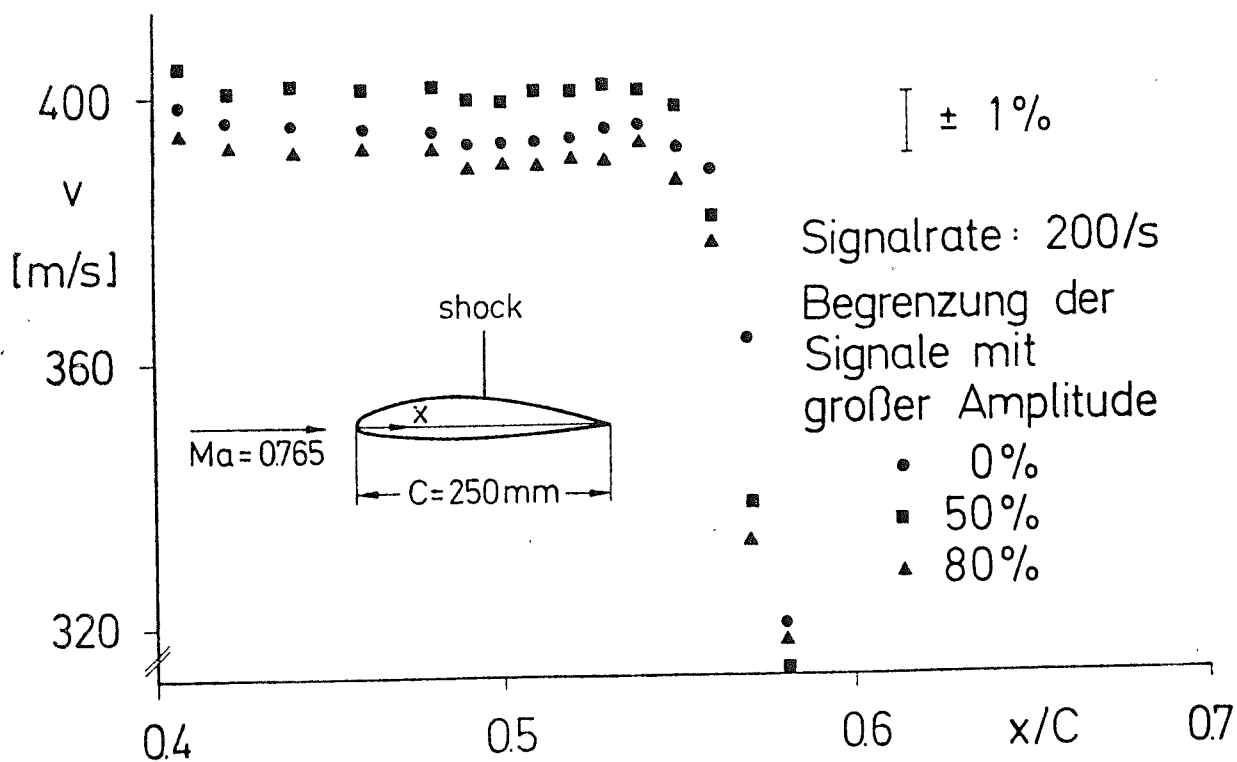


Bild 2

2 STAB-Workshop, DFVLR-Zentrum Köln - Porz, 18-19.09.1984

ASPECTS OF SHOCK-WAVE/TURBULENT BOUNDARY-LAYER
INTERACTION IN TWO-DIMENSIONAL STEADY FLOW

J. DELERY

ONERA, F 92320 CHATILLON

----ooo0ooo----

Most often, the interaction between a shock-wave and a boundary layer leads to extremely detrimental effects, especially if the shock is strong enough to entail separation of the boundary-layer. Then, there occurs a rapid growth of the dissipative regions along with a dramatic intensifying of turbulent fluctuations. In the present review, some fundamental properties of the interaction are first considered for the case of a nominally two-dimensional steady flow.

The following features are examined by considering experimental observations : upstream interaction length, incipient shock-induced separation, development of the boundary-layer main characteristics in the course of the interaction process. Both transonic and supersonic flows are considered. Also, some important turbulent properties of boundary-layers undergoing strong interactions in a transonic flow are discussed. In particular, the very strong out-of-equilibrium effects then taking place are clearly evidenced. In a second part, problems encountered in the modeling of such flows are considered. The aim of the work undertaken at ONERA in this field is to improve turbulence models in order to obtain a more faithful representation of transonic interactions in particular. For this purpose the two following approaches are both considered :

- (i) solving the boundary-layer equations according to a direct-inverse mode along with coupling with a solution of the Euler equations for the outer inviscid flow.
- (ii) solving of the full time-averaged Navier-Stokes equations by a multi-domain technique.

The boundary-layer approach has been used to test several turbulence models : algebraic as well as two and three transport equation models. None of these models are really satisfactory, in particular the algebraic models tend to overpredict considerably the rise in eddy viscosity taking place in the first part of the interaction. The most promising results were obtained with the Algebraic Stress Model in which two transport equations are solved for the turbulent kinetic energy and the dissipation rate. Then, a non linear algebraic system allows the computation of the Reynolds tensor components. However, many problems are still to be solved before reaching a satisfactory level of accuracy in the modeling of such strongly interacting flows. In particular, a special attention should be paid to the representation of turbulence phenomena in the near wall region.

2. STAB-Workshop, DFVLR-Zentrum Köln-Porz, 18.-19.9.1984

GRUNDLAGENUNTERSUCHUNGEN ABGELÖSTER STRÖMUNGEN und STOSS-GRENZSCHICHT INTERFERENZ

ABSTRACT

Voruntersuchungen zur 3-d Stoß-Grenzschicht- Interferenz am schiebenden Flügel

E. Stanewsky, G. Hefer, P. Freimuth

Ende 1983 wurden erste Untersuchungen an einem schiebenden Flügel bei den Anströmmachzahlen $Ma_\infty = 0,76$ und $Ma_\infty = 0,97$ im Reynoldszahlbereich von $Re = 1,8 \cdot 10^6$ bis $Re = 4,4 \cdot 10^6$ im Transsonischen Windkanal der AVA Göttingen (TWG) durchgeführt. Beim verwendeten Profil handelte es sich um das CAST 7/DO A1 (senkrecht zur Vorderkante), der Schiebewinkel betrug 38° . Um störende Einflüsse der Kanalseitenwände und der seitlichen Aufhängungen gering zu halten, wurden ebene Endscheiben montiert. Der Meßumfang bestand aus Druckverteilungsmessungen in vier Profilschnitten, aus Ölausflußaufnahmen zur Sichtbarmachung der Oberflächenströmung, aus Messungen der verwundenen Geschwindigkeitsprofile der Grenzschicht, und aus qualitativen Ergebnissen, die über Oberflächenheißfilme gewonnen wurden.

Die Messungen sollten zeigen, ob sich mit der gewählten Anordnung eine quasi-zweidimensionale Außenströmung mit dreidimensionalem Grenzschichtverhalten realisieren läßt. Ferner sollte die Instrumentierung des Modells auf ihre Funktionsfähigkeit hin überprüft werden. Es wird über den Versuchsaufbau und die Ergebnisse dieser Untersuchungen berichtet.

Experimentelle Untersuchungen an schallnah angeströmten Tragflügelprofilen

Th. Franke

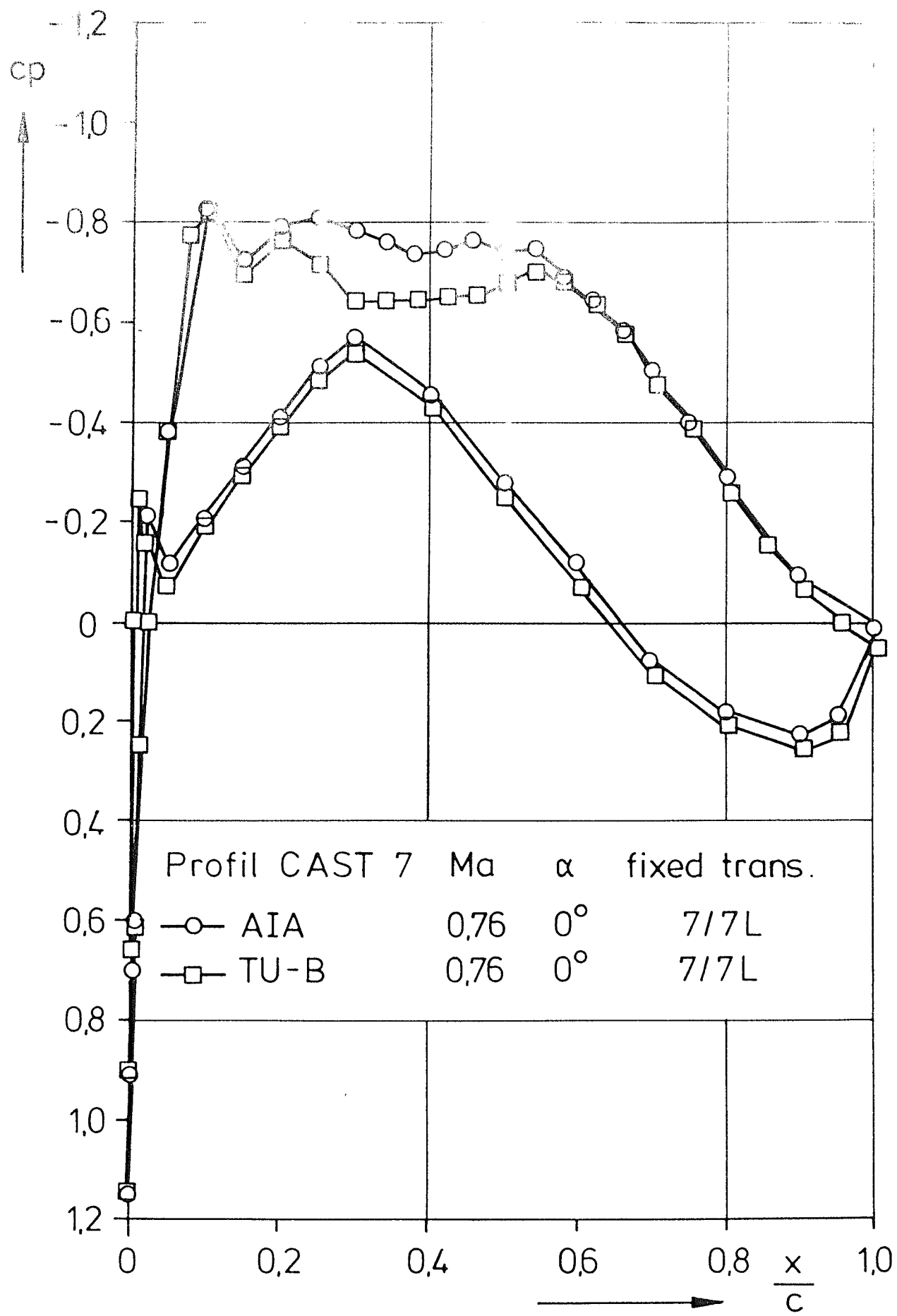
Aerodynamisches Institut der RWTH Aachen

Als Vorbereitung zur Untersuchung der Wirbelstrukturen im Nachlauf schallnah angeströmter Tragflügelprofile wurden im kleinen Transsonikkanal des Aerodynamischen Instituts (Querschnitt $7,5 \times 40 \text{ cm}^2$) experimentelle Untersuchungen an CAST 7 und VA 9 Profilen durchgeführt. Dabei wurden starke Seitenwandeinflüsse, insbesondere in der Nähe der Stoßlage beobachtet, deren Struktur wesentlich von der Aufbringung eines Transitionsstreifens abhing. Zur Strömungssichtbarmachung wurden Differential- und Mach-Zehner-Interferometer und Ölanstrich verwendet. Die $c_p(x)$ Verteilung am Profil und die Machzahlverteilung über die Kanalbreite wurden mit statischen Druckbohrungen und einem Zwei Focus Laser gemessen. Diesen Laser und ein in Berlin vermessenes CAST 7 Profil stellte das Institut für Luft- und Raumfahrt der TU Berlin zur Verfügung.

Die Ergebnisse der optischen Untersuchungen, die nur zweidimensionale Informationen liefern, und die Laser- und Druckmessungen sollen zum besseren Verständnis der dreidimensionalen Stoß-Grenzschicht-Wechselwirkung beitragen.

Ein Vergleich der in Berlin und Aachen durchgeführten Druckmessungen am CAST 7 (siehe Bild), zeigt noch unbefriedigende Abweichungen im Überschallbereich auf der Oberseite des Profils, die auf die nicht adaptierten Deckenwände und die starken Seitenwandeinflüsse in Aachen zurückzuführen sind. Die Lasermessungen ergaben aufgrund der Seitenwandeinflüsse eine stark gekrümmte Machzahlverteilung über der Spannweite.

Deshalb werden die nächsten Untersuchungen sich mit der Adaption der Deckenwände und Methoden zur Reduzierung der Seitenwandeinflüsse beschäftigen.



EXPERIMENTELLE UNTERSUCHUNGEN ZUR STOSS-GRENZSCHICHTINTERFERENZ
UND ZU KONDENSATIONSEINFLÜSSEN BEI PROFILUMSTRÖMUNGEN IM SCHALL-
NAHEN UNTERSCHALL
AM
INSTITUT FÜR STRÖMUNGSLEHRE UND STRÖMUNGSMASCHINEN DER
UNIVERSITÄT KARLSRUHE

P. Doerffer, G. Schnerr, R. Bohning

Es wird eine Übersicht über laufende Experimente in den 5×22 cm Überschallkanälen des Institutes gegeben. Bei den Untersuchungen zur Stoß-Grenzschichtinterferenz (P. Doerffer) handelt es sich um die Weiterführung früherer Messungen von R. Bohning. Von besonderem Interesse ist der Einfluß der Vorstoßmachzahl, der Reynoldszahl sowie des Grenzschichtprofils auf die stoßinduzierte Strömungsablösung. Zur Sichtbarmachung der Vorgänge an der Wand werden gegenwärtig Ölanstrichverfahren und die Anwendung von Flüssigkristallen erprobt.

Die bei Profilumströmungen im schallnahen Unterschall durch *homogene Kondensation* von Wasserdampf in feuchter Luft verursachten Veränderungen des lokalen Überschallgebietes werden experimentell untersucht.

Für verschiedene Profilklassen wird bei Variation des Dickenparameters und des Feuchtezustandes überprüft, welche Veränderungen gegenüber der adiabaten Vergleichsströmung im *Außenfeld* und insbesondere *auf der Profiloberfläche* auftreten. Die Grenzschicht auf den Halbprofilen ist ausnahmslos turbulent. Die Druckverteilung wird durch Wandanbohrungen gemessen, das Strömungsfeld wird mit einer Schlierenoptik sichtbar gemacht. Der Einfluß der Wärmezufuhr durch die Grenzschicht auf den Zustand auf der Profiloberfläche wird mit Flüssigkristallen untersucht.

Der wesentliche Feuchteparameter ist die *relative Feuchte des Ruhezustandes*. Insbesondere bei sehr hohen relativen Feuchten wird innerhalb des lokalen Überschallgebietes gegenüber der adiabaten Vergleichsströmung eine *ausgeprägte Druckerhöhung* beobachtet. Im Extremfall entsteht vor dem Heckstoß ein *zusätzlicher senkrechter Verdichtungsstoß*. Das dann vorhandene *Doppelstoßsystem* ist *stationär*, in diesem Fall wird das lokale Überschallgebiet zum Profilheck hin deutlich erweitert.

STAB-workshop
19. - 20.9.1984
in Köln-Porz

PASSIVE BEEINFLUSSUNG DER STOSS-GRENZSCHICHT-
INTERFERENZ AN TRANSSONISCHEN TRAGFLÜGELPROFILIEN

von

P. Krogmann
DFVLR, SM-ES, Göttingen

und

P. Thiede
MBB, UT, Bremen

Abstract

Am überkritischen Profil VFW-VA-2, das in früheren Untersuchungen zur Beeinflussung der Stoß-Grenzschicht-Interferenz bereits ohne und mit Grenzschichtabsaugung über einen Einzelschlitz, Doppelschlitz und einer 7,5 % c breiten Perforation verwendet wurde, sind ohne Absaugung weitere Messungen mit einer 15 % c breiten Perforation und darunter befindlicher Kammer durchgeführt worden. Die Messungen erfolgten im 1m x 1m Transsonischen Windkanal Göttingen (TWG) der DFVLR im Machzahlbereich $M_\infty = 0,60$ bis $0,82$ bei etwa konstant gehaltener Reynoldszahl, $Re_\infty = 2,5 \times 10^6$.

Bei Stoßlagen im Bereich der Perforation wird infolge des starken Druckgradienten eine Sekundärströmung eingang gesetzt, indem auf dem rückwärtigen Teil der Perforation ein Teil der Grenzschichtströmung in die darunter befindliche Kammer ein- und stromaufwärts im Bereich niedrigen Druckes wieder ausströmt. Dadurch wird bei geringer Anstellung und entsprechender Stoßlage die Stoßstärke und damit der Wellenwiderstand verringert. Gleichzeitig wird mit zunehmender Anstellung die stoßinduzierte Ablösung verzögert bzw. verringert und damit im Vergleich zum geschlossenen Modell der Gesamtwiderstand drastisch reduziert. Selbst bei hohen Anstellwinkeln und totaler Strömungsablösung vom Stoß bis zur Hinterkante bleibt die Lage des Stoßes stationär,

was darauf hindeutet, daß die gegenseitige Beeinflussung von Stoß und dem stromabwärtigen abgelösten Gebiet durch den passiven Effekt der Kombination von Perforation und Kammer weitgehend unterbunden wird.

WEITERENTWICKLUNG DES STOSS-GRENZSCHICHTINTERFERENZMODELLS VON BOHNING/ZIEREP

R. Bohning, Universität Karlsruhe

Zusammenfassung

Es wird eine Übersicht über unsere Untersuchungen zum Thema der Interferenz zwischen einem schwachen senkrechten Stoß mit einer zweidimensionalen turbulenten Grenzschicht gegeben. In dem analytischen Modell von Bohning und Zierep wird das Stromfeld in drei Bereiche unterteilt: eine dünne Reibungsunterschicht, eine reibungsfreie Scherschicht sowie eine reibungsfreie transsonische Potentialströmung. In den verschiedenen Bereichen ergeben sich geschlossene Lösungen, die iterativ gekoppelt sind. In die Theorie wurde in jüngster Zeit eine neue Randbedingung an der Wand eingeführt, die es erlaubt, eine sich selbst steuernde Beeinflussung des Interferenzgebietes durch Einblasen und Absaugen durch eine perforierte Wand analytisch zu berechnen. Um den Vorgang zu simulieren, wird an der Wand eine geeignete Geschwindigkeitsverteilung senkrecht zur Wand vorgegeben. Es zeigt sich, daß bereits vor dem Stoß durch das Einblasen sehr leicht eine Ablöseblase entstehen kann, die allerdings stromabwärts sogleich wieder abgesaugt wird. Es ist zu vermuten, daß dieses lokale "Hindernis" die Lage des Verdichtungsstoßes stabilisiert und sich somit günstig auf den weiteren Strömungsverlauf auswirkt. Ein zusätzlicher positiver Einfluß auf das Verhalten der Grenzschicht hinter dem Stoß würde sich ergeben, wenn das Einblasen vor dem Stoß nicht senkrecht zur Wand, sondern mehr in Strömungsrichtung erfolgen würde.

2. STAB - Workshop

18./19.9.1984, DFVLR Köln-Porz
Stoß-Grenzschicht-Interferenz

Numerische Simulation viskoser transsonischer Profilströmungen mit verbesserter Erfassung der Stoß-Grenzschicht-Interferenz

G. Dargel, H. Jakob, MBB Bremen

Die Arbeiten zur Berechnung viskoser transsonischer Profilströmungen konzentrierten sich auf die verbesserte Erfassung der Bereiche starker Wechselwirkung: Hinterkantenbereich mit Nachlauferfassung und Stoßbereich.

Beim bisherigen Verfahrensstand werden im Bereich starker Interferenz, Stoß und Hinterkante, die potentialtheoretische Lösung mit einer inversen Grenzschichtlösung nach dem halbinversen Kopplungsmodus verbunden. Die Nachlauferfassung wurde durch die Weiterentwicklung eines potentialtheoretischen Verfahrens, das die Simulation der viskosen Randbedingungen auf der Kontur und im Nachlauf zuläßt, möglich.

Die Implementierung des Stoß-Grenzschicht-Interferenzmodells von Bohning/Zierep erfordert die Anpassung der Außenfeldlösung. Durch die Einführung eines neuen Stoßoperators in das potentialtheoretische Verfahren wird der Stoß nicht mehr in Nichterhaltungsform, sondern durch die Stoßbeziehung von Rankine-Hugoniot, beschrieben. Während sich der Stoßoperator hinsichtlich Stoßstärke und Stoßlage bei reibungsfreier Strömung im Vergleich zu den Euler-Verfahren bewährte, zeigte sein Einsatz bei viskoser Profilströmung noch keine befriedigenden Ergebnisse. Diese Ergebnisse scheinen jedoch darauf hinzuweisen, daß eine Kopplung des Stoßoperators an das Stoß-Grenzschicht-Interferenzmodell zu einer verbesserten Stoßbeschreibung der globalen Lösung führen wird.

P. Niederdrenk, H. Sobieczky

STOSS-GRENZSCHICHT-WECHSELWIRKUNG UND VERFEINERTE STOSSBERECHNUNG

In den letzten Jahren sind analytische Modelle zur Beschreibung lokaler Effekte turbulenter Stoß-Grenzschicht-Wechselwirkung (z.B. Bohning und Zierrep oder Inger und Mason) bekannt geworden. Die Implementierung dieser Modelle in numerische Feldverfahren (Potential- oder Euler - gekoppelt mit Grenzschichtverfahren) zur Berechnung transsonischer Profilumströmungen ist in der Regel mit einem Verzicht an Genauigkeit dieser lokalen Lösungen verbunden. Der Grund liegt in der unzulänglichen Qualität der Stoßwiedergabe im reibungsfreien Strömungsfeld durch die meisten numerischen Verfahren.

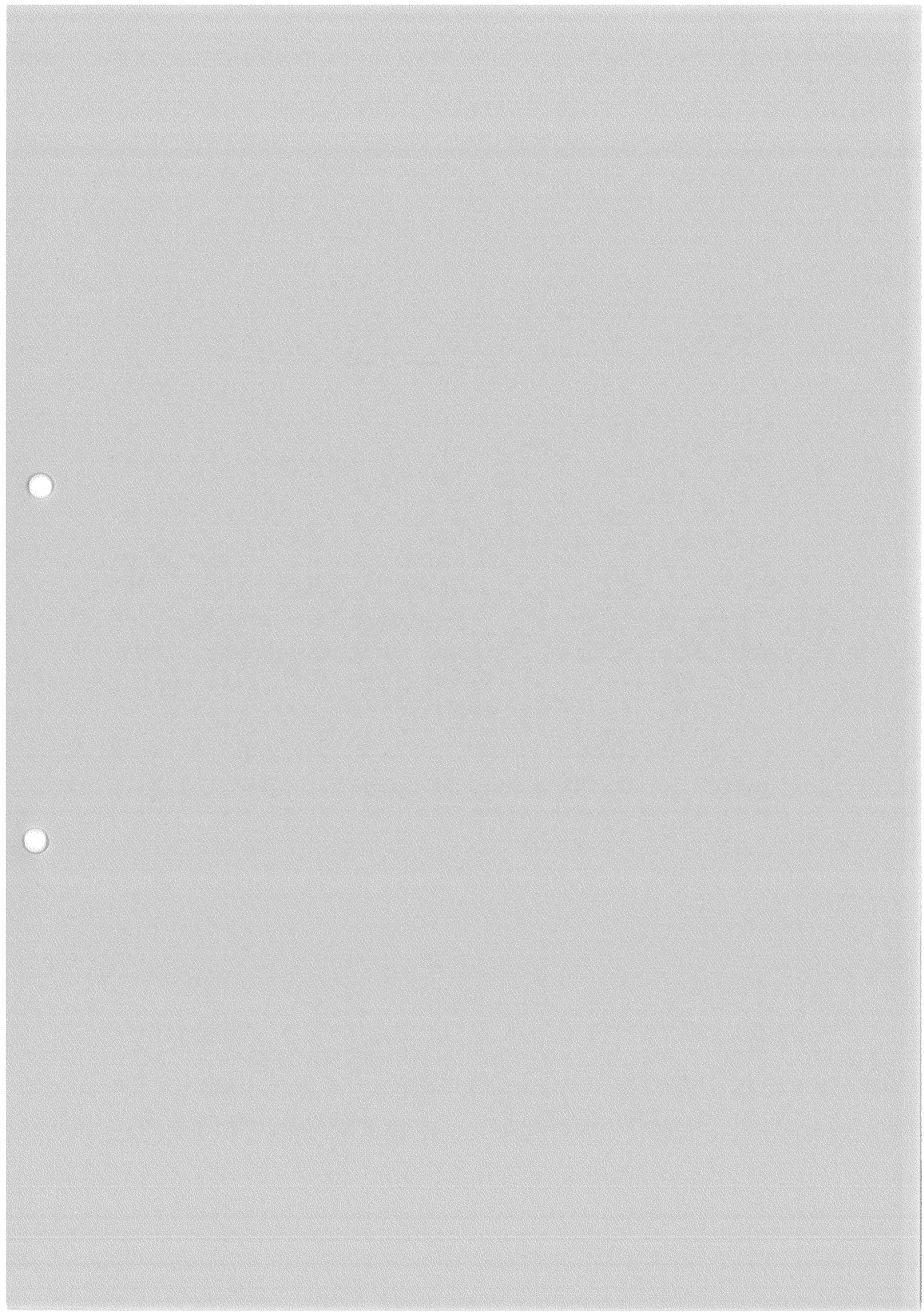
An einfachen Beispielen wird gezeigt, wie die Methode des fiktiven Gases - bisher oft erfolgreich benutzt zur Auslegung stoßfreier Strömungen - auf die Auslegung stoßbehafteter Strömungen erweitert werden kann. Frei von der sonst bei Differenzenverfahren im Überschallbereich unverzichtbaren numerischen Viskosität bietet diese Methode den Ansatz für die Entwicklung eines sehr genauen Berechnungsverfahrens stoßbehafteter Strömungen.

ÜBER PROBLEME BEI VERWENDUNG ALGEBRAISCHER TURBULENZMODELLE
IN NAVIER-STOKES-RECHNUNGEN

H. W. Stock, W. Haase (vorgetragen von B. Wagner),
Dornier GmbH, Friedrichshafen,
Theoretische Aerodynamik

Zusammenfassung:

Soweit bisher algebraische Turbulenzmodelle in Navier-Stokes-Rechnungen verwendet wurden, ist meist von dem Zweischichtenmodell von Baldwin-Lomax, das entsprechend dem Cebeci-Smith-Modell formuliert wurde, Gebrauch gemacht worden. Der entscheidende Vorteil gegenüber dem Modell von Cebeci-Smith liegt darin, daß die in Navier-Stokes-Methoden schlecht mögliche Berechnung der Grenzschichtdicke vermieden wird. Stattdessen wird der Wandabstand des Maximums einer Funktion ermittelt, der immer einen leicht ermittelbaren Wert hat. Ein kritischer Vergleich beider Turbulenzmodelle für Wandgrenzschichten und Diffusorströmungen macht Abweichungen des Baldwin-Lomax-Modells gegenüber dem von Cebeci-Smith deutlich. Eine Analyse mit Hilfe von Coles-Profilen zeigt, daß der erwähnte Wandabstand des Funktionsmaximums proportional zur Grenzschichtdicke ist. Damit kann man das Cebeci-Smith-Modell direkt für Navier-Stokes-Berechnungen verfügbar machen. Die Erprobung dieser Vorgehensweise am Beispiel des Profils RAE 2822, Case 9, verlief erfolgreich.



STAB-Workshop 18. - 20. Sept. 84

Schwerpunkt: Stoß-Grenzschicht-Interferenz

Edgar Katzer:

Numerische Untersuchung der laminaren Stoß-Grenzschicht-Wechselwirkung

Als Grundlage zur Entwicklung einfacher Modelle der Stoß-Grenzschicht-Interferenz wurde die Wechselwirkung eines einfallenden schiefen Stosses mit einer laminaren Grenzschicht an der ebenen Wand untersucht. Für eine lokale Lösung wurden die Navier-Stokes'schen Gleichungen mit Hilfe eines expliziten finite-Volumen-Verfahrens gelöst.

Die numerischen Ergebnisse stimmen sehr gut mit Experimenten von Hakkinen et alii überein. Für Machzahlen im Bereich 1.4 - 3.4, Reynoldszahlen von 10^5 - 6×10^5 und verschiedene Stoßstärken wurde die geometrische Ausdehnung des Wechselwirkungsgebietes bestimmt. Dabei konnte für die Länge der Ablöseblase ein neues Ähnlichkeitsgesetz angegeben werden. Die zur Ablösung notwendige Stoßstärke wurde untersucht, wobei Angaben aus der Literatur verbessert werden konnten. Mit Hilfe der numerischen Untersuchung wurde eine Asymmetrie der inneren Struktur der Ablöseblase gefunden.

Zukünftige Erweiterungen sind auf folgenden Gebieten möglich:

Für Anwendungen bei Wiedereintrittskörpern kann die Untersuchung auf höhere Machzahlen ausgedehnt und der Wärmeübergang berücksichtigt werden. Einflüsse der Wandkrümmung sowie dreidimensionale Effekte können einbezogen werden. Die Analyse der aktiven und passiven Beeinflussung der Wechselwirkung ist für die Luftfahrt von praktischem Interesse. Eine Erweiterung auf turbulente Grenzschichten ist möglich. Zur Untersuchung des "buffetings" ist die instationäre Stoß-Grenzschicht-Interferenz von Interesse.

P. Sacher, MBB-Ottobrunn

Kurzbericht über die Sitzung der Projektgruppe "FLÜGEL KLEINER STRECKUNG" zum Schwerpunkt

" W i r b e l p l a t z e n "

am AG STAB-Workshop, 19. Sept. 1984, 14.00h bei der DFVLR, Köln-Porz, Klubraum blau.

Im Gegensatz zu früheren Sitzungen war die Zahl der Vortragenden diesmal gering. Dies betrifft nicht die Zahl der Sitzungsteilnehmer (17), woraus man schließen kann, daß das Thema weiterhin hohe Aktualität besitzt. 5 Teilnehmer aus der Industrie, und je 6 aus der DFVLR und dem Hochschulbereich nahmen an der Sitzung teil.

2 Gründe waren für die geringe Zahl der Vorträge maßgebend:

1. Über den Stand der numerischen Verfahren (Euler-Gleichungen) in Deutschland wurde anhand von 6 Vorträgen am DGLR-Symposium über "Numerische Aerodynamik - Stand der Entwicklung in Deutschland", 2./3. Juli 1984 in Neubiberg an der HSBW ausführlich berichtet.

Die Ergebnisse sind in einem Tagungsbericht dokumentiert. Eine Wiederholung dieser Vorträge erschien nicht sinnvoll.

2. Die RWTH Aachen plant die Durchführung eines internationalen Symposiums zum Thema "Wirbelstabilität" am 11./12. Febr. 1985. Aus diesem Grund wurden die z.Teil erheblichen Aktivitäten (z.B. SFB 25) diesem Symposium vor-
enthalten.

Insgesamt entsteht der Eindruck, daß zur Zeit die Zahl von Veranstaltungen in immer kürzeren Intervallen nicht die Zeit für den notwendigen Arbeitsfortschritt im Berichtszeitraum ermöglicht.

Eine Zusammenfassung aller relevanten Aktivitäten zum Schwerpunktsthema ergibt folgendes Bild (Status Ende 1984):

DFVLR	Göttingen	2-3	Mannjahre
Hochschule	Aachen	3	"
	Braunschweig	1-2	"
	Berlin	?	
	Bochum	1	"
Industrie	Dornier	2-3	"
	MBB	2-3	"

...

Insgesamt sind etwa 12 Mann mit Untersuchungen der Wirbelströmung an Flügeln kleiner Streckung mit starker V.K.-Pfeilung beschäftigt. Davon konzentrieren sich 2-3 Mann auf die Wirbelstabilität. Aus diesem Grund wird vorgeschlagen das Schwerpunktthema "Wirbelplatzen" mit Zustimmung des Programm-Ausschusses (s. 5. Sitzung Protokoll TOP 5/6) umzubenennen in

"Wirbelbildung am schlanken Flügel" .

Eine nächste Sitzung zu diesem Thema sollte aus vorstehend genannten Gründen frühestens Ende 1985 stattfinden.

P.Sacher LKE122
27.11.1984

AG STAB-Workshop, 19. Sept. 1984, 14.00 Uhr, DFVLR Köln-Porz

Projektgruppe Flügel kleiner Streckung, Schwerpunkt: Wirbelplatzen

Hitzel S., Wagner B.

Berechnung der Vorderkantenablösung und Wirbelplatzen mit einem Euler-Verfahren (Anlage 1).

Weiland C.

Kurzbericht über die AGARD WG07: "Test Cases for Inviscid Flow Calculation" Sect. 8: Delta Wings (Anlage 2).

Engler R., DFVLR Gö.

Entwicklung einer optisch akustischen Methode zur berührungslosen Erfassung physikalischer Größen im Windkanal (Fortsetzung der Arbeiten, über die bereits am STAB Workshop, 8.3.83 in Göttingen vorgetragen wurde).

Sacher P.

Bericht über laufende nationale/internationale relevante Aktivitäten

- Kurzbericht vom DGLR FA 3.1-Symposium, Neubiberg.
Sitzung "Lösungen der Euler-Gleichungen" (Anlage 3).
- Information über das internationale Vorhaben: "Vortex Flow Experiment, data base for validation of Euler Codes" (Anlage 4).

Kurzberichte aus dem Forschungsbereich der Hochschulen:

1. Gersten K., Uni Bochum

Die Untersuchungen von H.G.Pagendarm zum Thema: "Beeinflussung des Wirbelaufplatzens über einem Deltaflügel durch Ausblasen" (siehe 4. DGLR-Fachsymp. 10./12. Okt. 1983 in Göttingen) sind vorläufig unterbrochen. Eine Fortführung der Arbeiten mit Zielrichtung auf "Ludwig'sches Stabilitätskriterium" ist beabsichtigt.

2. Hänel D., RWTH Aachen

- Die Grundlagenuntersuchungen an Einzelwirbeln im Wasserkanal (Stabilität unter Einwirkung von Druckgradienten) laufen weiter (siehe auch SFB 25).
- Die Arbeiten von J.Ballmann (SFB 25) zum Thema "Wirbelangepaßte Panelverfahren" (siehe auch 4. DGLR-Fachsymposium 10./12. Okt. 1983 in Göttingen) laufen weiter. Es bestehen Kontakte zur NLR (Verfahren von H.W.M. Hoeijmakers).
- Die Untersuchungen zum Thema "Numerische Untersuchung des Aufplatzens eines Wirbels" von E. Krause / X.G. Shi (siehe 4. DGLR-Fachsymposium 10./12. Okt. 1983 in Göttingen) sind abgeschlossen.

3. Hummel D, Uni Braunschweig

Über den neuesten Stand der Aktivitäten (Zusammenarbeit mit MBB) wurde am 14. ICAS Congress, 9.-14. Okt. 1984 in Toulouse berichtet: "Aerodynamic Characteristics of Wing Body Combinations of High Angles of Attack". Es handelt sich um eine Zusammenarbeit mit MBB-Ottobrunn im Rahmen einer BMVg-Studie (Phase 1).

4. Staudacher W., MBB-Ottobrunn

Im Rahmen der BMVg-Studie (Phase 2) mit dem Thema "Flügel kleiner Streckung" werden nach Grundsatzuntersuchungen der Jahre 1983/1984 (siehe auch Punkt 3) in den Jahren 1984/85 konfigurationsspezifische Untersuchungen bei der DFVLR im NG-Kanal fortgesetzt. Ziel ist die Erweiterung des kontrollierbaren Flugbereichs sowie die Elimination eines V.K.-Klappensystems.

...

BERECHNUNG DER VORDERKANTENABLÖSUNG UND
WIRBELPLATZEN MIT EINEM EULER-VERFAHREN

S. Hitzel, B. Wagner
Dornier GmbH, Friedrichshafen,
Theoretische Aerodynamik

Zusammenfassung:

Es wird über den Fortschritt der numerischen Berechnungen zum Phänomen der Vorderkantenablösung berichtet. Der Schwerpunkt der Untersuchungen lag bisher auf dem Funktionsnachweis für alle Geschwindigkeitsbereiche und für komplexere Konfigurationen sowie auf der Untersuchung von Netzverfeinerungen. Die Übereinstimmung mit Experimenten ist durchweg gut, soweit man dies aufgrund der bisher verfügbaren Messungen von Oberflächen-druckverteilungen und Gesamtbeiwerten beurteilen kann. Bei hohen Anstellwinkeln findet man aus der Euler-Rechnung die typischen Staudruckverteilungen und Rückströmungsphänomene im Wirbelkern, wie sie in Experimenten beobachtet werden konnten. Eine Analyse der Bewegungsgleichungen von Wirbelströmungen mit starken Druckgradienten, wie sie in der Nähe einer Tragflügelhinterkante auftreten, zeigt, daß für das dort auftretende Phänomen des Wirbelplatzens offenbar rein reibungsfreie Terme ausschlaggebend sind. Gegenwärtig werden Untersuchungen zum Verhalten von isolierten Wirbeln bei Druckanstieg durch numerische Lösung der Eulergleichungen durchgeführt.

AGARD WG 07

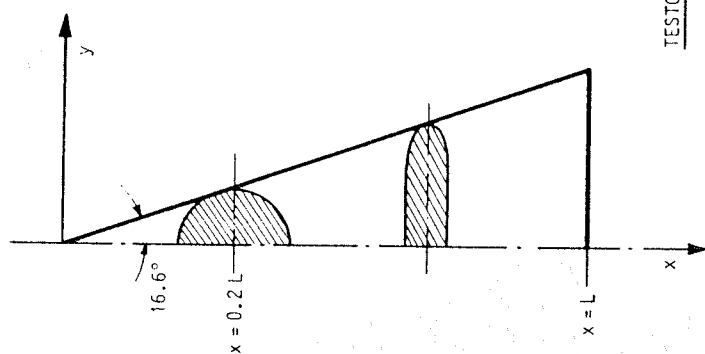
TEST CASES FOR CALCULATION OF STEADY INVISCID TRANSONIC
AND SUPERSONIC FLOWS

3D wing test case AGARD 13

BUTLER-WING

Delta-planform with sonic leading edge at $M_\infty = 3.5$.
Conical front part spanwise cross-section, elliptic continuation and decrease in thickness to zero trailing edge.

$M_{calc} = 2.5$
 $\alpha_{calc} = 0^\circ$



SURFACE DEFINITION:

$$\frac{y^2}{a^2(x)} + \frac{z^2}{b^2(x)} = 1$$

$$a(x) = \frac{x}{3}$$

$$\beta^2 = M_\infty^2 - 1$$

$$M = 3.5$$

$$b(x) = \frac{x}{\beta} \text{ for } 0 < x \leq 0.2L$$

$$\frac{x}{\beta} \left(1 - \left(\frac{x - 0.2L}{0.8x}\right)^4\right)$$

$$\text{for } 0.2L < x \leq L$$

TESTCASE:

$$M_{calc} = 2.5$$

$$\alpha_{calc} = 0^\circ$$

BUTLER D.S.: Proc. Roy. Soc. London A Vol. 255,
pp. 232-252 (1960)

AGARD WG 07

TEST CASES FOR CALCULATION OF STEADY INVISCID TRANSONIC
AND SUPERSONIC FLOWS

3D-wing test case AGARD 14/15

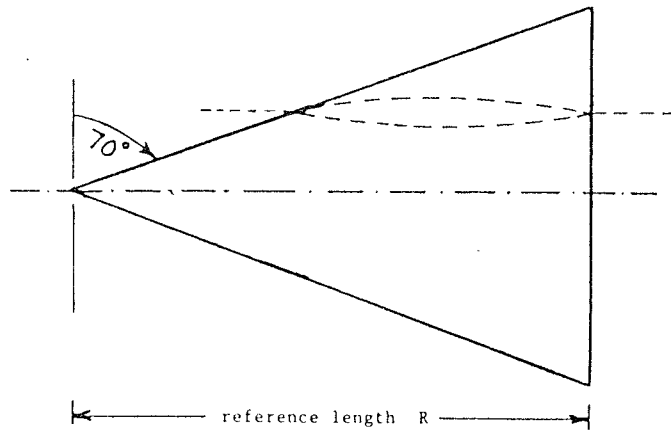
DILLNER WING

Delta planform with 70° sharp leading edge.
Bi-convex circular arc profile with 6% max. thickness.

$$\left. \begin{array}{l} M_{\text{calc}} = 1.5 \\ M_{\text{calc}} = 0.7 \end{array} \right\} \alpha_{\text{calc}} = 15^\circ$$

FFA-report No. AU-295

GEOMETRY DEFINITION OF THE DILLNER WING
70 Sweep Sharp-Edged Delta Wing



surface is specified by spanwise sections of bi-convex circular arc profiles whose maximum thickness (at midchord) is 6% of the local chord.

This wing has been tested and the results are reported in FFA Report No. AU-295.

DGLR-Symposium

Numerische Aerodynamik – Stand der Entwicklung in Deutschland

2./3. Juli 1984

Neubiberg

Hochschule der Bundeswehr

- 16.30 **Sitzung II: Lösungen der Euler Gleichungen**
Sitzungsleitung:
Dr.-Ing. W. SCHMIDT, Dornier, Friedrichshafen
- 16.30 C. WEILAND, MBB, Ottobrunn
Vergleich von Euler- und Potentiallösungen
für Überschalströmungen an Deltaflügeln [84-45]
- 17.00 E. H. HIRSCHEL, C. W. LUCCHI, MBB, Ottobrunn
Zur Hinterkantenströmung bei transsonischen
Profilen [84-46]
- 17.30 A. EBERLE, MBB, Ottobrunn
Ein neues Verfahren zur Lösung der
Euler-Gleichungen mit Hilfe charakteristischer
Fluß-Extrapolation [84-47]
- 9.00 N. KROLL, A. DÄS, DFVLR, Braunschweig
Lösungsverfahren für die Euler-Gleichungen
am Institut für Entwurfserodynamik der DFVLR
in Braunschweig [84-48]
- 9.30 J. GRASHOFF, Dornier, Friedrichshafen
Lösungsverfahren für die Euler-Gleichungen
bei der Firma Dornier [84-49]
- 10.00 U. GRAF, P. ROMSTEDT, W. WERNER,
Max-Planck-Institut, Garching
Anwendung eines dynamisch adaptiven Gitters
im ASWR-Verfahren [84-50]

– Transonic Vortex Flows – (AFWAL/FFA/NLR/DFVLR, MBB, Do, TU-BS)

Objectives

Investigate Transonic Vortex Flows in Respect of:

- Basic physics of flow
- Validation of theoretical methods (Euler-Codes)

Cooperation

Netherlands	Sweden	U.S.A.	W.-Germany
NLR	FFA	AFWAL	DFVLR, MBB, Do, TU-BS

Approach

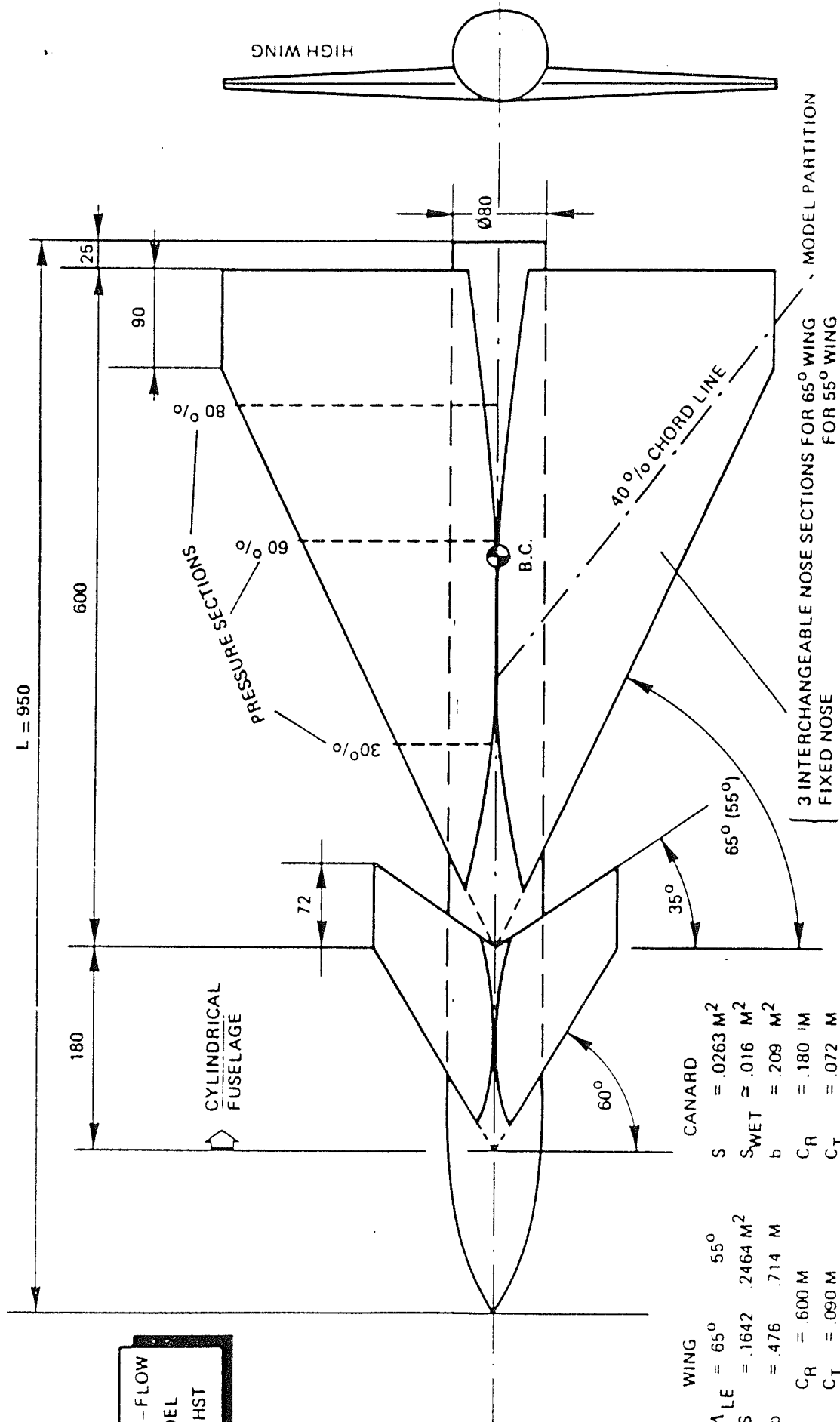
Experimental Study of Similar, Slender Δ -Wing Config.s (M ①, M ②)

Scale Adjusted to Windtunnel-Facilities Used:

Facility	NTF (Cryo, U.S.A.)	HST (NLR, Amsterdam)	TS-FFA (Bromma)	TS-60 (DFVLR)
Model	M ①: $\Lambda_{LE} = 65^\circ/\lambda = .15/NACA\ 64A005$			
Config.s	Wing + Body + Canard	Sharp L.E. round L.E.s drooped	Wing – sharp L.E. only + Body + Canard	
Results	Forces + Pressures, RE-Nr.-Effects			+ flow fields (LDA)

Worksharing

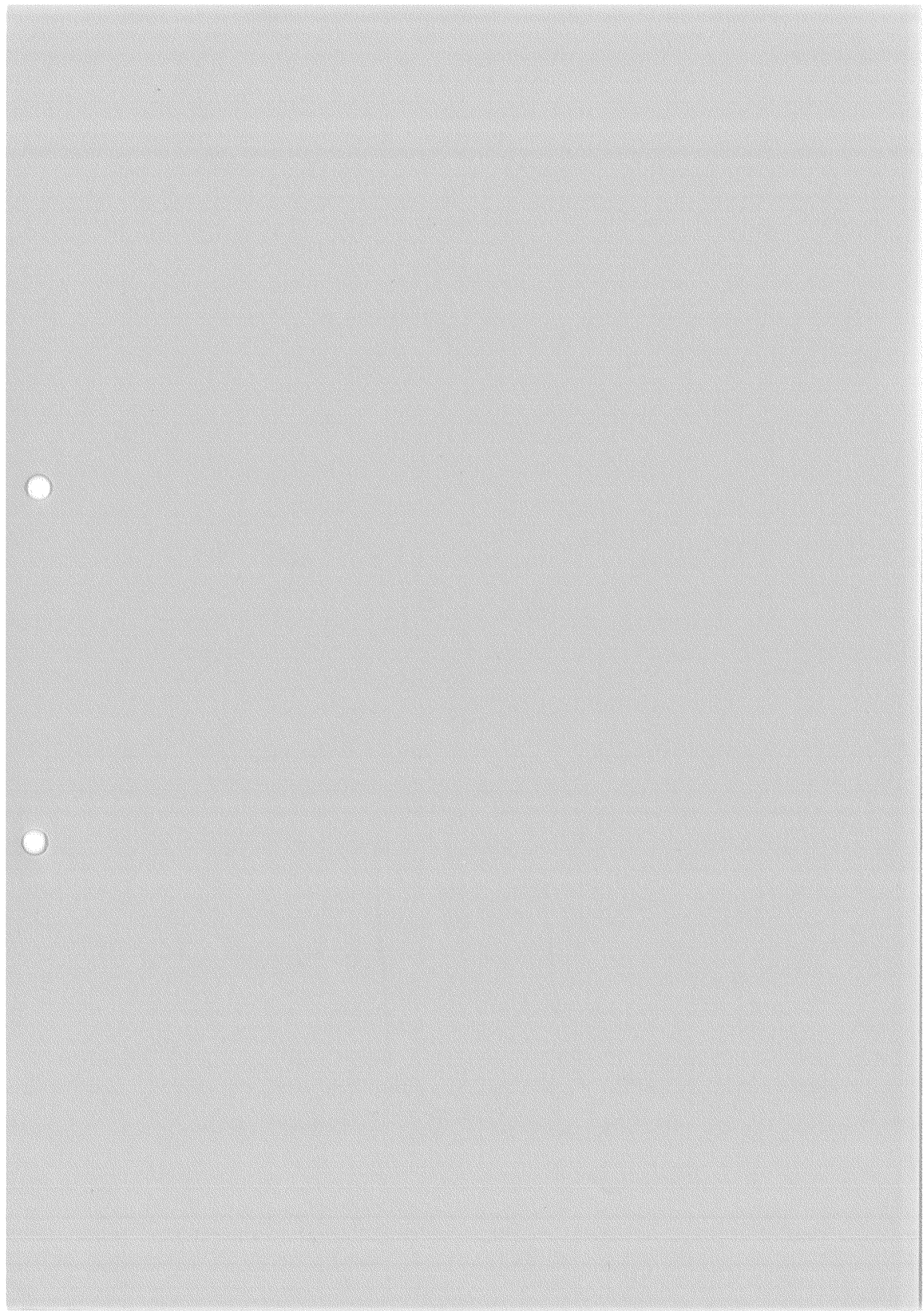
Model	Fabrication	Testing	Analyses
M ①	AFWAL	AFWAL, NLR, Do	all
M ②	MBB	FFA, DFVLR	all



High Speed Vortex Flow Experiment

$L = .950$ M
 $L_{cylindrical} = .805$ M
 $\phi = .080$ M

BALANCE
 CENTRE = 57% C_R



2. AG-STAB-Workshop

18.-19. September 1984

DFVLR-Forschungszentrum, Köln-Porz

Projektgruppe: DrehflügelSchwerpunktsthema: Blattspitzenumströmung

Berichter: Dipl.-Ing. Polz

Teilnehmer: siehe Anlage

Liste der Beiträge: siehe Anlage

Die Anzahl der Teilnehmer und der Beiträge war etwas niedriger als beim 1. Workshop. Dies kann mit darauf zurückgeführt werden, daß der zeitliche Abstand zum Europäischen Hubschrauberforum relativ klein war.

Aus den Vorträgen und Diskussionen ergaben sich folgende Schwerpunkte:

- Die Blatt-Wirbel-Interferenz bildet eine der Hauptursachen für Vibrationen und Lärmemission beim Drehflügel. Der derzeit unzureichende Kenntnisstand kann möglicherweise durch genaue Vermessungen des instationären Abwindfeldes von Drehflügeln verbessert werden.
- Die instationäre Blattspitzenumströmung ist Gegenstand derzeit laufender und für die Zukunft geplanter Untersuchungen, wobei vor allem aufwendige theoretische Verfahren, die auf der Lösung der vollständigen Potentialgleichung bzw. der Eulergleichung beruhen, zum Einsatz kommen.
- einen neuen Schwerpunkt bildete die 2D instationäre Profilumströmung, die einerseits ein Teilproblem der 3D Blattspitzenumströmung darstellt, andererseits erhebliche Auswirkungen auf die Luftkräfte am gesamten Drehflügelblatt besitzt. Hierzu sind sowohl empirische als auch theoretische Verfahren in Entwicklung.

Als Resümee des Workshop wird von den Mitgliedern der Projektgruppe eine verstärkte Neu/Weiterentwicklung der numerischen Verfahren für die verschiedenen Anwendungsgebiete beim Drehflügel empfohlen.

Teilnehmerliste

H. Engler - DFVLR Göttingen zeitweise

H. Katzer - DFVLR Göttingen

H. Leis - HSBW München

Dr. Lorenz-Meyer - DFVLR Göttingen zeitweise

Dr. Neuwerth - RWTH Aachen

H. Polz - MBB

Dr. Splettstößer - DFVLR Braunschweig

Prof. S. Wagner - HSBW München

H. Winter - Universität Stuttgart

Liste der Workshop-Beiträge

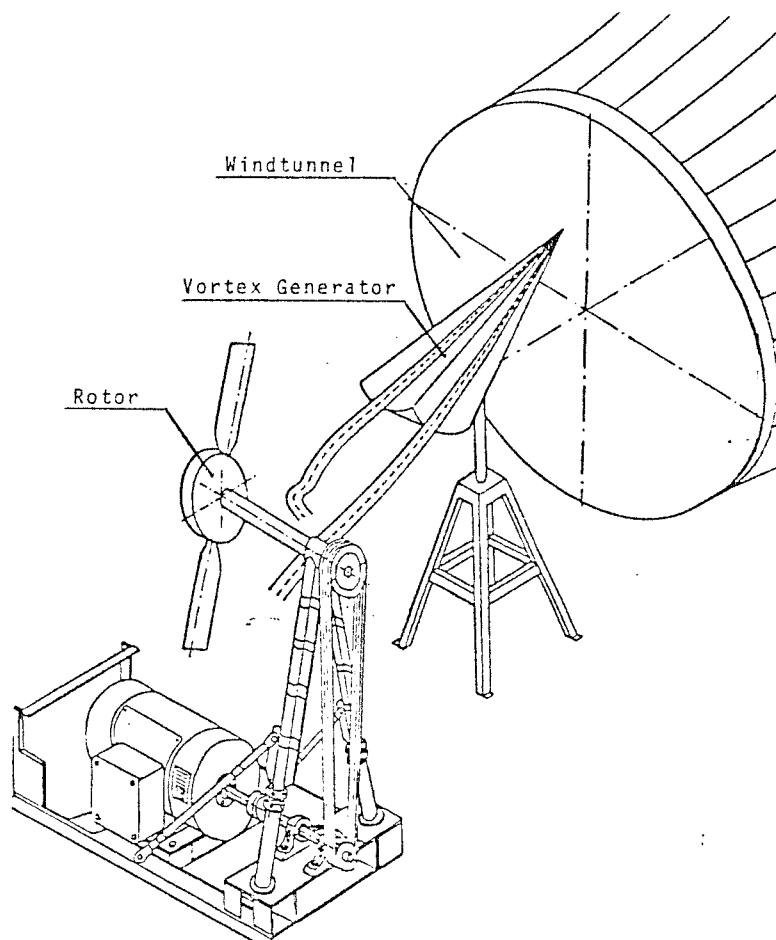
- Neuwerth: Pressure Fluctuations on Rotor Blades Generated by Blade-Vortex-Interaction
- S. Wagner Empirische Methoden zur Erfassung des dynamischen Abreißverhaltens von Rotorprofilen
- Leis: Eine neue Methode zur Darstellung der stationären und instationären Auftriebsbeiwerte von Profilen
- Polz: Anwendung eines Euler-Verfahrens zur Berechnung der Blattspitzenumströmung von Rotoren
- Splettstößer: Modellrotoruntersuchungen zum Impulslärm von Hubschraubern

Die folgenden Beiträge waren ebenfalls für den Workshop vorgesehen, konnten jedoch wegen Verhinderung der Autoren nicht vorgetragen werden:

- Geißler: Instationäre laminare und turbulente Grenzschichtrechnungen an Profilen bei Drehschwingungen mit hoher Amplitude
- Dynamic Stall -
- W.J. Wagner: Comparative Measurements of the Unsteady Pressure and the Tip-Vortex Parameters on Four Oscillating Wing-Tip Models

Pressure Fluctuations on Rotor Blades Generated by Blade-Vortex Interaction

During some flight operations of helicopters the main rotor blades pass close or intersect the trailing tip vortices of the main rotor. These Blade-Vortex Interactions (BVI) generate strong fluctuating blade pressures leading to dynamic structural loads and impulsive noise. Currently, accurate load predictions are limited by the lack of knowledge of the tip vortex structure. Therefore, to investigate the basic mechanism of BVI a special test facility was built as shown in the figure.



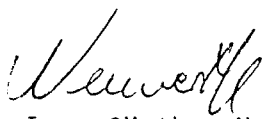
Here a special delta wing generates two leading edge vortices with a structure measured by a five hole probe. One of these vortices interacts with the helicopter rotor. The orientation of this vortex, relative to the rotor, is similar to that of a helicopter main rotor. The forward flight of the helicopter is simulated by the windtunnel.

- 2 -

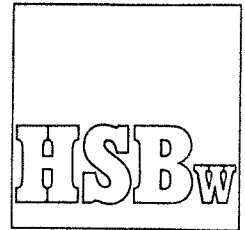
The local pressure fluctuations were measured with Kulite pressure transducers at different positions of the rotor blades. Subsequently the local blade pressures were computed with an unsteady airfoil theory. The computer code was derived from the theory of NAUMANN and YEH. The essential inputs to this theory are the induced velocities of the generated vortex.

The measured and computed pressure fluctuations are compared in the time-domain and show quite a good agreement. The time history reveals the impulsive fluctuations caused by the BVI.

By the chosen test arrangement a better physical understanding of the BVI can be obtained. Additionally, theoretical methods can be checked more reliably, because the inputs to experiments and computations are based on a well known vortex structure.


(Dr.-Ing. Günther Neuwerth)

Hochschule der Bundeswehr München
Fachbereich Luft- und Raumfahrttechnik



Prof. Dr.-Ing. Siegfried Wagner
Luftfahrttechnik

Hochschule der Bundeswehr · Werner-Heisenberg-Weg 39 · 8014 Neubiberg 06.09.1984

Tel.: 089/6004- 2136

Wa/bi

Empirische Methoden zur Erfassung des dynamischen Abreiß-
verhaltens von Rotorprofilen

S. Wagner, U. Leiß, K. Götzfried
Hochschule der Bundeswehr München
Institut für Luftfahrttechnik und Leichtbau

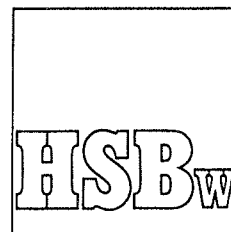
Ü B E R S I C H T

Zur Verbesserung von Hubschraubersimulationsmodellen ist es notwendig, den Einfluß instationärer Strömungseffekte möglichst genau, aber mit mathematisch vertretbarem Aufwand darzustellen. In der Vergangenheit wurden einige Methoden mit diesem Ziel erstellt, von denen die bedeutendsten jene von Gormont, Gangwani, Beddoes und Tran/Petot sind.

Inhalt des Vortrages ist es, diese vier Methoden mit Messungen zu vergleichen und dadurch einen Überblick zu schaffen, mit welcher Genauigkeit der Verfahren gerechnet werden kann.

Daraus ergeben sich Anhaltspunkte einerseits über den sinnvollen Einsatzbereich dieser Methoden und andererseits Hinweise über notwendige Verbesserungen.

Hochschule der Bundeswehr München
Fachbereich Luft- und Raumfahrttechnik



Prof. Dr.-Ing. Siegfried Wagner
Luftfahrttechnik

Hochschule der Bundeswehr · Werner-Heisenberg-Weg 39 · 8014 Neubiberg 06.09.1984

Tel.: 089/6004 - 2136

Wa/bi

Eine neue Methode zur Darstellung der stationären und
instationären Auftriebsbeiwerte von Profilen

U. Leiß

Hochschule der Bundeswehr München

Institut für Luftfahrttechnik und Leichtbau

Ü b e r s i c h t

Eine allgemeine Formulierung zur Simulation der aerodynamischen Beiwerte eines Rotorblattes bei anliegender und abgerissener, stationärer und instationärer Strömung wird vorgestellt. Die Hauptmerkmale dieser Methode sind eine beschränkte Anzahl physikalischer Parameter, mit deren Hilfe die aerodynamischen Beiwerte mit Hilfe einer einzigen geschlossenen algebraischen Funktion im gesamten Anstell- und Machzahlbereich dargestellt werden können.

Das Verfahren berücksichtigt die verschiedenen Typen des Abreißvorganges und den Einfluß der Reynoldszahl. Die instationären Einflüsse von Nick-, Schlag- sowie Vor- und Rückwärtsschwingungen sind getrennt darstellbar.

Die vorläufig auf die Normalkraft beschränkten Vergleiche mit Meßdaten sowohl bei stationärer als auch bei instationärer Strömung stimmen sehr gut mit Messungen überein, sogar bei hohen Frequenzen. Der Vergleich mit anderen Methoden zeigt die Vorzüge dieses neuen Verfahrens.

Anwendung eines Euler-Verfahrens zur Berechnung
der Blattspitzenumströmung von Rotoren

G. Polz, MBB - UL

Um die Möglichkeiten zur Berechnung der Blattspitzenumströmung zu verbessern, wird ein für die Starrflüglertechnologie entwickeltes Euler-Verfahren für die Betriebszustände am Rotor modifiziert und erprobt. Das Verfahren arbeitet nach der Finite-Volumen-Methode. Als Beispiel wird die Berechnung einer Rechteckblattspitze bei Azimutstellung 90° dargestellt. Das C-förmige Netz weist mit einer Dichte von 42 Stützstellen für die Blatttiefenverteilung und 15 Stützstellen in Spannweitenrichtung insgesamt 80000 Gitterpunkte auf. Für die genaue Verfassung der Blattspitzeneffekte werden auch außerhalb der Blattspitze Hilfsschnitte bis 120% Blattradius angeordnet. Gezeigt wird die numerische Lösung nach 300 Iterationsschritten, für die ein Rechenzeitaufwand von derzeit 35h auf einer VAX 11/750 erforderlich war. Für den Endzustand werden vorraussichtlich etwa 1000 Schritte benötigt. Durch Verbesserungen am Rechenprogramm wird eine erhebliche Reduzierung der Rechenzeit erwartet. Die nach 300 Iterationen erhaltenen Druckverteilungen und Geschwindigkeitsvektoren zeigen das zu erwartende Verhalten. Vergleiche mit Messungen und Rechnungen mit anderen Azimuthwinkeln sind im Rahmen der weiteren Erprobung des Verfahrens vorgesehen.

2. STAB-Workshop 18. - 20.9.84

Projektgruppe: Drehflügler

Schwerpunktthema: Blattspitzenumströmung

MODELLROTORUNTERSUCHUNGEN ZUM IMPULSLÄRM VON HUBSCHRAUBERN

W.R. Splettstößer, K.-J. Schultz
DFVLR Institut für Entwurfsaerodynamik
Abt. Technische Akustik
Braunschweig

und

F.H. Schmitz, D.A. Boxwell
Aeromechanics Laboratory (AVSCOM)
Ames Research Center, Moffett Field, California

Schallmessungen an einem im Maßstab 1:7 skalierten Modellhauptrotor des AH-1 Serienhubschraubers im DNW haben die Abstrahlung von Hochgeschwindigkeits(HS)- und Blatt-Wirbel/Interferenz(BVI)-Lärm dokumentiert. Gemittelte Schalldruckverläufe der Modellmessungen und Full-Scale-Messungen am Originalrotor im Fluge unter gleichen dimensionslosen Versuchsbedingungen werden verglichen. Die Daten zeigen eine hervorragende Übereinstimmung in Amplitude und Wellenform für den HS Impulslärm und BVI Impulslärm bei kleinen Fortschrittsgraden (0,164 - 0,194), wobei auch die Richtcharakteristiken dupliziert werden. Bei höheren Fortschrittsgraden (0,224 - 0,270) läßt die Übereinstimmung der BVI Impulsformen nach, was darauf hinweist, daß der Modellrotor den Full-Scale BVI Impulslärm nicht mehr adäquat simuliert, wofür gegenwärtig noch keine Erklärung gefunden worden ist. Sorgfältig durchgeführte parametrische Variationen über eine vollständige Test-Matrix von Versuchsbedingungen zeigt, daß der HS Lärm von der Blattspitzen-Machzahl des vorlaufenden Rotorblattes dominiert wird, während der BVI Impulslärm gegenüber allen vier wesentlichen dimensionslosen Parametern - Blattspitzen-Machzahl im Schwebeflug, Fortschrittsgrad, örtliches Einstromverhältnis und Schubkoeffizient - höchst sensitiv ist.

STAB-Workshop 18.-20.09.84

Projektgruppe: Drehflügler

Schwerpunktthema: Blattspitzenumströmung

Instationäre laminare und turbulente Grenzschichtrechnungen an
Profilen bei Drehschwingungen mit hoher Amplitude
- Dynamic Stall -

W. Geißler, DFVLR-AVA Institut für Aeroelastik, Göttingen

Am rücklaufenden Hubschrauberblatt ergeben sich infolge hoher, zeitlich veränderlicher Anstellwinkel zyklisches Ablösen und Wiederanlegen der Strömung verbunden mit starken Hysteresiseffekten im Auftriebs- und Momentenverhalten. Dies kann im ungünstigsten Fall zu Abreißflattern führen.

Zur Untersuchung des instationären Ablöseverhaltens an Hubschrauberrelevanten Profilen bei großen mittleren Anstellwinkeln und Schwingungsamplituden wurde ein instationäres Grenzschichtverfahren entwickelt. Es handelt sich dabei um ein Differenzenverfahren (Crank-Nicolson), mit dem die laminare bzw. turbulente Grenzschicht längs der Profilkontur sowie im Zeitbereich entsprechend der zyklischen Anstellwinkelverstellung berechnet wird. Entscheidend für die Grenzschichtrechnung ist die richtige Erfassung der äußeren Randbedingung. Diese äußere reibungslose Strömung wurde mittels eines instationären Panel-Verfahrens bestimmt und mit der Grenzschichtrechnung gekoppelt. In [1] wurde zunächst die laminare Grenzschicht an einer schwingenden ebenen Platte sowie am NACA 0012-Profil für verschiedene Anstellwinkelfälle und für verschiedene Schwingfrequenzen untersucht.

Die Grenzschichtrechnung kann auch in Gebiete ausgedehnt werden, in denen Rückströmung in Wandnähe auftritt.

In [2] ist das Verfahren auf turbulente instationäre Grenzschichten ausgedehnt worden. Es zeigt sich, daß die Reynoldszahl und die Schwingungsfrequenz erhebliche Einflüsse auf das instationäre Ablöseverhalten ausüben. Die Untersuchung verschiedener Profilformen (NACA 0012/ AMES-A01) zeigen sehr unterschiedliche Ablöseverhalten der verschiedenen Profilformen bei sonst gleichen Parametern.

Das Verfahren ist zur Zeit eine "weak interaction procedure", d. h. die äußere Randbedingung bleibt während der zeitlichen Entwicklung der Grenzschicht ungeändert. Ein neues im Zeitbereich arbeitendes Panelverfahren bietet die Möglichkeit einer direkten Kopplung im Zeitbereich ("strong interaction procedure"): Die äußere Randbedingung wird dabei der zeitlichen Entwicklung, insbesondere der Verdrängungswirkung der Grenzschicht angepaßt.

Schrifttum:

- [1] Geißler, W. Unsteady Laminar Boundary-Layer Calculations on Oscillating Configurations Including Backflow.
Part I: Flat Plate, Oscillating in its own plane.
Part II: Airfoil in High-Amplitude Pitching Motion
 - Dynamic Stall -
- [2] Geißler, W. Unsteady Turbulent Boundary-Layer Calculations on Profiles with High Amplitude Pitching Oscillations
 - Dynamic Stall -
DFVLR-IB 232 - 84 J 04 in Vorbereitung

Comparative Measurements of the Unsteady Pressures and the Tip-Vortex Parameters on Four Oscillating Wing-Tip Models⁺

W. J. Wagner

DFVLR-AVA Institute of Aeroelasticity
Göttingen, F.R.G.

Tip vortices occurring at airfoil tips and continuing throughout the wake often lead to undesirable aerodynamic interactions with a body located within or passing through this region. Some such bodies are for example the successive rotor blade, tail rotor, aircraft fuselage and successive aircraft structures. The resulting phenomena are (unsteady) forces and moments in addition to the secondary effect of noise generation.

The causes of these interactions are high radial velocity, large velocity gradients within the vortex core and relative longevity of the "tip-vortex flow structure". Two solution procedures are widely known and presently in use:

- a) The longevity of the tip vortex is averted (for example by introducing instabilities and turbulence). The vortex should burst almost immediately after formation.
- b) The roll process of the tip vortex is influenced with the intention of avoiding high radial velocity.

In both procedures, the geometrical design of the airfoil tip is the focus of interest. The project presented here comprises the experimental investigation of four geometrically different rotor blade-tip configurations (rectangular, Ogee, swept and trapezoidal; all with NACA 0012 profile). The models were made to oscillate harmonically about their quarter-chord axis. Steady and unsteady

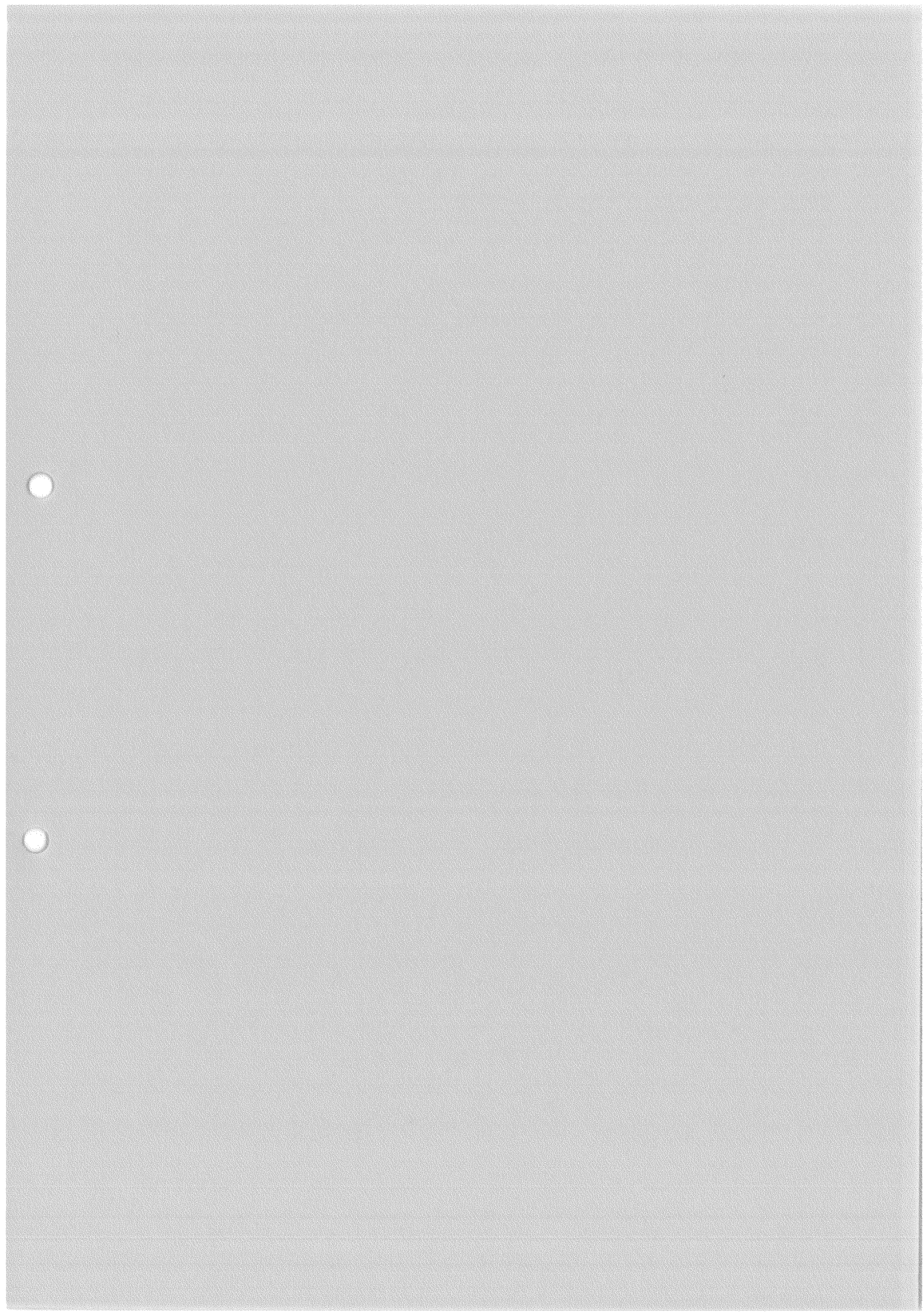
⁺) Eine ausführliche Fassung unter demselben Titel liegt vor in "Proceedings of the Tenth European Rotorcraft Forum, August 28-31, 1984, The Hague, The Netherlands".

Die stationären und instationären Druckmessungen sind dargestellt in: W. Wagner, Comparative Measurements of the Unsteady Pressures on Three Oscillating Wing-Tip Models, DFVLR-FB 84-07, 1984.

pressures were measured in terms of several varied system parameters by means of 140 pressure-measuring holes distributed over the upper surface of each model. In the wake region, the characteristics of the tip vortices (location of vortex core, vortex diameter, maximum circumferential velocity as well as changes of these values with respect to time) were determined by an ultrasonic measuring device.

Selected results for each configuration are presented. The conditions prevailing in the wake (especially the behavior of the tip vortex) are analysed with respect to the pressure occurring on the blade surface. The results measured for these four blade-tip configurations lead to the following conclusions, which in part serve to confirm previous results:

- 1) With respect to the rectangular blade-tip, the other three configurations display an enlarged vortex diameter and thus a reduced maximal circumferential velocity; in the case of the Ogee tip by a factor of 3 to 4.
- 2) In the cases of the Ogee and the trapezoidal tip configurations, the location of the vortex core shifts in spanwise direction inward from the blade-tip with increasing angle of attack.
- 3) In the cases of the harmonically oscillating Ogee and trapezoidal tip configurations, the vortex core oscillated likewise in spanwise direction. In the case of the swept configuration, the vortex axis remains unchanged at the outer tip, as is the case for the rectangular configuration.
- 4) The vortex interiors diverge considerably with respect to their axes from the basic cylindrical symmetry. In some instances, double vortices with two vortex cores appear. These vortex interiors as well as the extent of their occurrence in the wake change in a complicated manner depending on the angle of attack.
- 5) At the spanwise location of the vortex core the lines of constant steady pressure show a concave curvature.
- 6) The real parts of the unsteady pressures tend to increase as they approach the region where the vortex core originates.



2. STAB-WORKSHOP

Projektgruppe: Flugkörper/Rümpfe

Sprecher: Dr. U. Dallmann

Am 18./ 19.9.1984 wurde im Rahmen des 2. Workshops der AG STAB in der Projektgruppe: Flugkörper/Rümpfe über aktuelle, größtenteils noch nicht abgeschlossene Arbeiten zu abgelösten Strömungen an unterschiedlichen Konfigurationen berichtet. Wesentliches Bindeglied der regen Diskussionen war die theoretische, experimentelle und numerische Erfassung der Dreidimensionalität auftretender Strömungsablösung. Vergleiche zwischen Euler-, Thin-Layer- und vollständigen Navier-Stokes-Lösungen bzw. Vergleiche zwischen unterschiedlichen numerischen Lösungsverfahren beschränkten sich jedoch auf axialsymmetrische Strömungen. Eine theoretische Grundlagenuntersuchung galt zweidimensionaler, instationärer Ablösung. Folgende Institutionen haben sich mit insgesamt 13 Beiträgen am Workshop der Projektgruppe: Flugkörper/Rümpfe beteiligt: DFVLR (Institute für Theoretische und Experimentelle Strömungsmechanik, Institut für Entwurfsaerodynamik, Hauptabteilung Windkanäle), Firma Dornier und Universität Hamburg (Institut für Schiffbau).

Im Einzelnen wurde folgendes berichtet und diskutiert:

- | | |
|--|--|
| 1. Nachlaufstrukturanalyse aufgrund von Druck-, Geschwindigkeits- und Kraftmessungen hinter Prinzipfahrzeug | AHMED, S.R.
DFVLR SM-EA
Braunschweig |
| 2. Charakteristika der abgelösten Strömung am Schiffsheck in Modell u. Großausführung | KUX, J.
Univ. Hamburg
Inst.f.Schiffbau |
| 3. Über die Reynoldszahlabhängigkeit der dreidimensionalen Ablösestruktur an einem stumpfen Körper | BIPPES, H.
DFVLR SM-ES
Göttingen |
| 4. Navier-Stokes-Lösungen für Heckströmungen mit Treibstrahl | WAGNER, B.
Dornier
Friedrichshfn. |
| 5. Berechnung abgelöster laminarer Überschallströmungen um nichtangestellte stumpfe Rotationskörper | MÜLLER, B.
DFVLR SM-TS
Göttingen |
| 6. Navier-Stokes Lösungen zur Untersuchung der topologischen Strukturen dreidimensionaler Strömungsfelder mit Ablösung um stumpfe Körper | KORDULLA, W.
DALLMANN, U.
VOLLMERS, H.
DFVLR SM-TS
Göttingen |
| 7. Untersuchung der Ablösung in einer instationären Strömung | SUN, Y.C.
DFVLR SM-TS
Göttingen |
| 8. 2-Komponenten LDA-Messungen bei Strömungen mit Ablösung um Ellipsoid. Vergleich mit Sondenmessung | BÜTEFISCH, K.A.
DFVLR SM-ES
Göttingen |
| 9. Sichtbarmachung von Ablöseeffekten an Kegeln mit Flüssigkristallen | SCHÖLER, H.
BANERJI, A.
DFVLR SM-ES
Göttingen |
| 10. Einige Untersuchungen zur Beaufschlagung einer ebenen Platte mit einem Überschallstrahl kurzer Dauer | RAMMENZWEIG, D.
SEGAL, E.
STAHL, W.
DFVLR SM-ES
Göttingen |
| 11. Über Korrelationsverfahren für die Vorhersage des Heckwiderstandes | RIEDEL, H.
DFVLR SM-EA
Braunschweig |
| 12. Windkanalmessungen an Rumpf-Ruder-Kombinationen im Überschall | ESCH, H.
DFVLR HA-WK
Köln-Porz |
| 13. Ablösung durch Außenverbrennung im Überschall | SCHÄFER, B.
DFVLR HA-WK
Köln-Porz |

AG STAB-Workshop 18. bis 19.9.1984, DFVLR Köln-Porz

Nachlaufstrukturanalyse aufgrund von Druck-, Geschwindigkeits-
und Kraftmessungen hinter Prinzipfahrzeug

S.R. Ahmed

DFVLR - Institut für Entwurfsaerodynamik Braunschweig

Übersicht

Für einen fahrzeugähnlichen Prinzipkörper wird die über die Zeit gemittelte Nachlaufstruktur analysiert. Hierzu wurden ausführliche Messungen der Druckverteilung, Geschwindigkeitsverteilung im Nachlauf und die Kräfte in einem Windkanal durchgeführt. In einigen Fällen wurden die Strömungsvorgänge sichtbar gemacht. Der untersuchte Parameter war der Heckneigungswinkel.

Die Versuche wurden bei einer (mit der Länge des Körpers gebildeten) Reynoldszahl von $4,29 \cdot 10^6$ durchgeführt.

Die Zerlegung des Widerstands in seine Anteile zeigte, daß 85 % des Widerstands aus Druckwiderstand bestand. Der überwiegende Anteil dieses Widerstandes entstand am Körperheck.

Der Nachlauf beherbergt ein System von drei übereinander geordneten Hufeisenwirbeln. Existenz, Stärke und Verschmelzungsvorgang dieser Wirbeln ist abhängig vom Heckneigungswinkel.

Eine qualitative Erklärung für den hohen Widerstand des Körpers bei den kritischen Heckneigungswinkeln ist gegeben. Die Bedeutung dieser Phänomene für wirkliche Fahrzeuge ist besprochen.

Ah. 29.10

CHARAKTERISTIKA DER ABGELÖSTEN STRÖMUNG AM SCHIFFSHECK IN MODELL- UND GROSSAUSFÜHRUNG

KUX, J.

Institut für Schiffbau der Universität Hamburg

Results from measurements of the velocity in the wake of two ships of different block coefficient at full scale and at model scale in the towing tank at comparable conditions are presented. In both scales Laser Doppler Velocimetry (LDV) was applied using two specially designed LDV systems which are briefly described. At the model all three velocity components were determined in three transversal planes while in the full scale experiments only the axial component in one single plane was measured. A coarse picture of the distribution of the axial turbulence intensity at full scale can be derived. Based on the data set obtained the validity of different scaling procedures was tested. For the slender ship the velocity fields of ship and model match quite well after extrapolation while the correlation for the full ship form is not satisfactory. Different approaches of velocity field analysis are proposed. Space derivatives of the experimental values are computed and allow to depict the distribution of vorticity and similar characteristics of the wake. Boundary layer calculation results are shown for comparison.

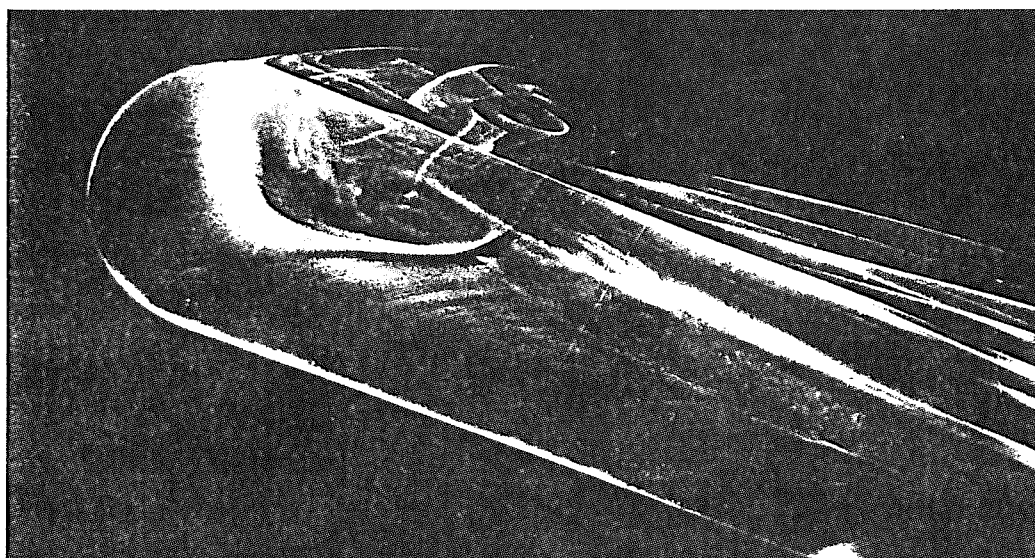
Über die Reynoldszahlabhängigkeit der dreidimensionalen
Ablösestruktur an einem stumpfen Körper

H. Bippes

Institut für Experimentelle Strömungsmechanik,

DFVLR, Bunsenstr. 10, 3400 Göttingen

Mit Hilfe der Methode der Strömungssichtbarmachung werden Strukturen dreidimensional abgelöster Strömungen untersucht. Ein erster Einblick ergibt sich aus dem Verlauf der Wandstromlinienbilder. Bei systematischer Variation der Strömungsparameter entwickelt sich eine Vielfalt von Ablösekonfigurationen. Eine Analyse zeigt, daß sich diese aus einigen wenigen Elementarstrukturen nach bestimmten Gesetzmäßigkeiten zusammensetzen lassen. Dabei ist allerdings derjenige Reynoldszahlbereich auszuklammern, bei dem die Grenzschicht in instabilem laminaren Zustand ablöst. Dies führt nämlich in vielen Fällen zu turbulentem Wiederaanlegen der Grenzschicht und damit zu Rezirkulationsgebieten, die im wesentlichen die Merkmale zweidimensionaler Ablösegebiete aufweisen. Da die turbulente Grenzschicht stromabwärts von diesen dreidimensionalen Ablöseblasen häufig nicht mehr ablöst, entstehen in einem Reynoldszahlbereich, der sich in den meisten Windkanälen bei vielen Experimenten nicht vermeiden läßt, Strömungen, die sich stark von solchen niederer und hoher Reynoldszahl unterscheiden. Es wird gezeigt, in welchem Maße die entstehende Ablösestruktur die aerodynamischen Kräfte beeinflusst.



NAVIER-STOKES-LÖSUNGEN FÜR HECKUMSTRÖMUNGEN
MIT TREIBSTRAHL

B. Wagner
Dornier GmbH, Friedrichshafen,
Theoretische Aerodynamik

Zusammenfassung:

Mit Hilfe eines Finite-Volumen-Verfahrens, basierend auf dem hybriden Schema von MacCormack, wurde die Umströmung einiger rotationssymmetrischer Hecks mit Treibstrahl unter Verwendung des algebraischen Turbulenzmodells von Baldwin und Lomax berechnet. Bei stumpfen, flugkörperähnlichen Heckformen stimmen die globalen Strömungsfelder einschließlich der Totwasserbereiche und die Basisdruckverteilungen gut mit dem Experiment überein. Bei Vergleich der berechneten turbulenten Schubspannungskorrelation mit Lasermessungen zeigen sich jedoch deutliche Diskrepanzen, weswegen sich die Frage stellt, inwieweit die Totwasserströmung durch Konvektion dominiert wird. Für glatte, flugzeugähnliche Heckkonfigurationen läßt sich die Lage des Ablösepunktes nicht befriedigend genau berechnen, und man findet nur eine dünne Ablöseblase statt eines großen zu erwartenden Rezirkulationsgebiets, so daß die berechnete Druckverteilung nicht das Plateau der Messung im Ablösegebiet wiedergibt. Die mit diesen Untersuchungen angeschnittenen Probleme sind typisch für die Navier-Stokes-Beiträge zur AGARD FDP WG 08 "Aerodynamics of Aircraft Afterbody" und bedürfen weiterer Klärung durch sorgfältige Rechnungen und Vergleich mit detaillierten Experimenten.

AG - STAB - Workshop, 18.-19.9.1984, Köln-Porz
 BERECHNUNG ABGELÖSTER LAMINARER
 ÜBERSCHALLSTRÖMUNGEN UM NICHTANGESTELLTE
 STUMPFE ROTATIONSKÖRPER
 B. MÜLLER, DFVLR SM-TS, GÖTTINGEN #

Ziel der vorliegenden Arbeit ist die Untersuchung der Wechselwirkung von reibungsfreien und reibungsbehafteten Effekten bei abgelösten laminaren Überschallströmungen um stumpfe Rotationskörper. Dazu werden die achsensymmetrischen Navier-Stokes Gleichungen mit dem impliziten Differenzenverfahren von Beam und Warming numerisch gelöst. Die numerische Simulation der Strömung um eine adiabatische Halbkugel-Zylinder Konfiguration (mit Radius L) bei $M_\infty = 1.2$ und $Re_{\infty,L} = 326667$ zeigt, daß die hinter dem Übergang Halbkugel-Zylinder auftretende Ablöseblase, deren "Fußspuren" auf Ölanstrichbildern beobachtet wurden, sehr dünn ist und nur einen geringen Einfluß auf die Stoßlage, die Lage der Schalllinie - außer in Wandnähe - und den Wanddruck hat /1/. Dagegen werden die genannten Größen sowie der Wärmefluß und ein eingebetteter Verdichtungsstoß bei der Strömung mit $M_\infty = 5$, $Re_{\infty,L} = 2 \cdot 10^6$ und $T_w/T_\infty = 5.4$ um einen eingedellten Rotationskörper von einem großen Ablösegebiet stark beeinflusst. Auch ohne Modellierung der Transition und Turbulenz zeigt die Navier-Stokes Berechnung dieser Hyperschallströmung denselben Trend wie die Messung /2/. Für das benutzte Rechnernetz gibt es praktisch keinen Unterschied zwischen der Navier-Stokes Lösung und dem Ergebnis unter Benutzung der Thin-Layer Approximation und ziemlich gute Übereinstimmung mit der Thin-Layer Lösung von Hsieh /3/.

Die vorliegende Untersuchung wurde teilweise durch die Deutsche Forschungsgemeinschaft im Programm "Finite Approximationen in der Strömungsmechanik" gefördert.

- /1/ Müller, B., Calculation of Axisymmetric Laminar Supersonic Flow over Blunt Bodies, DFVLR IB 221-84 A 02, 1984.
- /2/ Morrison, A.M., Yanta, W.J., and Voisonet, R.L.P., The Hypersonic Flow Field Over a Re-entry Vehicle Indented Nose Configuration, AIAA Paper 81-1066, 1981.
- /3/ Hsieh, T., Calculation of Viscous Hypersonic Flow over a Severely Indented Nosed Tip, AIAA J., Vol. 22, No. 7, July 1984.

AG - STAB-Workshop, 18. bis 19.9.1984, DFVLR Köln-Porz

NAVIER-STOKES-LÖSUNGEN ZUR UNTERSUCHUNG DER TOPOLOGISCHEN STRUKTUREN DREIDIMENSIONALER STRÖMUNGSFELDER MIT ABLÖSUNG UM STUMPFE KÖRPER.

W. Kordulla, U. Dallmann, H. Vollmers

DFVLR - Institut für Theoretische Strömungsmechanik, Göttingen

ZUSAMMENFASSUNG DES FORSCHUNGSVORHABENS

Aufbauend auf analytischen und numerischen Arbeiten soll das physikalische Verständnis von Strömungen mit dreidimensionalen Ablösvorgängen um stumpfe Körper erweitert werden. Die Charakterisierung solcher Strömungen erfolgt sinnvoll durch Angabe der topologischen Struktur des Strömungsfeldes, für die Modellvorstellungen sowohl zur Ablösung wie auch zur Kennzeichnung der abgelösten Wirbel entwickelt worden sind. Zur Analyse liegen experimentell ermittelte Strömungsfelder in ihrer Gesamtheit nur selten vor. In neuerer Zeit bietet sich in Ergänzung zum Experiment die numerische Integration der Bewegungsgleichungen an, um detaillierte Feldlösungen zu erzielen. Solche Lösungen haben sich trotz benutzter Vereinfachung in den Gleichungen und bei der Turbulenzmodellierung als physikalisch sinnvoll erwiesen. Im Forschungsvorhaben wird das explizit-implizite MacCormack Verfahren zur Integration der vollständigen, zeitabhängigen Navier-Stokes Gleichungen benutzt, um die Änderungen der topologischen Strukturen der Strömungsfelder um eine Halbkugel-Zylinder Konfiguration in Abhängigkeit z.B. vom Anstellwinkel zu studieren. Aufbauend auf eine qualitative (topologische) Charakterisierung abgelöster Wirbelströmung werden mit den erzielten dreidimensionalen Feldlösungen auch quantitative Aussagen über Kräfte, Momente und Wärmeübergang möglich sein.

AG - STAB-Workshop, 18. bis 19.9.1984, DFVLR Köln-Porz

UNTERSUCHUNG DER ABLÖSUNG IN EINER INSTATIONÄREN STRÖMUNG

Y.C. Sun, DFVLR-Institut für
Theoretische Strömungsmechanik

Als anfängliche Untersuchung wird die instationäre ebene inkompressible Strömung behandelt. Dabei wird die Methode der augenblicklichen Phasenebenen und des augenblicklichen Richtungsfeldes zur Bestimmung des lokalen kritischen (singulären) Punktes verwendet. Die Ablösungsmöglichkeiten für die Fälle von einer festen Wand und einer sich bewegenden Wand werden anhand der aus der Methode hergeleiteten Kriterien betrachtet.

LASER-DOPPLER-ANEMOMETER FÜR GROSSE WINDKANÄLE

STAB-Arbeitsschwerpunkt: Heckablösung

Berichter: Dr. K. A. Bütetisch
Institut für Experimentelle Strömungsmechanik
3400 Göttingen

Einführung

Eine der wichtigsten Feldgrößen, die in Theorien der Strömungsmechanik benötigt wird, ist die Strömungsgeschwindigkeit. In der experimentellen Strömungsmechanik wurde sie bislang meistens mit Hilfe von Druck- und Hitzdrahtsonden gewonnen, wobei durch eine stetige Verbesserung der Meßtechnik große Erfolge erzielt werden konnten. In der heutigen Forschung ist die Anwendbarkeit jedoch eingeschränkt, da vielfach die untersuchten Strömungen, besonders Strömungen, die im Rahmen des nationalen Programms: STRÖMUNG MIT ABLÖSUNG behandelt werden sollen, empfindlich gegen durch Sonden eingebrachte Störungen sind, Instationarität aufweisen und im erheblichen Maße durch Richtungswechsel gekennzeichnet sind.

Eine Möglichkeit, die Anforderungen der heutigen Forschung zu erfüllen, ist durch das LASER - DOPPLER - ANEMOMETER LDA gegeben. Mit Hilfe eines LDA können die 3 Komponenten des Geschwindigkeitsvektors im instationären dreidimensionalen Strömungsfeld mit großer Genauigkeit gemessen werden. Außer den zeitlichen Mittelwerten und den Häufigkeitsverteilungen sind auch die zeitlichen Schwankungen erfaßbar, so daß Turbulenz- und Schubspannungsbestimmungen möglich sind.

Vorteile sind:

- es wird die Geschwindigkeit selbst und nicht das Quadrat der Geschwindigkeit gemessen
- Vorzeichenwechsel ist zugelassen
- weitgehend berührungslose (störungsfreie) Messung
- Messungen in Wandnähe sind möglich

Das vom DFVLR - Institut für Experimentelle Strömungsmechanik für solche komplexen Strömungszustände aufgebaute Laser-Doppler-Anemometer ist so konzipiert, daß es für den Einsatz in großen Windkanälen geeignet ist (1). Im Gegensatz zu üblichen Laborausführungen erfüllt es weitgehend folgende Anforderungen:

- o GROSSER MESSABSTAND
- o KEINE ZUSÄTZLICHEN EINBAUTEN IM WINDKANAL
- o AUTOMATISCHER MESSABLAUF
- o EINFACHER AUFBAU
 - EINFACHE, FERNBEDIENBARE JUSTIERUNG
 - EINFACHE EICHUNG
- o GROSSER POSITIONIERBEREICH
- o GROSSE MESSGESCHWINDIGKEIT
 - SCHNELLE POSITIONIERUNG
 - SCHNELLE DATENERFASSUNG
 - SCHNELLE DATENREDUKTION
 - SCHNELLE ERGEBNISDARSTELLUNG
- o UNEMPFINDLICHKEIT GEGEN VIBRATIONEN BEI
 - WINDKANALMODELL
 - LDA OPTIK
- o ZUVERLÄSSIGKEIT
- o EINFACHSTE BEDIENUNG

Ausgewählte Ergebnisse

An Hand von einigen Ergebnissen, die im Strömungsfeld eines angestellten Rotationsellipsoids im 3m Windkanal der DFVLR Göttingen gewonnen wurden, wird der Stand des verfügbaren 2 Komponenten LDA erläutert.

Bild 1 zeigt als Beispiel ein Geschwindigkeitsprofil in der Symmetrieebene des angestellten Ellipsoids im Vergleich zu einem gleichzeitig mit der Richtungs-sonde gewonnenen Profil. Die Übereinstimmung ist recht gut. In Wandnähe vermag das LDA noch den Geschwindigkeitsverlauf zu erfassen, während die Sonde auf Grund der Baugröße nur einen kleinsten Abstand von 10 mm von der Wand hat. (Bild 2)

Bild 3 zeigt den Verlauf der Strömungsrichtung. Deutlich ist im modellbezogenen Koordinatensystem die Umkehr der Strömungsrichtung zu sehen. LDA - und Sondenresultat unterscheiden sich bis auf eine konstante Winkeldifferenz von 2°

Ausblick

Nach den bisher vorliegenden Erfahrungen, die in den 3m x 3m Niedergeschwindigkeitswindkanälen der DFVLR in Göttingen (2) und Braunschweig gewonnen wurden, ist die Erweiterung des 2 Komponenten Gerätes in ein 3 Komponenten Gerät ohne weiteres möglich. Ziel ist es, ab Ende 1984 im dreidimensionalen Strömungsfeld die drei Geschwindigkeiten, deren Häufigkeitsverteilungen und Schwankungen zu messen.

- (1) BÜTEFISCH, K. A. Ein Laser-Doppler-Anemometer für
STRUNCK, V. große Windkanäle
SAUERLAND, K. - H. Intern. Bericht 222-82 A 02 (1982)
HÖFER, H. - R. Göttingen
MEHMEL, D.
- (2) BÜTEFISCH, K. A. Two Component Laser-Doppler-Velocity-
STRUNCK, V. Measurements at large Distances in a
3mx3m Low Speed Windtunnel
Intern. Congress on Instrumentation in
Aerospace Simulation Facilities,
ICIASF '83 RECORD, p. 176 (1983)

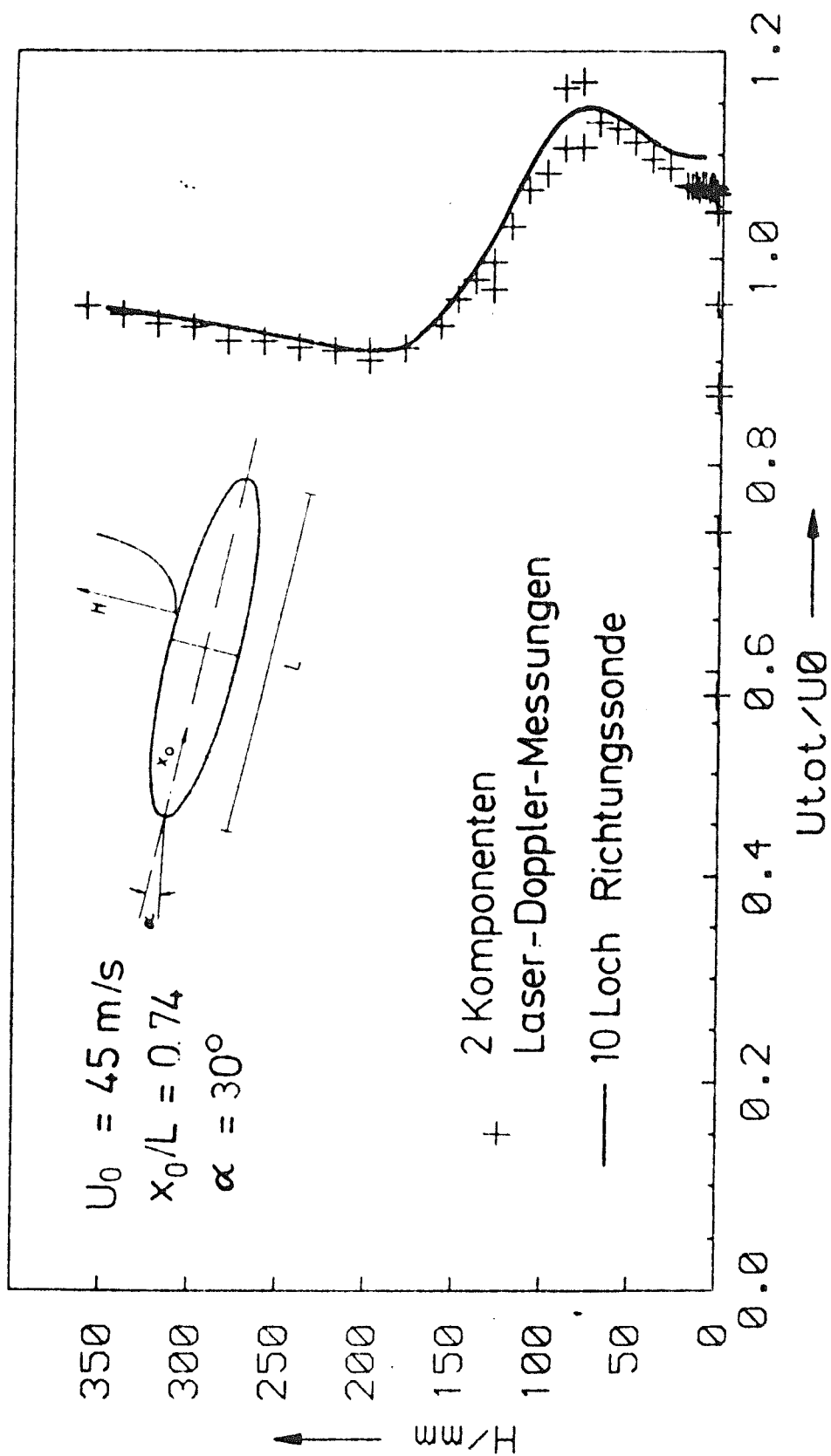


Bild 1

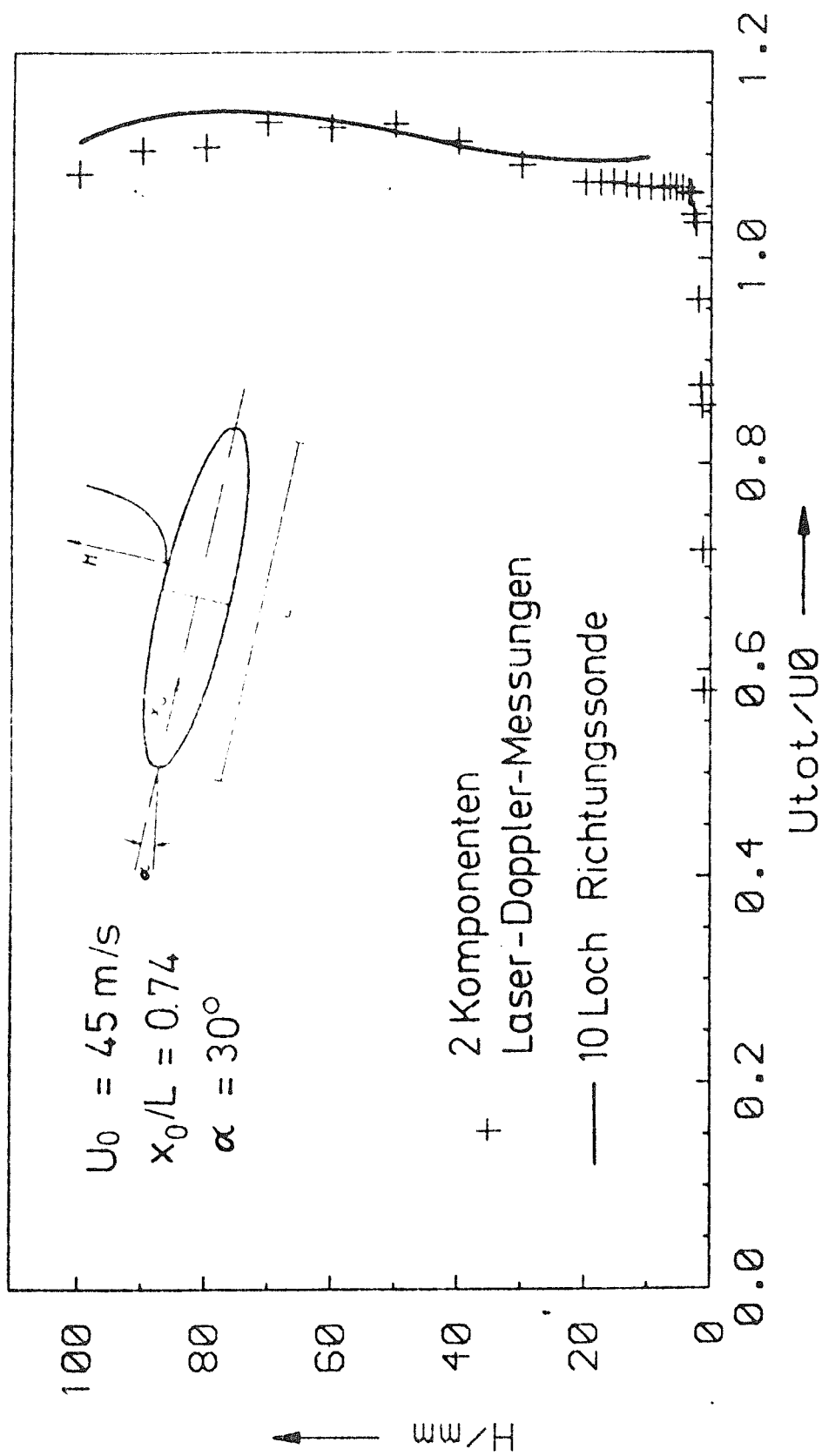


Bild 2

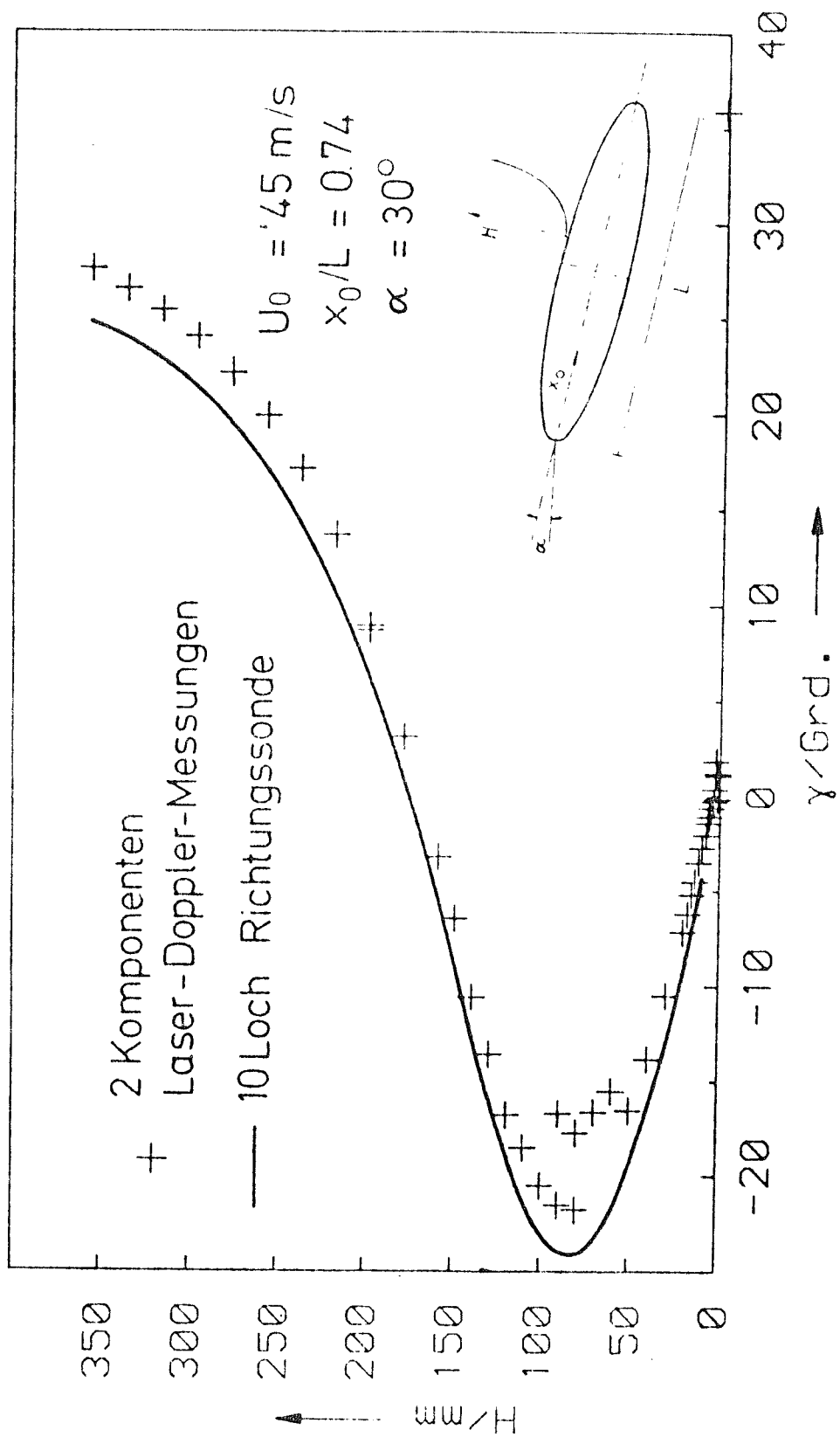


Bild 3

Sichtbarmachung von Ablöseeffekten an Kegeln
mit Flüssigkristallen

H. Schöler und A. Banerji^{*}

DFVLR-Institut für Experimentelle Strömungsmechanik, Göttingen

* Vikram Sarabhai Space Centre, Trivandrum-695022, Indien

Übersicht:

Im Rohrwindkanal der DFVLR Göttingen wurden Ablöseerscheinungen an einem Kegel mit 5°-Halbwinkel bei $Ma_\infty = 5$ und 3 untersucht. Der Kegel war mit sechs Spitzen verschiedener Nasenradien bis $r_N = 8,75$ mm ausgerüstet.

Als Meßmethode wurde die Oberflächentemperaturverteilung des Kegels in Flüssigkristalltechnik sichtbar gemacht. Einige qualitative und quantitative Ergebnisse werden für Anstellwinkel von $\alpha = 7^\circ - 15^\circ$ gezeigt: Erste Ablösung, querströmungsdominierte Zonen, Längswirbel, sekundäre Ablösungen und Wirbel, Zentralstruktur.

Auf den Nasenradius als Vergleichslänge bezogen, werden alle genannten Größen oberhalb eines "kritischen Nasenradius r_{Nkrit} " unabhängig vom tatsächlichen Nasenradius. r_{Nkrit} könnte abhängig sein vom Verhältnis des Verdichtungsstoß-Abstandes zur viskosen Länge.

Mit abnehmender Machzahl verlagern sich die beobachteten Erscheinungen in Richtung Kegelspitze.

Göttingen, 17. Sept. 1984

Einige Untersuchungen zur Beaufschlagung einer
ebenen Platte mit einem Überschallstrahl kurzer Dauer

D. Rammenzweig, E. Segal, W. Stahl

DFVLR-Institut für Experimentelle Strömungsmechanik, Göttingen

Übersicht:

Beim Abschluß eines Flugkörpers vom Trägerflugzeug kann es vorkommen, daß der Treibstrahl des Flugkörpers Teile der Flugzeugzelle beaufschlagt; ebenso können Steuerstrahlen eines Flugkörpers zur Beaufschlagung der benachbarten Struktur führen. In diesem Zusammenhang wurde damit begonnen, einfache Beaufschlagungsvorgänge mit Hilfe des Kurzzeitstrahlversuchsstandes der DFVLR zu untersuchen. Eine ebene Rechteckplatte (40 cm × 24 cm) wurde mit einem Überschallstrahl (Düsenaustritts-Machzahl $Ma_E = 2,5$; Düsenaustritts-Durchmesser $d_E = 36$ mm) kurzzeitig ($t \approx 0.1$ s) beaufschlagt; der kalte Strahl trat dabei in ruhende Umgebungsluft aus. Der Winkel zwischen Strahlachse und Plattenlängsachse konnte zwischen $\alpha = -5^\circ$ und 20° variiert werden. Der Strahl wurde mittels des Schlierenverfahrens sichtbar gemacht und die Strömung an der Oberfläche der Platte mittels eines Ölanstrichverfahrens. Einige erste, vorläufige Ergebnisse der Strömungsbeobachtung (Strahlverformung, Ausbreitung des Strahls auf der Platte) werden mitgeteilt.

Göttingen, 4.9.1984

2. STAB - Arbeitskreistreffen
18. bis 19.9.84, DFVLR Köln-Porz

Über Korrelationsverfahren für die Vorhersage des Heckwiderstands

H. Riedel
DFVLR-Institut für Entwurfsaerodynamik
Braunschweig

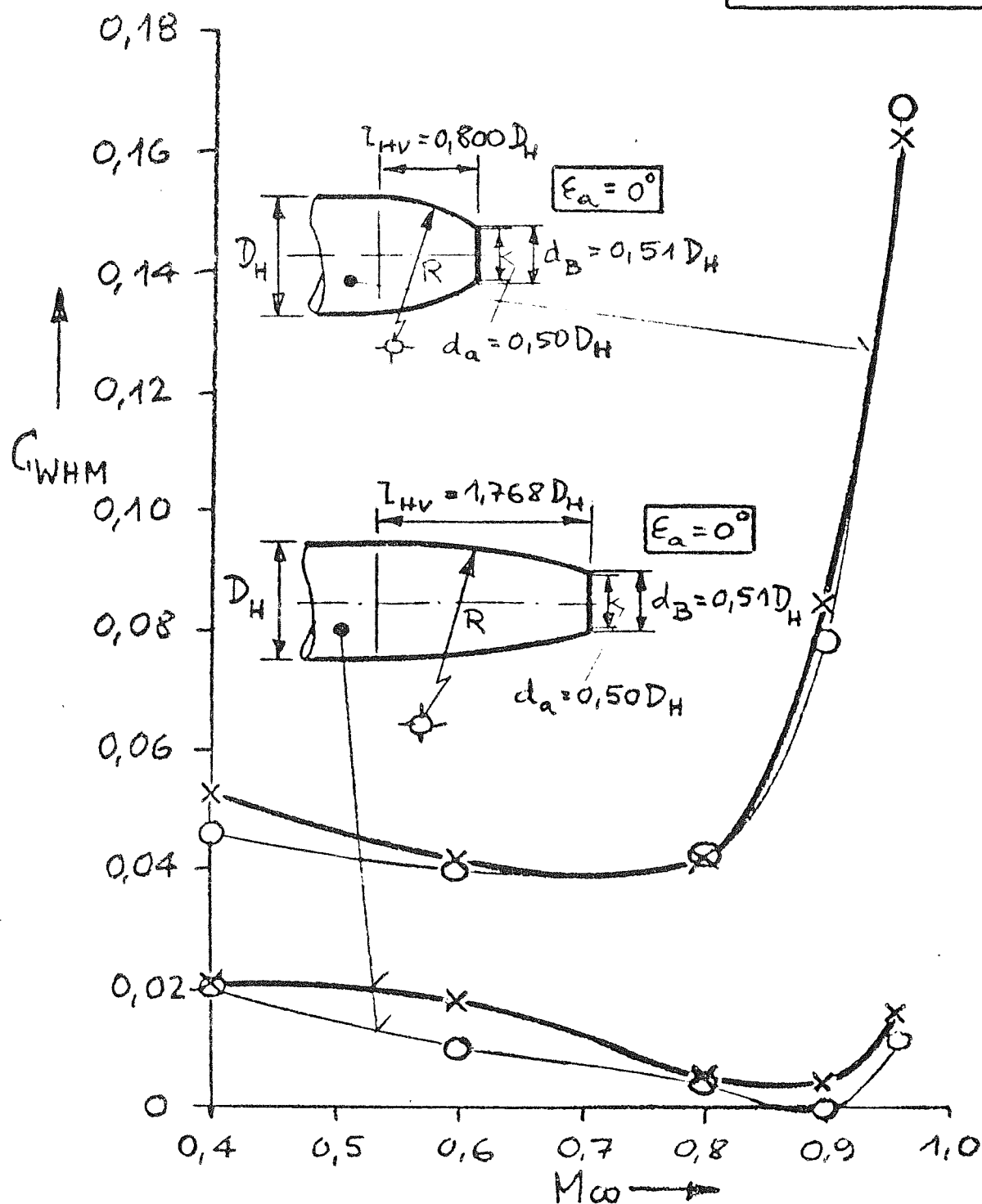
Übersicht:

Bei der Vorhersage des Heckwiderstands sind Korrelationsverfahren ein wichtiges Hilfsmittel. Es werden empirische und halb-empirische Korrelationsverfahren für den Heckmanteldruckwiderstand vorgestellt und mit Messungen verglichen. Das Bild zeigt als Beispiel für Einstrahlheckkörper mit Kreisbogenheckverjüngung einen Vergleich von Messung und Vorhersage für den Heckmanteldruckwiderstandsbeiwert bei operationsbedingtem Strahldruckverhältnis $(p_{ta}/p_{\infty})_0$. Das Vorhersageverfahren beruht auf dem Integral mittlerer Steigung der Querschnittsflächen des betreffenden Heckkörpers als Korrelationsparameter (IMS-Verfahren). Außer für die im Bild gezeigten idealisierten Heckkörper wird an Beispielen für Heckkörper mit Leitwerk ein Vergleich von Vorhersage und Messung durchgeführt, wobei in den letzteren Fällen der Hautreibungs- und der Basisdruckwiderstand miteinbezogen werden.

Messung	NASA [2]	—x—
Vorhersage	IMS-Verfahren	—o—

$$M_\infty < 1,0$$

$$\frac{P_{t3}}{P_\infty} = \left(\frac{P_{t3}}{P_{w/0}} \right)$$



Vergleich von Vorhersage und Messung für
Einstrahlkechkörper mit Kreisbogenkechverjüngung

S T A B - Workshop

18-20.09.84 Köln-Porz

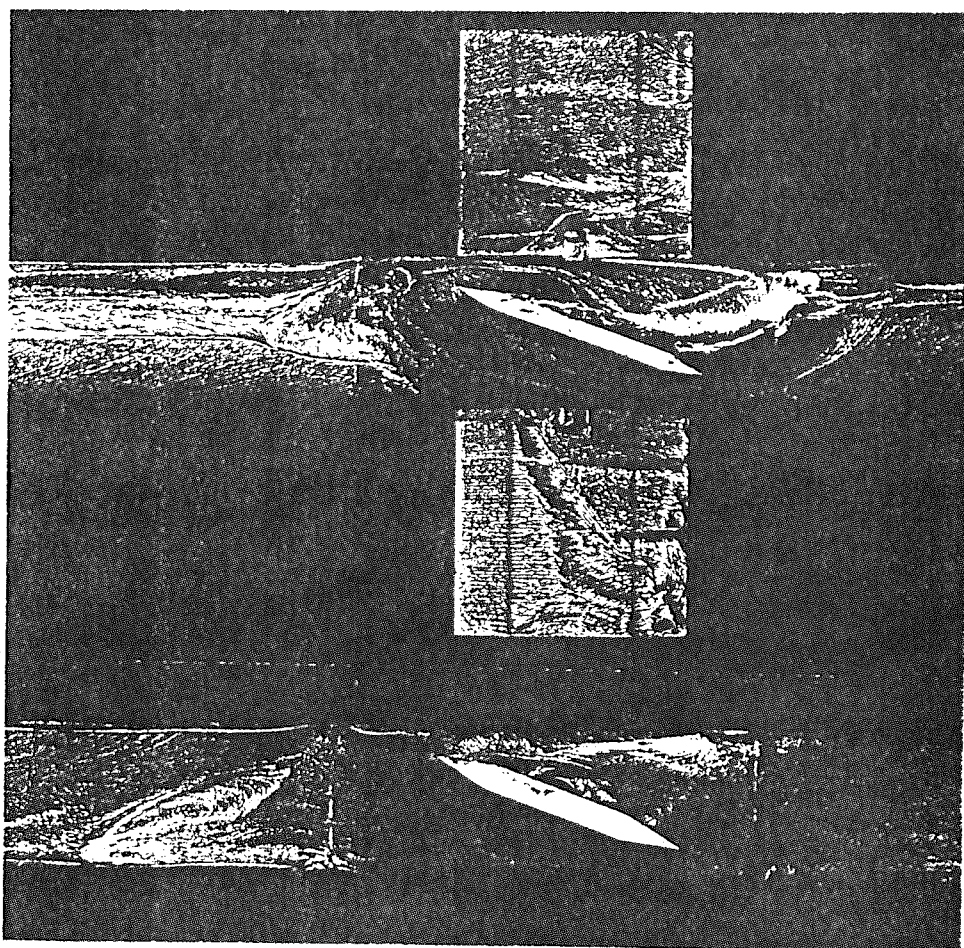
Windkanalmessungen an Rumpf-Ruder-Kombinationen

H. Esch DFVLR HA-WK-KP

Messungen an Rudern hatten gezeigt, daß sich die Ruderkräfte im Überschall stark ändern können, je nachdem ob das Ruder an einem Rumpf mit Kreis- oder Rechteckquerschnitt befestigt ist. Zur Klärung dieser Differenzen wurden einige Versuche durchgeführt.

Als Ursache wurden Stoß-Grenzschicht-Interferenzen festgestellt, die sich am Kreis- und Rechteckrumpf unterschiedlich stark auswirken.

Abschließend wird kurz über Versuche zum Spalteinfluß bei Rudern im Unterschall berichtet.



Kreisquerschnitt

quadratischer
Querschnitt

$$Ma = 2; \delta = 20^\circ; \alpha = 16^\circ$$

S T A B - Workshop

18.-20.09.84 Köln-Porz

Ablösung durch Außenverbrennung im Überschall

B. Schäfer DFVLR HA-WK-KP

Es werden Ergebnisse von Windkanalversuchen vorgestellt, bei denen durch Energiezufuhr an einer flachen Platte bei Überschallanströmung die Druckverteilung beeinflusst wurde. Die Energiezufuhr erfolgte durch Verbrennung von Wasserstoff. Stabilisiert wurde die Flamme durch einen Gasspoiler. Stabilisiert wurde die Flamme durch einen Gasspoiler.

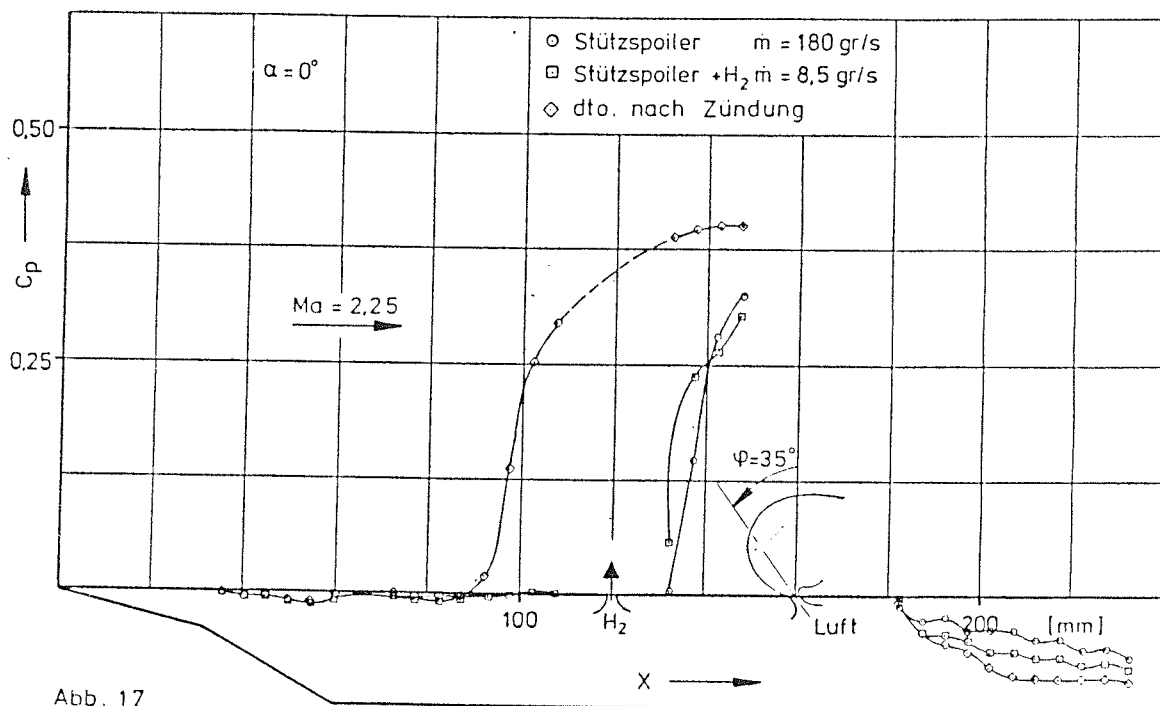
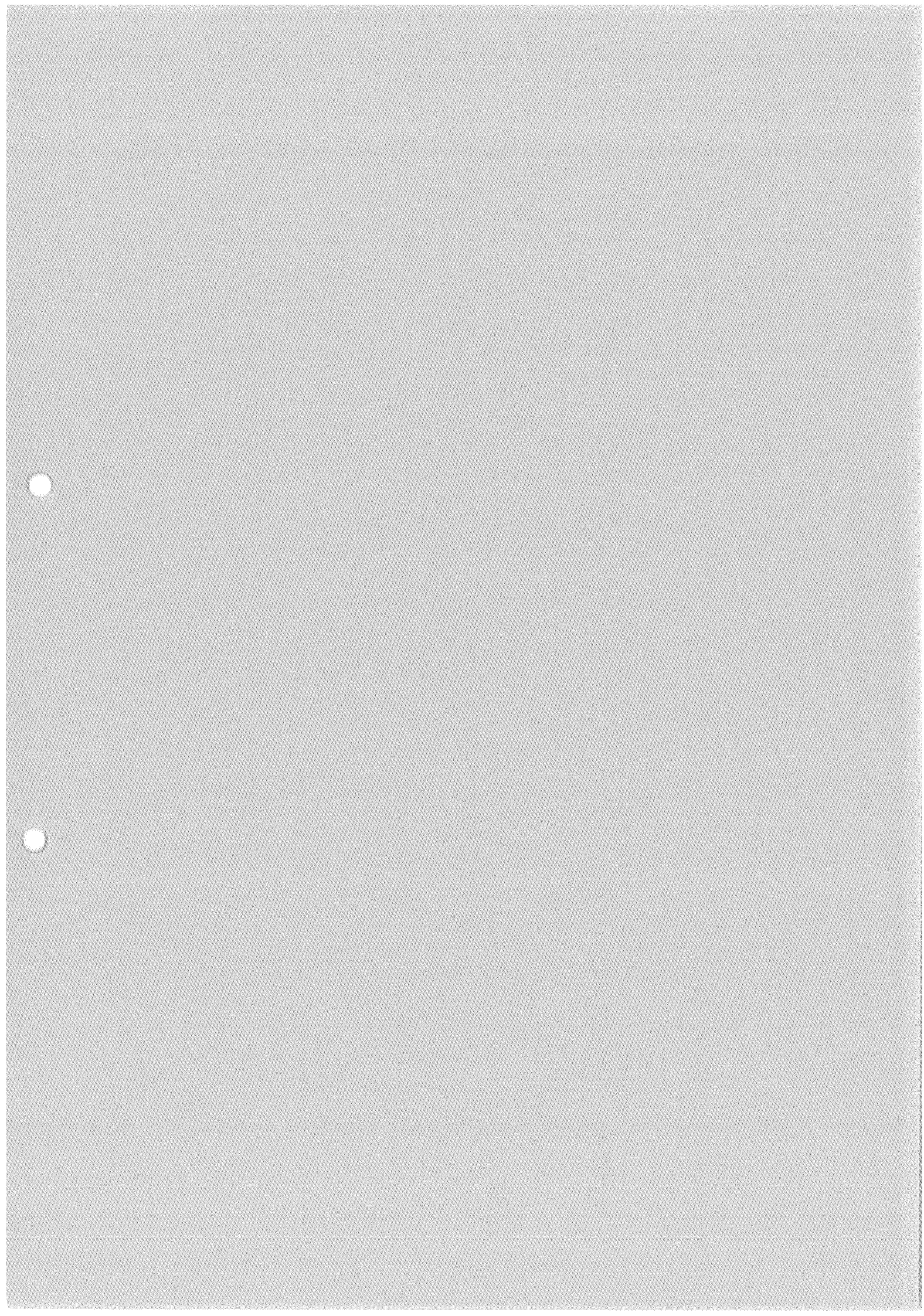


Abb. 17

Druckverteilung vor und nach der Zündung.



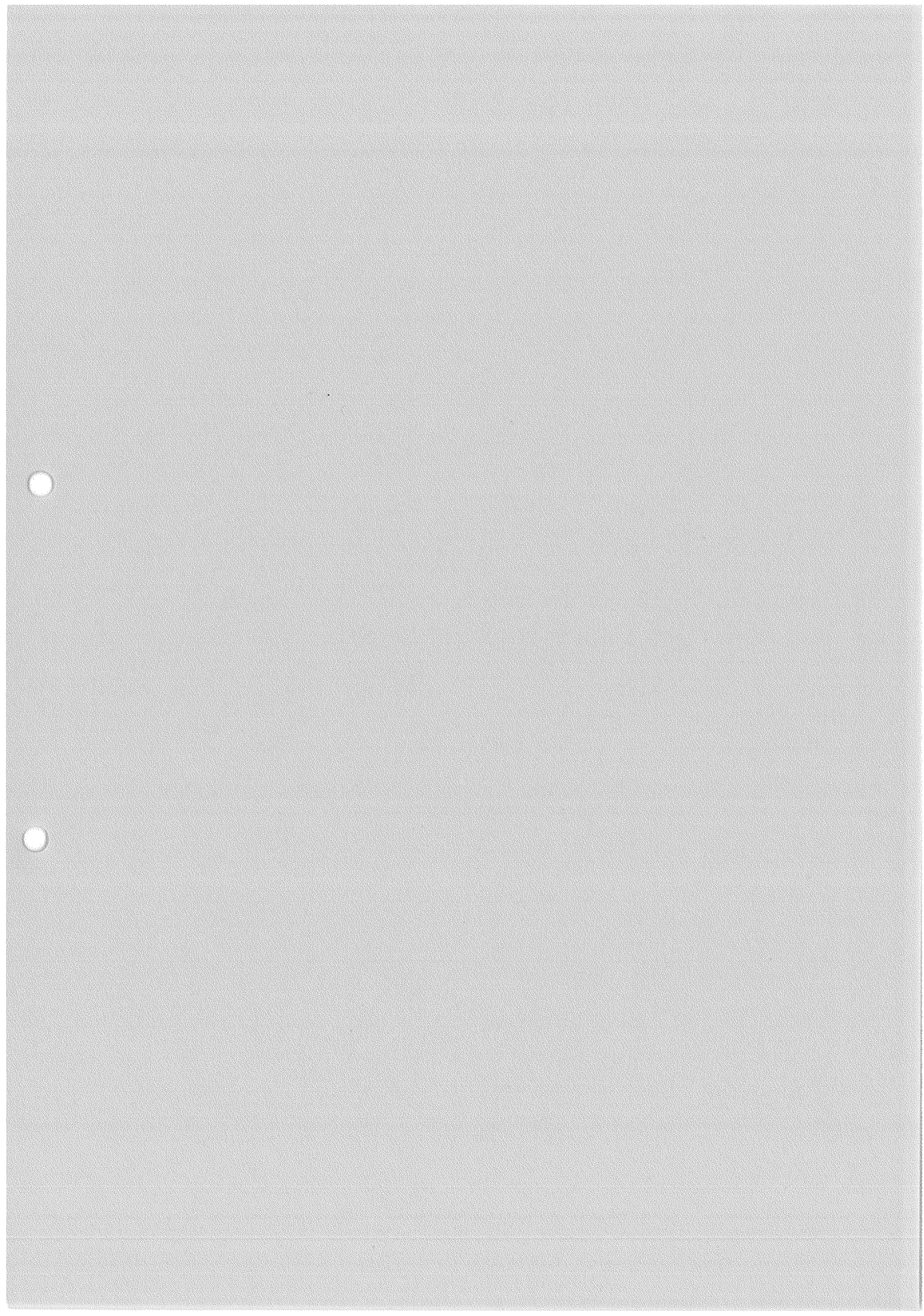
2. STAB-Workshop

18./19. Sept. 1984

Fachkreis "Physikalische Grundlagen"

Sprecher: Prof. Dr. F. Durst

Im Rahmen des Workshops fand keine Sitzung des Fachkreises statt. Es wird auf die "Konstituierende Sitzung" des STAB-Fachkreises am 27. Nov. 1984 an der Universität Erlangen-Nürnberg verwiesen.



Fachkreis "Mathemat. Grundlagen" 85

Fachbereich Mathematik
AG Numer. Math.

6100 Darmstadt, Schloßgartenstr. 7
Telefon (06151) 16 3585

Dr. S. Abou El-Seoud

Technische Hochschule
Darmstadt



11.10.1984

Betr.: 2. STAB-Workshop, Köln-Porz; 18.-20. September 1984

1. Zur Lösung der behandelten Probleme sind meiner Meinung nach keine Versuche unternommen worden, neue und mathematisch abgesicherte Verfahren zu entwickeln. Alle verwendeten numerischen Methoden sind bekannt, z. T. recht alt. Für die Industrie ist es nur sehr schwer möglich, neue Verfahren zu entwickeln (Stichwort: Zeit + Kosten).

Bei der Entwicklung zuverlässiger numerischer Verfahren können Mathematiker wichtige Beiträge leisten. Dazu ist notwendig:

- a) mehr Kooperation zwischen Mathematikern (Hochschulen) und Ingenieuren und Physikern (Forschungsinstitutionen + Industrie).
- b) etwas mehr Mut und Vertrauen auf beiden Seiten.

2. Zweidimensionale und quasi-zweidimensionale laminare Strömungsprobleme sowie die Strömungen über Hindernisse (einfache Geometrien) bilden eine gute Grundlage für Mathematiker, um numerische und mathematisch abgesicherte Algorithmen zu entwickeln. Bezüglich solcher Probleme sind experimentelle Daten sowie numerische Rechnungen im Rahmen des Workshop präsentiert worden.

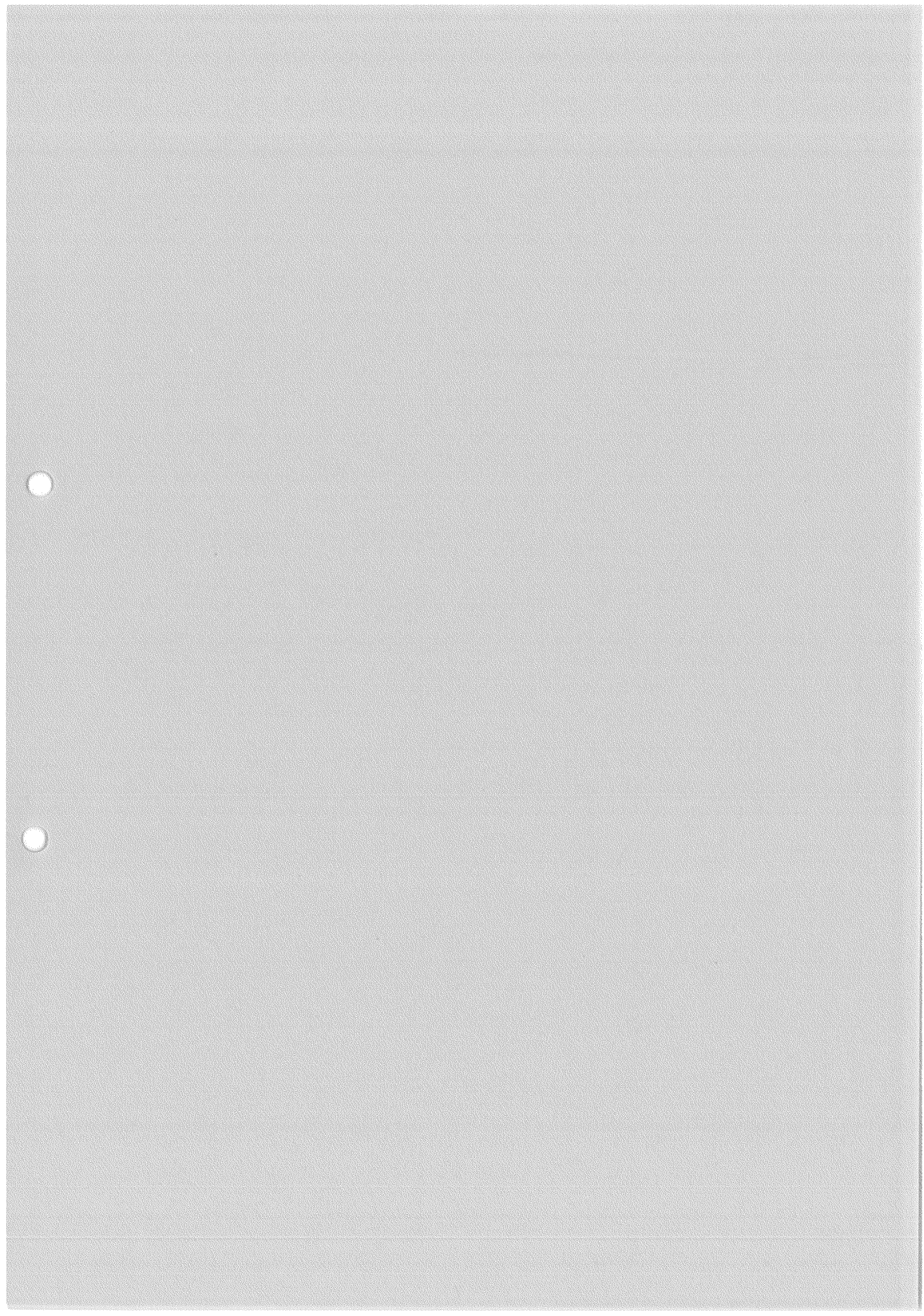
3. Zur Zeit gibt es eine recht enge Zusammenarbeit zwischen dem Institut für Theoretische Strömungsmechanik der DFVLR in Göttingen (Privatdozent Dr.-Ing. Oertel) und der Arbeitsgruppe Numerische Mathematik der TH Darmstadt (Professor Törnig). Auch die Herren Professor Krause (Aachen) und Professor Hirschel (MBB, München) arbeiten mit Mathematikern zusammen.

4. Seit etwa 1 1/2 Jahren wird das Forschungsgebiet "Finite Approximationen in der Strömungsmechanik" als Schwerpunktprogramm von der DFG unterstützt. Dabei wurde das Teilgebiet "Strömungen mit Ablösung" anscheinend bisher nicht hinreichend berücksichtigt. Einen interessanten Vortrag aus diesem Bereich hielt Herr Dipl.-Math. B. Müller, Institut f. Theoretische Strömungsmechanik der DFVLR.

Für den nächsten Workshop darf vielleicht stichwortartig vorgeschlagen werden:

- keine offiziellen Berichte
- mehr Diskussionen
- Redezeiten sollten mehr eingehalten werden
- mehr Durchsichtigkeit des Vortragsprogramms

Marie Perle



Arbeit des STAB-Fachkreises "Numerische Simulation"
(Stand: November 1984)

Die im Jahr 1983 durchgeführte Umfrage nach geeigneten Testfällen für die numerische Simulation hatte nicht die erhoffte breite Resonanz. Vorschläge kamen von der DFVLR SM-TS (zähe Strömung um Hindernisse, laminare Stoß-Grenzschicht-Wechselwirkung, laminare achsensymmetrische Überschallströmung um Halbkugel-Zylinder, zähe Strömung über einen schiebenden Flügel, Transsonische Profile), Prof. Rodi, Karlsruhe (Stufenströmung in einem Kanal mit plötzlicher Erweiterung, gekrümmte Mischungsschicht, Nischenströmung/Driven Cavity) und Dornier GmbH, Theoretische Aerodynamik (Wirbelströmung an schlankem Flügel mit Vorderkantenablösung, Heckströmung mit Treibstrahl, Strömung durch superkritisches Gitter).

Verschiedene, im Gang befindliche Aktivitäten (z.B. AGARD WG07 "Euler Solutions", AGARD WG08 "Afterbody Aerodynamics", GARTEUR AG04 "Vortex Flows", Internat. "Vortex Flow Experiment") ließen es ratsam erscheinen, die entsprechenden Ergebnisse bzw. Geometrie-Definitionen abzuwarten, um darauf aufbauen zu können. Nachdem diese Aktivitäten inzwischen weit fortgeschritten bzw. abgeschlossen sind, kann daraus und aus den zwischenzeitlichen STAB-Veranstaltungen folgende Bilanz gezogen werden:

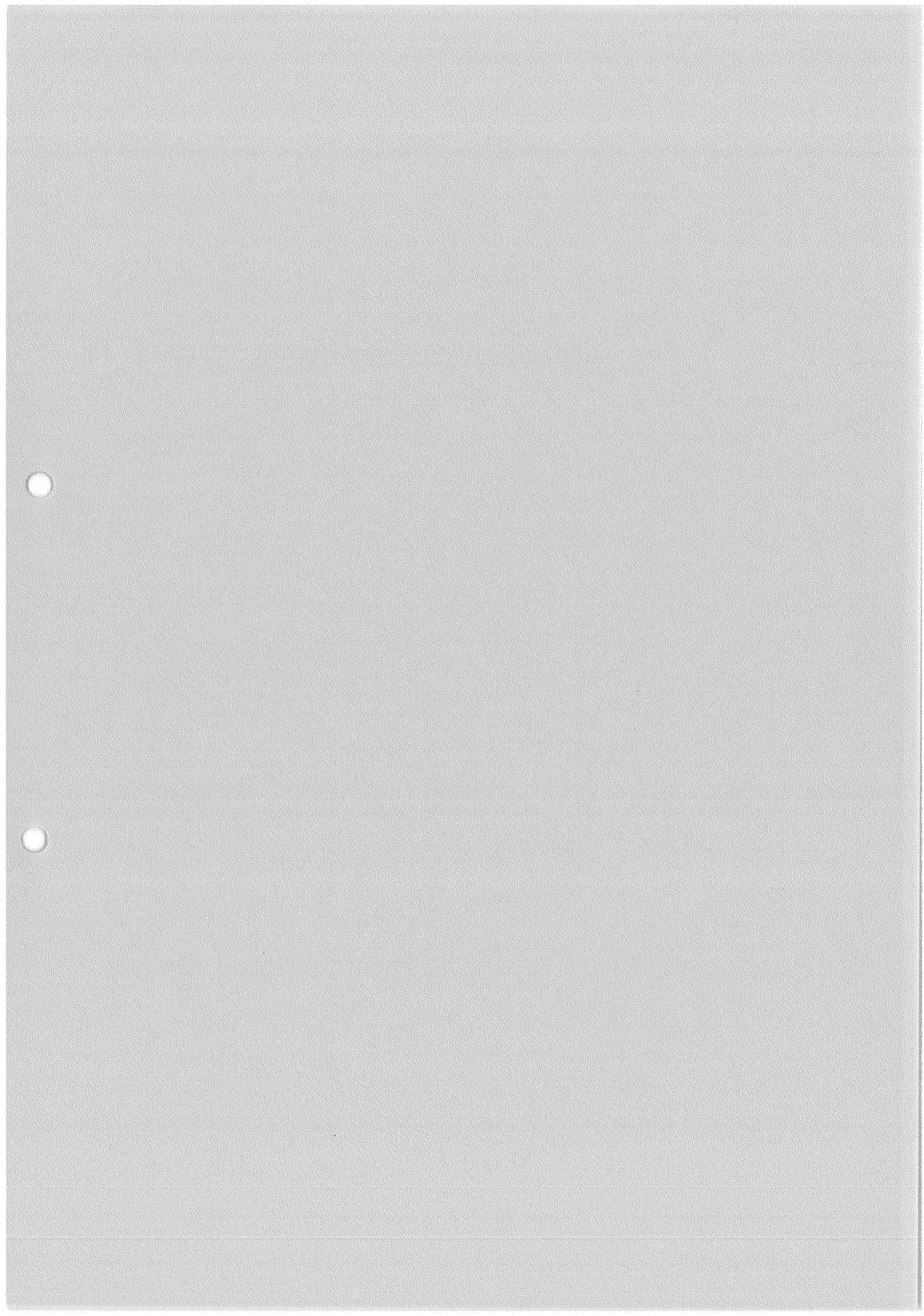
1. Bezüglich des Vergleichs numerischer Resultate mit Experimenten wurden bis heute noch zu wenige Detailanalysen durchgeführt, die den Ursachen von Diskrepanzen in den Strömungsfeldern nachgehen. Häufig werden nur globale Größen verglichen, und es werden nicht genügend Anstrengungen unternommen, um durch sorgfältige numerische Experimente (Netzverfeinerungen, verschiedene numerische Schemata, verschiedene Turbulenzmodelle usw.) dem Detailvergleich nachzugehen. Häufig sind derartige Detailvergleiche auch nicht möglich, weil das entsprechende Experiment bisher nicht genügend Information bereitstellt. Für turbulente Strömungen ist es z.B. unbedingt notwendig, auch experimentelle Daten über die Turbulenzgrößen im Feld zu haben.

2. Bezüglich der Erzeugung von Referenzlösungen gibt es zum Teil sehr gute Vorarbeiten (z.B. AGARD WG07), die insbesondere für anliegende Strömungen eine hervorragende Basis bilden. Es wäre sehr wünschenswert, Ablösephänomenen ähnlich detailliert nachzugehen (z.B. Analyse der Eulerablösung, laminare Referenzlösungen mit Ablösung). Wichtig für einen möglichst breiten Vergleich vieler Ergebnisse erscheint eine Beschränkung auf möglichst wenige typische Fälle.

Für den geplanten Katalog von Testbeispielen werden dementsprechend folgende Auswahlkriterien vorgeschlagen:

1. Wenige Beispiele für Referenzlösungen unabhängig vom Experiment, jedoch abzielend auf den Problemkreis abgelöster Strömungen.
2. Zum Vergleich mit Experimenten kommen nur detailliert vermessene Fälle in Frage, die auch umfangreiche Strömungsfelddaten einschließen (ggfs. Turbulenzdaten). Aus der Sicht des Verfassers eignen sich hierzu insbesondere folgende Beispiele:
 - a) ONERA-Flugkörperheck mit Treibstrahl (AGARD WG08 Test Case 8); Strömungsfeld durch Lasermessungen für Geschwindigkeit und turbulente Schwankungsterme dokumentiert.
 - b) Flügel-Rumpf-Konfiguration des internationalen "Vortex Flow Experiment" zum Vergleich mit Euler-Ergebnissen; detaillierte Strömungsfeldmessungen mit LDA (DFVLR) und Sonden (FFA) geplant.

Da der Punkt 2. in engem Zusammenhang mit der Arbeit der Projektgruppen zu sehen ist, sei an dieser Stelle dringend an diese Gruppen appelliert, weitere Beispiele mit ähnlich detaillierter Dokumentation vorzuschlagen. Solche Beispiele wären insbesondere auch zur Stoß-Grenzschicht-Interferenz und zur Blattspitzenaerodynamik wünschenswert.



AG-STAB-WORKSHOP

18.-19.9.1984

DFVLR Forschungszentrum Köln/Porz

Fachkreis: Meßtechnik

Sprecher: Dr. K.A. Bütetisch

Als Beobachter in den verschiedenen Projektgruppen haben sich dankenswerterweise die Herren zur Verfügung gestellt:

Dr. Ing. C. Tropea (Grundlagenuntersuchungen), Uni.Erlangen
 Dr. Ing. R. Bohning (Stoß/Grenzschicht-Interferenz), Uni.Karlsruhe
 Dr. Ing. G. Neuwerth (Blattspitzenumströmungen), TH Aachen
 Dr. Ing. B. Wagner (Wirbelplatzen), Fa. Dornier
 Dr. K.A. Bütetisch (Heckablösung), DFVLR Göttingen

In den einzelnen Projektgruppensitzungen sollten zwei Punkte mit besonderer Aufmerksamkeit verfolgt werden:

1. Welche Meßtechniken haben sich als besonders wichtig für die experimentellen Untersuchungen herausgestellt?
2. Sind Meßtechniken vorgestellt worden, die wegen ihrer zukünftigen Bedeutung besonders gefördert werden sollten?

WICHTIGE MESSTECHNIKEN

Wie bereits beim AG-STAB-Workshop 1983 in Göttingen festgestellt wurde, konzentrieren sich die Anforderungen an die Meßtechnik auf Verfahren, die

- Strömungsfelder und -phänomäne sichtbar machen
- Strömungsgrößen berührungs- und störungsfrei erfassen (bei stationärer und instationärer Strömung)
- Schwankungsgrößen der Strömung liefern
- Ablösung und Transition erkennen und beschreiben

Die seit der Gründung von STAB in Angriff genommenen Aktivitäten zielen in diese Richtung. Aus den einzelnen Sitzungen ergeben sich folgende Hinweise:

- Das Laser-Doppler-Anemometer hat sich offensichtlich für Geschwindigkeitsmessungen in abgelösten Strömungen weitgehend durchgesetzt. Es gibt noch Probleme z.B. bei der räumlichen Auflösung bzw. der Positionsbestimmung relativ zum Meßobjekt und bei der korrekten Dotierung von Streuteilchen.
- Besonders in transsonischen Strömungsfeldern werden verlässliche Meßdaten benötigt, um Ergebnisse theoretischer Untersuchungen bewerten zu können. Das Gebiet der Stoß/Grenzschichtwechselwirkung steht z.Z. im Vordergrund. Um auch kleine Ablöseblasen erkennen zu können, sind wand-

nahe Messungen erforderlich. Erfreulich ist, daß Unvollkommenheiten bei Untersuchungen diskutiert werden, so daß sich Diskrepanzen zwischen Theorie und Experiment manchmal aus nicht vergleichbaren Randbedingungen erklären lassen. (Ist die untersuchte Strömung tatsächlich zweidimensional?)

- Störungsfreie Meßmethoden sind besonders bei der Untersuchung von aufgeplatzten Wirbeln notwendig, da hierbei sehr leicht die physikalischen Verhältnisse verfälscht werden können. Wie auch bei Heckströmungsuntersuchungen ist die Bestimmung von Schwankungsgrößen wichtig, da auch diese Strömungen mehr und mehr der theoretischen Behandlung zugänglich geworden sind.
- Im Zusammenhang mit der Untersuchung der Wechselwirkung von Rotorblättern mit den selbst erzeugten Blattspitzenwirbel sind Stärke, Struktur und genaue Position der Blattspitzenwirbel meßtechnisch zu erfassen. Dazu sind dreidimensionale Laser- Doppler-Anemometer- und Hitzdraht-Messungen z.B. mit einem Hubschrauberprüfstand, wie er in der DFVLR zur Verfügung steht, geeignet.
- Strömungssichtbarmachung ist besonders im Hinblick auf die Erkennung und Beschreibung von topologischen Strukturen eine notwendige Versuchstechnik. Die Flüssigkeitskristall- und Ölanstrichmethode sind geeignet, wobei die Interpretation der auf den Oberflächen erhaltenen "Fußstapfen" nicht immer einfach ist. Hilfreich ist daher der Einsatz von Heißfilmen, wie es z.B. zukünftig im größeren Umfang mit der mobilen Heißfilmstation der DFVLR möglich sein wird.

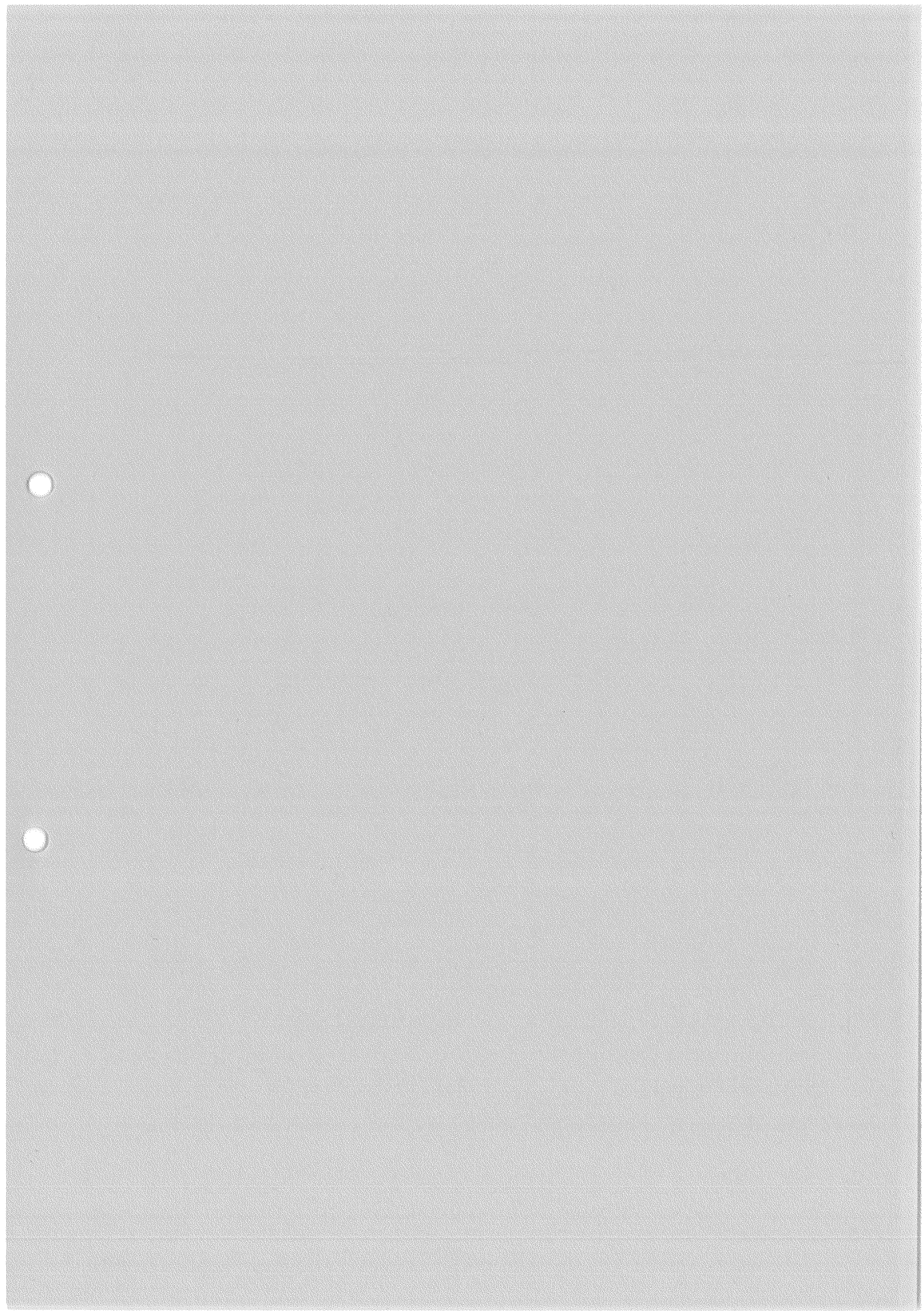
NEUERE ENTWICKLUNGEN

Gänzlich neue Meßmethoden sind nicht genannt worden. Allerdings wurde das bisher bereits in einfachen Wirbeluntersuchungen eingesetzte Ultraschall-Verfahren weiterentwickelt, wobei an die Stelle von Ultraschall-Sensoren optische Sensoren auf der Basis von Laserstrahlen getreten sind. Das vorgestellte Konzept mit einer Vielzahl von Sensoren sieht vor, an vielen Stellen des 3D-Strömungsfeldes gleichzeitig die mittlere Geschwindigkeit zu erfassen. Da damit Strömungsfelduntersuchungen im Windkanal erheblich schneller als bisher durchgeführt werden können, erscheint diese Methode sehr erfolgsversprechend zu sein.

Ausblick

Aus den Diskussionen während des Workshops wurde erkennbar, daß der Fachkreis Meßtechnik nicht nur eine beobachtende Rolle spielen sollte. Es wurde angeregt, den Fachkreis nicht nur während eines Workshops ad-hoc zusammentreten zu lassen, sondern ihn aus interessierten Personen als beständige Einrichtung zu etablieren, um

- STAB-relevante meßtechnische Probleme vertieft zu diskutieren
- gezielt Entwicklungen neuer Meßverfahren, die sich als Bedarf herauskristallisiert haben, anzuregen
- Erfahrungen über die Anwendung von Methoden und kommerziell erhältliche Geräte auszutauschen.



Arbeitsgemeinschaft

STROEMUNG MIT ABLOESUNG STAB

Bericht der Fachgruppe "Versuchsanlagen"

ueber

den 2. STAB-Workshop, DFVLR, Koeln-Porz

18.-19. September 1984

von

H. Esch, R.H. Engler, W. Lorenz-Meyer und S. Tusche

(DFVLR - HA-WK)

1984

Dipl.-Ing. S. Tusche zum Thema: **Flugkoerper/Ruempfe**

Neben dem grossen Anteil an theoretischen Vortraegen, - der Anteil lag bei ca. 40% -, fuehrten die Vortraege mit rein experimentellen Charakter durch ein weites Spektrum der Stroemungsforschung. Ausser einem Vortrag ueber abgeloeeste Stroemung an einem Schiffsheck (I. Kux, Uni Hamburg) und einer Untersuchung ueber die Wirkung eines Duesenstrahls auf eine ebene Platte (W. Stahl, DFVLR-ES) wurden von den Vortragenden die Windkanaele der DFVLR genutzt.

Zu nennen ist hier besonders H. Bippes (DFVLR-ES) mit Darstellungen zur dreidimensionalen, abgeloeesten Stroemung an einem stumpfen Koerper (Halbkugel). Die Experimente, die im Hochdruckkanal der DFVLR-Goettingen durchgefuehrt wurden, zeigen deutlich die starke Abhaengigkeit der Abloesung an der Nase von der Re-Zahl, die speziell in diesem Kanal in einem weiten Bereich variiert werden kann (um 3 Zehnerpotenzen).

Ergebnisse der Stroemungsfeldvermessung hinter einem Prinzipfahrzeug, welche heutzutage neben den vorhandenen Methoden der Kraft- und Druckverteilungsmessung immer mehr an Bedeutung gewinnt, wurden von E. R. Ahmed (DFVLR-EA) gezeigt. Auch diese Messungen, welche im 3m-Kanal der DFVLR-Goettingen mit einer 9-Loch-Richtungssonde durchgefuehrt wurden, zeigen die vielen Moeglichkeiten dieses Messverfahrens in besonderem Masse auf.

Aus der Beurteilung des Vortrags von K.-A. Buete-fisch (DFVLR-ES) ergibt sich die Aussage, dass die LDA-Methode zum jetzigen Zeitpunkt nur Geschwindigkeitsmessungen fuer eine Richtungskomponente erlaubt. Das Geraet wird jedoch zuegig weiterentwickelt und ausgebaut.

Hervorzuheben ist noch ein Vortrag von H. Riedel (DFVLR-EA), der sich mit der Berechnung des Heckwiderstands befasst. Unter Heckwiderstand wird hier nicht nur der Anteil des Basiswiderstands, sondern auch Anteile des Manteldruckwiderstands und des Oberflaechenwiderstands verstanden. Die Genauigkeit der Berechnungen, die sich auf amerikanische Messungen stuetzen, werden in einigen Faellen (Konfigurationen mit Leitwerken) mit ca. 15% - 20% Fehler angegeben. Hier koennte man sich unterstuetzende Experimente vorstellen.

Dipl.-Ing. H. Esch zum Thema: **Flugkoerper/Ruempfe**

Die verschiedenen Beitraege zu diesem Thema waren zum Teil anwendungsorientiert, zum Teil grundlagenbezogen. Entsprechend variierten auch die Anforderungen an die Versuchsanlagen. Generell kann gesagt werden, dass die vorhandenen Windkanale fuer anwendungsorientierte Arbeiten in der Regel besser ausgeruestet sind als fuer detaillierte Grundlagenuntersuchungen. Bei letzteren war es z.T. strittig, wie weit man in die Stroemungsdetails gehen muss, um zu brauchbaren Aussagen zu kommen.

Damit aendern sich natuerlich auch die Anforderungen an die Versuchstechnik.

Wenn experimentelle Fragen angesprochen wurden, ging es in erster Linie um messtechnische Probleme. Direkte Forderungen hinsichtlich des Ausbaus von Versuchsanlagen wurden nicht geaeussert. Aus dem dringenden Wunsch nach detaillierten Stroemungsfeldmessungen mit beruehrungslosen Messverfahren auf der Leeseite eines angestellten Fluegels im kompressiblen Machzahlbereich ergibt sich aber, dass ein groesserer Transschall/Ueberschallkanal wuensenswert waere, als er im Augenblick in Deutschland zur Verfuegung steht.

Dr.-Ing. W. Lorenz-Meyer zum Thema: **Grundlagenuntersuchungen abgeloeester Stroemungen und Stoss-Grenzschicht-Interferenz**

In der Sitzung Stoss-Grenzschicht-Interferenz wurden 15 Kurzreferate gehalten. Davon beschaeftigten sich 10 Referate mit der stossinduzierten Abloesung und 5 Referate mit allgemeinen Abloeseerscheinungen. In 10 Referaten wurde ueber experimentelle Untersuchungen und in 5 Referaten ueber theoretische Untersuchungen berichtet.

Hinzu kam ein Uebersichtsvortrag von J. Delery (ONERA), in dem das Thema der Stossgrenzschichtinterferenz breit angelegt dargestellt wurde.

Vom Standpunkt der Windkanalbetreiber moechte ich auf 4 Arbeiten hinweisen und ihre Inhalte und Ergebnisse kurz skizzieren:

K.-A. Buetefisch et al. Erste 2-Komponenten-Grenzschichtmessungen
mit einem Laser-Doppler-Anemometer.

Mit einem 2D-LDA werden in einem Arbeitsabstand von 0,75m Geschwindigkeiten in Laengsrichtung (x-Komponente) bei einer Machzahl von 0,765 im Stossbereich eines CAST-7-Profils ermittelt. Die Ergebnisse koennen mit aelteren LDA-Messungen und mit Sondenmessungen verglichen werden.

E. Stanewsky et al. Voruntersuchungen zur 3D-Stoss-Grenzschicht
Interferenz am schiebenden Fluegel.

Mit einem schiebenden Fluegel (CAST-7, Pfeilwinkel 38°) wurden erste Untersuchungen zur 3D-Stoss-Grenzschichtinterferenz bei Machzahlen zwischen 0,7 und 0,97 durchgefuehrt. Neben 184 Oberflaechendruckmessstellen in 4 lateralen Schnitten wurde der Fluegel mit Oelausflussbohrungen und Heissfilmen ausgeruestet. Darueberhinaus konnten Grenzschichtprofile gemessen werden. Ergebnisse: Mit Hilfe der Heissfilmsignale laesst sich der Grenzschichtzustand (laminar, transient oder turbulent) sehr gut diagnostizieren. Die Druckverteilungsmessungen zeigten nur in einem sehr kleinen α -Ma-Bereich die gewuenschte 2-Dimensionalitaet in y-Richtung. Besonderes Augenmerk muss deshalb auf die Konturierung der Endscheiben gerichtet werden.

P. Krogmann et al. Passive Beeinflussung der Stoss-Grenzschicht-
Interferenz an transsonischen Profilen.

In Fortsetzung der bereits frueher erprobten Schlitzabsaugung an transsonischen Profilen wurde ein VA2-VFW-Profil mit einer 15% tiefen Perforation und mit einer unter der Perforation im Fluegel liegenden Kammer erprobt. Messungen wurden mit und ohne Absaugung durchgefuehrt. Ergebnisse: Stossstaerke und Wellenwiderstand werden reduziert. Bei hoeheren Anstellwinkeln und totaler Stroemungsabloesung bleibt die Stosslage stationaer. Die Kombination von Perforation und Kammer unterbindet weitgehend die gegenseitige Beeinflussung von Stoss und stromabwaertigen Abloesegebiet.

R. Bohning Ueber die Wechselwirkung eines senkrechten
Verdichtungsstosses mit einer turbulenten
Grenzschicht.

Es wird eine Uebersicht ueber Untersuchungen zur Interferenz zwischen einem schwachen, senkrechten Verdichtungsstoss und einer turbulenten Grenzschicht gegeben. Das Stroemungsgebiet wird in 3 Bereiche unterteilt (duenne Reibungsunterschicht, reibungsfreie Scherschicht sowie transsonische Potentialstroemung). Die geschlossenen Loesungen der einzelnen Gebiete werden iterativ gekoppelt. Neue Randbedingungen an der Wand erlauben es, die passive Beeinflussung durch eine poroese Wand analytisch zu berechnen. Erste Ergebnisse wurden diskutiert.

Abschlussdiskussion

Durch die Vielzahl der Vortraege kam ein Workshop-Charakter nicht zustande. Fuer die Diskussion blieb wenig Raum. Dabei haetten viele Vortraege, bei denen nur erste Ergebnisse mit z.T. sehr einfachen Mitteln gewonnen wurden, mehr Diskussion erfordert, um den Vortragenden Hilfen fuer weitere Untersuchungen zu geben.

Am Beispiel der Stoss-Grenzschicht Beeinflussung durch eine poroese Wand (experimentell: Krogmann (DFVLR), theoretisch: Bohning (TU Karlsruhe)) wurde erkennbar, dass durch ein enges Zusammenwirken von Theorie + Experiment wesentliche Fortschritte erzielt werden koennen. Als Voraussetzung sind jedoch hervorragend genau durchzufuehrende Windkanalversuche erforderlich, die neben globalen Messwerten auch eine genaue Analyse des Stroemungsfeldes erlauben.

Dr.-Ing. W. Lorenz-Meyer und Dipl.-Phys. R. H. Engler zum Thema: **Drehfluegel**

Die Sitzung der Projektgruppe Drehfluegel wurde z.T. von Herrn Engler und z.T. von Herrn Lorenz-Meyer beobachtet.

Der Drehfluegel, wie er im Zusammenhang mit Hubschraubern Verwendung findet, stellt sowohl fuer die Theorie als auch fuer das Experiment ein ausserordentlich schwieriges Problem dar. Entsprechend wurden meist auch nur Einzelprobleme behandelt wie

- ein periodisch bewegter, separierter Fluegel (G. Neuwerth, TH Aachen)
- umlaufender Fluegel im Schwebeflug (Hubschraubergeschwindigkeit Null), um Blattspitzenwirbel zu untersuchen
- Einfluss eines durch einen Deltafluegel erzeugten Wirbels auf einem Rotor (U. Leiss, HSBW Muenchen)
- Berechnung der Rotorblattspitzenumstroemung mit Hilfe eines Eulerverfahrens (G. Polz, MBB Ottobrunn)
- Impulslaermmessungen am Rotorblatt im DNW (Splettstoesser, DFVLR Braunschweig).

Im Gegensatz zur Loesung von Einzelproblemen versuchte U. Leiss (HSBW, Muenchen) eine allgemeine Methode zur Darstellung stationaerer und instationaerer Auftriebsbeiwerte von Profilen anzugeben. Mit wenigen empirischen Faktoren gelingt es ihm, den Normalkraftbeiwert im gesamten Einsatzbereich eines Hubschrauberprofils zu modellieren. Es sollte ueberlegt werden, diese Darstellungsweise auch fuer normale Windkanalmessungen zu uebernehmen.

Fuer die Versuchsanlagen laesst sich ableiten:

- Der DNW ist besonders gut geeignet fuer Rotorlaermuntersuchungen
- MBB plant Untersuchungen an einem neuen Rotor. Dazu sind zunaechst Profilmessungen in Braunschweig geplant
- Die Leiss'sche Darstellung des Normalkraftbeiwertes sollte auch fuer stationaere Windkanalmessungen eingesetzt werden.

Dipl.-Phys. R. H. Engler zum Thema: **Wirbelplatzen**

Auch bei dem Workshop STAB 84 wurde festgestellt, dass der eigentliche, physikalische Mechanismus des Wirbelaufplatzens nicht eindeutig zu beschreiben ist, denn es gibt keine alles erklärende Lösung dieses Problems. Es lassen sich wohl einzelne Prozesse erklären, jedoch eine übergreifende Theorie konnte nicht aufgestellt werden.

Es wurde festgestellt, dass noch weitere experimentelle Untersuchungen notwendig sind, die nur mit Hilfe berührungsloser Messtechniken durchgeführt werden können, um weitreichendere Mechanismen des Wirbelaufplatzens erklärbar zu machen. Daher wurde den momentan zur Verfügung stehenden Methoden wie 2- und 3-Komponenten-LDA und Ultraschall-Laser-Technik grosse Aufmerksamkeit entgegengebracht.

Von C. Weiland (MBB-UF) wurde kurz über numerische Lösungsmöglichkeiten zur Konturberechnung berichtet und festgestellt, dass es nach wie vor schwierig sei, eine Lösung der partiellen, nichtlinearen Gleichungen nach Navier-Stokes zu erhalten.

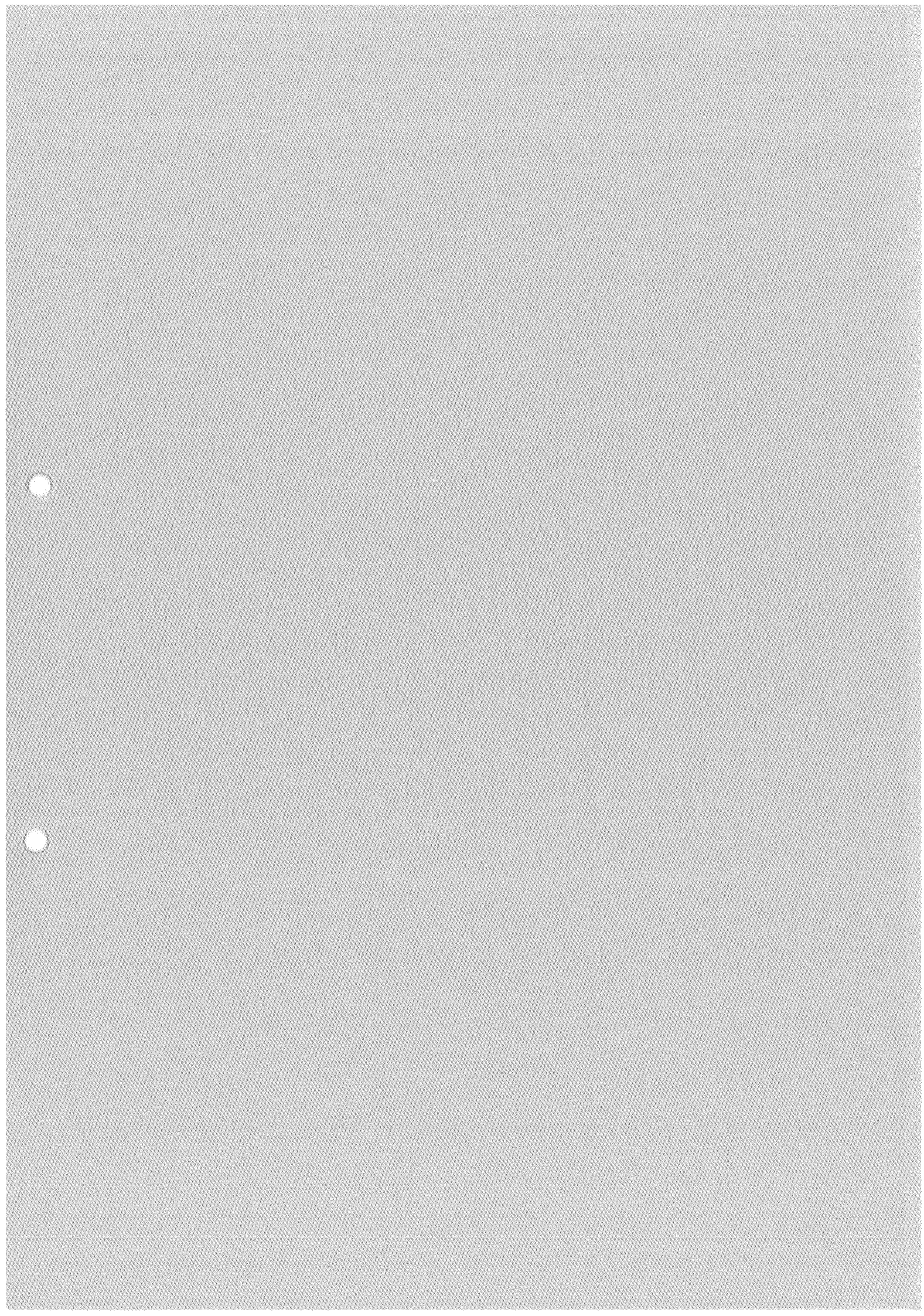
Da heute viele Lösungsansätze vorliegen, hat man sich zu einem "Wettstreit" zur Berechnung eines vorgegebenen Flügels mit numerischen Methoden geeinigt, um Vergleiche hinsichtlich der Genauigkeit verschiedener Verfahren anstellen zu können. Es wurde die Vorgabe gemacht, das Euler-Verfahren, (reibungsfrei und ohne Grenzschicht) als finites Volumenverfahren zu verwenden. Die aufgezeigten Lösungen der verschiedenen Teilnehmer zeigten die Vielfalt der verwendeten Gitternetze (z.B. O-Netze und C-Netze), jedoch mit sehr unterschiedlicher Auflösung hinsichtlich der Anzahl der finiten Volumenelemente, die teils durch die verwendeten Rechner oder auch durch den gewählten Lösungsansatz begrenzt waren.

So zeigte der Vergleich der Ergebnisse, dass bei geschicktem Lösungsansatz bereits Verfahren mit geringer Netzdichte zu recht genauen Berechnungen führen.

Von den etwa 6 unterschiedlichen Ansaetzen, zeigten zwei recht gute Uebereinstimmung, obwohl die Anzahl der Netzpunkte sehr unterschiedlich war. Das Ergebnis dieses "Wettstreites" war die Feststellung, dass sich auch ohne Einsatz eines "Superrechners" bei geschickt gewaehltem Loesungsansatz eine recht gute Uebereinstimmung zwischen realen und numerisch berechneten Fluegeln erzielen laesst.

Windkanalrelevante Beobachtungen:

Hinsichtlich Verfuegbarkeit, Groesse sowie Nutzbarkeit der in Deutschland installierten Windkanale wurden keine speziellen Wuensche von den Vortragenden geaeussert. Auch Anforderungen an die Windkanalbetreiber hinsichtlich der Windkanalqualitaet waren nicht erkennbar. Offensichtlich wird jedoch ein Geschwindigkeitsbereich von $Ma = 0,4 - 2,5$ bevorzugt und bleibt daher auch fuer die Zukunft von Interesse.



Veröffentlichungen

Nachfolgend wird auf STAB-relevante Veröffentlichungen/Vorträge hingewiesen, die der Geschäftsstelle zur Kenntnis gebracht wurden.

- o E.H. Hirschel
"Neue strömungsphysikalische Aspekte in der Aerodynamik"
Physik in unserer Zeit, 15 (1984), Nr. 5, 145-155
- o H.G. Knoche
"Arbeitsgemeinschaft "Strömungen mit Ablösung" - Neue Impulse für die Strömungsforschung und Aerodynamik"
Hauptvortrag anlässlich der DGLR-Jahrestagung, Hamburg,
1.-3.10.1984

