

EXPERIMENTELLE UNTERSUCHUNGEN ZUR HALBMODELLMESSTECHNIK

O. Kyriopoulos

Fachgebiet Strömungslehre und Aerodynamik
der Technischen Universität Darmstadt
Petersenstrasse 30, D-64287 Darmstadt

1. ÜBERSICHT

Mit der Einführung der Halbmodellmesstechnik werden in bereits existierenden Windkanälen bei gleichem Kanalquerschnitt durch die Vergrößerung des Modells höhere Reynoldszahlen erreicht. Üblicherweise wird dabei die Symmetrie des Flugzeugmodells genutzt und nur die Hälfte des Flugzeugs modelliert. Die Mittelebene wird durch die seitliche Windkanalwand oder durch den Kanalboden ersetzt.

Die Besonderheit dieser experimentellen Arbeit liegt in einem in der Symmetrieebene teilbaren Vollmodell, dessen Hälften für die Halbmodellversuche verwendet werden. Zur Realisierung der Halbmodellmessungen füllt eine Mittelwand diese Symmetrieebene aus. Zwischen der Mittelwand und den Modellhälften befinden sich sogenannte Peniche, die die Interaktion der Kanalgrenzschicht mit der Strömung um das Flugzeugmodell vermeiden. Das Ziel der Untersuchungen ist es, durch einen direkten Vergleich der Strömung zwischen Halbmodell- und Vollmodellmessungen eine optimierte Penichegeometrie zu finden, bei der die Umströmung des Vollmodells am besten angenähert wird.

2. STAND DER HALBMODELLMESSTECHNIK

Auf dem heutigen wettbewerbsorientierten internationalen Markt ist es von hoher Bedeutung Zugang zur fortschrittlichsten Windkanal-Technologie zu haben. In der Vergangenheit wurde die Weiterentwicklung experimenteller Methoden im Windkanal vernachlässigt und auf Ergebnisse numerischer Simulationen vertraut. Heute sind Windkanäle wieder die bedeutendste Quelle zur Erhaltung von Messdaten. Ein rentables Mittel zur Entwicklung fortgeschritter Flugzeug-Technologie sind verkleinerte Flugzeugmodelle. Sie dienen zur Absicherung der berechneten Flugzeugdaten und der Treibstoff-Einsparung; sowohl im frühen Entwurfsstadium als auch in späteren Entwicklungsphasen.

Windkanäle müssen in der Lage sein, reale Flugbedingungen zu simulieren, um es den Konstrukteuren zu ermöglichen, die optimale äußere Flugzeuggestalt auszuwählen und präzise die Flugleistungen vorherzusagen. Heutzutage sind Windkanäle in ihrem Darstellungsumfang zur Kombination von Größe und Geschwindigkeit moderner Flugzeuge begrenzt. Mit Hilfe der sogenannten Halbmodellmesstechnik und der Einführung moderner Kryokanäle versuchen Ingenieure eine nahezu vollständig aerodynamische Ähnlichkeit in Windkanälen zu erreichen.

2.1. Theoretische Grundlagen

Da Windkanalmodelle in der Regel verkleinerte Abbilder der Wirklichkeit sind, entstehen bei der Übertragung der

Windkanalmessergebnisse des verkleinerten Modells auf die Großausführung Probleme, die es durch Optimierung im Windkanal zu lösen gilt. Unter der Voraussetzung, dass alle an einem Strömungsteilchen wirkenden Kräfte im Windkanal und an der Großausführung im gleichen Verhältnis stehen, können die Messergebnisse erfolgreich übertragen werden.

Zu den dabei wirkenden Kräften gehören:

- Massen-/ Trägheitskräfte,
- Zähigkeitskräfte und
- Elastizitätskräfte.

Der folgende Zusammenhang führt zu zwei dimensionslosen Kennzahlen, die für die aerodynamische Ähnlichkeit von großer Bedeutung sind:

$$(1) \frac{\text{Massenkräfte}}{\text{Elastizitätskräfte}} = \text{Machzahl} = Ma = \frac{V}{a}$$

$$(2) \frac{\text{Massen - / Trägheitskräfte}}{\text{Zähigkeitskräfte}} = \text{Reynoldszahl} = Re$$

$$Re = \frac{V \cdot I \cdot \rho}{\eta} = \frac{V \cdot I}{v}$$

Im Bereich kompressibler Strömungen hat die Machzahl einen großen Einfluss auf die Strömungsform. Sie muss demzufolge im Windkanalversuch exakt dupliziert werden. Die Reynoldszahl hingegen hat bei allen Umströmungen, bei denen die Reibung eine wesentliche Rolle spielt, einen großen Einfluss. Sie ist eine physikalische Größe, die die Eigenschaften der Strömung um Flugzeuge in der oberflächennahen Strömungsschicht wiedergibt und hängt von der Strömungsgeschwindigkeit V , der aerodynamischen Bezugsflügeltiefe I_{μ} sowie der dynamischen Viskosität des umströmenden Mediums η ab. Die Reynoldszahl im Windkanal sollte ebenfalls mit der in der Wirklichkeit übereinstimmen.

Um die Reynoldszahlen im Windkanal den großen, realen Flugreynoldszahlen anzupassen, müssen entweder die Parameter Geschwindigkeit, Länge und Dichte erhöht oder die Zähigkeit so gering wie möglich gehalten werden. Anhand der obigen Formeln ist ersichtlich, dass zunächst die Geschwindigkeit als Funktion der Machzahl nicht geändert werden darf. Da die Körperlänge I des Flugzeugmodells im Windkanal deutlich kleiner ist als die des wirklichen Flugzeugs – auch beim Arbeiten mit Halbmodellen – wird auch die Reynoldszahl kleiner. Dementsprechend müssen andere Größen variiert werden. Dabei bleibt nur die Möglichkeit, die physikalische Eigenschaft des umströmenden Mediums zu verändern. Der Zustand der strömenden Luft im Windkanal wird dadurch angepasst, dass die Zähigkeit der Luft mit steigendem Druck

und fallender Temperatur abnimmt. Aus diesen Gründen ermöglichen sogenannte Überdruck- und Kryowindkanäle, auf die in Kapitel 2.2 näher eingegangen wird, das Erreichen sehr hoher Reynoldszahlen.

2.2. Halbmodellmesstechnik in Windkanälen

In der heutigen Entwicklungspraxis für zivile Transportflugzeuge haben Messungen im Windkanal einen festen und unverzichtbaren Platz. In der Windkanaltechnik kann zunächst eine Steigerung der Reynoldszahl durch Erhöhen des statischen Druckes ermöglicht werden, indem die geschlossene Umlaufstrecke aufgepumpt wird. Der statische Druck kann nicht beliebig gesteigert werden. Der maximale Druck wird durch die mechanische Belastbarkeit des Windkanalmodells begrenzt, so dass in Überdruckkanälen bei Weitem nicht die Reynoldszahlen erreicht werden, die im Freiflug auftreten. Um diesen Nachteil zu beheben, erfolgt mit einer neuartigen Windkanaltechnik, den sogenannten Kryokanälen, eine Absenkung der Temperatur. Dabei können unter gleichen Strömungsbedingungen (Stromlinienverlauf, Ablösegebiete) wie im Realzustand genauere Ergebnisse erzielt werden. Derzeit gibt es weltweit nur drei Kryokanäle. Neben dem *Kölner Kryokanal (KKK)* des *Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR)* und dem *Europäischen Transschall Windkanal (ETW)* wird ein weiterer in den USA von der *NASA* betrieben. Die Temperaturen im *Kölner Kryokanal* werden durch flüssigen Stickstoff erzielt, der eine Temperatur von -196°C hat und in den Strömungskreislauf des Windkanals eingespeist wird. Auch der *Europäische Transschall Windkanal (ETW)* benutzt Stickstoff als Testgas. Die Strömungstemperatur wird auf bis zu -163°C reduziert. Mit dieser verhältnismäßig neuen Kryotechnik können auch bei relativ niedrigen Strömungsgeschwindigkeiten die realen Reynoldszahlen einer Passagiermaschine simuliert werden. Darüber hinaus kann im ETW zusätzlich der Druck auf bis zu 4,5 bar erhöht werden. Bei Überdruckkanälen sollte die Grenze bei ungefähr 4 bis 5 bar liegen, um unzulässig große Deformationen am Modell zu vermeiden.

In erster Linie wird ein immer größerer Wert auf den Einsatz der Halbmodellmesstechnik gelegt. Bei gleichem Kanalquerschnitt ist das Modell und damit die Reynoldszahl größer als bei einem Vollmodell (Gleichung 2), ohne dass dabei die Versperrung größer wird. Ein weiterer, aus wirtschaftlicher Sicht betrachtet, wichtiger Vorteil liegt in der Reduzierung der Modellkosten. Des Weiteren sind leichtere Luftzuführung für die Triebwerkssimulation, geringerer Supporteneinfluss und eine vorteilhafte Wagenkonstruktion zu nennen. Die Hauptmotivation bleibt die Reynoldszahl.

Bei der Halbmodellmesstechnik wird das Modell in der Symmetrieebene des Rumpfes getrennt und mit der Schnittebene am Windkanalboden oder an der Wand der Messstrecke befestigt. In Bild 1 ist eine Übersicht der Konfiguration gegeben.

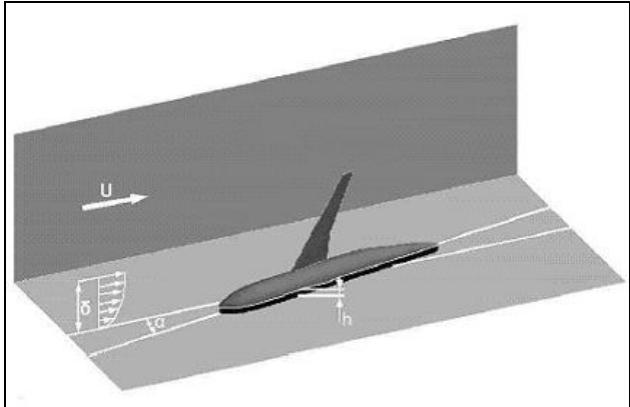


BILD 1. Aufbau eines Halbmodells im Windkanal

Die folgende Abbildung des ETW verdeutlicht hierzu die Erweiterung des Messbereichs durch den Einsatz der Halbmodellmesstechnik. Der ETW ermöglicht mit Hilfe von Halbmodellen die Erstellung von repräsentativen Messergebnissen im gesamten Reisefluggeschwindigkeitsbereich von Zivilflugzeugen.

Allerdings zieht der Einsatz von Halbmodellen auch einen entscheidenden Nachteil mit sich. Durch die eingebaute Wand können keine Schiebeflugzustände ermöglicht werden. Da bei beliebigen Schiebewinkel β keine symmetrische Umströmung mehr gegeben wird, kann der Bezug von Halbmodell- und Vollmodell-Ergebnissen nicht gewährleistet werden. Deshalb werden Halbmodelle die Vollmodelle niemals komplett ersetzen.

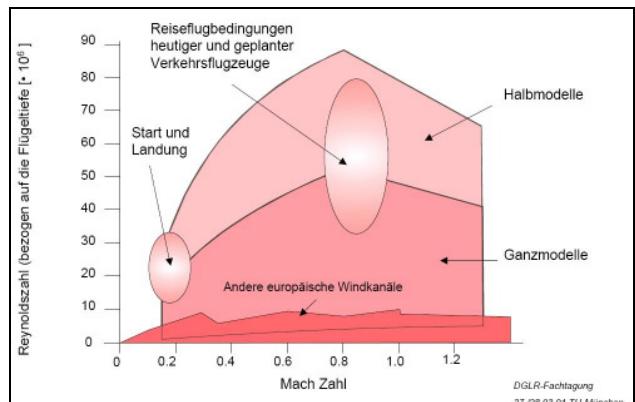


BILD 2. Reynoldszahl-Arbeitsbereich des ETW [1]

Existierende europäische Windkanäle konventioneller Bauart ohne Abkühlung, wie beispielsweise der *Deutsche Niederländische Windkanal (DNW)*, erreichen lediglich Reynoldszahlen bis zu maximal 10×10^6 . Der Kryokanal des ETW erzielt beim Einsatz von Vollmodellen je nach Machzahl drei- bis fünffach höhere Reynoldszahlen. Durch die Benutzung von Halbmodellen wächst der Messbereich um fast das Doppelte.

2.3. Ergebnisse bisheriger Studien

Anhand Bild 1 wird ersichtlich, dass bei der Halbmodellmesstechnik der Boden bzw. die Wand, die Spiegelungsebene ist, zu der die Strömung symmetrisch sein muss. Bedingt durch die Wandgrenzschicht kann dies nicht exakt realisiert werden. Um die Strömung in der Ebene an der Wand möglichst spiegelsymmetrisch zu gestalten, soll der Fehler mit Hilfe eines um die Höhe h erhöhten Rumpfeinbaus ausgeglichen werden. Ein sogenanntes

Peniche füllt den dabei entstandenen Raum zwischen Wand und Rumpf aus. Die auf das Peniche wirkenden Strömungskräfte werden während der Messung nicht erfasst, da das Peniche nicht am Rumpf befestigt ist.

Bisherige Studien haben sich mit den auftretenden Effekten bei Halbmodellversuchen, wie beispielsweise den Einflüssen der Kanalgrenzschicht, der geänderten dreidimensionalen Umströmung der Rumpfnase und der Leckströmung zwischen Rumpf und Peniche befasst. Die Problematik der Halbmodellmesstechnik im Windkanal wird vor allem Mitte der 90er Jahre bis 2002 von verschiedenen Wissenschaftlern des *NASA Langley Research Center*, eines der wichtigsten NASA-Zentren, untersucht.

Earnshaw et al. zeigen bereits 1992 [2], hervorgehend aus experimentellen Untersuchungen mit Halbmodellen unterschiedlicher Penicedicke, dass der maximale Anstellwinkel von der Penicedicke abhängt. Aufgrund fundamentaler Defizite in der Modellkonstruktion und Dichtung gibt es größere Ungenauigkeiten in den Kurven des Auftriebs- und Nickmomentenbeiwertes. Bei Vergleichen mit den Vollmodell-Ergebnissen sind schwer Verallgemeinerungen zu treffen. Die Ergebnisse der Widerstandsbeiwerte sind am meisten zufriedenstellend. Diese Ergebnisse werden jedoch in den darauf folgenden Jahren von keinen weiteren Nachforschungen bestätigt bzw. weiterhin untersucht. Aus ausführlichen numerischen Untersuchungen von *Milholen II* und *Chokani* [3] geht hervor, dass unter Verwendung von zweidimensionalen Penichen in der Halbmodell-Konfiguration eine starke Abhängigkeit der Beiwerte C_L und C_M von der Penicedicke besteht. In Bild 3 wird der Einfluss der Penicedicke auf den Auftriebs- und Momentenbeiwert beispielweise für einen Anstellwinkel von $8,58^\circ$ dargestellt. Bei dieser Gegenüberstellung der gleichen Beiwerte mit den Werten der Gesamtkonfiguration ($fs = fullscale$) erweist sich eine Penicedicke von etwa dem doppelten der Verdrängungsdicke δ_1 an der Wand als optimal. Die Beiwerte sind jedoch gegenüber der Verdrängungsdicke sehr empfindlich. Bei einer Verringerung der Penicedicke von $15 \delta_1$ auf $2 \delta_1$ stimmen die Werte maßgeblich mit den Werten des Vollmodells überein. Die kleinste Penicedicke $h = \delta_1$ unterschreitet die Vollmodellwerte. Die Extrapolation der Ergebnisse zeigt, dass ein Absenken der Penicedicke im Bereich kleiner als die Verdrängungsdicke δ_1 zu einer schwächeren Übereinkunft mit den Vollmodell-Ergebnissen führt.

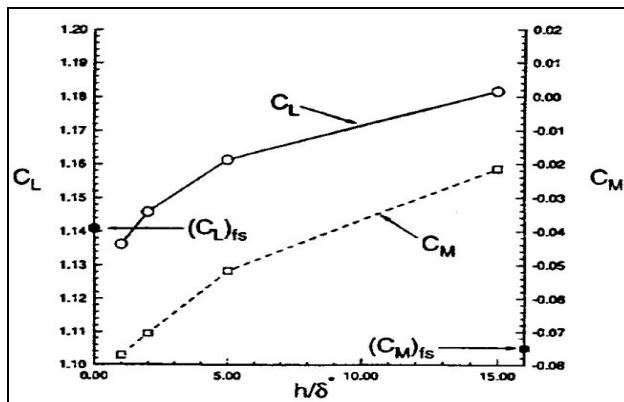


BILD 3. Einfluss der Penicedicke auf Auftriebs- und Momentenbeiwert [3]

Weiterhin geht aus *Milholen II* und *Chokani* ersten numerischen Simulationen [4] mit einem 2-D-Peniche hervor, dass sich die Lage des Staupunktes ändert. Weitere numerische Untersuchungen der Gruppe des *NASA Langley Research Center* testen andere Peniche-geometrien - genannt Fillet und Undercut (siehe Bild 4) - genauer, mit dem Ziel den Einfluss des Hufeisenwirbels möglichst gering zu halten. Die hufeisenähnlich geformte Wirbellinie der Tragfläche, die sich aus den beiden freien entgegengesetzten drehenden Wirbeln und dem gebundenen Wirbel am Flügel zusammensetzt, wird Hufeisenwirbel genannt. Die Verformungen des Peniches im Nasenbereich werden in der folgenden Abbildung dargestellt.

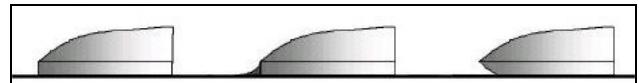


BILD 4. Numerisch untersuchte Penicheformen, von links nach rechts: 2D-Peniche, Fillet, Undercut

Aus den Forschungsergebnissen geht hervor, dass das im Nasenbereich zurückgeschnittene Peniche (Undercut) von Vorteil ist, da der Wirbel unterhalb des Modells wegströmt. Erwähnenswert an dieser Stelle ist, dass zu den modifizierten Penicheformen keine experimentellen Ergebnisse existieren. Die numerischen Ergebnisse können nicht vollständig von anderen Studien bestätigt werden.

In weiteren Experimenten untersuchen die Wissenschaftler *Gatlin* und *McGhee* (1996) [5] neben verschiedenen Penichen, darunter 2-inch und 6,4-inch 2-D-Peniche die Halbmodell-Konfiguration komplett ohne Peniche. Die gesamten Ergebnisse liefern keine guten Übereinstimmungen mit dem Vollmodell. Weitere Ergebnisse bestätigen, dass eine Zunahme der Penicedicke zu erhöhten Beschleunigungen der Strömung im Rumpfbereich und über die innere Flügelvorderkante führen. Die Beiwerte stimmen je nach Anstellwinkel mit den Vollmodelldaten überein. Bei Anstellwinkeln über 12° entsprechen die Auftriebsbeiwerte nahezu den Vollmodellwerten. Die Momenten- und Widerstandsbeiwerte weichen allgemein stark ab. Bei der Konstellation ohne Peniche wird eine Reduktion in der Auftriebskurvensteigung und mehr Widerstand als bei der Grundlinie der Vollmodell-Konfiguration produziert. Die Konfiguration ohne Peniche kommt dem gewünschten Stall-Anstellwinkel am nächsten.

Zusammenfassend geben bisherige Untersuchungen viele neue Erkenntnisse wieder, die allerdings auf unterschiedlichen Umständen wie der Benutzung verschiedener Modelle und Windkanäle basieren. Sie können somit nicht weiter verknüpft und verarbeitet werden. Aufgrund der varierten Modellgeometrien und der unterschiedlichen Strömungseigenschaften des jeweiligen Windkanals passt in bisherigen Studien der Ergebnisvergleich zwischen Halbmodell und Vollmodell nur indirekt. Die Grundidee der vorliegenden Arbeit schließt solche unterschiedlichen Einflüsse komplett aus.

3. VORSTELLUNG DES NEUEN KONZEPTES ZUR HALBMODELLMESSTECHNIK

Im Folgenden wird das neue Konzept zur Halbmodellmesstechnik des Fachgebiets *Strömungslehre und Aerodynamik* (SLA) vorgestellt. Dabei wird zunächst der Versuchsaufbau im Niedergeschwindigkeits-Windkanal des SLA der TU Darmstadt (TUD) näher beschrieben. Im nächsten Schritt wird auf die durchgeföhrten experimentellen Untersuchungen eingegangen. Ziel des geplanten

Vorhabens ist es in erster Linie, eine strenge Vergleichbarkeit zwischen Halbmodell- und Vollmodellmessungen zu garantieren. Dabei werden erstmals bewusst Halbmodelle eingesetzt, die der Größe des Vollmodells entsprechen. Die direkte Umströmung - vor allem in Nähe der Nasenwurzel - zwischen Halb- und Vollmodell wird verglichen. Bei Messungen mit größeren Modellen kann davon profitiert werden. Durch den Einsatz verschiedener Peniche unterschiedlicher Dicke sollen die bei der Strömung des Halbmodells auftretenden Effekte direkt so beeinflusst werden, dass eine dem Vollmodell ähnliche Umströmung entsteht und keine rechnerische Korrektur nötig ist.

3.1. Versuchsaufbau

Die experimentellen Untersuchungen zur Halbmodellmesstechnik werden im Unterschallwindkanal der TU Darmstadt (Bild 5) der Größe 2,2m x 2,9m durchgeführt.

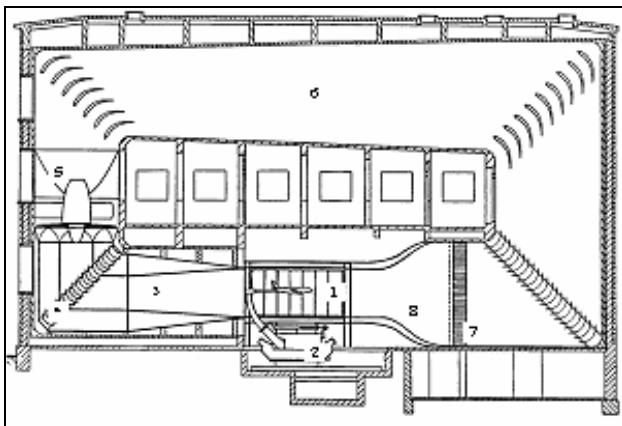


BILD 5. Unterschallwindkanal [6]

- 1 Messstrecke, 2 Support mit externer Waage,
- 3 Diffusor, 4 Umlenkecken mit Umlenkschaufern,
- 5 Antriebsmotor mit Propeller, 6 Hauptdiffusor,
- 7 Gleichrichter mit Turbulenzsieve, 8 Düse

Bei dem eingesetzten Flugzeugmodell handelt es sich um ein an die Geometrie eines Airbus A300 angelehnten Flügel-Rumpf-Modells ohne Leitwerk entsprechend dem Maßstab 1:24, welches in der Symmetrieebene teilbar ist. Die Konstruktion ist so ausgelegt, dass das Modell sowohl als Vollmodell als auch als Halbmodell verwendet werden kann, um beim Vergleich Unterschiede in der Reynoldszahl, der Modellgeometrie und in den Strömungseigenschaften des Kanals auszuschließen. Das Modell erlaubt die Montage von Hinterkantenklappen an den Flügeln, um für mehr Auftrieb zu sorgen.

Das Vollmodell wird zunächst über zwei Flügelstiele sowie einen Heckstiel an die externe Sechskomponentenwaage des Unterschallwindkanals angeschlossen. Die Heckstielverstellung ist mit der Plattformwaage unterhalb der Messstrecke auf einem gemeinsamen Verstellsupport angebracht. Ein gemeinsamer Drehpunkt der Heckstielverstellung und der externen Waage im Anstellwinkel- und Seitenwinkelbereich erlauben Untersuchungen in Verbindung mit einer Heckstiel-Konfiguration. Über entsprechende Stiele können sowohl Ganzmodelle als auch Halbmodelle auf der Waage befestigt werden. Bild 6 verdeutlicht die Versuchsanordnung für die Vollmodellmessungen.

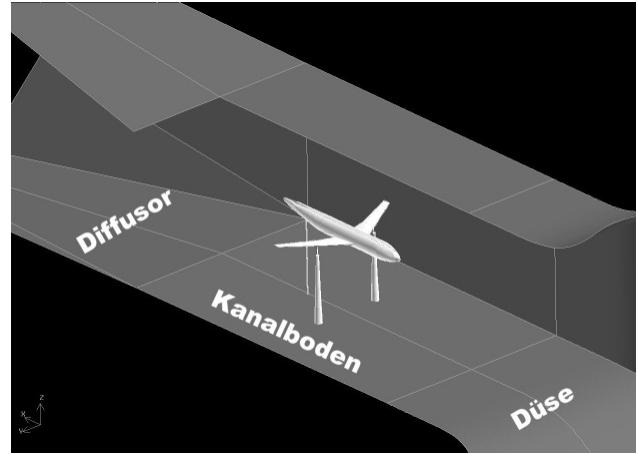


BILD 6. Versuchsanordnung mit 3D-Vollmodell

Für das Konzept des teilbaren Modells wird zusätzlich eine Wand benötigt, die als Mittelwand in die Messstrecke des Windkanals eingebaut wird und diese in zwei gleich große Hälften teilt (Bild 7). Sie erzeugt eine zusätzliche Versperrung von etwa 1,3%.

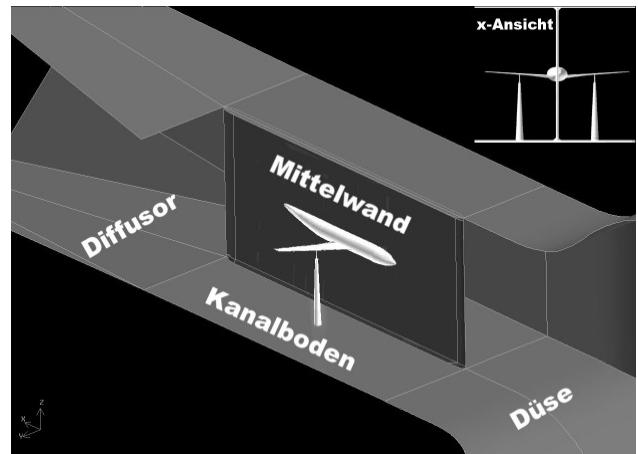


BILD 7. Versuchsanordnung mit 3D-Halbmodell

Mit Hilfe dieser Mittelwand ist es möglich zwei Halbmodelle zu erzeugen, die beide ähnlich der Befestigung des Vollmodells mit einer Drei-Stiel-Anordnung - zwei Flügelstiele und ein Heckstiel, der hier innerhalb der Mittelwand liegt - auf der externen Waage des Windkanals montiert sind. Diese Waagenanordnung bei Halbmodellmessungen ist eher untypisch. Aufgrund der direkten Vergleichbarkeit zwischen Vollmodell- und Halbmodellmessungen ist diese Art der Modellaufhängung mit Flügelstiele gerechtfertigt. Die Flügelstiele nehmen bei beiden Varianten den gleichen Einfluss auf die Modellumströmung.

Bild 8 zeigt, dass bei der Halbmodellanordnung beide Modellhälften mit einer Welle verbunden sind, die innerhalb der Mittelwand liegt. Es ist zu erkennen, dass die sogenannten Peniche den entstandenen Raum zwischen der Mittelwand und den jeweiligen Flugzeughälften ausfüllen. Der Heckstiel ist im Halbmodellversuch nicht direkt am Modell befestigt, sondern an der Welle, die die beiden Modellhälften miteinander verbindet. Zudem besitzen die in den Halbmodellversuchen verwendeten Peniche eine einfache zweidimensionale Geometrie mit unterschiedlicher Dicke. Die Penicheformen sind der Rumpfkontur des Modells angepasst.

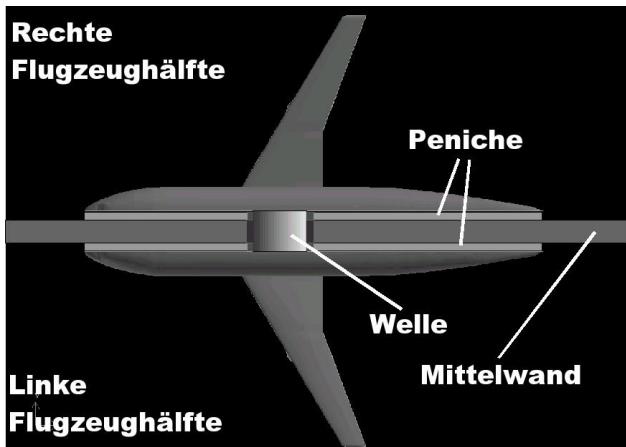


BILD 8. Halbmodellanordnung mit Mittelwand, Peniche und Welle (Draufsicht)

Die sich in den Rumpfhälften und in der Wand befindenden Teile sind dabei so konzipiert, dass Peniche beliebiger Höhe und Form verwendet werden können. Dabei muss gewährleistet werden, dass bei der Verstellung des Anstellwinkels, Rumpf und Peniche miteinander verbunden sind. Im Versuch muss das Peniche an der Wand befestigt sein. Es darf kein Kontakt zum Rumpf bestehen.

Um den Kontakt zwischen Flugzeugrumpf und Peniche zu vermeiden und die Strömung dazwischen zu minimieren, wird eine Labyrinth-Dichtung verwendet, die in Bild 9 dargestellt wird.

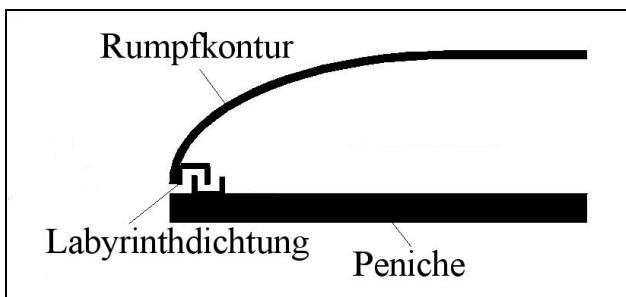


BILD 9. Labyrinth-Dichtung zwischen Rumpf und Peniche

3.2. Versuchsdurchführung

Zu den Aufgaben der experimentellen Untersuchungen zählen zunächst:

- Kalibrationsmessungen (Windkanal nur mit Stielen)
- Referenzmessungen mit der Vollmodell-Konfiguration
- Vermessung der Geschwindigkeitsfelder in beiden Hälften und Grenzschichtmessungen an der Mittelwand (Mittelwand ohne Modell)
- Halbmodellmessungen mit zweidimensionalen Penichen unterschiedlicher Dicke

Die folgende Tabelle gibt den Versuchsablauf der Windkanalmessungen anschaulich wieder:

Versuchsanordnung	Anstellwinkel	Anströmgeschwindigkeit [ms ⁻¹]
1. Windkanal nur mit Stielen		35, 45, 55
2. Vollmodellmessungen mit und ohne Inboard-HK-Klappen (15° und 30°)	-5° bis +20° (in jeweils 1°-Schritten)	
3. Mittelwand ohne Modell		
a) Geschwindigkeitsfeld-messungen in beiden Hälften		35, 45, 55
b) Grenzschichtmessungen an der Mittelwand		35, 45, 55
4. Halbmodellmessungen mit und ohne Inboard-HK-Klappen (15° und 30°)	-5°, 0°, 3°, 6° bis 18° (jeweils 1°-Schritte)	
b) 3 mm 2D-Peniche		35, 45, 55
c) 30 mm 2D-Peniche		35, 45, 55
d) 6 mm 2D-Peniche		35, 45, 55
e) 18 mm 2D-Peniche		35, 45, 55

TAB 1. Versuchs-Konfiguration im Windkanal

Mit Hilfe der Sechskomponentenwaage werden in den genannten experimentellen Untersuchungen für verschiedene Anstellwinkel α und Anströmgeschwindigkeiten u_∞ aus den Kräften X, Y, Z sowie aus den Momenten L (Roll-), M (Nick-), N (Giermoment) die dimensionslosen Beiwerte C_A , C_w und C_Y sowie C_{le} , C_m und C_{ne} erfasst. Dabei werden aufgrund der konstruktiven Gegebenheiten der Mittelwand der Seitenkraft-, Rollmomenten- und Giermomentenbeiwert außer Betracht gelassen und aus Symmetriegründen für die weitere Auswertung als Null angenommen.

Um die aerodynamischen Beiwerte, den Auftriebsbeiwert C_A und den Widerstandsbeiwert C_w zu bestimmen, werden die gemessenen Kräfte durch Division des Staudrucks q und der Bezugsfläche S wie folgt dimensionslos gemacht:

$$(3) \quad C_A = \frac{A}{q \cdot S}$$

$$(4) \quad C_w = \frac{W}{q \cdot S}$$

wobei sich der Staudruck q zusammensetzt aus

$$(5) \quad q = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot u_\infty^2$$

Für den Nickmomentenbeiwert C_m gilt des Weiteren gemäß der obigen Formeln, jedoch unter Einbeziehung der Bezugsflügeltiefe $l_\mu = 0,278232m$:

$$(6) \quad C_m = \frac{M}{q \cdot S \cdot l_\mu}$$

Die mathematischen Zusammenhänge (3) bis (6) sind analog für den Seitenkraft-, den Rollmomenten- und den Giermomentenbeiwert anwendbar.

3.2.1. Vollmodellmessungen

Nach der Durchführung der 3-Stiel- und 2-Stiel-Anordnung ohne Modell und den Kalibrationsmessungen

erfolgen im ersten Schritt als Referenz für die weiteren Experimente Messungen mit dem Vollmodell. Dies geschieht jeweils mit Heckstiel, sowohl mit als auch ohne Inboard-Hinterkantenklappen (15° - und 30° -Ausführung). Die Versuche ohne Heckstiel sollen als Grundlage für den Vergleich mit den Ergebnissen der Halbmodell-Konfigurationen dienen, da hier der Heckstiel in der Wand verschwindet.

Bild 10 verdeutlicht exemplarisch die 3-Stiel-Anordnung des Vollmodells in der Messstrecke. Das Vollmodell ist dabei über die Flügel auf zwei Stielen aufgestützt und im Heckbereich mit einem weiteren Stiel verbunden.

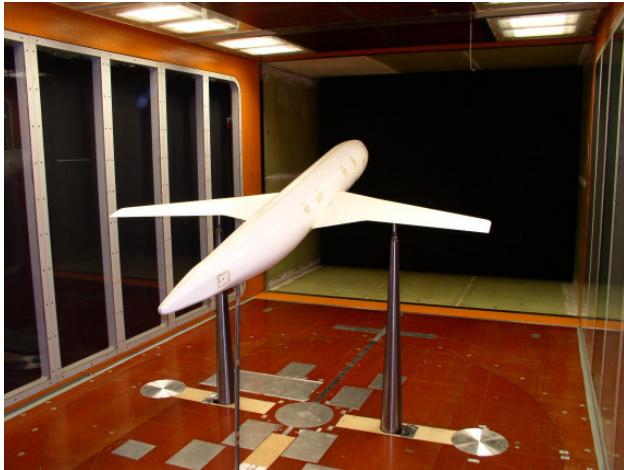


BILD 10. Vollmodell im Windkanal

Bei den Vollmodellmessungen wird generell die Anströmgeschwindigkeit u_∞ geändert, die experimentelle Untersuchungen bei unterschiedlichen Reynoldszahlen ermöglicht und der Anstellwinkel α variiert. Die Versuchsdurchführung erfolgt im weiteren Verlauf, wie in Bild 11 näher dargestellt, mit und ohne Inboard-Hinterkantenklappen (15° und 30°).

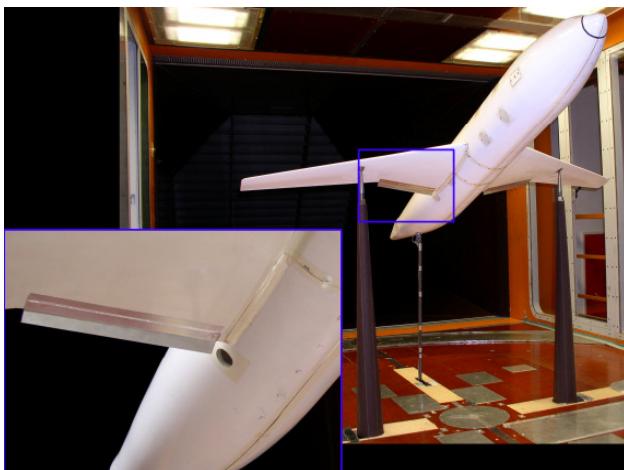


BILD 11. Vollmodell mit Inboard-Hinterkantenklappen

3.2.2. Halbmodellmessungen

Der Schwerpunkt der gesamten Messungen liegt bei den Halbmodelluntersuchungen. Hierbei werden nach Einbau der Halbmodelle zweidimensionale Peniche unterschiedlicher Dicke getestet. Bild 12 verdeutlicht die Halbmodell-Konfiguration mit zwei unterschiedlichen Penicedicken (blau hinterlegt), die dabei zum Einsatz kommen.



BILD 12. Halbmodell mit unterschiedlicher Penicedicke (links: 3mm, rechts: 30mm)

Die Versuchsdurchführung erfolgt ähnlich der Vollmodellmessungen durch Variation der Anströmgeschwindigkeit u_∞ , des Anstellwinkels α und im weiteren Verlauf mit und ohne Inboard-Hinterkantenklappen (15° und 30°).

Da der Staudruck nicht direkt im Kanal, sondern durch die Druckdifferenz in der Einlaufdüse bestimmt wird, wird bei der Auswertung der Rohdaten unter Beachtung der Staudruckkorrektur analog (3) bis (6) vorgegangen. Dabei wird der Staudruck insoweit beeinflusst, dass er im Zustand der eingebauten Wand aufgrund des verkleinerten Messstreckenquerschnitts größer ist als während der Vollmodellmessungen. Im Vergleich zur Vollmodell-Konfiguration (Bild 13) veranschaulicht Bild 14 das geteilte Vollmodell und den durch die eingebaute Mittelwand resultierenden Versperrungseffekt.



BILD 13. Vollmodell ohne Wand

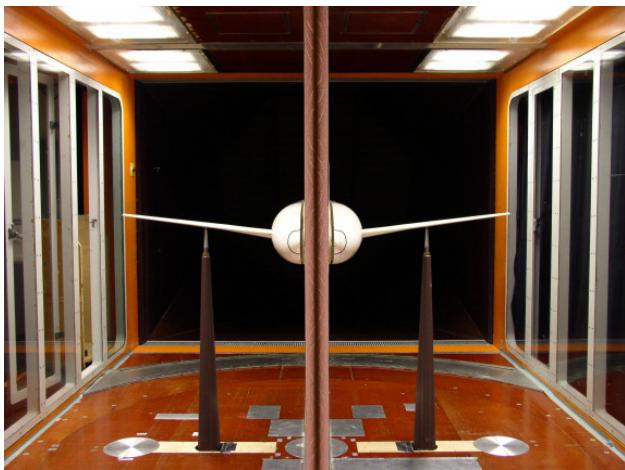


BILD 14. Vollmodellhälften mit Wand

Um die Messdaten der Vollmodell-Konfigurationen mit den Halbmodellmessdaten vergleichen zu können, muss die Änderung des Staudrucks für die weitere Rohdatenauswertung mitberücksichtigt werden. Für den Staudruckkorrekturfaktor f ergibt sich:

$$(7) \quad f = \frac{q_w}{q_o}$$

wobei q_w der Staudruck der Konfiguration mit Wand und q_o der Staudruck ohne Wand ist.

Außerdem müssen die gemessenen Kräfte $F_{i,St}$ und Momente der Stiele $M_{i,St}$ mit den gemessenen Rohdaten der Halbmodell-Konfigurationen verrechnet werden, um letztendlich die daraus resultierenden effektiven Beiwerte des Modells herauszubekommen.

4. ERGEBNISSE

Die in diesem Kapitel präsentierten Ergebnisse resultieren ausschließlich aus Kraftmessungen. Zur Unterstützung der Ergebnisinterpretation liegen Fäden-Aufnahmen aus Messkampagnen ohne eingesetzten Penichen zur Verfügung.

4.1. Vollmodell-Ergebnisse

Bild 15 zeigt für die drei unterschiedlichen Anströmgeschwindigkeiten 35ms^{-1} , 45ms^{-1} und 55ms^{-1} den Verlauf des Auftriebs- und Widerstandsbeiwertes in Abhängigkeit vom Anstellwinkel α . Die Verläufe zeigen, dass die Auftriebs- und Widerstandsbeiwerte nicht nur vom Anstellwinkel α abhängen, sondern auch von der Reynoldszahl. Die Anströmgeschwindigkeit gemäß Gleichung 2 nimmt auch einen Einfluss darauf.

Dieser Reynoldszahl-Effekt ist ebenfalls bei den Ergebnissen der unterschiedlichen Halbmodell-Konfigurationen erkennbar (Bild 17).

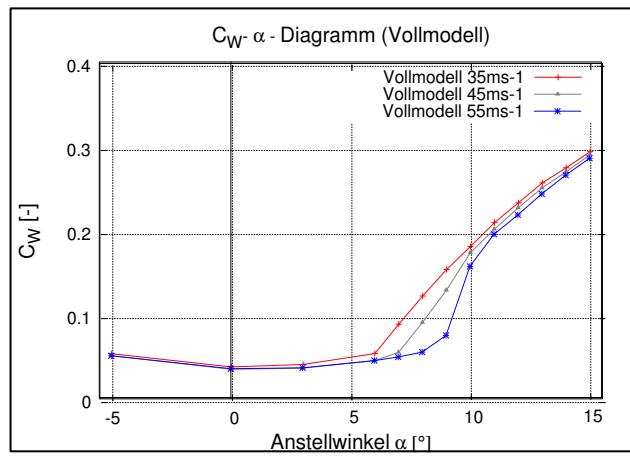
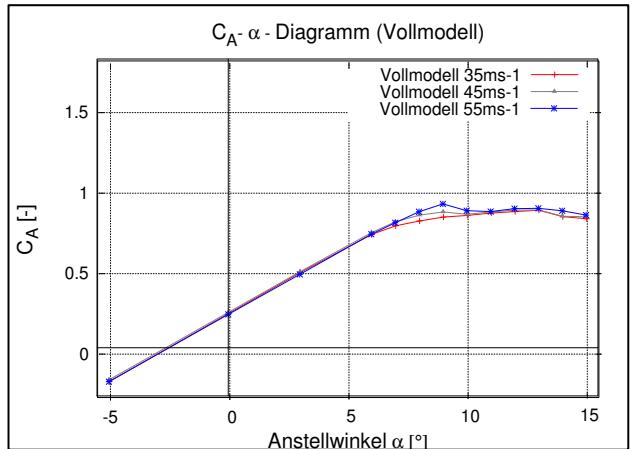


BILD 15. Einfluss der Anströmgeschwindigkeit auf die Auftriebs- und Widerstandsverteilung

Die aus den obigen beiden Diagrammen resultierende C_A - C_W -Polare für die Anströmgeschwindigkeit von 35ms^{-1} wird in Bild 16 wiedergegeben. Der Parameter Anstellwinkel wird durch die Punkte gekennzeichnet. Während in den beiden Diagrammen zuvor nur auf die Clean-Konfiguration eingegangen wird, sind in Bild 16 Ergebnisse der Hinterkantenklappen-Konfiguration mit Ausschlägen von 15° und 30° miteinbezogen. Es ist eine Auftriebssteigerung durch Einsatz der Klappen mit höherem Ausschlag erkennbar.

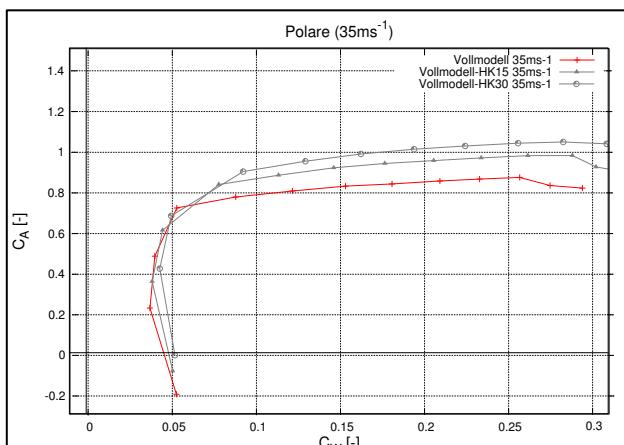


BILD 16. Einfluss der Hinterkantenklappen

4.2. Halbmodell-Ergebnisse und Vergleich

In den folgenden Auftriebs- und Widerstandverteilungen (Bild 17) sind für eine Anströmgeschwindigkeit von 35ms^{-1}

die Ergebnisse der jeweiligen Halbmodell-Konfiguration und als Referenz die des Vollmodells 35ms-1 übergeben.

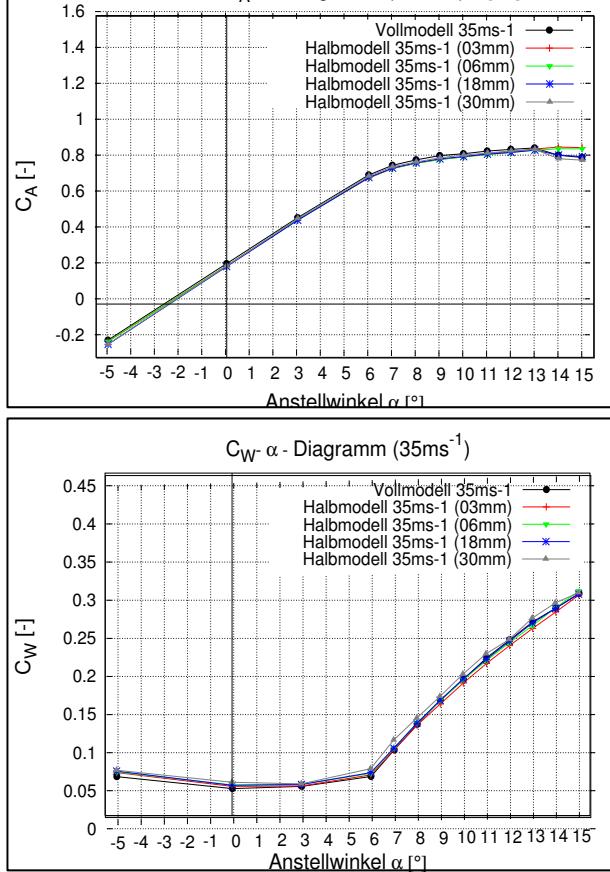


BILD 17. Einfluss der Anströmgeschwindigkeit auf die Auftriebs- und Widerstandsverteilung, 35ms^{-1}

Es lassen sich drei Bereiche unterteilen. Der lineare Verlauf im Bereich kleinerer Anstellwinkel ist typisch für die anliegende Strömung, wohingegen die Strömung bei einem Anstellwinkel von ungefähr 6° abzulösen beginnt. Bei ungefähr 12° scheint die Strömung schon weitestgehend bzw. vollkommen abgelöst zu sein und der Auftriebsbeiwert sinkt wieder. Dies bedeutet auch für die Widerstandsbeiwert-Verteilung, dass damit in den zuvor erwähnten Anstellwinkel-Bereichen ein höherer Widerstand verbunden ist.

Bei einem Vergleich der unterschiedlichen 2D-Peniche mit dem Vollmodell in Bild 18 erneut für 35ms^{-1} ist kein signifikanter Unterschied zwischen den verschiedenen Penichen erkennbar.

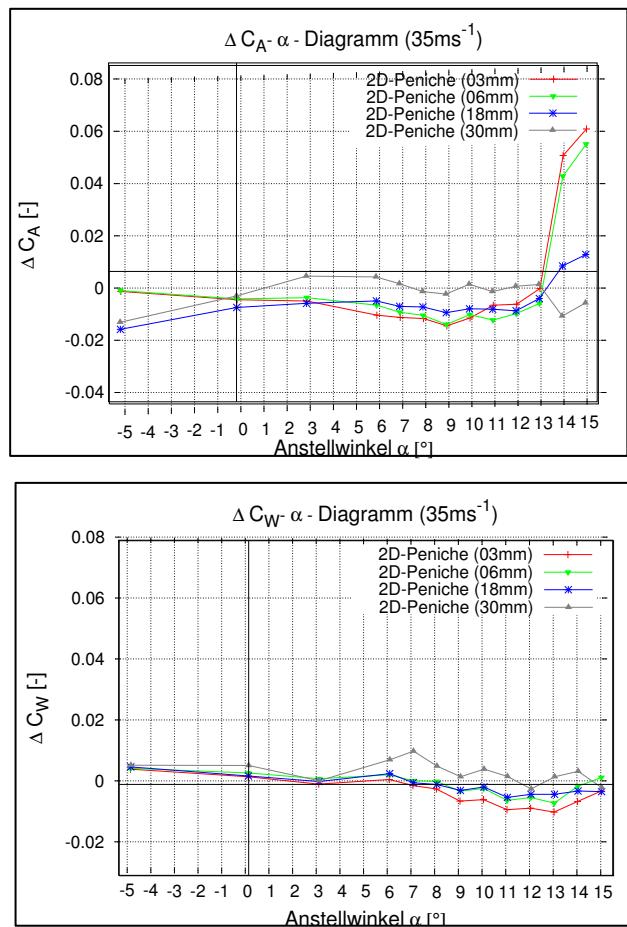
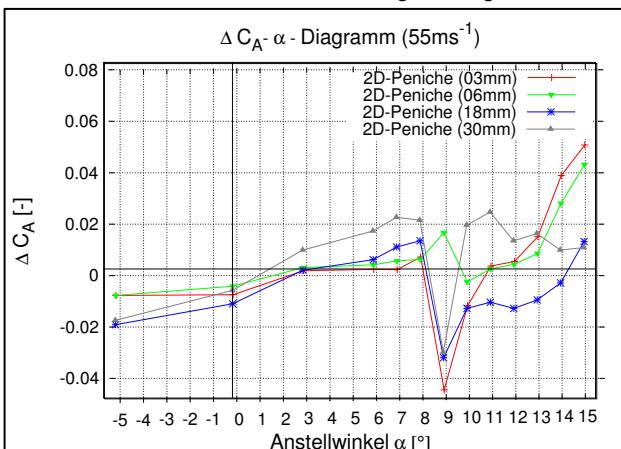


BILD 18. Vergleich zwischen Vollmodell- und jeweiliger Halbmodell-Konfiguration für 35ms^{-1}

Bei einem Ergebnis-Vergleich wie bei der Konfiguration zuvor, diesmal für $55\text{ms}-1$ anstatt $35\text{ms}-1$ sind stärkere Abweichungen erkennbar. Vor allem im Anstellwinkelbereich von 8° bis 10° tauchen Unregelmäßigkeiten auf.



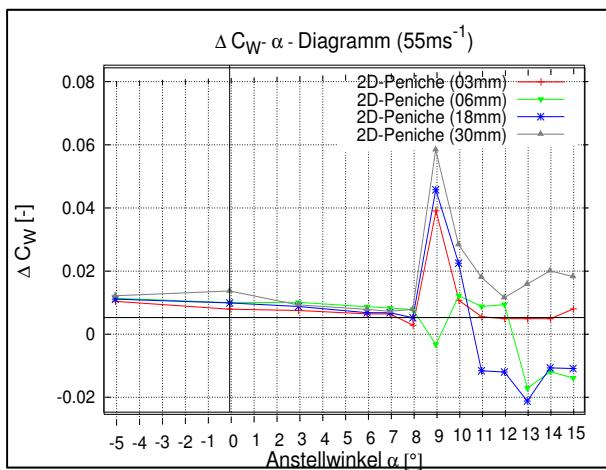


BILD 19. Vergleich zwischen Vollmodell- und jeweiliger Halbmodell-Konfiguration für 55ms^{-1}

Dabei weichen die Beiwerte gemäß Bild 20 relativ bezogen auf die Vollmodell-Beiwerte um ungefähr 5% bei der Auftriebsverteilung und bis zu 40% bei der Widerstandsverteilung ab. Es können dabei lediglich Vermutungen angestellt werden, ob dies ein aerodynamisches Phänomen oder mechanisch verursacht ist. Kontakt und Vibration können mögliche Ursachen sein.

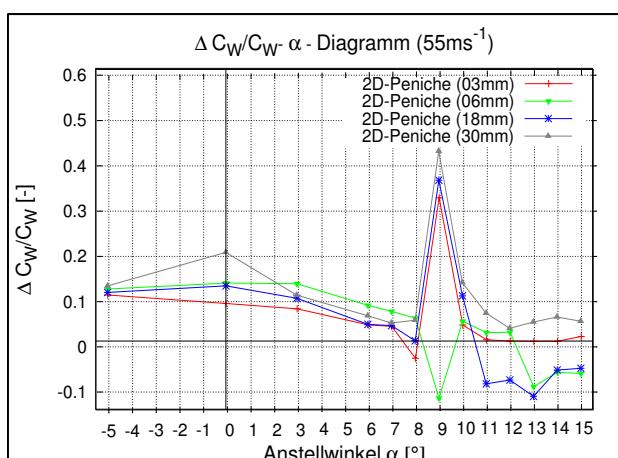
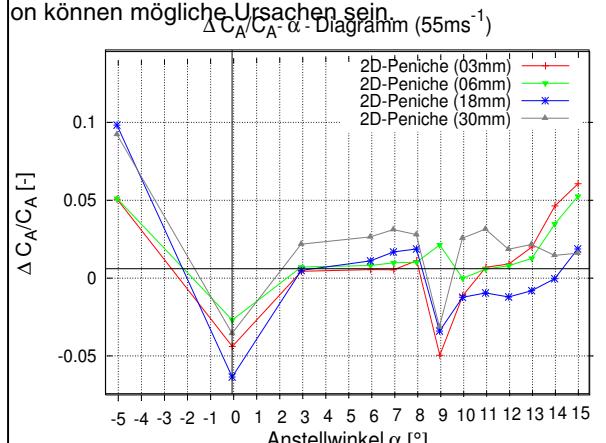


BILD 20. Relative Beiwert-Abweichungen bezogen auf die Vollmodell-Beiwerte für 55ms^{-1}

Diese Unregelmäßigkeit bei 9° ist erneut anhand Bild 21 und 22 für 55 ms^{-1} zu erkennen. Bild 21 enthält die C_A -Differenz für niedrige Anstellwinkel, Bild 22 die für höhere Anstellwinkel. Die 9° -Ergebnisse sind in beiden Diagrammen als Referenz wiedergegeben. Ein zunehmender

Einfluss der Penicedicke bei höheren Anstellwinkeln ist erkennbar.

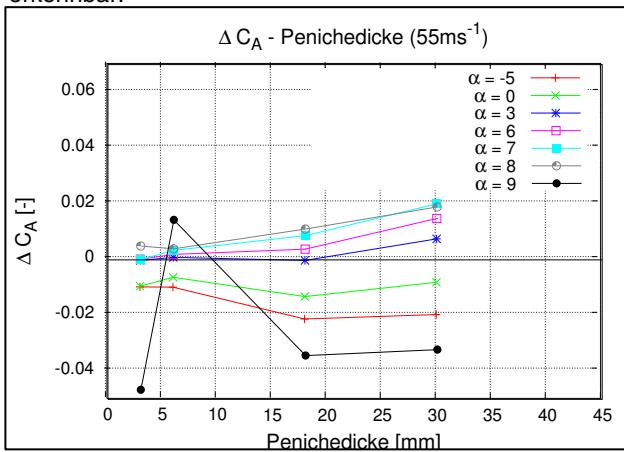


BILD 21. Penicedicken-Einfluss auf ΔC_A für 55ms^{-1} , $\alpha = -5^\circ$ bis 9°

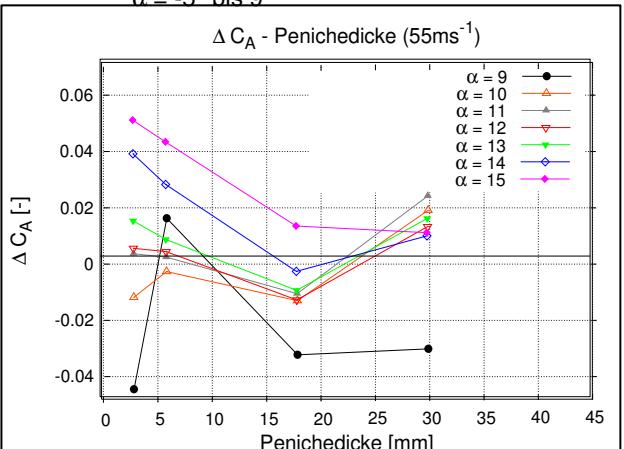


BILD 22. Penicedicken-Einfluss auf ΔC_A für 55ms^{-1} , $\alpha = 9^\circ$ bis 15°

Analoges gilt für die Widerstandsverteilung in Bild 23 und 24, wobei besonders gut erkennbar ist, dass im Bereich der anliegenden Strömung die Ergebnisse am Optimum ($\Delta C_W = 0$) deutlich näher liegen.

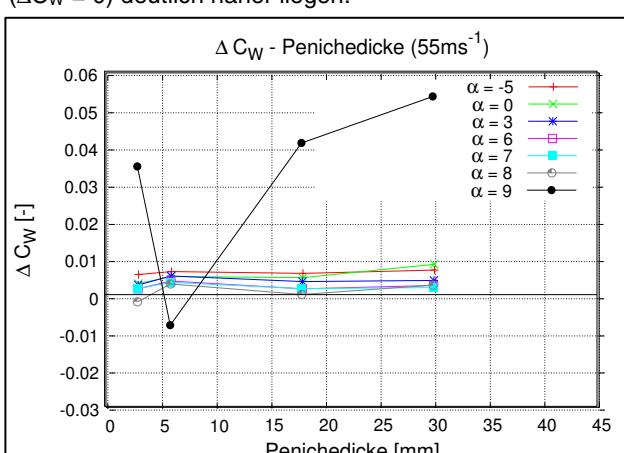


BILD 23. Penicedicken-Einfluss auf ΔC_W für 55ms^{-1} , $\alpha = -5^\circ$ bis 9°

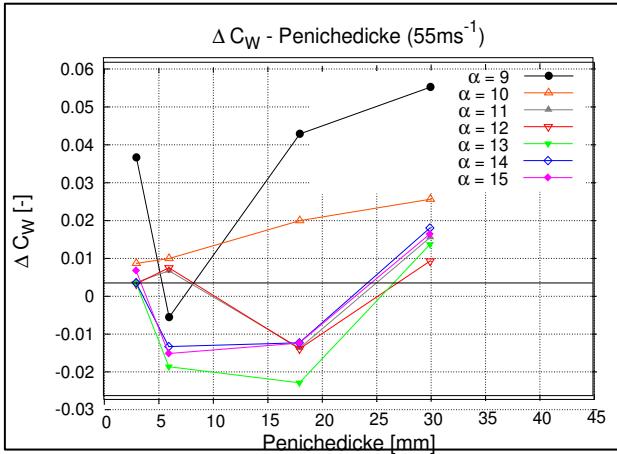


BILD 24. Penicedicken-Einfluss auf ΔC_w für 55ms^{-1} , $\alpha = 9^\circ$ bis 15°

Bei einem direkten Vergleich nur im höheren Anstellwinkel-Bereich von 9° bis 15° für verschiedene Geschwindigkeiten (35ms^{-1} in Bild 25, 55ms^{-1} in Bild 24), ist erkennbar, dass der Einfluss der Penicedicke deutlich größer wird.

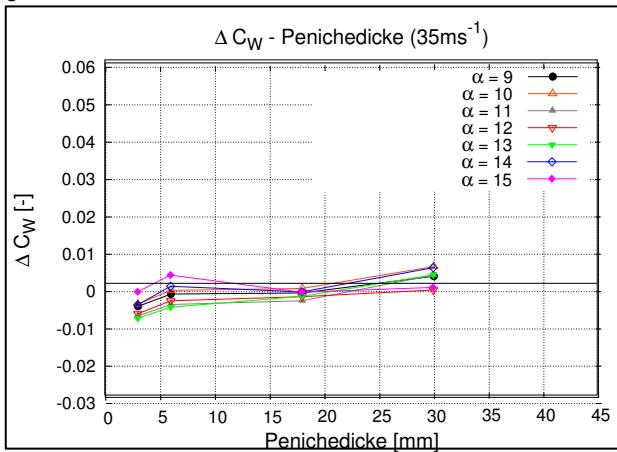


BILD 25. Penicedicken-Einfluss auf ΔC_w für 35ms^{-1} , $\alpha = 9^\circ$ bis 15°

5. ZUSAMMENFASSUNG

Im Rahmen dieser Arbeit werden die Ergebnisse der Vollmodell-Konfiguration mit denen der Halbmodell-Konfigurationen unterschiedlicher Penicedicke, sowohl als Clean-Konfiguration als auch mit eingesetzten Hinterkantenklappen miteinander verglichen. Die ausgewerteten experimentellen Ergebnisse basieren ausschließlich auf Kraftmessungen, die durch den im verkleinerten Messstreckenquerschnitt veränderten Staudruck korrigiert werden.

Eine erste Erkenntnis, die aus den Ergebnissen der Kraftmessungen gewonnen werden kann, ist die, dass es für die experimentell untersuchten Penichegeometrien im gesamten Betriebsbereich keine Übereinstimmung zwischen den Voll- und Halbmodellmessergebnissen gibt. Aufgrund der Parameter Anstellwinkel und Anströmgeschwindigkeit ist für die jeweilige Penicedicke ein Ergebnis schwer zu verallgemeinern.

Es ist aber festzuhalten, dass die Penicedicke einen generellen Einfluss auf die Beiwerte nimmt. Tendenziell hat die Penicedicke bei niedrigen Anstellwinkeln einen geringen Einfluss, mit zunehmendem Anstellwinkel (Ablösebereich) wird der Einfluss größer.

Zudem beeinflusst die Penicedicke die Verläufe stärker mit zunehmender Anströmgeschwindigkeit. So wird bei 35ms^{-1} der Unterschied zu dem Vollmodell-Ergebnis größer, je kleiner die Penicedicke ist. Bei 45ms^{-1} kommen die Halbmodellwerte mit den dünneren Penichen denen des Vollmodells deutlich näher, wobei das 6mm dicke Peniche die besten Ergebnisse liefert. Bei der größten Anströmgeschwindigkeit weichen die aerodynamischen Halbmodell- von den Vollmodell-Beiwerten wiederum mit zunehmender Penicedicke stärker ab. Besonders auffällig sind dabei die verstärkten Unregelmäßigkeiten der ΔC_A - und ΔC_w -Kennlinien bei einem Anstellwinkel von 9° . Die hier bearbeitete erste Messkampagne liefert als sehr wichtiger Bestandteil die grundlegenden Ergebnisse des Gesamtprojektes. Allerdings können im Rahmen dieser Arbeit [7] die vorgefundenen Phänomene nicht abschließend geklärt werden. Detaillierte Ergebnisse aus numerischen Berechnungen zur Vorauswahl geeigneter Peniche und weitere vielversprechende Ergebnisse, die in Versuchen ohne Peniche erzielt werden, sind weiterführenden Referenzen zu entnehmen, [8] und [9].

6. LITERATUR

- [1] Burgsmüller, W., Der Europäische Transsonikwindkanal ETW – Mess- und Versuchstechnik in Gegenwart und Zukunft, DGLR-Fachtagung “Messtechnik in kryogenen Windkanälen”, März 2001, München http://www.etw.de/publications/authors/BGM/ETW_DGLR_Fachtagung_Muenchen01.pdf, No. 03
- [2] Earnshaw et al., A Study of the Use of Half-Models in High-Lift Wind-Tunnel Testing, AGARD-CP-515, 1992
- [3] Milholen, W.E., Chokani, N., Development of semi-span model test techniques, AIAA 96-2412, 1996
- [4] Milholen, W.E., Chokani, N., Computational analysis of semi-span model test techniques, NASA CR 4709, 1996
- [5] Gatlin, McGhee R.J., Study of Semi-Span Model Testing Techniques, AIAA 96-2386, 1996
- [6] Runge, F., Windkanäle: 2.2m x 2.9m-Niedergeschwindigkeits-Windkanal, 0.45m x 0.45m-Niedergeschwindigkeits-Windkanal, Hochgeschwindigkeits-Windkanal TVM150, Fachgebiet Strömungslehre und Aerodynamik, TU Darmstadt, 2001
- [7] Kyriopoulos, O., Experimentelle Untersuchungen zur Halbmodellmesstechnik, Fachgebiet Strömungslehre und Aerodynamik, TU Darmstadt, 2005
- [8] Eder, S., Halbmodellmesstechnik in Windkanälen, Fachgebiet Strömungslehre und Aerodynamik, TUD, 2006
- [9] Eder, S., Hufnagel, K., Tropea, C., Semi-Span Testing in Wind Tunnels: Some Fundamental Investigations, Chair of Fluid Mechanics and Aerodynamics, Darmstadt University of Technology, ICAS 2006

Danksagung

An erster Stelle danke ich Herrn Prof. Dr.-Ing. Cameron Tropea für die Ermöglichung dieser Diplomarbeit und für die freundliche Unterstützung. Meinem Betreuer Herrn Dr.-Ing. Eder gilt ebenfalls ein Dankeschön. Insbesondere danke ich sehr herzlich Herrn Dipl.-Ing. Sven Grundmann und Herrn Dipl.-Ing. Michael Weismüller sowohl für ihre tatkräftige Unterstützung und ständige Beratung als auch für die Anteilnahme und die anregenden Gespräche.