

Vergleich theoretischer und experimenteller Profilwiderstände

von Dr. Richard Eppler*

Vortrag am 9. OSTIV-Kongreß, Februar 1963, Junin (Argentinien)

1. Einleitung

In letzter Zeit wurden in zunehmendem Maß theoretisch ermittelte Profilwiderstände bei der Profilauswahl mit herangezogen, beispielsweise bei den Segelflugzeugen FS 24 Phönix [1], SB 6 [2], SB 7 und BS 1. Ein Vergleich von derartigen theoretischen Widerständen mit Experimenten zeigt, wie weit dieses Vorgehen berechtigt ist, das erhebliche Gewinne an Zeit und Geld mit sich bringt.

2. Merkmale der theoretischen Widerstandsberechnung

Die theoretische Widerstandsermittlung geht aus von den potentialtheoretischen Druckverteilungen um Flügelprofile und errechnet zu ihnen mit Hilfe der Grenzschichttheorie die zugehörigen Reibungswiderstände. Der sogenannte Formwiderstand von Flügelprofilen, der auf größeren Strömungsablösungen beruht, wird also grundsätzlich nicht berechnet. Die Grenzschichttheorie kann zwar Anhaltspunkte über die zu erwartende Ablösungsstelle der Strömung geben und damit festlegen, ob überhaupt ein zusätzlicher Formwiderstand zu erwarten ist oder nicht; über seine Größe sagt sie aber nichts aus. Die theoretischen Widerstände haben also nur dort wesentlichen Aussagewert, wo der Reibungswiderstand allein entscheidend ist. Es wird sich zeigen, daß dies in einem größeren Bereich der Fall ist, als man es bisher meist vermutet hat.

Die Berechnung des Reibungswiderstandes erfordert einige Sorgfalt, wenn zuverlässige Ergebnisse entstehen sollen. Es muß insbesondere der Unterschied zwischen laminarer und turbulenter Reibung erfaßt werden, und damit der Umschlag von der laminaren zur turbulenten Grenzschicht. Dies gelingt mittels verschiedener Fortschritte auf dem Gebiet der Grenzschichtberechnung, die zur Zeit veröffentlicht werden [3]. Es wird für den Grenzschichtumschlag nicht allein die Instabilität der laminaren Grenzschicht ermittelt, sondern dazu noch berücksichtigt, daß von der Instabilität zur Ausbildung der turbulenten Grenzschicht, also bis zum Umschlag noch eine von der sogenannten Reynoldszahl Re abhängige Strecke nötig ist. Zur Festlegung dieser Strecke wurden experimentelle Ergebnisse mitbenützt.

Noch in einer anderen Hinsicht erfordert der Grenzschichtumschlag besondere Sorgfalt. Im Experiment bildet sich bei kleineren Re -Zahlen häufig die turbulente Grenzschicht erst ein ganzes Stück nach dem Ende bzw. der Ablösung der laminaren Grenzschichten aus [4]. Auch für diese, häufig als «laminare Ablöseblase» (separation bubble) bezeichnete Erscheinung liefert die Theorie Hinweise. Wie in [3] ausführlich berichtet, muß zwar in der Theorie, wenn bei kleineren Re -Zahlen der Grenzschichtumschlag nicht vor der laminaren Ablösestelle errechnet wird, sofort anschließend an dieselbe mit den Formeln der voll turbulenten Grenzschicht weitergerechnet werden. Obwohl dies die Zustände in einer laminaren Blase nicht richtig erfaßt, zeigt sich doch, daß auch der berücksichtigte Energieaustausch der turbulenten Grenzschicht häufig nicht ausreicht, um die Ablösungsneigung der laminaren Grenzschicht rasch zu beseitigen. An Stelle der Ablöseblase wird dann eine turbulente Grenzschicht errechnet, deren Form über eine längere Strecke hin ablösungsnahe

bleibt. Dieses rein theoretische, mit «Blasen-Analogen» bezeichnete Ergebnis weist viele Parallelen zu den Ablöseblasen auf. Es tritt fast nur auf, wenn die laminare Rechnung bis zur Ablösung geht, ohne daß die Umschlagsbedingung erfüllt ist, und es ist empfindlich zu beeinflussen durch die Druckverteilung in der Nähe der Ablösestelle. Ist nach der laminaren Ablösung eine Strecke mit geringem Druckgradienten vorhanden, dann bildet sich eine gesunde turbulente Grenzschicht bis herab zu Re -Zahlen um $0,25 \cdot 10^6$ aus; folgt in der Rechnung auf die laminare Ablösung ein stärkerer Druckgradient, dann erscheint bis hinauf zu $Re \approx 2,5 \cdot 10^6$ das Blasen-Analogen.

Da im Blasen-Analogen mehr Energietransport zur Wand hin berücksichtigt ist, als in der Blase selbst vorhanden sein dürfte, liegt es nahe, zumindest dann, wenn die Theorie das Blasen-Analogen aufweist, auch im Experiment Blasen zu erwarten, oder bei der theoretischen Entwicklung von Profilen mindestens für das Verschwinden des Blasen-Analogons zu sorgen.

Dieses Analogon kann wieder, ebenso wie bei der endgültigen Ablösung, nicht den durch die Blasen selbst hervorgerufenen Widerstandszuwachs erfassen. Es kann nur Hinweise geben, daß zusätzlicher Blasen-Widerstand unbekannter Größe erwartet werden muß. Dies wird im folgenden bei allen theoretischen Widerstandskurven dadurch gekennzeichnet, daß sie ohne Blasen-Analogen ausgezogen, mit demselben gestrichelt gezeichnet werden. Eine theoretische Widerstandskurve ist also um einen nicht bekannten Betrag zu günstig, wenn sie gestrichelt gezeichnet ist. Dies wird an den folgenden Diagrammen erläutert werden.

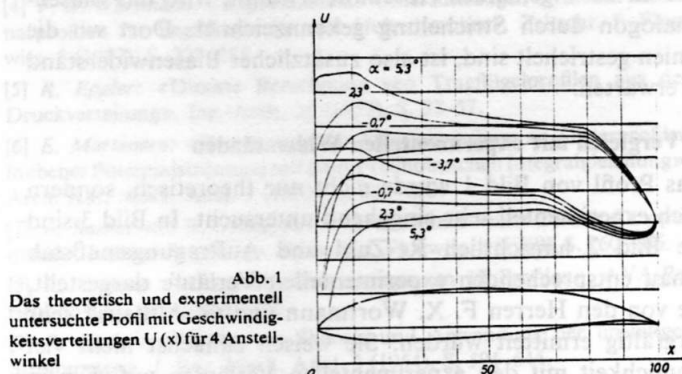


Abb. 1
Das theoretisch und experimentell untersuchte Profil mit Geschwindigkeitsverteilungen $U(x)$ für 4 Anstellwinkel

3. Theoretische Ergebnisse an einem Beispiel

In Bild 1 ist ein Flügelprofil mit einigen potentialtheoretischen Geschwindigkeitsverteilungen $U(x)$ dargestellt. Man hat das bekannte Bild. Bei großem Anstellwinkel α ist die Geschwindigkeit U an der Nase auf der Oberseite groß, auf der Unterseite klein. Dementsprechend hat man bei großem α auf der Oberseite insgesamt viel Geschwindigkeitsabfall (Druckgradient), auf der Unterseite wenig. Die Anstellwinkelwerte beziehen sich hier immer auf die in Bild 1 erkennbare waagrechte Linie.

Es ist an sich hier bedeutungslos, mit welcher mathematischen Methode der potentialtheoretische Zusammenhang zwischen Profilform und Geschwindigkeitsverteilung ermit-

* Bölkow-Entwicklungen KG, Ottobrunn bei München

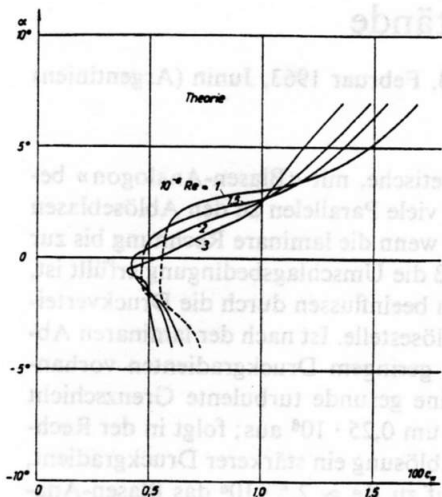


Abb. 2 Die theoretischen Widerstandsbeiwerte c_w für 4 Re-Zahlen über α aufgetragen.

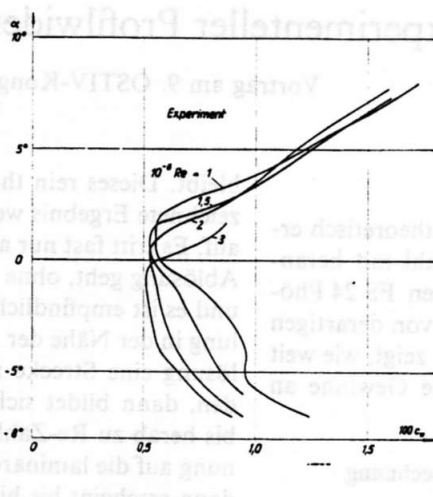


Abb. 3 Die experimentellen Widerstandsbeiwerte c_w für 4 Re-Zahlen über α aufgetragen.

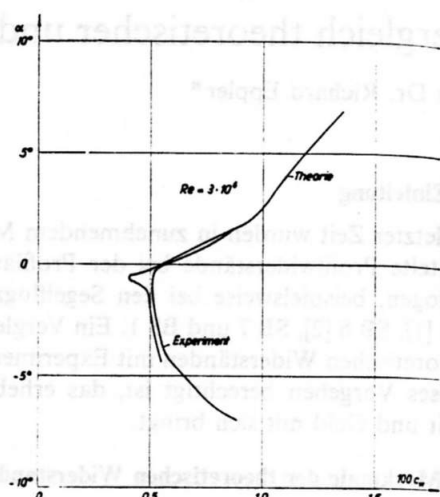


Abb. 4 Vergleich der theoretischen und experimentellen Verläufe $c_w(\alpha)$ bei $Re = 3 \cdot 10^6$.

telt wurde, wenn nur keine zu großen Vernachlässigungen enthalten sind. Die Methoden der konformen Abbildung [5] und des Ansatzes von Singularitäten auf der Profilkontur [6] sind jedenfalls den Näherungen vorzuziehen, die auf der Profelsehne Singularitäten ansetzen. Das in Bild 1 dargestellte Profil wurde nach den Methoden von [5] aus gewissen Eigenschaften der Geschwindigkeitsverteilung berechnet, die beispielsweise von A. Rasset [7] beschrieben wurden. Die Änderung des Anstellwinkels ist leicht zu berücksichtigen, wenn einmal die Geschwindigkeitsverteilung für einen Wert α bekannt ist. Es wurden in Wirklichkeit wesentlich mehr Werte von α berücksichtigt, als dies in Bild 1 dargestellt ist.

Für jede Geschwindigkeitsverteilung, die einem der vielen Werte α entspricht, wurde die Grenzschichtberechnung bei vier Re-Zahlen durchgeführt. In Bild 2 sind die errechneten Widerstandsbeiwerte c_w in Abhängigkeit von α aufgetragen. Wie im vorangehenden Abschnitt erwähnt, wird das Blasen-Analogon durch Strichelung gekennzeichnet. Dort wo die Linien gestrichelt sind, ist also zusätzlicher Blasenwiderstand zu erwarten.

4. Vergleich mit experimentellen Widerständen

Das Profil von Bild 1 wurde nicht nur theoretisch, sondern auch experimentell sehr eingehend untersucht. In Bild 3 sind die Bild 2 hinsichtlich Re-Zahl und Auftragungsmaßstab genau entsprechenden experimentellen Verläufe dargestellt, die von den Herren F. X. Wortmann und G. Althaus* sehr sorgfältig ermittelt wurden. Sie weisen zunächst nicht viel Ähnlichkeit mit den experimentellen Verläufen auf. Die in den Bildern 4 bis 7 dargestellten Vergleiche der theoretischen und experimentellen Linien bei den vier Re-Zahlen zeigen jedoch, daß die großen Abweichungen fast immer dort vorhanden sind, wo die theoretischen Linien gestrichelt sind, wo also die Theorie auf die Gefahr laminarer Blasen hinweist. Tatsächlich sind auch im Experiment überall dort die Blasen einwandfrei festzustellen, wo die Widerstände unerwartet groß sind.

Im einzelnen geben die Bilder jedoch noch mehr Aufschluß. Bild 4 zeigt, daß die errechneten Widerstandsbeiwerte bei $Re = 3 \cdot 10^6$ mit der Theorie sehr gut übereinstimmen, lediglich eine ganz kleine Laminardelle, innerhalb welcher die Theorie noch laminare Strömung auf Unter- und Oberseite gleichzeitig ergibt, wird vom Experiment nicht erkannt. Dies ist nicht überraschend, da die gemessenen Punkte mehr Ab-

stand haben als die errechneten, und da die laminaren Grenzschichten nahe am Umschlag sind, wobei die Messungen sehr empfindlich und oft auch streuend sind. Besonders zu beachten ist auch die Übereinstimmung außerhalb der Laminardelle, wo also entweder Ober- oder Unterseite vorwiegend turbulente Grenzschicht haben.

In Bild 5 ist der Vergleich bei $Re = 2,0 \cdot 10^6$ dargestellt. Auch hier ist die theoretische Delle im Experiment nicht aufgetreten; abgesehen von ihr ist die Übereinstimmung gut.

Bei der in Bild 6 zugrunde liegenden Re-Zahl von $Re = 1,5 \cdot 10^6$ ergibt die Theorie erstmals Blasen-Analogon, und zwar bei kleinen Anstellwinkeln auf der Profil-Oberseite. Sofort wird dort die Übereinstimmung wesentlich schlechter, während in den anderen Bereichen einschließlich der Laminardelle die theoretischen Ergebnisse wieder gut sind.

Bei der kleinsten vermessenen Re-Zahl von $Re = 10^6$ ist in der Theorie noch mehr Blasen-Analogon vorhanden, und zwar teilweise auch auf der Profil-Unterseite. Auch das Experiment (Bild 7) zeigt die Blasen und entsprechend hohen Widerstand. Wo keine Blasen sind, wird die theoretische Laminardelle gut wiedergegeben, ebenso der Bereich darüber.

Insgesamt liefert die Theorie also gute Ergebnisse, besonders auch hinsichtlich Blasen-Analogon. Wenn die Theorie für den praktischen Flugbereich dieses Analogon nicht zeigt, ist auch die Gefahr des wirklichen Auftretens von Blasen klein. Dabei ist natürlich zu berücksichtigen, daß im freien Flug mit fallendem Anstellwinkel die Re-Zahl zunimmt. Im vorliegenden Beispiel hat dies zur Folge, daß beim Freiflug wenig Blasen zu befürchten sind, da die kleinen Anstellwinkel, in denen bei kleinen Re-Zahlen Blasen vorhanden sind, nur bei höheren Geschwindigkeiten und damit höheren Re-Zahlen erreicht werden. Trotzdem ist das Profil von Bild 1 nicht mehr das beste errechnete. Es wurde hier deshalb zugrunde gelegt, weil es am eingehendsten vermessen ist.

5. Das Auftriebs-Verhalten

Obwohl im vorliegenden Bericht vornehmlich die theoretische Widerstandsrechnung geprüft werden sollte, ist doch auch noch ein kurzer Vergleich hinsichtlich Auftrieb wertvoll, denn für die Flugzeugleistungen ist die Abhängigkeit des Widerstandes vom Auftrieb entscheidend.

Die Potentialtheorie liefert für das Profil nur den Anstellwinkel des Nullauftriebes und den Anstieg des Auftriebsbeiwertes c_a . Dies ergibt im Diagramm von Bild 8 die eingezeichnete Gerade. Es ist bekannt, daß dieser potentialtheore-

* Institut für Aero- und Gasdynamik der T. H. Stuttgart, Prof. A. Weise.

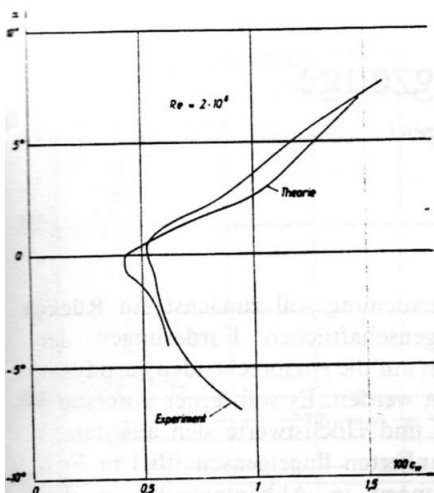


Abb. 5
Vergleich der theoretischen und experimentellen Verläufe $c_w(\alpha)$ bei $Re = 2 \cdot 10^6$.

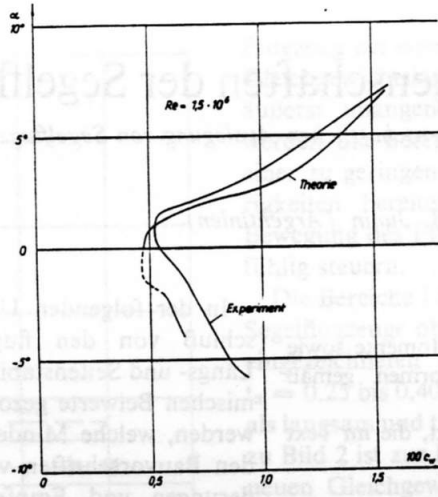


Abb. 6
Vergleich der theoretischen und experimentellen Verläufe $c_w(\alpha)$ bei $Re = 1,5 \cdot 10^6$.

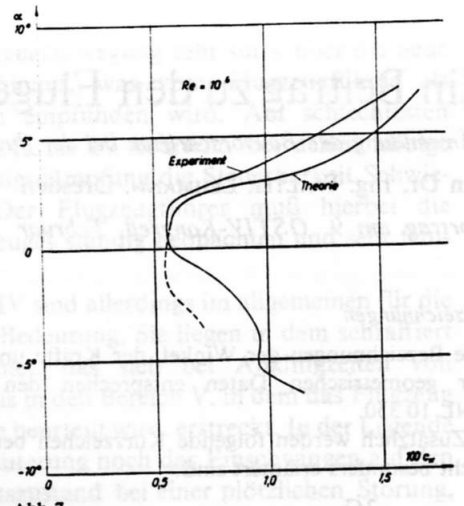


Abb. 7
Vergleich der theoretischen und experimentellen Verläufe $c_w(\alpha)$ bei $Re = 1,0 \cdot 10^6$.

tische Auftrieb infolge der Grenzschicht-Verdrängung und kleiner Strömungsablösungen nahe der Hinterkante nicht erreicht wird. Es ist schon verschiedentlich versucht worden, die Verdrängungswirkung der Grenzschicht auf den Auftrieb abzuschätzen, z. B. [8]. Dies wäre auch mit den vorliegenden Grenzschichtergebnissen leicht möglich. Ein größerer Einfluß dürfte jedoch in vielen Fällen von kleinen Grenzschicht-Ablösungen nahe der Hinterkante ausgehen. Die theoretische Erfassung derselben ist ein Aufgabengebiet für sich, dessen zuverlässige Lösung fast nur über die Totwassertheorie möglich erscheint. Der allgemeine Fall ist dort aber mathematisch noch nicht gelöst.

Da die Grenzschichttheorie wenigstens einen Anhaltspunkt über die Ablösungsstelle gibt, kann in Bild 8 noch der experimentelle Auftriebsverlust mit der Lage der Ablösungsstelle bei $Re = 2 \cdot 10^6$ verglichen werden. Dabei ist mit Δx_A der Abstand der auf der Oberseite auftretenden Ablösung von der Hinterkante (bezogen auf die Profiltiefe) bezeichnet. Die Skala für die Auftragung dieser Größe in Bild 8 ist der Einfachheit wegen an die c_a -Skala angeglichen. Es ist also zu beachten, daß bei der Ordinate $10 \Delta x_A = 0,5$ die Ablösung 0,05 Tiefen oder 5% der Tiefe vor der Hinterkante liegt. Die dargestellten Ablösungen sind also durchwegs klein. Trotzdem zeigt sich ein auffallender Zusammenhang zwischen Δx_A und dem Auftriebsverlust. Schon ab $\alpha = 0$, wo die Ablösung erst ganz langsam nach vorn zu wandern beginnt, setzt ein merklicher Auftriebsverlust ein. Bemerkenswerterweise ist im Anstellwinkelbereich dieses Auftriebsverlustes nach Bild 5 noch keine wesentliche Widerstandszunahme durch die Ablösungen entstanden. Dies deckt sich mit Ergebnissen der Totwassertheorie, nach welchen eine Strömungsablösung keinen Widerstandszuwachs bringt, solange die Strömungsgeschwindigkeit an der Ablösung nicht größer als die Anströmgeschwindigkeit ist [9]. Es ist also interessant, in Bild 8 auch noch das Verhältnis U der Strömungsgeschwindigkeit an der errechneten Ablösungsstelle zur Anströmgeschwindigkeit mit einzutragen. Tatsächlich liegt dieser Wert im fraglichen Bereich nicht wesentlich über 1, was die Anwendbarkeit des Totwasser-Ergebnisses bestätigt.

Leider kann man diese Erkenntnis nicht zu dem Schluß ausnützen, daß es möglich ist, kleine Ablösungen ohne Schaden in Kauf zu nehmen. Wohl dürfte in vielen Fällen kein Widerstandszuwachs auftreten; der Auftriebsverlust ist jedoch für das Polardiagramm, in welchem ja der Widerstand über dem Auftrieb aufgetragen wird, genau so schädlich. Die

Erkenntnis, daß der Hauptschaden kleiner Ablösungen am Auftrieb zu suchen ist, hat aber weitere Untersuchungen angeregt, die sicher noch wertvolle Ergebnisse liefern werden.

6. Zusammenfassung

Durch sorgfältige Vergleiche theoretischer und experimenteller Profilwiderstände wurde gezeigt, daß die theoretischen Widerstandsermittlungen zu Recht zunehmend Anwendung finden.

Literatur-Verzeichnis

- [1] H. Nägele und R. Eppler: «Kunststoffsegelflugzeug FS 24 Phönix», Schweizer Aero-Revue 33 (1958), S. 140–143.
- [2] «Akaflieg Braunschweig baute neues Segelflugzeug», Deutscher Aero-Club 1962, S. 1178–1181.
- [3] R. Eppler: «Praktische Berechnung laminarer und turbulenter Absaugegrenzschichten», Bölkow-Entwicklungen KG, Bericht FM 134, im Druck beim Ing.-Arch.
- [4] F. X. Wortmann: «Experimentelle Untersuchungen an neuen Laminarprofilen für Segelflugzeuge und Hubschrauber», Zeitschr. f. Flugwiss. 5 (1957), S. 228–253.
- [5] R. Eppler: «Direkte Berechnung von Tragflügelprofilen aus der Druckverteilung», Ing.-Arch. 25 (1957), S. 32–57.
- [6] E. Martensen: «Berechnung der Druckverteilung an Gitterprofilen in ebener Potentialströmung mit einer Fredholmschen Integralgleichung», Arch. Rat. Mech. Anal. 3 (1959), S. 235–270.
- [7] A. Raspel und D. Györgyfalvy: «Der Phönix – eine Lösung für optimalen Überland-Segelflug», Zeitschr. f. Flugwiss. 8 (1960), S. 260–266.
- [8] K. Kraemer: «Grenzschichtrechnungen an 12 Profilen», AVA-Bericht 55B15, Göttingen 1955.
- [9] R. Eppler: «Beiträge zu Theorie und Anwendung der un stetigen Strömungen», J. Rat. Mech. Anal. 3 (1954), S. 591–644.

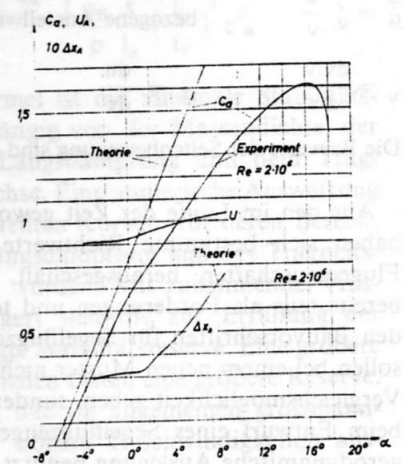


Abb. 8
Theoretischer und experimenteller Verlauf des Auftriebsbeiwertes c_a über α , Lage der Ablösungsstelle auf der Oberseite und Geschwindigkeit an dieser Stelle.