

GO-R 18376

AERODYNAMISCHE VERSUCHSANSTALT

62 A 53

Flugversuche am Baumuster Do 27 mit Grenzschichtabsaugung zur Steigerung des Höchstauftriebs

Von

F.Schwarz† u. W.Wuest

GÖTTINGEN

AERODYNAMISCHE VERSUCHSANSTALT
GÖTTINGEN E. V.

DLR Bibliothek Göttingen



GO 00037328

**AERODYNAMISCHE VERSUCHSANSTALT
GOETTINGEN**

Bericht 62 A 53

W. Wuest

**Flugversuche am Baumuster Do 27 mit Grenz-
schichtabsaugung zur Steigerung des Höchst-
auftriebs**

**Die Versuche wurden im Rahmen der Grundfinanzie-
rung durchgeführt. Das Flugzeug Do 27 wurde der
AVA vom Bundesverteidigungs-Ministerium zur Ver-
fügung gestellt. Die gute Zusammenarbeit mit der
Firma Dornier bei der Durchführung der Flugversuche
wird besonders anerkannt.**

FLUGVERSUCHE AM BAUMUSTER DO 27
MIT GRENZSCHICHTABSAUGUNG ZUR
STEIGERUNG DES HÖCHSTAUFTRIEBS.

Übersicht:

Durch Flugversuche mit einem Flugzeug vom Baumuster Do 27 wird gezeigt, daß durch Absaugung der Grenzschicht im Bereich der Flügel-nase etwa die gleichen Höchstauftriebswerte wie mit Nasenspalt erreicht werden können, wobei jedoch der Gesamtwiderstand im Reise-flug etwa 15 % niedriger liegt.

Der Bericht umfaßt:

42 Seiten einschließl.
19 Bilder

Dieser Bericht ist nach Unterlagen von F. Schwarz + durch W. Wuest zusammengestellt worden.

AERODYNAMISCHE VERSUCHSANSTALT GÖTTINGEN

Der Direktor

H. Schlichting

(Prof. Dr. H. Schlichting)

Die Sachbearbeiter

W. Wuest

(Dipl. Phys. F. Schwarz + und
Dr. W. Wuest)

Gliederung

1. Einführung
2. Bezeichnungen
3. Profilmessungen im Windkanal
4. Flugmeßverfahren
5. Versuchsanordnung
 - 5.1 Versuchsflugzeug Do 27 mit Absaugenase
 - 5.2 Absaugeeinrichtung
 - 5.21 Gebläse
 - 5.22 Leitungsführung
 - 5.23 Mengemessung
 - 5.3 Polarenmeßeinrichtungen
 - 5.31 Staudruckmesser
 - 5.32 Längsneigungsmesser
 - 5.33 Windfahnen-Anstellwinkelmesser
 - 5.34 Barograph
 - 5.35 Nullschub-Anzeigegerät
6. Meßergebnisse
 - 6.1 Allgemeines
 - 6.2 Flugeigenschaften
 - 6.3 Polaren
 - 6.4 Leistungsaufwand für die Absaugung
7. Zusammenfassung
8. Schrifttum

1. Einführung

Bei schnellfliegenden, mit Strahltriebwerken ausgerüsteten Flugzeugen stehen große Mengen komprimierter Luft zur Verfügung, die sich für Zwecke des Kurzstarts und der Kurzlandung unter verhältnismäßig geringem Aufwand ausnutzen lassen. Die Steigerung des Höchstauftriebs durch Grenzschichtausblasen und durch Strahlklappen stehen hier im Vordergrund des Interesses. Bei mit Kolbenmotoren ausgerüsteten Flugzeugen versucht man die Langsamflugeigenschaften durch Anordnung von Spalt-, Doppelspalt- oder Nasenklappen zu verbessern. Diese Hilfsmittel liefern nur einen begrenzten Auftriebsgewinn und führen meist im Reiseflug zu einer wesentlichen Widerstandsvermehrung. Eine wirksame und aussichtsreiche Methode der Auftriebssteigerung ist durch die Grenzschichtabsaugung [1] gegeben, die nur einen relativ geringen Leistungsaufwand erfordert und es bei günstiger Auslegung sogar ermöglicht, den Widerstand im Reiseflug herabzusetzen [2]. Die grundsätzliche Brauchbarkeit des Verfahrens ist durch eine Reihe von Windkanal- und Flugversuchen gezeigt worden, über die W. Wuest [3] zusammenfassend berichtet hat. Erwähnenswert sind vor allem die Flugversuche von A. Raspet, I.J. Cornish und G.D. Bryant [4] sowie die von F. Schwarz mit dem Flugzeugmuster RW 3a durchgeführten Messungen [5], [6], [7], [8]. Bei den zuletzt genannten Flugversuchen wurde auf der Profilsaugseite in einem Bereich zwischen 4,1 % und 21,5 % der Flügeltiefe bis auf ein schmales Gebiet der Flügelwurzel und des Außenflügels längs der gesamten Spannweite abgesaugt. Sämtliche Flugmessungen waren mit stehender Schraube und ohne Klappenausschlag durchgeführt worden, wobei der maximale Auftriebsbeiwert durch ein $c_Q = 2,2 \cdot 10^{-3}$ von $c_A = 1,11$ auf $c_A = 1,97$ erhöht werden konnte. Diese Erfolge haben dazu ermutigt, die Versuche an einem größeren Flugzeugbaumuster, einer Do 27, fortzusetzen, wo weniger räumliche und gewichtsmäßige Beschränkungen für den Einbau der Absaugeinrichtung und der Meßeinrichtungen gegeben waren^{*)}. Der Originalflügel des Flugzeugbaumusters Do 27 ist mit einem Nasenspalt ausgeführt, wodurch hohe c_A -Werte bis zu $c_A = 2,65$ (bei einem Landeklappenausschlag von 45° und ohne die zusätzliche Wirkung

^{*)} Das Flugzeug Dornier Do 27 wurde der AVA für diese Untersuchungen vom Bundesverteidigungsministerium zur Verfügung gestellt.

des Schraubenstrahls) erreicht werden können. Andererseits bedingt aber der Nasenspalt einen verhältnismäßig hohen Widerstand im Reiseflug. Für die Flugversuche wurde ein Sonderflügel ohne Nasenspalt hergestellt, dessen Profileigenschaften mit Absaugung vorher in Windkanalversuchen untersucht worden sind [6]. Auf Grund der Windkanalversuche wurde erwartet, daß mit Absaugung gleiche Höchstauftriebswerte wie mit Nasenspalt bei gleichzeitiger Verringerung des Widerstandes im Reiseflug erreicht werden könnten. Durch das Ergebnis der Flugversuche ist diese Erwartung im wesentlichen bestätigt worden. Im Gegensatz zu den früheren Flugversuchen mit dem Flugzeugbaumuster RW 3a wurden jetzt auch Absaugeversuche mit ausgeschlagener Klappe durchgeführt. Durch einen tragischen Unfall, der am 5.10.1962 zum tödlichen Absturz der Piloten Dipl.phys. F. Schwarz (AVA) und Dipl.Ing. B.Koffmane (Dornierwerke) führte, sind die Versuche in dem Augenblick abgebrochen worden, als die zunächst vorgesehenen Messungen im wesentlichen abgeschlossen waren. Der vorliegende Bericht ist auf Grund der Aufzeichnungen und Meßergebnisse von F. Schwarz zusammengestellt worden, wobei die Unterstützung durch seine früheren Mitarbeiter D.Kaufmann, Dr.Volkmar Müller (jetzt Techn.Hochschule Hannover) und cand.phys.H.Hoenen sowie Frä.H.Gehle und Frä.I.Schobert besonders anerkannt wird.

2. Bezeichnungen

Geometrische Größen

- F Flügelgrundrißfläche [m²]
F₁ gelochte Fläche der Flügelnase [m²]
b Flügelspannweite [m]
d Durchmesser der Bohrlöcher [mm]
l Flügeltiefe [m]
α Anstellwinkel des Tragflügels
γ Gleitwinkel
δ Längsneigungswinkel
η_K Winkel des Klappenausschlages
Λ = b²/F Seitenverhältnis

Aerodynamische Größen

- G Gewicht des Flugzeugs [kp]
T Temperatur [°K]
 T_m mittlere Temperatur [°K]
 c_A Auftriebsbeiwert
 c_W Widerstandsbeiwert
 $c_Q = \frac{Q}{V_\infty F}$ Mengenbeiwert der Absaugung
 p_{∞} ungestörter atmosphärischer Druck [kp/m²]
 Δp Förderhöhe des Absaugegebläses [kp/m²]
 $q_\infty = \frac{\rho}{2} V_\infty^2$ Staudruck [kp/m²]
 V_∞ ungestörte Anströmgeschwindigkeit [m/s]
 V_s Sinkgeschwindigkeit [m/s]

Sonstige Größen

- L Leistung des Absaugegebläses [PS]
 η Wirkungsgrad des Absaugegebläses
n Drehzahl des Absaugegebläses [min⁻¹]
 Δh Flughöhendifferenz [m]
 $\Delta \tau$ Zeitdifferenz [s]

3. Profilmessungen im Windkanal

Die im Grenzschichtkanal der Aerodynamischen Versuchsanstalt durchgeführten Messungen an einem Flügelprofil GÖ 818 mit Nasenabsaugung und vergleichsweise zu einem Profil GÖ 819 mit Nasenspalt (Bild 1) sind in einem Bericht von W. Wuest [9] beschrieben worden. Im folgenden sollen nur einige Ergebnisse herausgegriffen werden, die für einen Vergleich mit den Flugmessungen von besonderem Interesse sind. In Bild 2 sind die aerodynamischen Beiwerte des ungelochten und gelochten Profils GÖ 818 mit denen des Profils GÖ 819 verglichen, und zwar für die Klappenausschläge 0 und 60°. Während beim ungelochten Profil erwartungsgemäß nur niedrige Auftriebsbeiwerte erreicht werden, bringt die Absaugung bereits mit $c_q \approx 0,0022$ eine erhebliche Steigerung des Höchstauftriebs. Bei nicht ausgeschlagener Landeklappen werden die Werte des Nasenspaltflügels nicht ganz erreicht, bei $\eta_K = 60^\circ$ werden sie übertroffen. Auffallend ist der auch im Flugversuch beobachtete plötzliche Abfall des Auftriebs bei Überschreiten des Maximalauftriebs mit ausgeschlagener Klappe. Bild 3 zeigt die wesentliche Überlegenheit des Absaugeflügels gegenüber dem Nasenspaltflügel im Reiseflugbereich, wobei es bemerkenswert ist, daß bei Einschaltung der Absaugung der Widerstand noch weiter verringert wird. Dabei ist die Absaugeleistung nicht im Widerstandsbeiwert enthalten.

4. Flugmeßverfahren [6]

Im unbeschleunigten Flug hängt die Strömungsrichtung an einem bestimmten Ort des Flugzeuges nur vom Anstellwinkel α ab. Dieser läßt sich demnach durch eine Strömungsrichtungsmessung bestimmen. Ist auch der Längsneigungswinkel ϑ bekannt (Bild 4), so läßt sich der Gleitwinkel γ berechnen:

$$\gamma = \alpha - \vartheta \quad (1)$$

und Auftriebs- und Widerstandsbeiwert sind offenbar gegeben durch

$$c_A = \frac{G \cdot \cos \gamma}{q_\infty F} \quad (2)$$

$$c_w = \frac{G \sin \gamma}{q_\infty F} \quad (3)$$

Dabei bedeuten G das Gewicht des Flugzeugs, F die Flügelgrundrißfläche und q_∞ den ungestörten Flugstaudruck. Diese Beziehungen gelten nur für den unbeschleunigten Flug. Tatsächlich wird das Flugzeug, das im Meßflug seine Höhe ändert, bei Flügen mit konstanter Geschwindigkeit normal zur Strömungsrichtung und bei Flügen mit konstantem Staudruck in Strömungsrichtung beschleunigt. Die Korrekturen sind meist sehr klein und können daher vernachlässigt werden. Nun gilt aber nach Bild 4 auch

$$\sin \gamma = \frac{V_s}{V_\infty} \quad (4)$$

wobei V_s die Sinkgeschwindigkeit und $V_\infty = \sqrt{\frac{2}{\rho} q_\infty} = \sqrt{\frac{2RT \cdot q_\infty}{p}}$ die resultierende Fluggeschwindigkeit ist.

Die Sinkgeschwindigkeit läßt sich aus dem Druckzeitdiagramm eines mitgeführten Höhenschreibers errechnen, wobei auch die Temperatur mit eingeht entsprechend der Formel

$$V_s = \frac{\Delta h}{\Delta \tau} = \frac{h_2 - h_1}{\Delta \tau} = \frac{1}{\Delta \tau} (18,4 + 0,067 (T_m - 273,2)) \cdot 10^3 \frac{p_1}{p_2} \left[\frac{m}{s} \right] \quad (5)$$

Dabei ist $\Delta \tau$ die Zeitdifferenz in Sekunden zwischen zwei Druckablesungen und T_m die mittlere Temperatur.

Es sind also zwei Flugmeßverfahren möglich, die wir als "Windfahnenmethode" und "Sinkflugverfahren" bezeichnen wollen. Bei der Windfahnenmethode müssen während des Fluges die drei Größen α , ϑ , q_∞ gemessen werden, beim Sinkflugverfahren dagegen die fünf Größen ϑ , q_∞ , die Zeit τ , der statische Druck p_∞ und die Temperatur T . Beim Sinkflugverfahren braucht man für jeden Meßpunkt eine ausreichende Höhendifferenz, um die Sinkgeschwindigkeit zu bestimmen. Dadurch ergeben sich etwa fünfmal so lange Meßzeiten wie nach dem Windfahnenverfahren. Auch ist die Auswertung der Meßergebnisse im letzten Fall einfacher. Ein Nachteil der Windfahnenmethode ist die schwierige Eichung, die auch vom Landeklappenanschlag beeinflusst werden kann.

Datum:
Bearbeitet:

Abteilung:

Gesehen:

Bericht: 62 A 53

5. Versuchsanordnung

5.1 Versuchsflugzeug

Die wichtigsten technischen Daten des Versuchsflugzeugs sind in Bild 5 und Tabelle 1 zusammengefaßt. Der in Ganzmetallbauweise ausgeführte Tragflügel besitzt Doppelspaltklappen am Flügelende und hat einen rechteckigen Grundriß. Beim Versuchsflugzeug wurde die mit Nasenspalt versehene Flügel Nase des Originalflugzeugs entfernt und durch eine eigens für Grenzschichtabsaugung gebaute abschraubbare Nase ersetzt. Dabei dient der Innenraum der Flügel Nase als Absaugeschacht. Zur Drucksteuerung sind im Inneren der Flügel Nase in Spannweitenrichtung in jeder Flügelhälfte vier von außen herausnehmbare Schieber angeordnet. Ferner kann der Innenraum der Flügel Nase durch eine Trennwand in zwei Teile abgeteilt werden. Bei allen bisher durchgeführten Flugversuchen sind jedoch Schieber und Trennwand entfernt worden.

Bild 6 zeigt das Nasenprofil, wie es bei der Grenzschichtabsaugung verwandt wurde im Vergleich zur Normalausführung mit Nasenspalt (gestrichelt). In dieses Bild ist auch die Anordnung der Bohrlöcher eingetragen worden. Die Löcher hatten einen Durchmesser von 0,5 mm und einen Abstand in Spannweitenrichtung von 2,5 mm. Die Lochabstände in Tiefenrichtung sind aus Bild 6 zu entnehmen. Die Gesamtzahl der Löcher betrug 151 000. Das Verhältnis der gelochten Fläche zur Flügelgrundrißfläche betrug demnach 0,00153 (vgl. Tabelle 1). Zum Bohren der Löcher wurde ein bereits früher für Zwecke der Grenzschichtabsaugung gebautes Schnellbohrgerät benutzt, das es gestattet, in etwa 1 mm dickes Duralblech 1-2 Löcher je Sekunde bei selbstständigem Verschub zu bohren. Die Standzeit der Bohrer betrug etwa 2 - 5000 Löcher¹⁾. Da der Absaugeflügel von der zugelassenen Normalausführung abweicht, wurden mit einem 1,6 m langen Versuchsnasenstück Bruchversuche durchgeführt. Hierbei war der Holm durch einen aus dickwandigem Stahlblech zusammengeschweißten Kasten ersetzt worden. Die ersten schwachen Deformationen des Rippenprofils traten bei einer Belastung ein, die 80 %

¹⁾ Das Lochen der Flügel ist von Herrn A. Sperber durchgeführt worden und nahm etwa 2 Wochen in Anspruch.

über der sicheren Last lag. Darüber hinaus haben Windkanalversuche mit dem Versuchsnasenstück gezeigt, daß bei einem Staudruck von 100 kp/m^2 keinerlei Deformation der Profilkontur erkennbar ist, die eine Änderung der aerodynamischen Eigenschaften bewirken könnte.

5.2 Absaugereinrichtung

5.21 Gebläse

Das für die Absaugung verwendete Radialgebläse (Bild 7) wurde in der Aerodynamischen Versuchsanstalt entwickelt und gebaut. Um an Gewicht zu sparen, ist das Spiralgehäuse aus Kunststoff hergestellt. Das Laufrad mußte aus Festigkeitsgründen aus Stahl gebaut werden. Die Betriebsdaten des Absaugegebläses sind in Tabelle 1 angegeben. Der hohe Stufenwirkungsgrad $\eta = 80\%$ und der damit verbundene Aufwand bei Auslegung und Bau des Gebläses waren im Interesse einer kleinen Antriebsleistung notwendig. Die Drehzahl $n = 7000 \text{ U/min}$ ergab sich aus einem Kompromiß zwischen Festigkeit und maximal zulässiger Abmessung des Laufrades. Nach dem Bau eines verstärkten Laufrades war beabsichtigt, die Drehzahl durch Wahl einer kleineren Riemenscheibe zu erhöhen. Doch sind keine Flugversuche mit der höheren Drehzahl mehr ausgeführt worden. Das Kennlinienfeld des Gebläses ist in Bild 8 für Drehzahlen zwischen 4000 und 7000 Umdrehungen/Minute aufgetragen. Das Kennlinienfeld des Gebläses wurde im Standversuch aufgenommen (Bild 9 und 10), wobei zur Mengennessung ein Rohr von 0,224 m Durchmesser und 26,7 m Länge mit eingebauter Meßblende verwendet wurde. Motor und Gebläse waren gemeinsam auf einem Spannrahmen montiert, der mit vier Schwingmetallagern auf einem Tragrahmen befestigt war. Der Tragrahmen war anstelle der hinteren Sitzbank an den beiden Rumpfuntergurten festgeschraubt. Um die Besatzung bei Bruchlandungen zu sichern, wurde das Gebläse zusätzlich durch zwei Stahlseile bei Beschleunigungen bis $9 g$ festgehalten (Bild 11).

5.22 Leitungsführung

Das Gebläse war ursprünglich durch die in Bild 7 und 11 dargestellten Leitungen mit den beiden Flügeln verbunden. Bild 12 zeigt die

ursprüngliche Leitungsführung nochmals an Hand einer Fotomontage, da leider keine Fotos der Gesamtanordnung gemacht worden sind. Durch den in Bild 12 sichtbaren Schieber konnte das Leitungssystem abgesperrt werden. Die Leitungen verzweigen sich oben in einem rechteckigen Blechkasten und münden nach mehreren 90° -Umlenkungen auf der Unterseite der beiden Flügelhälften. Diese mehrfachen Umlenkungen verursachten hohe Durchflußwiderstände, so daß nur ein Mengenbeiwert der Absaugung von $c_Q = 1,5 \cdot 10^{-3}$ erreicht werden konnte. Von den 34 PS des als Gebläseantrieb dienenden VW-Motors waren nur etwa 8 PS nutzbare Absaugleistung, der Rest wurde zur Überwindung der Leitungswiderstände verbraucht. Im Eintrittsstutzen des Gebläses (vgl. Bild 12) befand sich eine statische Bohrung, mit deren Hilfe der Durchflußwiderstand des Leitungssystems bestimmt werden konnte. Zur Erhöhung der Absaugemenge wurde bei den späteren Versuchen die Leitungsführung verbessert, indem biegsame Schläuche von 160 mm Innendurchmesser benutzt wurden. Unmittelbar vor dem Gebläseeintritt wurde noch ein Strömungsgleichrichter geschaltet, der allerdings keine wesentliche Verbesserung brachte. Immerhin konnte mit der neuen Leitungsführung ein $c_Q = 2,04 \cdot 10^{-3}$ erreicht werden.

5.23 Mengenmessung

Zur Messung der Absaugemenge wurde in der Steigleitung (vgl. Bild 12) eine Blende eingebaut, deren Differenzdruck auf beide Seiten einer Membrandose gegeben wurde. Die Membran bestand aus 0,055 mm starkem Kupfer-Berylliumblech von 70 mm wirksamen Durchmesser, auf das vier Dehnungsmeßstreifen aufgeklebt wurden, die als Wheatstonische Brücke geschaltet waren. In entsprechender Weise wurde auch der Fahrtstaudruck auf eine Differenzdruckdose geschaltet. Entsprechend dem Prinzipschema Bild 11 waren beide Brücken so gegeneinander geschaltet, daß bei einem einstellbaren Verhältnis von Blendendruck und Flugstaudruck die resultierende Spannung Null war. Abweichungen von diesem Verhältnis waren an einem Nullinstrument erkennbar. Die Drehzahl des Absaugegebläses konnte so lange nachgeregelt werden, bis das Instrument wieder Null anzeigte. Auf diese Weise konnte c_Q auch bei veränderlichen Fluggeschwindigkeiten konstant gehalten werden. Zur Speisung der

Dehnungsmeßstreifenbrücken wurde eine stabilisierte Wechselspannung von 120 Hz und 4 V benutzt. Bei dieser niedrigen Frequenz war noch kein Phasenabgleich erforderlich. Zum Erkennen des Vorzeichens muß die Ausgangsspannung phasenabhängig gleichgerichtet werden. Einzelheiten der Meßgeräte, der elektronischen Schaltung und der Eichung sind aus dem Bericht [10] zu entnehmen.

5.3 Polarenmeßeinrichtungen

Zur Messung der Polaren nach der Windfahnenmethode sind Staudruckmesser, Längsneigungsmesser und Windfahnen-Anstellwinkelmesser erforderlich. Die Anzeige aller drei Meßgeber wurde auf einen französischen SFIM-Schreiber [11] übertragen. Der Schreiber war im Flugzeug auf einem speziell hierfür entwickelten Schwingungsisoliertisch befestigt, dessen Bauweise und Eigenschaften im Bericht [10] im einzelnen beschrieben werden. Da es nicht möglich war, die Luftschraube auf Segelflugstellung zu bringen, wurde der Luftschraubenschub näherungsweise aus der Gesamtdruckdifferenz vor und nach der Schraubenkreisfläche bestimmt. Bild 14 zeigt den Ort der verschiedenen Meßgeräte am Flugzeug. Die Einzelheiten der verschiedenen Meßeinrichtungen, ihre elektrische Schaltung und Eichung sind im Bericht [10] dargestellt, so daß hier nur die wesentlichen Merkmale zusammengefaßt werden sollen.

5.31 Staudruckmesser

Als Meßgeber für den Staudruck wurde das vom Herstellerwerk bereits in der Do 27 eingebaute Staurrohr benutzt, dessen Differenzdruck zusätzlich auf ein mechanisches Spiegelmeßwerk des SFIM-Schreibers übertragen wurde. Dieses Meßwerk ist statisch durch einen Vergleich mit einem Betzmanometer geeicht worden. Zusätzlich mußte auch das Staurrohr - genauer der statische Druck des Staurrohrs - durch Meßflüge mit einer geflügelten Schleppsonde geeicht werden, die in etwa 40 m Entfernung unter dem Flügel nachgeschleppt wurde und daher außerhalb des Strömungsbereiches des Flügels lag.

5.32 Längsneigungsmesser

Zur Messung des Längsneigungswinkels wurde ein im SFIM-Schreiber eingebautes Pendelmeßwerk benutzt. Das neigungsempfindliche Pendel ist mit sechs Spiegeln bestückt, die nacheinander die ganze Schreibbreite überstreichen. Die Eigenfrequenz des Pendels ist mit 4 Hz sehr tief gewählt, so daß die hochfrequenten Triebwerks-schwingungen die Anzeige nicht stören können. Vor und nach jedem Flug wurde zusätzlich der Winkel zwischen der Schreiberbasis und der Flügelsehne bestimmt.

5.33 Windfahnen-Anstellwinkelmesser

Bei den ersten Messungen mit dem Flugzeug RW 3 hat F. Schwarz [6] zur Messung des Anstellwinkels ein Conradsches Richtungsrohr benutzt. Da jedoch die Anzeige nicht unabhängig vom Staudruck ist, wird die Auswertung umständlich. F. Schwarz entwickelte daher später einen Windfahnen-Anstellwinkelmesser. Die Windfahne stellt sich dabei selbsttätig in die Anströmrichtung ein und ihre Stellung kann durch ein Drehpotentiometer leicht in ein elektrisches Signal umgewandelt werden. Diese Einrichtung wurde zunächst auch für die Versuche mit der Do 27 übernommen. Da diese Windfahne jedoch in sehr kurzem Abstand vom Flügel befestigt war, ist eine Beeinflussung durch verschiedene Stellungen der Landeklappe zu erwarten. Aus diesem Grunde wurde eine neue Windfahne (Bild 15) gebaut, bei der die richtungsempfindliche Fahne an einem 1,03 m langen Rohr auf der Flügelunterseite in der Nähe des Randbogens befestigt war. Die Drehbewegung der Fahne wurde durch eine im Befestigungsrohr bewegliche Schubstange auf das am Flugzeug befestigte Potentiometer übertragen. Die Windfahne wurde im Horizontalflug mit dem Längsneigungsmesser geeicht, da in diesem Fall der Anstellwinkel gleich dem Längsneigungswinkel ist. Vergleichsmessungen nach dem Sinkflugverfahren hatten gezeigt, daß die Richkurve nicht von der Klappenstellung beeinflusst wurde.

5.34 Barograph

Um für Kontrollmessungen die Möglichkeit zu haben, den Gleitwinkel nach dem Sinkflugverfahren zu bestimmen, war im SPIM-Schreiber ein Absolutdruckmesser eingebaut, der mit sechs Feinspiegeln (0,3 mm/mb) und einem Grobspiegel (0,05 mm/mb) bei einem vollen Meßbereich von 100 bis 1050 mb ausgerüstet war.

5.35 Nullschubanzeigergerät

Die Do 27 besitzt eine auf konstante Drehzahl hydraulisch gesteuerte Verstellluftschraube. Es war daher nicht möglich, die Luftschraube auf Segelflugstellung zu bringen oder den Nullschub mit Hilfe des Zusammenhangs zwischen Nullfortschrittsgrad und Steigung der Luftschraube einzustellen. Da auch eine Schubmeßnabe nicht vorhanden war, wurde der Nullschub einfach aus der Bedingung ermittelt, daß sich der Gesamtdruck beim Durchgang durch die Schraubenkreisfläche in diesem Fall nicht ändern darf.

Es war also ein Gesamtdruckrohr an der linken Seite der Rumpfnase hinter der Schraubenkreisfläche angebracht, sowie ein zweites Rohr, das den ungestörten Gesamtdruck anzeigte. Es ist nicht erforderlich, dieses Rohr vor der Schraubenkreisfläche anzubringen, sondern man kann jede andere nicht vom Schraubenstrahl beeinflusste Stelle, z.B. im Außenflügel (vgl. Bild 14), wählen. Die Gesamtdruckdifferenz wurde auf ein kleines U-Rohr mit eng nebeneinander liegenden Schenkeln geführt, dessen Menisken auf eine am Armaturenbrett befindliche Mattscheibe projiziert wurden. Es wurde hierfür die Optik eines Betzmanometers benutzt. Die Meßgenauigkeit betrug etwa 0,2 bis 0,3 mmWS. Mit dieser Genauigkeit ließ sich auch der Nullschub mit dem Gashebel einstellen.

6. Meßergebnisse

6.1 Allgemeines

Die Meßflüge wurden am 19.3.1962 in Kassel mit dem Originalflügel (mit Nasenspalt) begonnen. Bei diesen Flügen, die in Oberpfaffenhofen (Oberbayern) fortgesetzt wurden und insgesamt 30 Flugstunden

Datum:
Bearbeitet:

Abteilung:

Gesehen:

Bericht:

62 A 53

beanspruchten, wurden auch das Staurohr und die Windfahne unter verschiedenen Bedingungen geeicht. Ab 28.5.1962 wurden Meßflüge mit geänderter Flügel Nase und eingebauter Absauganlage durchgeführt. Da erkannt wurde, daß die ursprüngliche Leitungsführung zu hohem Widerstand hatte, wurde Anfang August eine durch den Ausfall des Gebläses erzwungene Pause dazu benutzt, eine neue Leitungsanlage zu bauen, und am 20.8.1962 wurde der erste Flug mit der dadurch ermöglichten stärkeren Absaugung durchgeführt.

In der Folgezeit wurde dann das vorgesehene Meßprogramm abgewickelt. Kurz vor der Rückführung der Maschine nach Kassel stürzte die Maschine am 5.10.1962 aus noch ungeklärter Ursache ab.

6.2 Flugeigenschaften

Vor den eigentlichen Meßflügen wurde das Versuchsflugzeug Do 27 mit ungebohrtem Absaugeflügel in etwa sechs Testflügen in Höhen von 2000 - 3500 m Höhe eingeflogen. Dabei wurde besonders das Langsamflugverhalten mit und ohne Klappenausschlag geprüft. Beim dritten und bei weiteren Flügen wurde jeweils wiederholt das Abkipverhalten geprüft. Nach D. Kaufmann, der bei diesen Testflügen mitgeflogen ist, war die Maschine nur durch plötzlichen starken Ruderausschlag zum Abkippen zu bringen. Es wurden dabei die in Tabelle 2 und 3 zusammengestellten Werte erfliegen. Nach diesen Testflügen wurden die Meßflüge mit dem ungebohrten Flügel und ohne eingebautes Gebläse durchgeführt. Nach Einbau des Gebläses wurden zunächst die Testflüge durchgeführt, die lediglich der Erprobung des Flugverhaltens bei den neuen Gewichten und dem geringfügig verschobenen Schwerpunkt dienten und keine Besonderheiten zeigten.

Nach Bohren der Löcher und Anschluß der Luftschächte an das Gebläse wurden etwa 15 Testflüge mit Absaugung ($c_Q = 1,5 \cdot 10^{-3}$) durchgeführt. Bei diesen Flügen wurde festgestellt, daß der offene Schieber bei stillstehender Absaugung keinen Einfluß auf das Flugverhalten hatte. Trotzdem wurde der Schieber auch später bei Start und Landung verschlossen gehalten. Bei diesen Erprobungsflügen wurde wieder vor allem das Langsamflugverhalten geprüft. In Tabelle 4 sind die dabei erfliegenen Abkippsgeschwindigkeiten

Datum:
Bearbeitet:

Abteilung:

Gesehen:

Bericht: 62 A 53

zusammengestellt. Es wurde beobachtet, daß die Maschine bei plötzlicher Unterbrechung der Absaugung auf den Kopf ging und nach einem Höhenverlust von 50 - 60 m wieder eine normale Fluglage erreichte.

Bei den Abkippsversuchen mit Absaugung reagierte die Maschine nur auf sehr harten Steuerausschlag und ging dann nach links weg, wobei sie schon nach 20 m Höhenverlust wieder im normalen Geradeausflug war. Eine Verschmutzung der Absaugelöcher ist nie beobachtet worden. Nur einmal ist bei schwachem Regen geflogen worden, ohne daß ein Einfluß auf das Fliegen oder das Gebläse festgestellt werden konnte.

Nach Einbau der verbesserten Leitungsführung mit erhöhter Absaugemenge ($c_Q = 2,04 \cdot 10^{-3}$) ließ sich das Flugzeug bedeutend mehr überziehen (Knüppel am Anschlag). Jedoch liegen keine schriftlichen Aufzeichnungen über dabei erflogene Abkippsgeschwindigkeiten vor. Tabelle 5 ist nach mündlichen Angaben und an Hand der später erflogenen Polaren zusammengestellt. Es ist besonders bemerkenswert, daß bei extrem großen Anstellwinkeln und abgerissener Strömung am Rumpf das Flugzeug mit Absaugung noch voll steuerfähig blieb.

6.3 Polaren

Die durch Auswertung der Flugmessungen gewonnenen Polaren der Do 27 mit Absaugeflügel sind in Bild 16 und 17 aufgetragen. Bild 16 enthält die Polaren ohne Absaugung für die Klappenausschläge 0° , 15° und 45° . In Bild 17 sind die Polaren für 0° und 45° bei Absaugemengen $c_Q = 0$, $1,5 \cdot 10^{-3}$ und $2,04 \cdot 10^{-3}$ aufgetragen. Zum Vergleich ist für $\eta_K = 0$ auch eine Flugmessung mit Nasenspaltflügel aufgetragen. Die Auftragung läßt erkennen, daß die Erhöhung der Absaugemenge von $c_Q = 1,5 \cdot 10^{-3}$ auf $c_Q = 2,04 \cdot 10^{-3}$ einen wesentlichen Gewinn im Maximalauftrieb gebracht hat, der mit $c_A = 1,85$ nicht viel unter dem mit Nasenspalt erflogenen $c_A = 1,95$ liegt. Für 45° Klappenausschlag liegen zwar keine eigenen Vergleichsmessungen mit Nasenspaltflügel vor. Jedoch liegen die mit Absaugung erflogenen Höchstwerte etwa in der gleichen Größe wie aus Angaben der Firma Dornier für den Nasenspaltflügel zu entnehmen ist. Der Widerstand im Reiseflugbereich ist etwa 15 %

geringer als mit Nasenspaltflügel. Die relative Abnahme würde wesentlich ausgeprägter sein, wenn der Widerstand von Rumpf und Fahrwerk einen geringeren Anteil hätten.

In Bild 18 sind die Auftriebsbeiwerte für die verschiedenen gemessenen Fälle in Abhängigkeit vom Anstellwinkel aufgetragen. Diese Werte sind in Bild 19 mit entsprechenden Windkanalmessungen verglichen. Die Anstellwinkel der Windkanalmessungen wurden dabei auf das Seitenverhältnis $\Lambda = 7,43$ der Do 27 entsprechend der Formel

$$\alpha^{\circ} = \alpha_0^{\circ} + \frac{c_A}{\pi \Lambda} \cdot 57,3 \quad (6)$$

umgerechnet. Diese Formel ist bei Landeklappenausschlag nicht mehr anwendbar, da die Klappen im Mittelstück unterbrochen sind. Es müßte in diesem Fall zu einem Vergleich die Auftriebsverteilung berechnet werden. Der für $\eta_K = 0$ durchgeführte Vergleich zeigt innerhalb eines gewissen Streubereiches befriedigende Übereinstimmung. Im Flugversuch wurden mit Absaugung etwas höhere Höchstauftriebswerte gefunden, was auf Grund der größeren Reynoldszahl zu erwarten war. Merkwürdig ist allerdings, daß mit Vorflügel im Windkanal etwas höhere Auftriebsbeiwerte erreicht wurden als im Flugversuch.

Mit Landeklappenausschlag wurden im Windkanalversuch höhere c_A -Werte erreicht als im Flugversuch. Dies liegt daran, daß Landeklappen und Absaugung sich nicht über den ganzen Flügel erstrecken, sondern in der Mitte unterbrochen sind. Daher liegt der Höchstauftriebsbeiwert $c_{A \max} \approx 2,5$ des Flugzeugs niedriger als der örtliche Höchstwert $c_{a \max} \approx 3$ des Profils mit Absaugung.

6.4 Leistungsaufwand für die Absaugung

Wenn die Saugspitze an den Absaugelöchern $n q_{\infty}$ ist, so findet man für den Mindestleistungsaufwand der Absaugung umgerechnet

$$\Delta c_{WA} = (n+1) \cdot c_Q ,$$

da der Kompressor mindestens das Druckgefälle $(n+1)q_{\infty}$ bei der Menge $Q = c_Q \cdot F \cdot V_{\infty}$ überwinden muß.

Hinzu kommt aber noch der Durchflußwiderstand durch die gelochte Flügeloberfläche sowie unvermeidbare Leitungsverluste. Auf Grund der Flugversuche ergab sich ein erforderlicher Leistungsaufwand von $L = 8 \text{ PS} = 600 \text{ kp m/s}$, wenn das Gebläse unmittelbar an den Flügel angeschlossen wäre. Man würde damit einen ungerechneten Widerstandszuwachs

$$\Delta c_{WA} = \frac{L}{F q_{\infty} V_{\infty}} \quad (7)$$

erhalten und bei $F = 19,4 \text{ m}^2$ und $q_{\infty} = 24 \text{ kp/m}^2$ entsprechend $V_{\infty} = 72 \text{ km/s} = 20 \text{ m/s}$:

$$\Delta c_{WA} = \frac{600}{19,4 \cdot 24 \cdot 20} = 0,065 .$$

Tatsächlich stand für den Antrieb des Gebläses eine Leistung von 34 PS (VW-Motor) zur Verfügung, die zum größten Teil zur Überwindung der Leitungswiderstände verbraucht wurde. Beim Neuentwurf eines Absaugeflugzeugs könnte von vornherein eine günstige Leitungsführung vorgesehen werden.

7. Zusammenfassung

Eine wirksame und aussichtsreiche Methode der Auftriebssteigerung ist durch die Grenzschichtabsaugung gegeben. Die grundsätzliche Anwendbarkeit des Verfahrens ist durch eine Reihe von Windkanalversuchen gezeigt worden. Die praktische Brauchbarkeit der Grenzschichtabsaugung kann aber erst im Flugversuch erwiesen werden. An der Aerodynamischen Versuchsanstalt sind daher von F. Schwarz Flugversuche am Flugzeugbaumuster RW 3a durchgeführt worden, deren Ergebnisse dazu ermutigt haben, die Versuche an einem größeren Flugzeug, einer Do 27, fortzusetzen. Der Originalflügel dieses Flugzeugbaumusters ist mit einem Nasenspalt ausgeführt, wodurch hohe c_A -Werte bis zu $c_A = 2,65$ (bei einem Landklappen ausschlag von 45° und ohne die zusätzliche Wirkung des Schraubenstrahls) erreicht werden können. Es war das Ziel der Versuche, durch Absaugung Höchstauftriebswerte etwa der gleichen Größe, jedoch bei geringerem Widerstand im Reiseflug zu erreichen. Beim Absaugeflügel wurde die vor dem Holm liegende Flügelnase ausgewechselt und durch eine Nase ohne Spalt, jedoch mit reihenförmig angeordneten Bohrungen ersetzt, deren Festigkeit an einem Teilstück erprobt wurde.

Das Innere der Flügel Nase diente als Absaugeschacht und mündete am Flügelmittelstück in die zum Gebläse führenden Absaugeleitungen. Ein wesentlicher Teil der Versuchsaufgabe bestand in der Entwicklung und Erprobung geeigneter Flugmeßeinrichtungen. Auch das von einem VW-Motor angetriebene Absaugegebläse mit Kunststoffgehäuse ist eine Eigenentwicklung. Da angestrebt wurde, die Absaugeflüge mit konstantem c_Q der Absaugung durchzuführen, wurde eine elektronische Einrichtung entwickelt, die eine Nullanzeige liefert, wenn der Quotient aus Blendendruck (der Absaugeleitung) und des Fahrtstaudrucks einen einstellbaren Wert annimmt. Durch Betätigen des Gashebels des Absaugemotors kann die Nullstellung und damit ein vorgegebener c_Q -Wert stets nachreguliert werden. Alle Meßgrößen wurden auf einen Lichtschreiber übertragen, der auf einem schwingungs isolierten Tisch befestigt was, der eigens für diese Versuche entwickelt worden ist. Vor Beginn der Meßflüge wurde das Flug- und Abkipverhalten der Do 27 mit Absaugeflügel unter den verschiedensten Betriebsbedingungen eingehend untersucht. Das gesteckte Ziel ist durch die Flugversuche im wesentlichen erreicht worden. Nach Abschluß des vorgesehenen Meßprogrammes stürzte das Versuchsflugzeug aus noch ungeklärter Ursache ab.

Datum:

Bearbeitet:

Abteilung:

Gesehen:

Bericht:

62 A 53

8. Schrifttum

- [1] G.V. Lachmann: Boundary layer and flow control. Pergamon Press 1961, Vol. I und II.
- [2] R. Eppler: Gemeinsame Grenzschichtabsaugung für Hochantrieb und Schnellflug.
- [3] W. Wuest: Auftriebssteigerung durch Grenzschichtabsaugung. Ber. 60 A 39, AVA Göttingen 1960.
- [4] A. Raspet, I.J. Cerniah und G.D. Bryant: Delay of the stall by suction through distributed perforations. Aeron. Eng. Rev. (1956) S. 32-39.
- [5] F. Schwarz: Flugversuche am Baumuster RW 3a mit Grenzschichtabsaugung zur Steigerung des Höchstauftriebs. Bericht 62 A 03, AVA Göttingen 1962. (Erscheint in Z.f. Flugwiss.)
- [6] F. Schwarz: Flugversuche mit der RW 3 zur Vorbereitung der Absaugversuche mit diesem Flugzeug. Bericht 59 A 07, AVA Göttingen 1959.
- [7] F. Schwarz: Windkanaluntersuchungen am Originalflügel des Baumusters RW 3 mit Nasenabsaugung zur Erhöhung des Maximalauftriebs. Forschungsbericht FB 60-10, S. 105-120, AVA Göttingen 1960.
- [8] F. Schwarz: Vorläufige Ergebnisse der Flugversuche mit Grenzschichtabsaugung an dem Flugzeugbaumuster RW 3a. Bericht 60 A 48, AVA Göttingen 1960.
- [9] W. Wuest: Messungen an einem Flügelprofil mit Nasenabsaugung im Vergleich zu einem Profil mit Nasenspalt. Forsch. Bericht 62-03, AVA Göttingen 1962.
- [10] F. Schwarz † und W. Wuest: Die Meßeinrichtungen des Absaugflugzeugs Do 27. Bericht 62 A 54, AVA Göttingen 1962.
- [11] K. Zeilinger: Meßeinrichtungen für den Flugversuch. Luftfahrttechnik 4 (1958) 4, 112-117.

Tabelle 1

Die wichtigsten technischen Daten des Absaugeflügels Do 27

1. Tragflügel

Rechteckflügel in Metallbauweise mit
Doppelspaltklappe; Hochdecker

Spannweite	$b = 12 \text{ m}$
In allen Querschnitten konstante Flügelteufe	$l = 1,65 \text{ m}$
Profil	Gö 818
Seitenverhältnis	$\Lambda = 7,43$
Anzahl der gebohrten Löcher	$\approx 151 \text{ 000}$
Geöffnete Flügelfläche	$F_l = 0,0296 \text{ m}^2$
Flügelgrundrißfläche	$F = 19,4 \text{ m}^2$
Verhältnis der geöffneten Fläche zur Flügelgrundrißfläche	$\frac{F_l}{F} = 0,00153$
Durchmesser der Bohrlöcher	$d = 0,5 \text{ mm}$

2. Rumpf und Triebwerk

Motor	Lycoming Go 480 ; 275 PS
Luftschraube	Hydraulische Verstellluftschraube; Durchmesser 2,48 m
Rumpf	Ganzmetallbauweise; Höhenflosse verstellbar; starres Fahrwerk mit Spornrad; Fluggastraum für 6 Personen einschließlich Flugzeugführer

3. Absaugeanlage

Absaugegebläse	Radialgebläse; Spiralgehäuse aus Kunststoff; Läufer aus Stahl								
Daten gelten für	<table> <tr> <td>Betriebsdrehzahl</td> <td>$n = 7000 \text{ U/min}$</td> </tr> <tr> <td>Förderhöhe</td> <td>$\Delta p = 700 \text{ mm H}_2\text{O}$</td> </tr> <tr> <td>Fördermenge</td> <td>$Q = 1,8 \text{ m}^3/\text{sec}$</td> </tr> <tr> <td>Stufenwirkungsgrad</td> <td>$\eta \approx 80 \%$</td> </tr> </table>	Betriebsdrehzahl	$n = 7000 \text{ U/min}$	Förderhöhe	$\Delta p = 700 \text{ mm H}_2\text{O}$	Fördermenge	$Q = 1,8 \text{ m}^3/\text{sec}$	Stufenwirkungsgrad	$\eta \approx 80 \%$
Betriebsdrehzahl		$n = 7000 \text{ U/min}$							
Förderhöhe		$\Delta p = 700 \text{ mm H}_2\text{O}$							
Fördermenge		$Q = 1,8 \text{ m}^3/\text{sec}$							
Stufenwirkungsgrad	$\eta \approx 80 \%$								
$P_{\infty} = 760 \text{ mm Hg}$									
$T = 288^\circ \text{ K}$									
Absaugemotor	VW-Motor mit 34 PS Leistung								

Die Absaugeanlage ist im Fluggästeraum der Do 27 eingebaut.

4. Fluggewicht (mit eingebauter Absaugeanlage u. 2 Personen) 1590kp

Datum:
Bearbeitet:

Abteilung:

Gesehen:

Bericht: 62 A 53

Tabelle 2. Abkippsverhalten der Do 27 mit Absaugeflügel bei leer-
laufender Luftschaube und ohne Absaugung (Flug v. 29.5.61), Fluggewicht: 1400 kp.

η_K	$V_{\infty a}$		Bemerkungen
	kn	km/h	
0°	56	104	Leichtes Abkippen über rechte Fläche, mit Seitenruder gut kontrollierbar.
15°	50	92	Etwas stärkeres Abkippen über rechte Fläche, durch Seitenruderbetätigung sofort beendet.
35°	42	78	Starkes Abkippen mit ziemlicher Schräglage über linke Fläche, durch Seitenruderbetätigung sofort beendet.
45°	42	78	Verhalten wie bei 35° Klappenausschlag.

Tabelle 3. Abkippsverhalten der Do 27 mit Absaugeflügel bei Vollgas und einer Luftschaubendrehzahl $n = 3000$ U/min und ohne Absaugung (Flug v. 29.5.62), Fluggewicht: 1400 kp.

η_K	$V_{\infty a}$		Bemerkungen
	kn	km/h	
0°	49	91	Schwaches Abkippen nach links, mit Seitenruder kontrollierbar.
15°	44	81	Verhalten wie bei $\eta_K = 0^\circ$.
35°	40	74	Starkes Abkippen nach links, durch Seitenruderbetätigung sofort beendet.
45°	36	67	Starkes Abkippen nach links mit großer Schräglage, durch Seitenruderbetätigung sofort beendet.

Tabelle 4. Abkippsverhalten der Do 27 mit Absaugeflügel nach Einbau der Absaugeanlage.
(Flug vom 25.7.62) Abfluggewicht 1570 kp, Gebläsedrehzahl 3800 U/min, $Q \approx 0,96 \text{ m}^3/\text{s}$.

η_K	$V_{\infty a}$		Bemerkungen
	kn	km/h	
(0°)		107	Leerlauf der Luftschaube, Wert ist aus größtem gemessenen c_A -Wert errechnet)
0°	49	91	Leerlauf der Luftschaube
0°	40	74	Vollgas ($U_{LS} = 3000 \text{ U/min}$)
15°	43	80	Leerlauf
15°	36	67	Vollgas
35°	39	72	Leerlauf
35°	31	57	Vollgas

Tabelle 5. Abkippsverhalten der Do 27 mit Absaugeflügel bei erhöhter Absaugemenge.
27. September 1962, Abfluggewicht 1587 kp.

η_K	$V_{\infty a}$		Bemerkungen
	kn	km/h	
0°		100	} Leerlauf der Luftschaube, aus größten gemessenen c_A -Werten errechnet. Die tatsächlichen Abkippsgeschwindigkeiten dürften etwa 15 % niedriger liegen (vgl. Tabelle 4)
45°		84	
35°	25	46	Vollgas der Luftschaube (nach Angaben von Dr. Kehl)

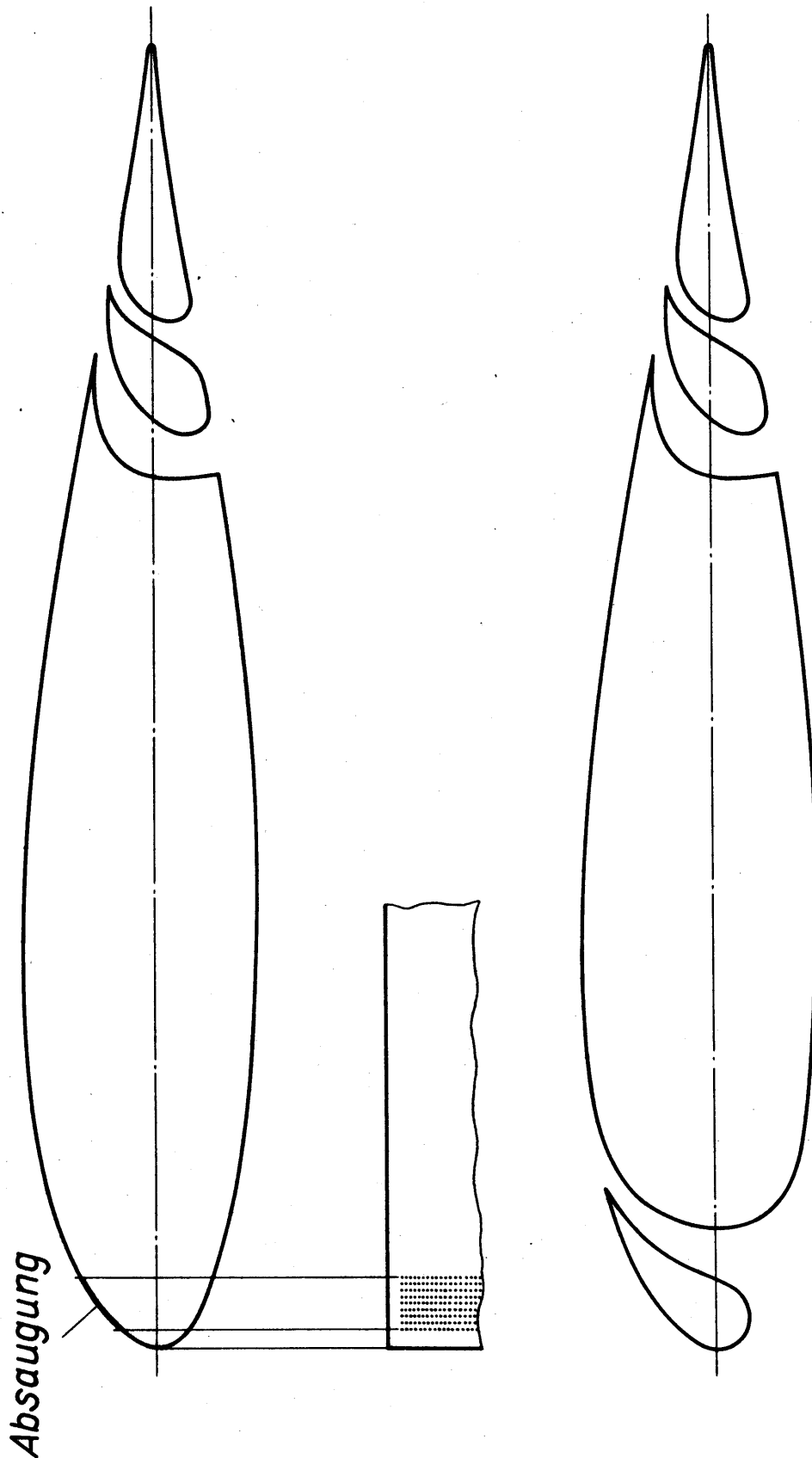
Verzeichnis der Bilder

- Bild 1. Im Windkanal untersuchte Profile Gö 818 (mit Absaugelöchern) und Gö 819 (mit Nasenspalt).
- Bild 2. Aerodynamische Beiwerte der Profile entsprechend Bild 1 nach Windkanalmessungen.
- Bild 3. Vergleich der Polaren der Profile Gö 818 und Gö 819 im Reiseflugbereich (ohne Klappen ausschlag).
- Bild 4. Erläuterung der beiden Flugmeßverfahren.
- Bild 5. Hauptmaße der Do 27.
- Bild 6. Flügel Nase des Absaugeflügels mit Anordnung der Bohrlöcher (gestrichelt Normalflügel mit Nasenspalt).
- Bild 7. Einbau des Gebläses im Flugzeug mit der älteren Leitungsführung. A Ausblasestutzen, G Kunststoffgehäuse, H Halteseil, L Laufrad, M VW-Motor, S Schieber, V Verteiler für rechten und linken Flügel.
- Bild 8. Kennlinienfeld des Absaugegebläses für verschiedene Drehzahlen n .
- Bild 9. Gebläse und Antriebsmotor im Prüfstand.
- Bild 10. Gebläse und Antriebsmotor im Prüfstand.
- Bild 11. Einbau von Gebläse und Antriebsmotor im Versuchsflugzeug. A Benzintank, B Befestigungsrahmen, G Kunststoffgehäuse, H₁ Gebläseschaltestiel, H₂ Motorhalteseil, L Laufrad, M VW-Motor, R Riemenübertragung, V Verteiler für rechten und linken Flügel.
- Bild 12. Alte Absaugeanlage in der Do 27.
- Bild 13. Prinzipschaltbild der Einrichtung zum Konstanthalten von $^{\circ}Q$.
- Bild 14. Versuchsflugzeug Do 27 mit den verschiedenen benutzten Meßgeräten.
- Bild 15. Windfahnen-Anstellwinkelmesser.
- Bild 16. Polaren der Do 27 mit Absaugeflügel jedoch ohne Absaugung bei verschiedenen Klappen ausschlägen.

Bild 17. Polaren der Do 27 mit Absaugeflügel bei verschiedenen Absaugemengen im Vergleich zum Nasenspaltflügel bei $\eta_K = 0^\circ$ und 45° .

Bild 18. Auftriebsbeiwerte der Do 27 mit Nasenspaltflügel und mit Absaugeflügel bei verschiedenen Landeklappenausschlägen.

Bild 19. Vergleich der im Windkanal und im Flugversuch gemessenen Auftriebsbeiwerte.



Absaugung

Bild 1: Im Windkanal untersuchte Profile Göt 818 (mit Absaugelöchern) und Göt 819 (mit Nasenspalt).

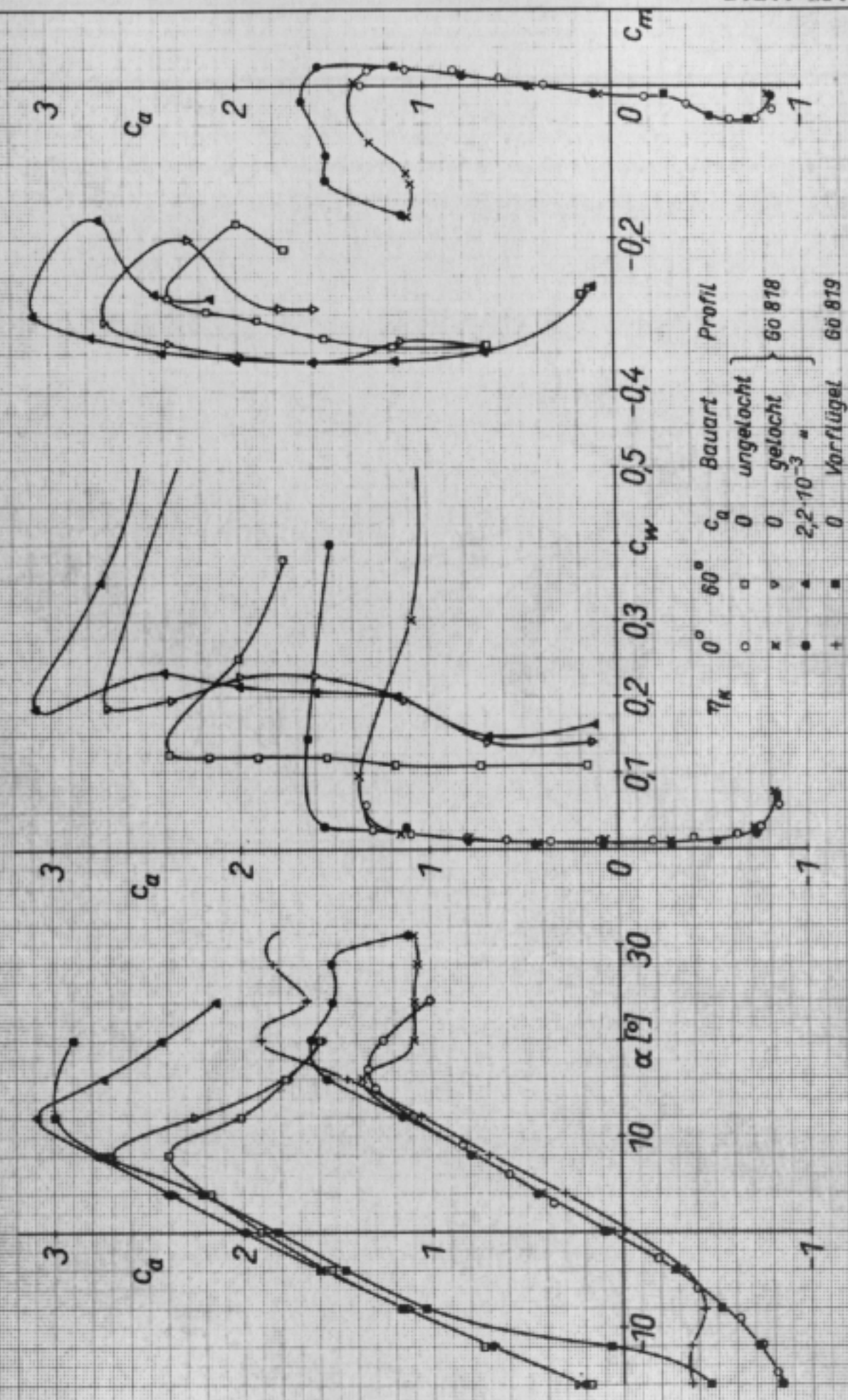
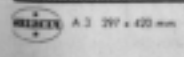


Bild 2: Aerodynamische Beiwerte der Profile entsprechend Bild 1 nach Windkanalmessungen.



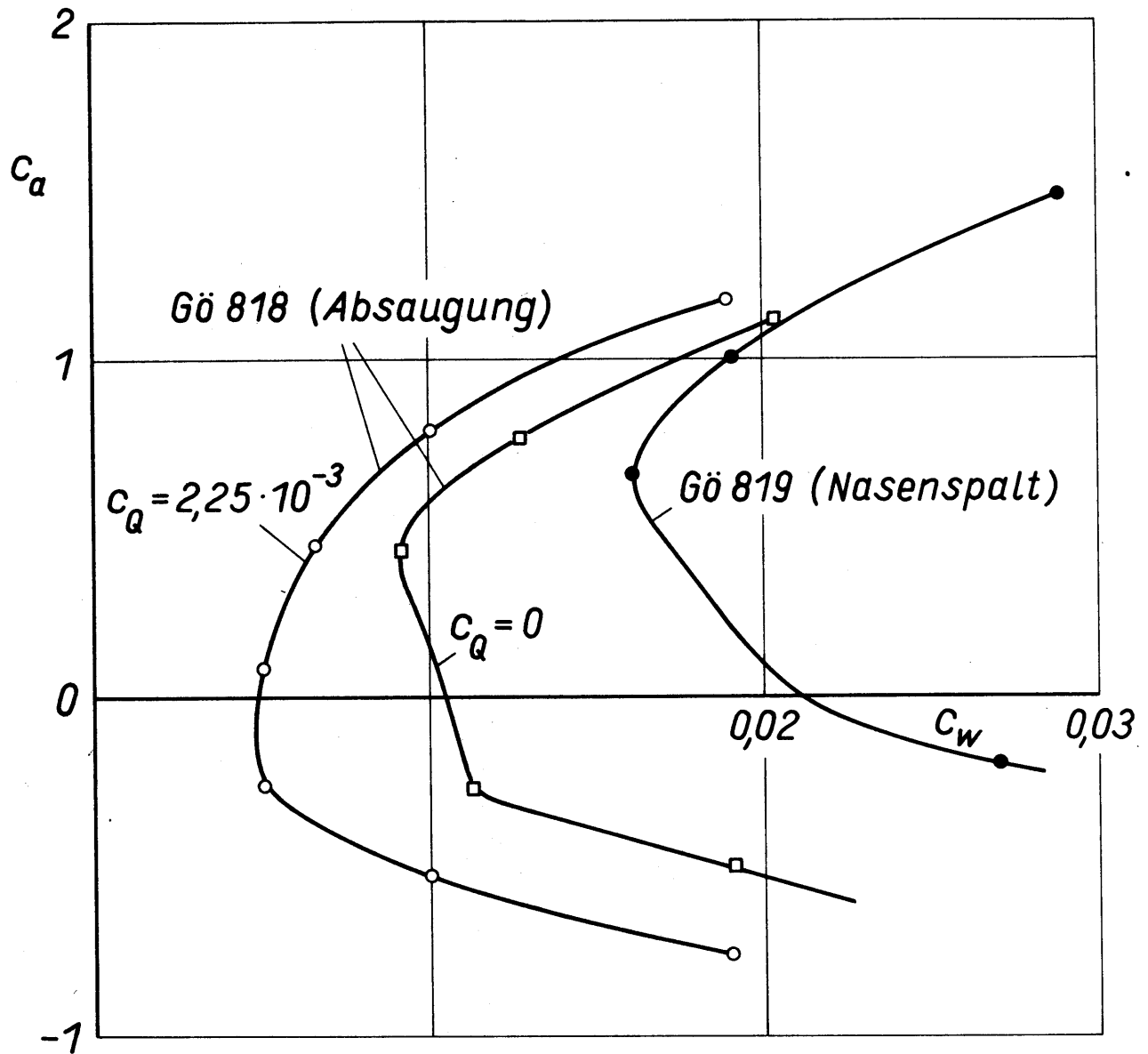
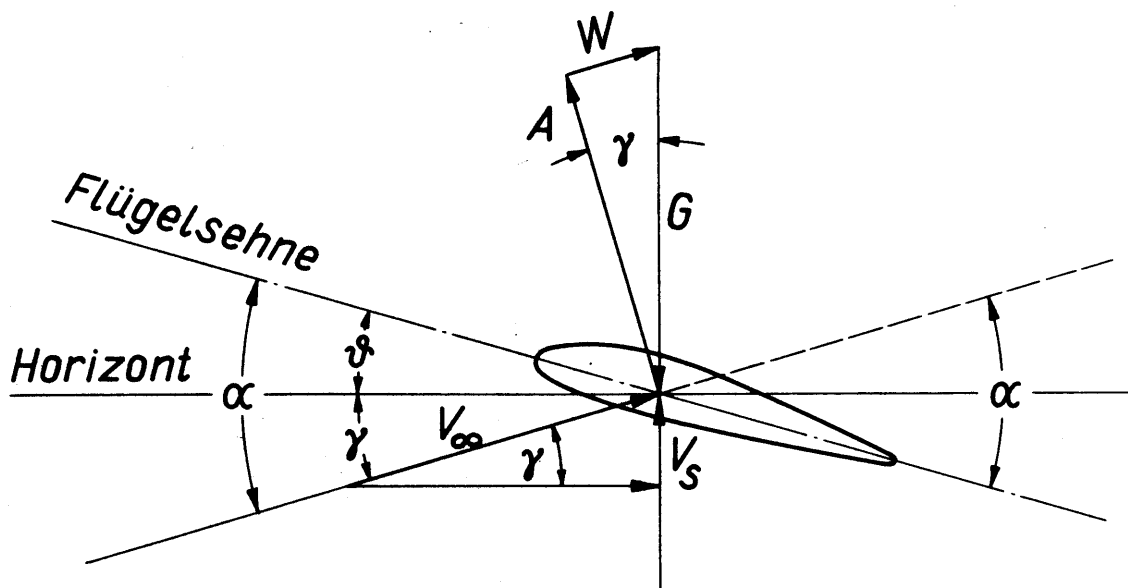


Bild 3: Vergleich der Polaren der Profile Gö 818 und Gö 819 im Reiseflugbereich (ohne Klappenausschlag).

$$C_A = G \cos \gamma / q_\infty F$$

$$C_W = G \sin \gamma / q_\infty F$$



Windfahnenmethode

$$\gamma = \alpha - \vartheta$$

Sinkflugverfahren

$$\sin \gamma = V_s / V_\infty$$

Bild 4: Erläuterung der beiden Flugmeßverfahren.

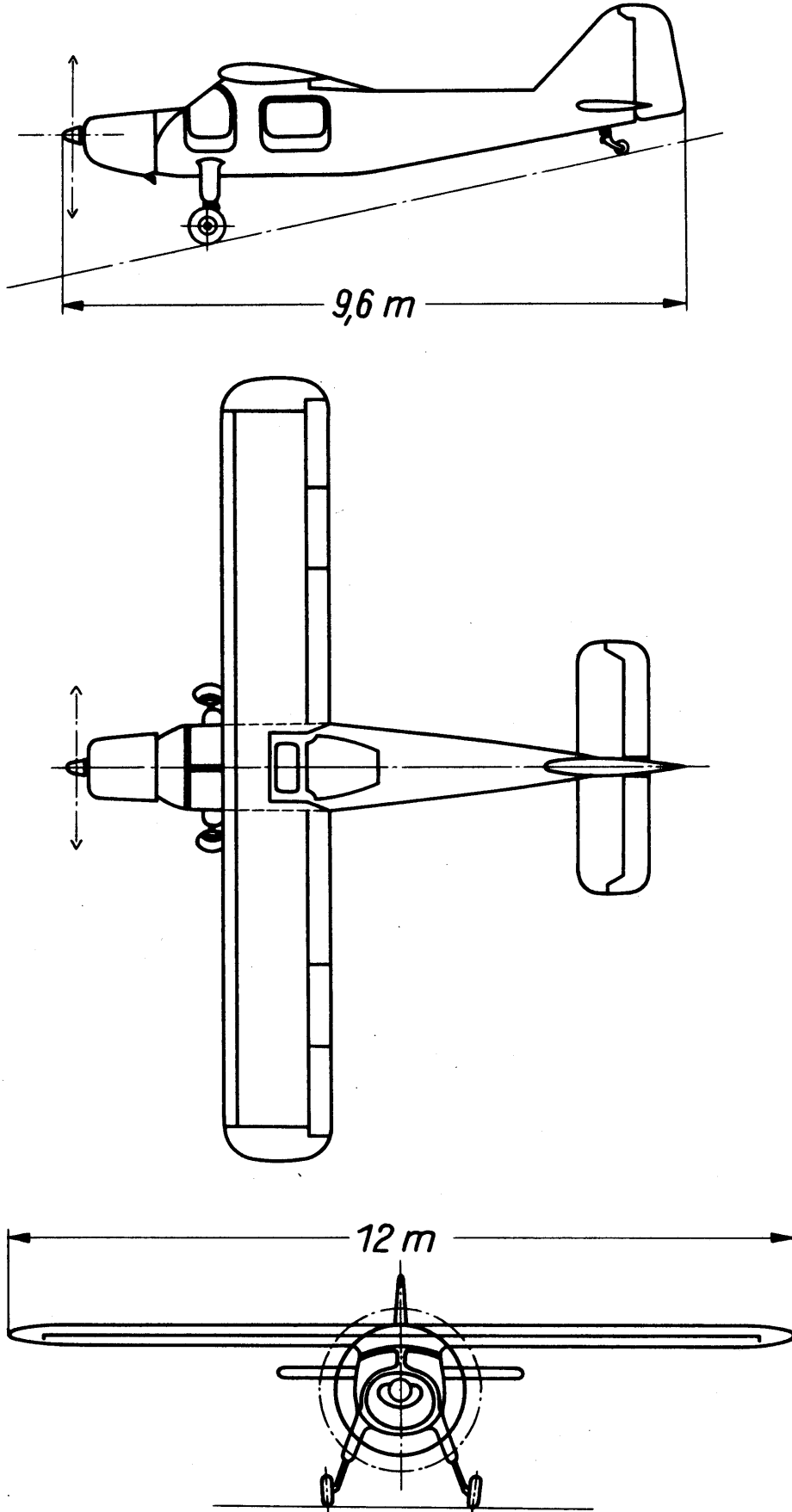
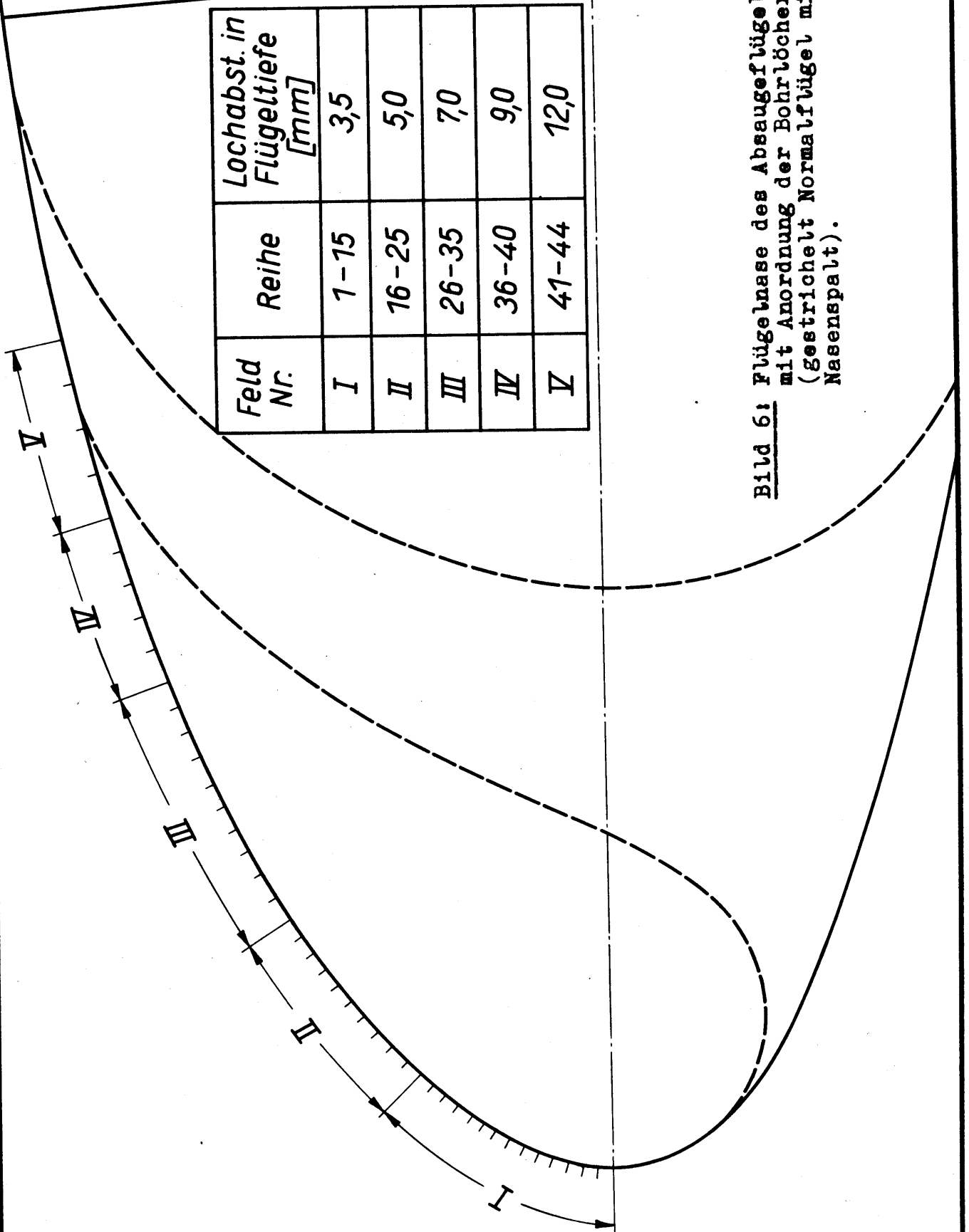


Bild 5: Hauptmaße der Do 27.



Feld Nr.	Reihe	Lochabst. in Flügeltiefe [mm]
I	1-15	3,5
II	16-25	5,0
III	26-35	7,0
IV	36-40	9,0
V	41-44	12,0

Bild 6: Flügelnahe des Absaugeflügels mit Anordnung der Bohrlöcher (gestrichelt Normalflügel mit Nasenspalt).

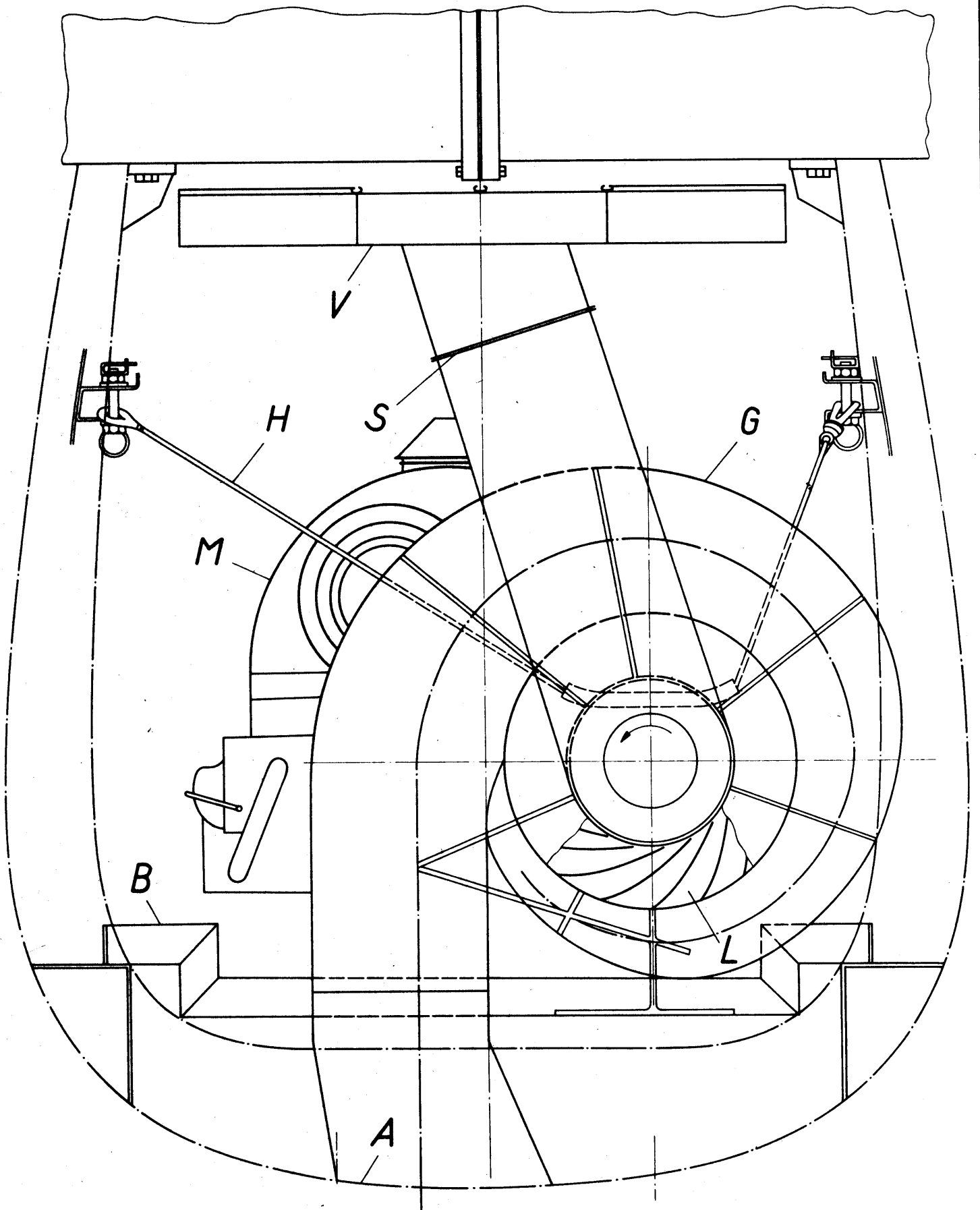


Bild 7: Einbau des Gebläses im Flugzeug mit der älteren Leitungsführung.
 A Ausblasesutzen, G Kunststoffgehäuse, H Halteseil, L Laufrad, M VW-Motor, S Schieber, V Verteiler für rechten und linken Flügel.

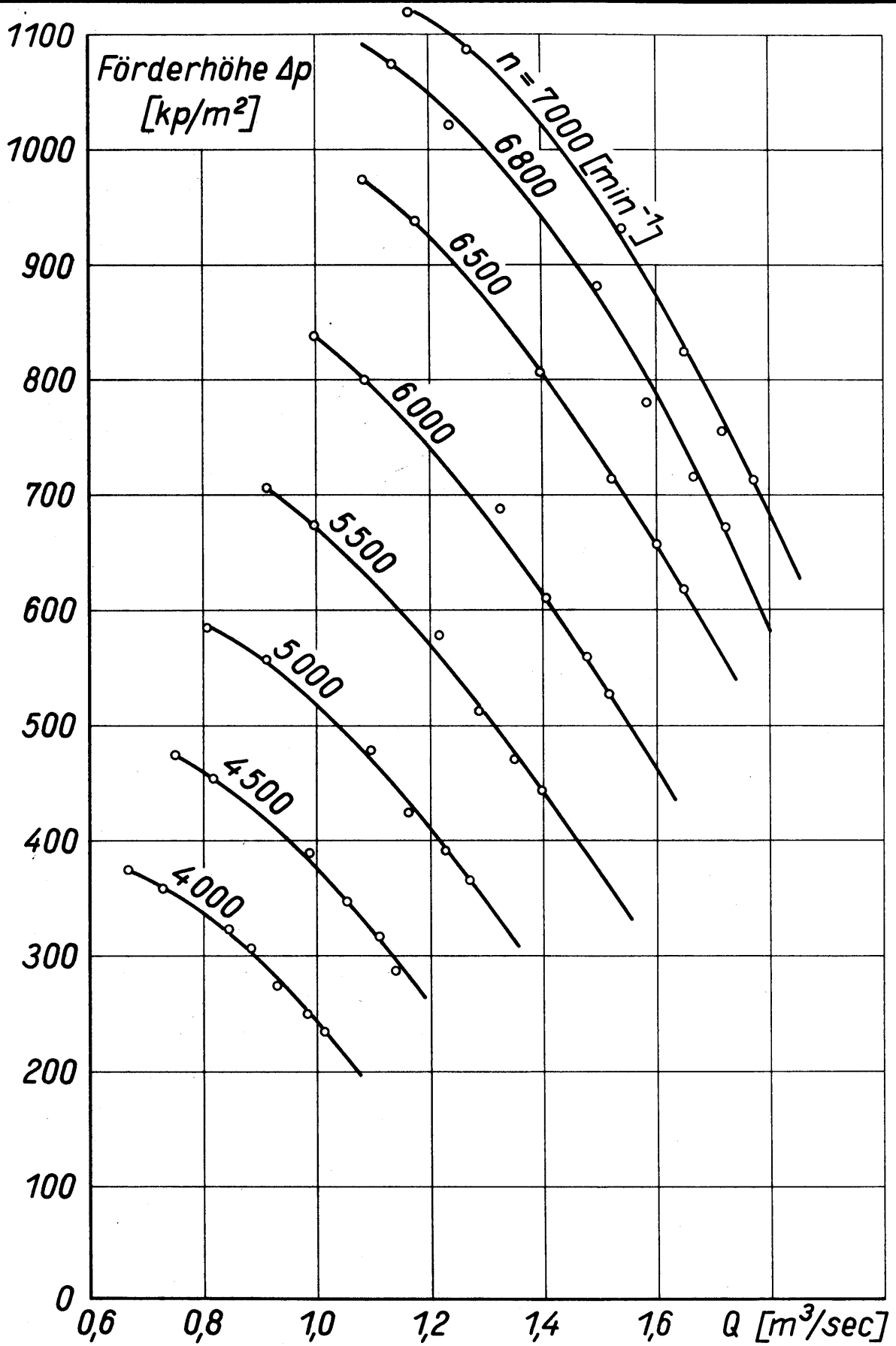


Bild 8: Kennlinienfeld des Absaugebläses für verschiedene Drehzahlen n .

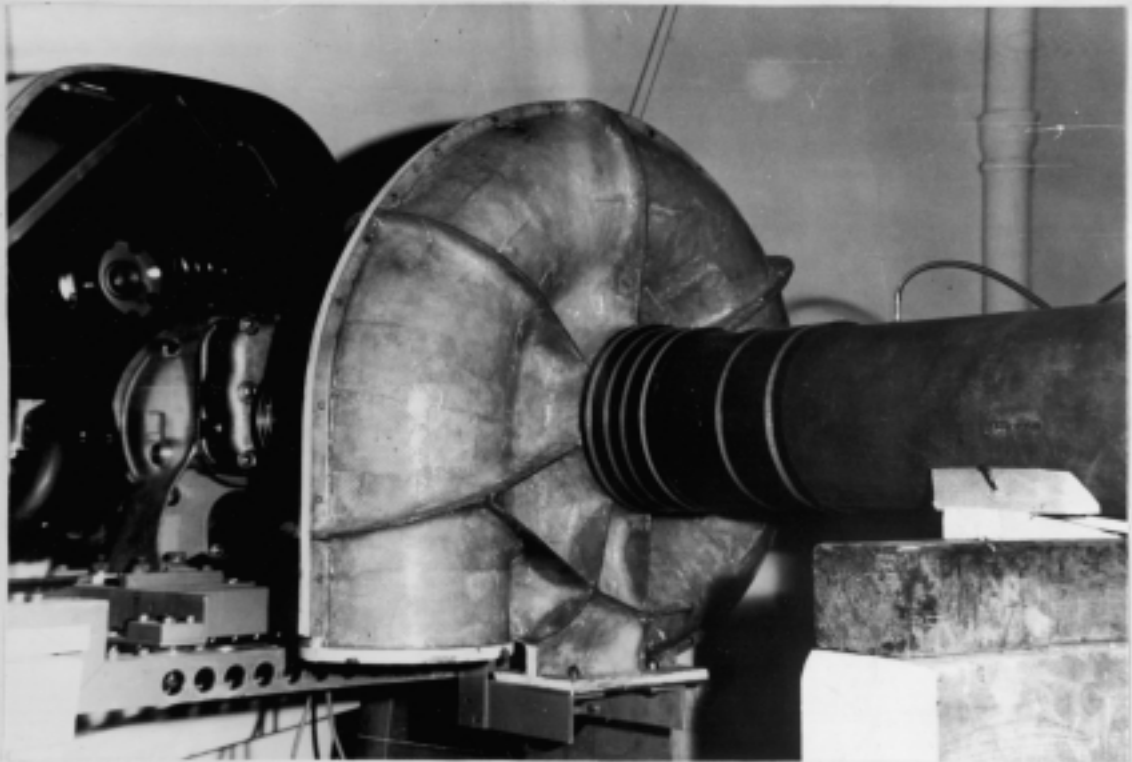


Bild 9: Gebläse und Antriebsmotor im Prüfstand.

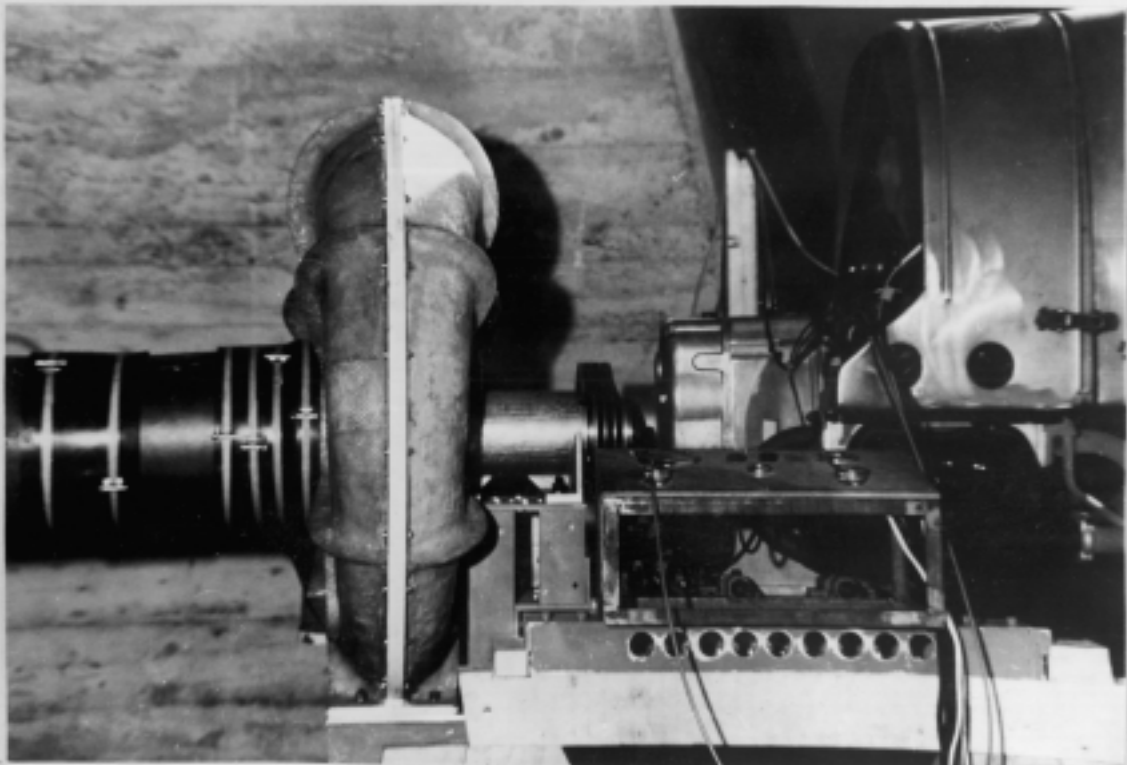
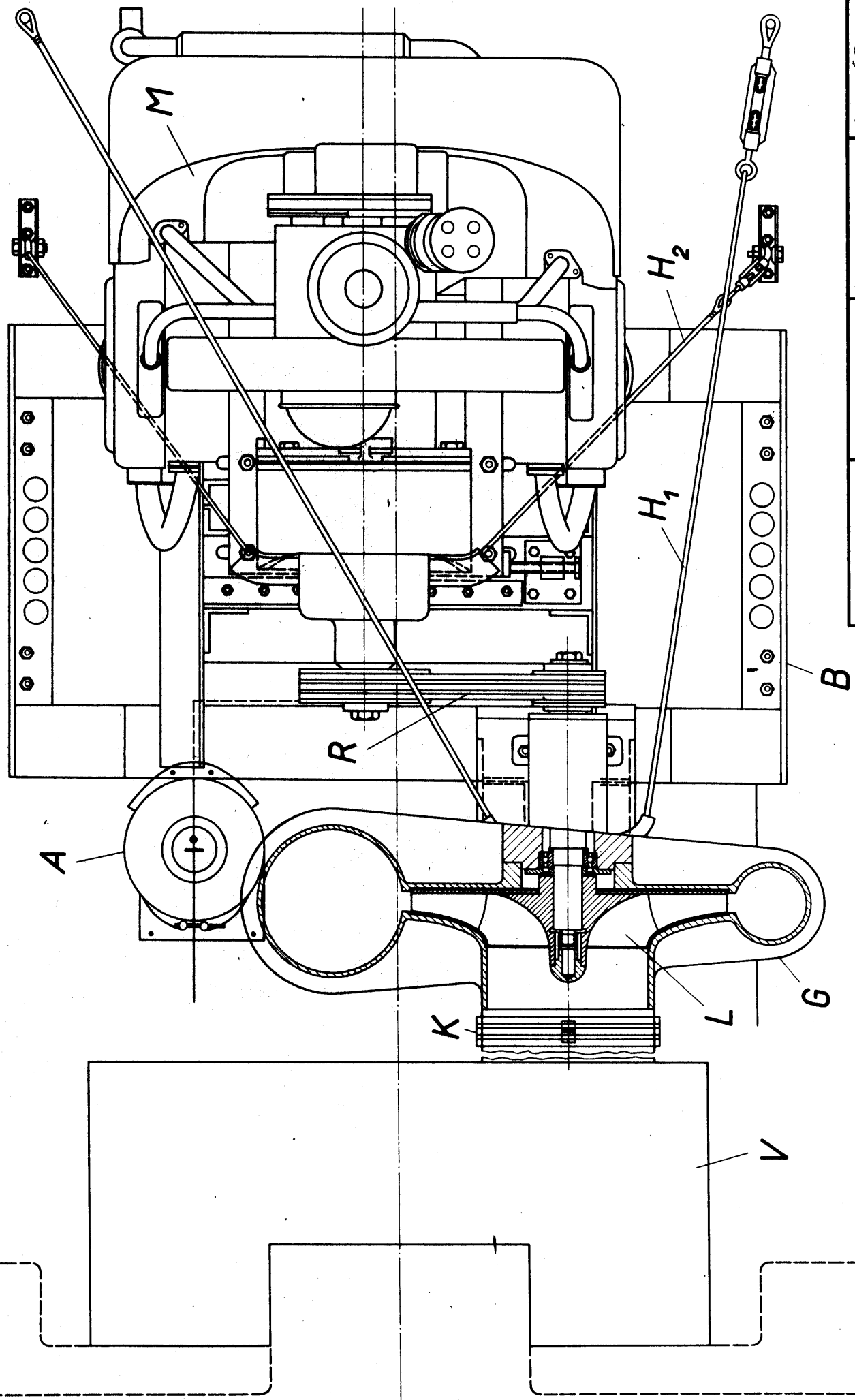


Bild 10: Gebläse und Antriebsmotor im Prüfstand.

Bild 11: Einbau von Gebläse und Antriebsmotor im Versuchsflugzeug. A Benzintank, B Befestigungsrahmen, G Kunststoffgehäuse, H, Gebläsehälften, H₂ Motorhälfteseil, L Laufrad, M VW-Motor, R Riemenübertragung, V Verteiler für rechten und linken Flügel.



Datum	Abteilung	Gesehen:	Bericht: 62
Bearbeitet: Schobert			53

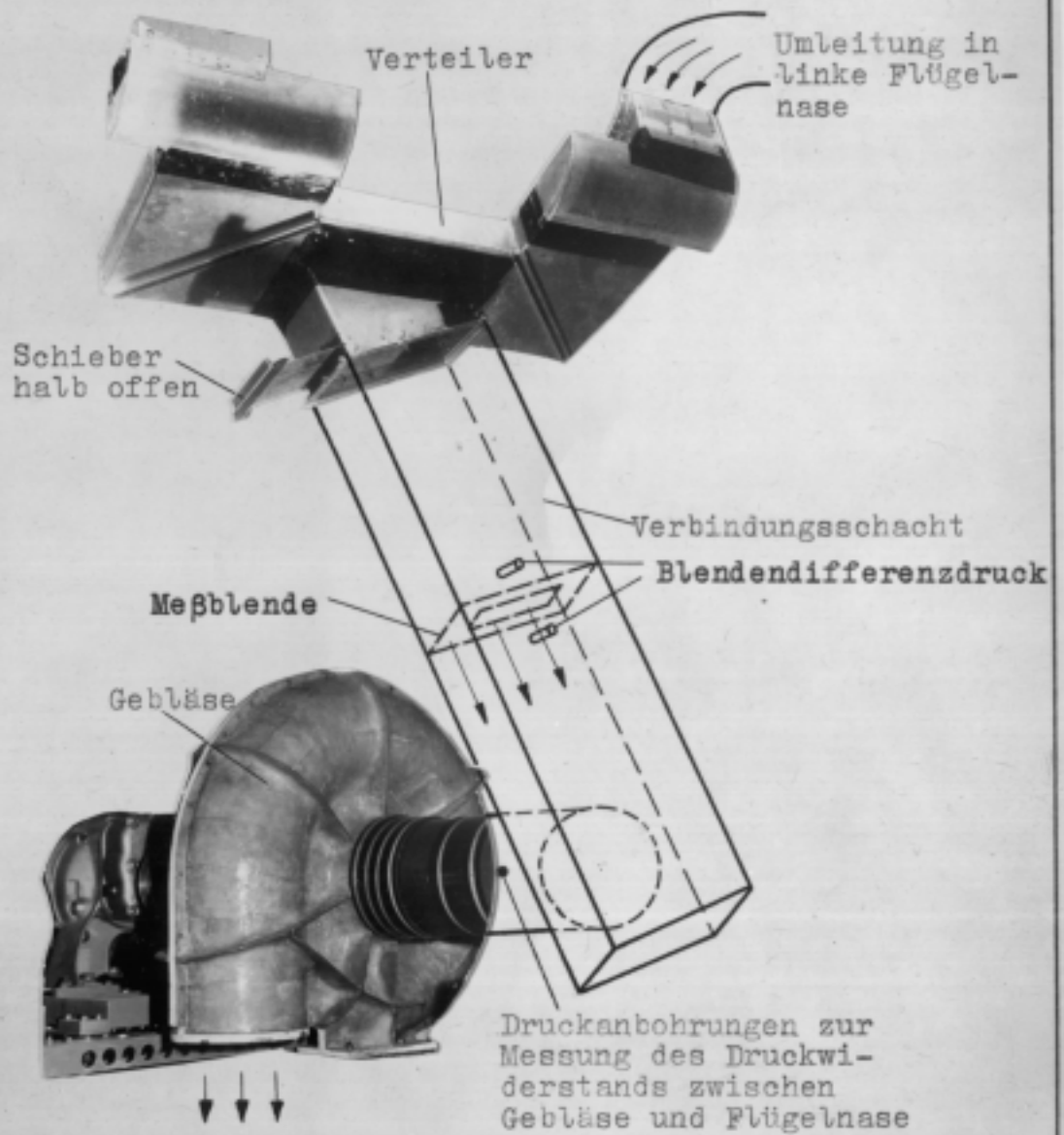


Bild 12: Alte Absauganlage in der Do 27

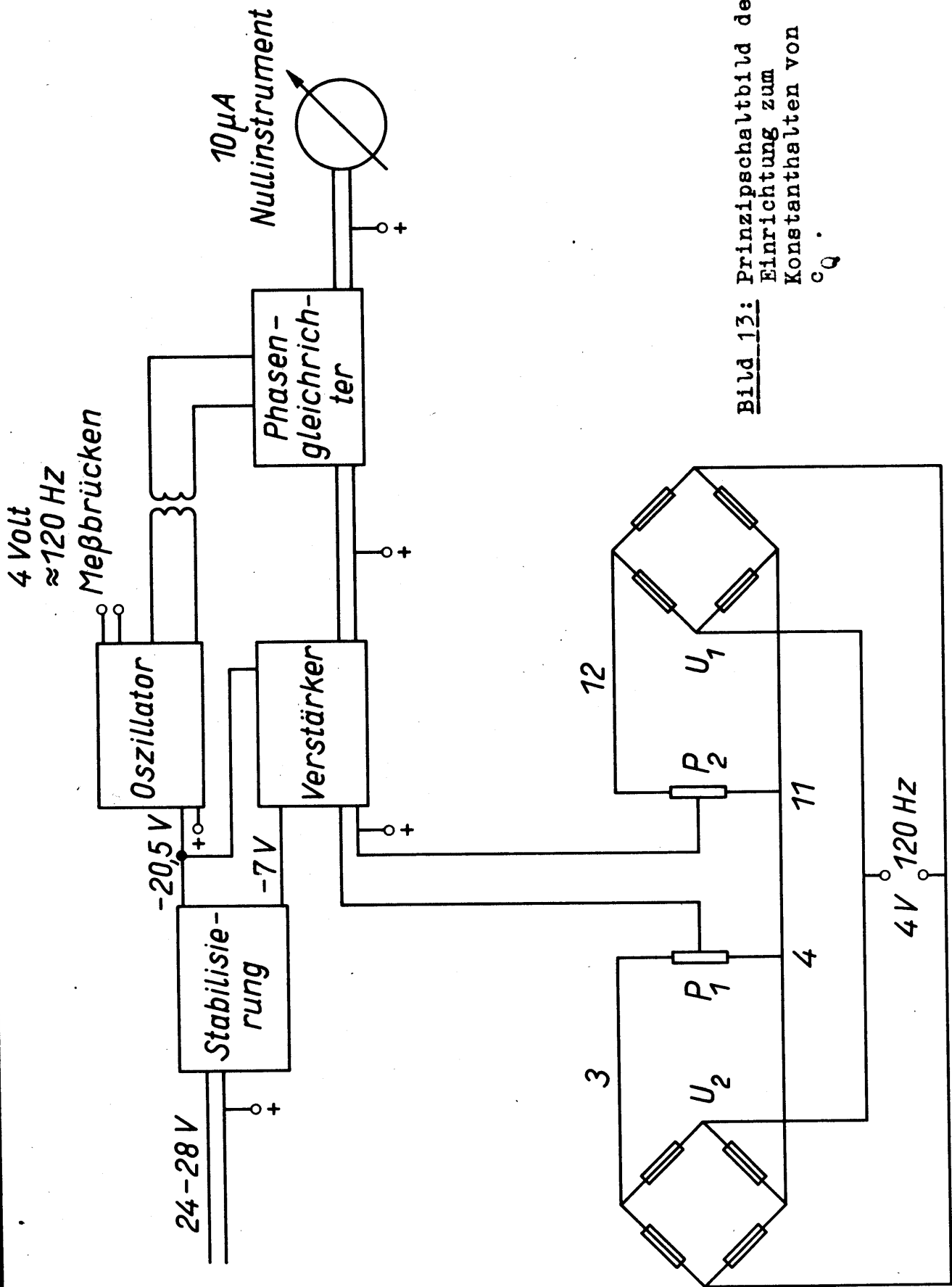


Bild 13: Prinzipschaltbild der
Einrichtung zum
Konstanthalten von
 c_Q .

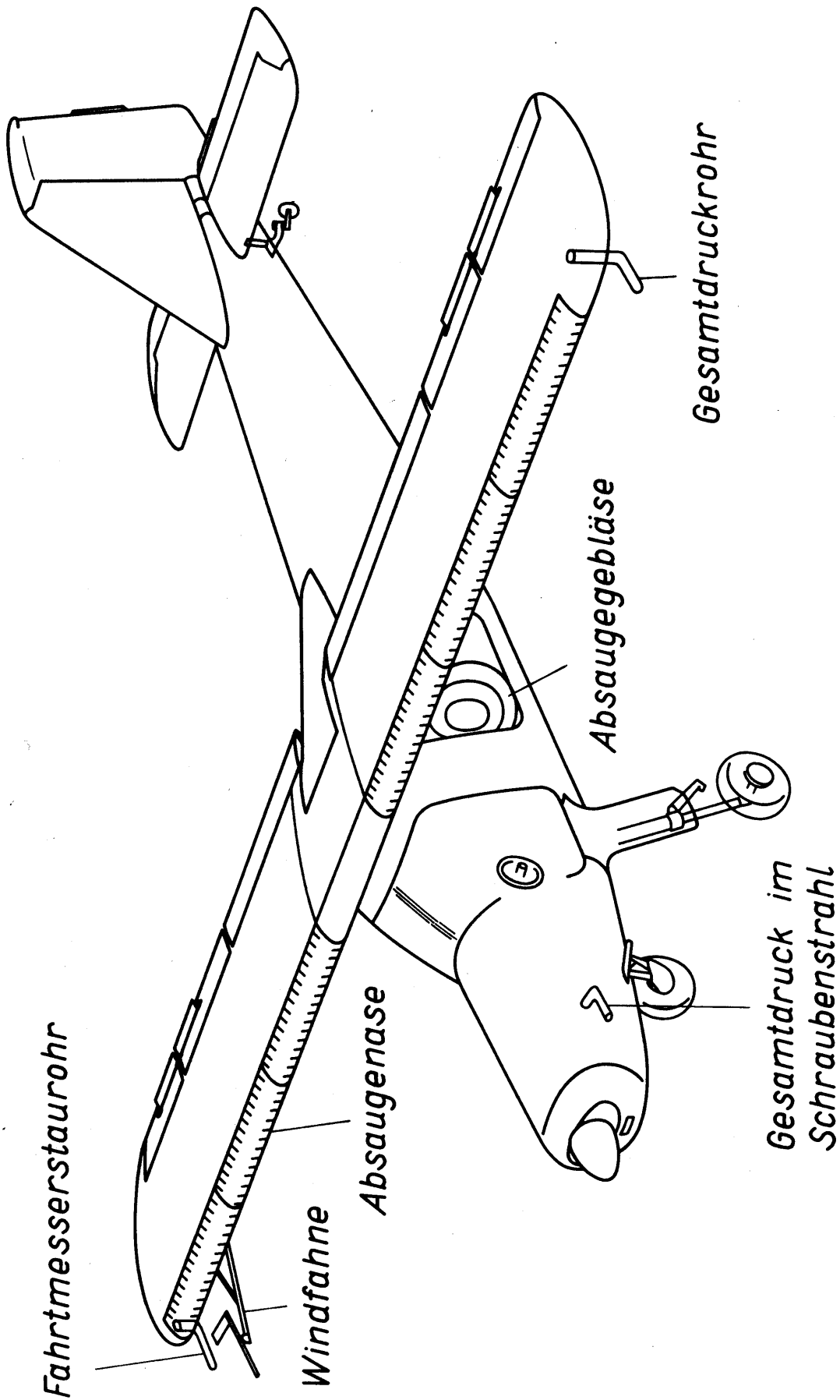


Bild 14: Versuchsflugzeug Do 27 mit den verschiedenen benutzten Meßgeräten.

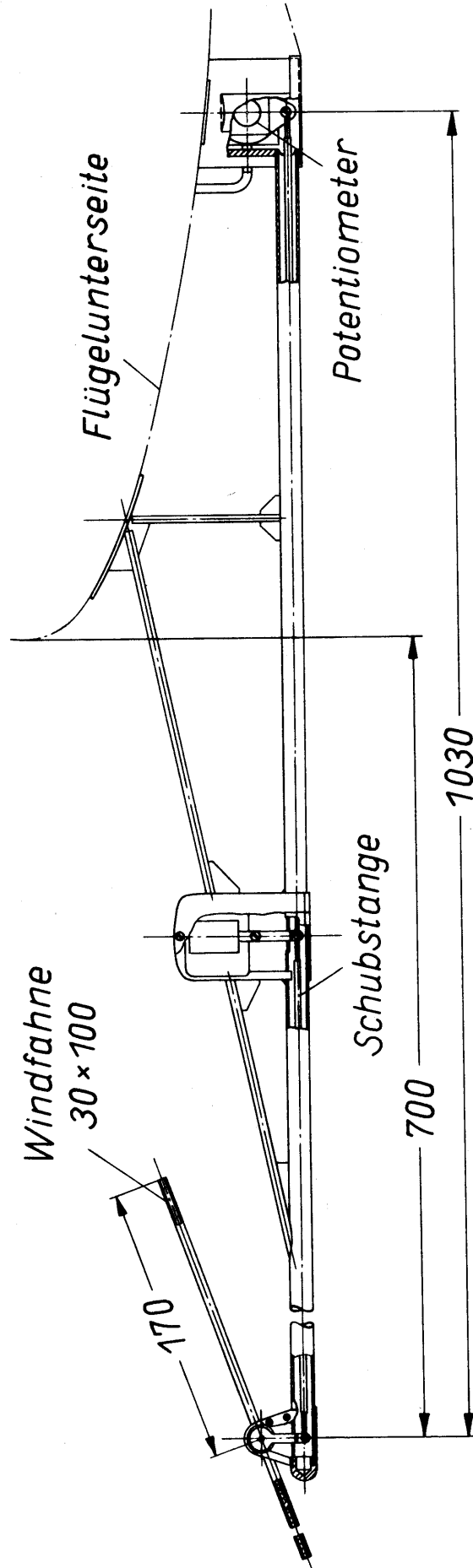


Bild 15: Windfahnen-Anstellwinkelmesser

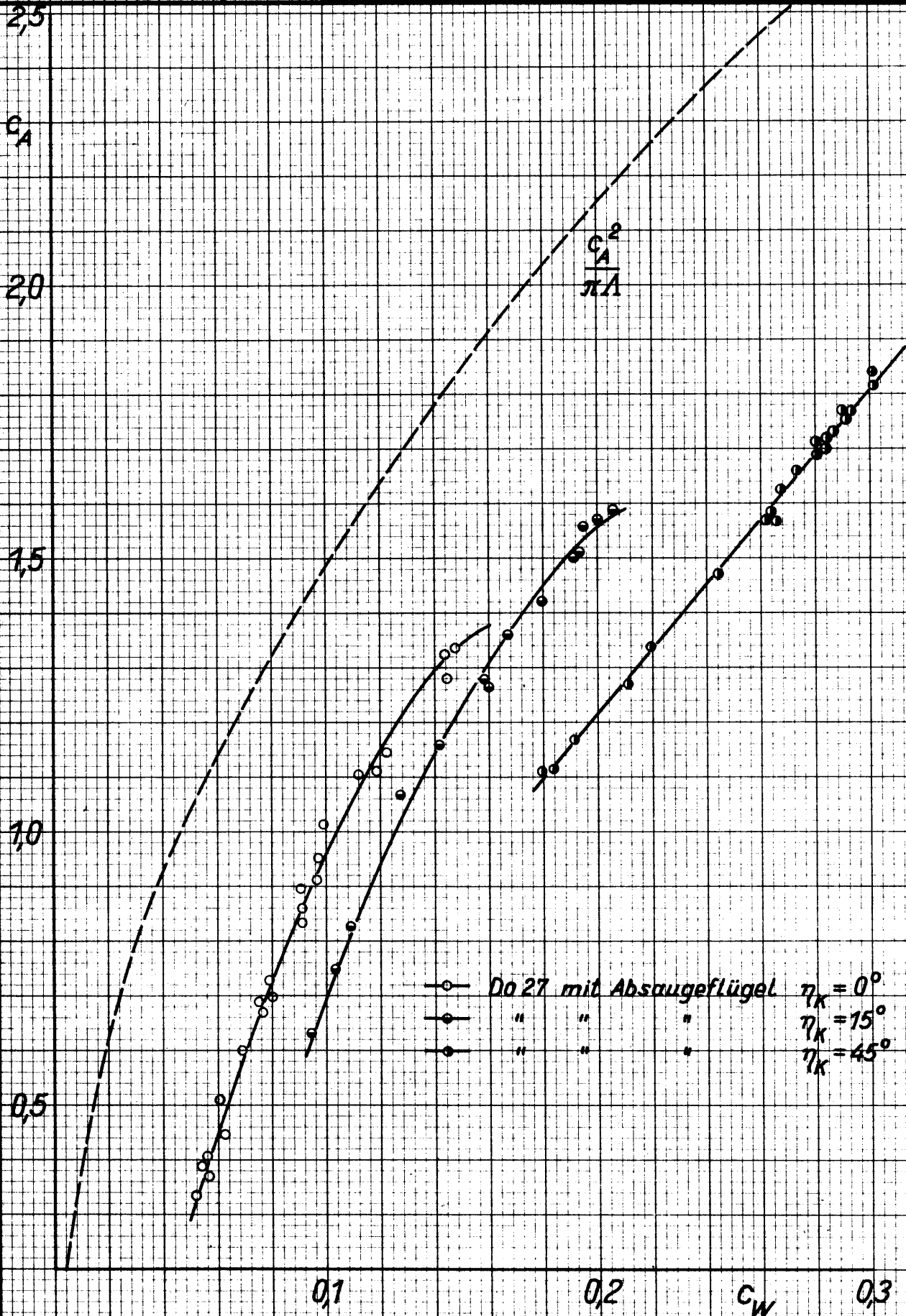


Bild 16: Polaren der Do 27 mit Absaugeflügel jedoch ohne Absaugung bei verschiedenen Klappenausschlägen.

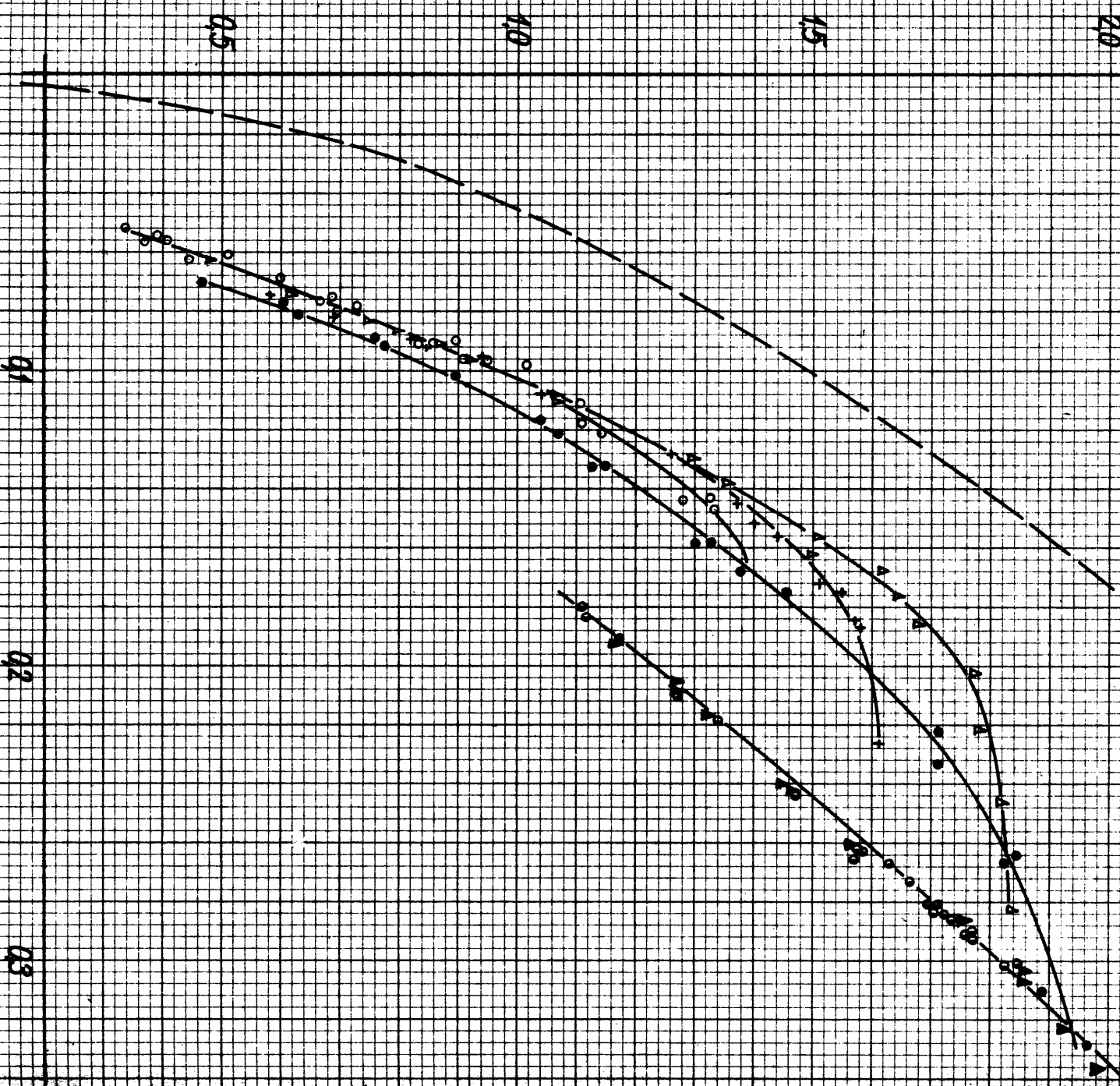
Datum:

Abteilung:

Gesehen:

Bericht:

62 A 53



- Do 27 n
- Do 27 m
- + Do 27 m
- ▲ Do 27 m
- Do 27 m
- ▼ Do 27 m

Bild 17: Polymerer
 schiedene
 Kasepapell

Q4 CW → Q5

Datum: 31.10.62
 Bearbeiter: Gg
 Abteilung:

2,5

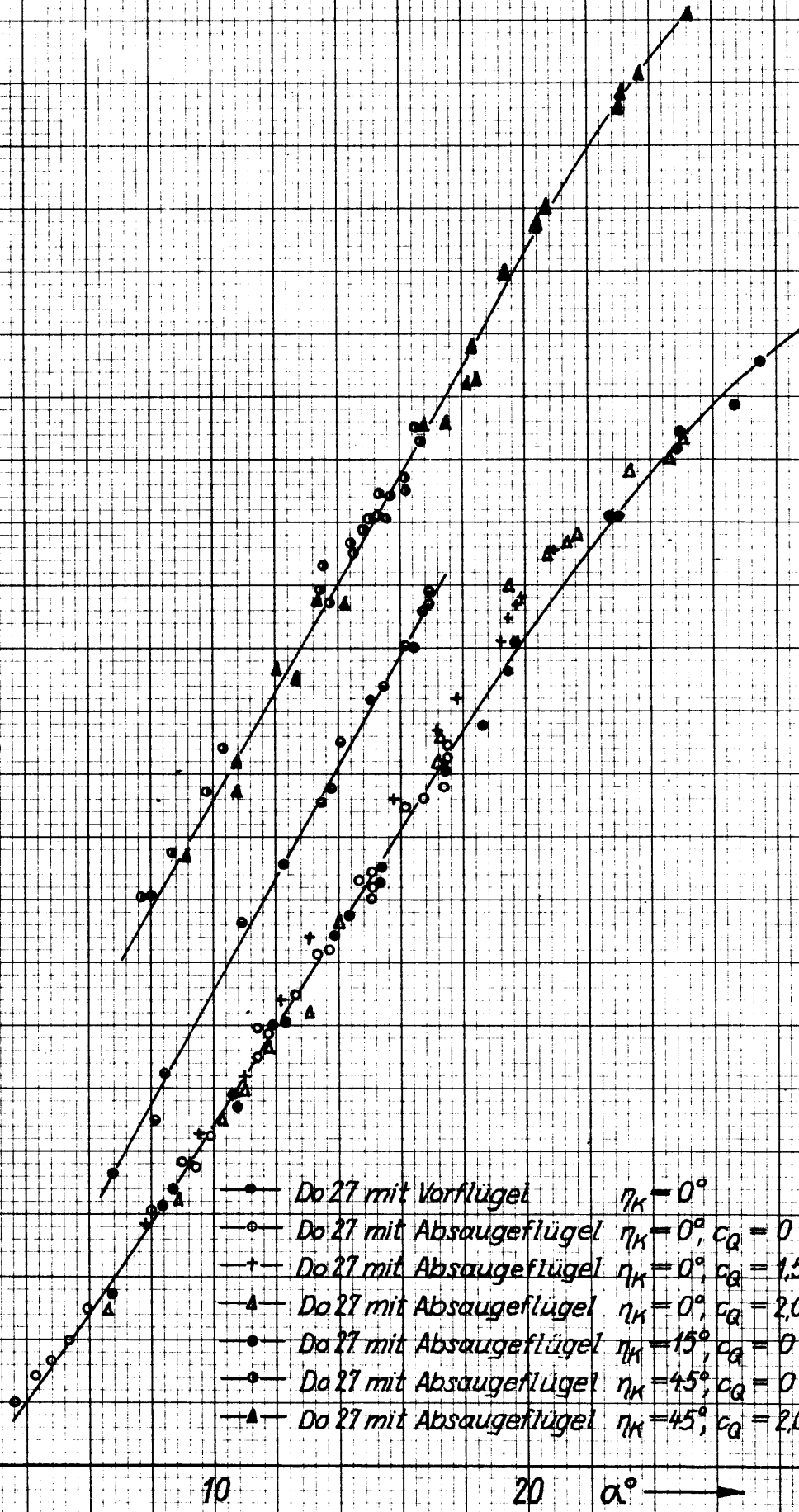
C_A

2,0

1,5

1,0

0,5



- Do 27 mit Vorflügel $\eta_K = 0^\circ$
- Do 27 mit Absaugflügel $\eta_K = 0^\circ, c_a = 0$
- + Do 27 mit Absaugflügel $\eta_K = 0^\circ, c_a = 1,50 \cdot 10^{-3}$
- ▲ Do 27 mit Absaugflügel $\eta_K = 0^\circ, c_a = 2,04 \cdot 10^{-3}$
- Do 27 mit Absaugflügel $\eta_K = 15^\circ, c_a = 0$
- Do 27 mit Absaugflügel $\eta_K = 45^\circ, c_a = 0$
- ▲ Do 27 mit Absaugflügel $\eta_K = 45^\circ, c_a = 2,04 \cdot 10^{-3}$

10

20

α°

30

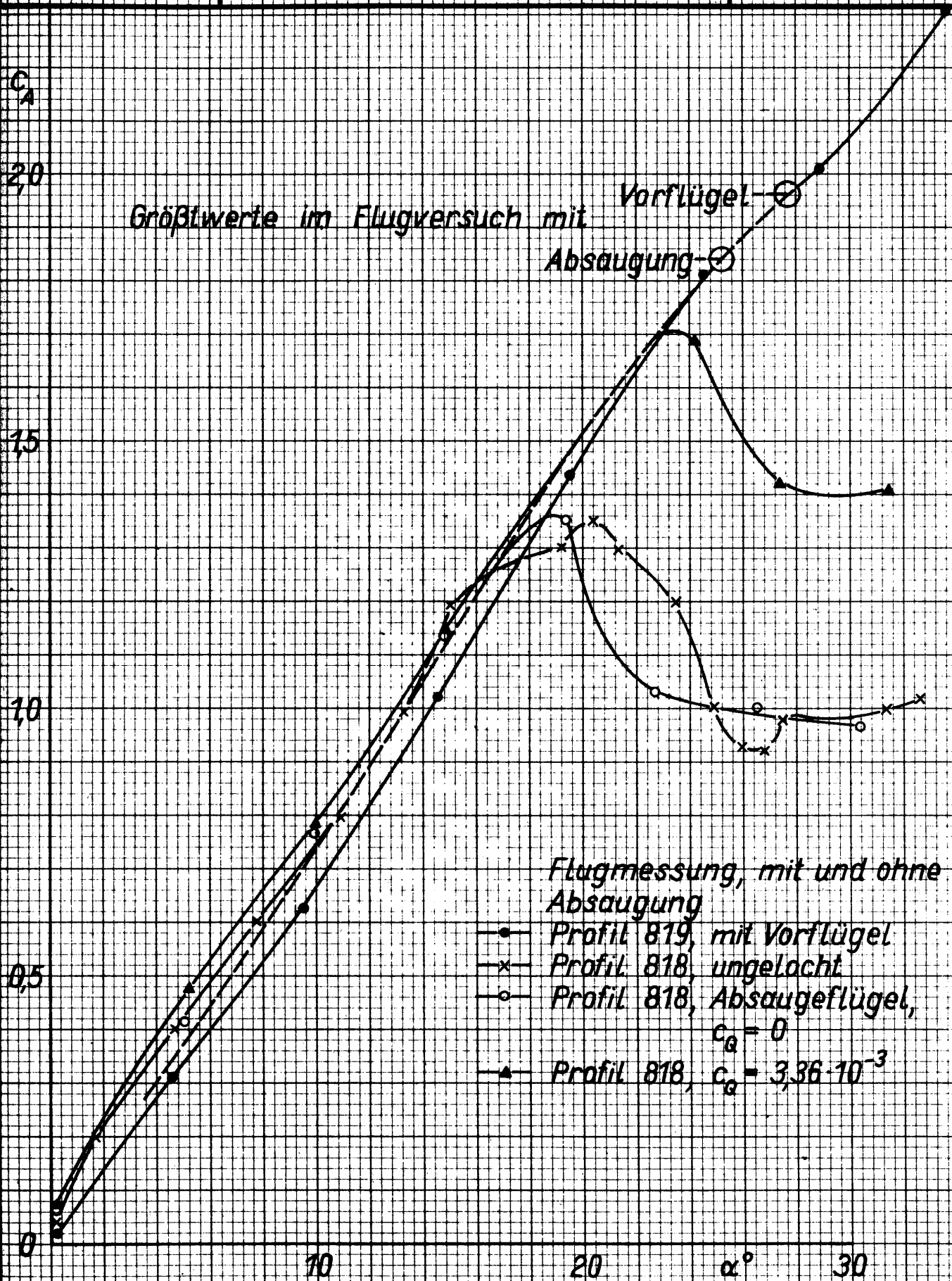


Bild 19: Vergleich der im Windkanal und im Flugversuch gemessenen Auftriebsbeiwerte.