

Auftraggeber: AVA

Übersicht: An dem Flügel eines vorhandenen Baumusters mit zwei Triebwerksgondeln wurden Dreikomponentenmessungen mit und ohne laufenden Schrauben vorgenommen. Sie sollten vorhandene theoretische Ergebnisse über die Formgebung des Kühlerreinlaufs (Vermeidung eines Druckanstiegs vor dem Kühlerblock) im Modellversuch nachprüfen.

Gliederung: I. Allgemeines.  
II. Versuchsdurchführung und Auswertung.  
III. Ergebnisse.

Der Bericht umfaßt:

4 Blatt Text	Seite 1/4
2 Bilder	5/6
21 Lichtbilder	7/8
4 Kurvenblätter	9/12

**Deutsche  
Forschungsanstalt  
für Luft-  
und Raumfahrt e. V.**  
Hist. Archiv  
Bunsenstraße 10  
3400 Göttingen


AERODYNAMISCHE VERSUCHSANSTALT GÖTTINGEN E. V.

Institut Windkanäle

Inst. Leiter:

  
R. Seiferth

Abt. Leiter:

  
Hildenbrand

Bearbeiter:

  
Scherer

### I. Allgemeines.

Das verwendete Modell ist in Bild 1 gezeigt. Es handelt sich um den Flügel des Mitteldeckers Ar 240 C (Modellmaßstab 1:10) mit 2 Gondeln, deren Inneres je einen 4poligen SDM-D-Motor zum direkten Antrieb der Luftschrauben enthielt. Die beiden, gegeneinander austauschbaren Einlaufstücke mit der Andeutung des Kühlerblocks durch eine Widerstandsnachbildung (Druckabfall bei gerader Anströmung gemessen) gibt Bild 2 wieder. Da die Oberflächen der Siebe für Achsial- und Trommelkühler gleich waren, stimmte auch der Druckabfall bei Luftdurchgang etwa überein. Grundsätzlich verschieden waren die beiden Anordnungen in aerodynamischer Hinsicht. Der Einlaufkanal beim Trommelkühler wurde so geformt, daß ein Druckanstieg an der Nabe weitgehend vermieden war (Optimalform), während der Achsialkühler diesen Vorzug nicht aufzuweisen hatte. In der Erweiterung hinter der Luftschraubennabe erfolgte ein ziemlicher Druckanstieg, der Ablösung der Strömung und im weiteren ungleichmäßigen Luftdurchsatz in der Kühlerstirnfläche zur Folge haben mußte. Da der eigentliche Kühler durch ein Sieb ersetzt war, wurde den Schwierigkeiten, die sich im schrägangeblasenen Kühlerblock darbieten, aus dem Wege gegangen. Es sei ausdrücklich darauf hingewiesen, daß die Vorarbeit zu vorliegenden Versuchen im Februar 1943 abgewickelt wurde und dementsprechend nur der Stand der damaligen Forschung berücksichtigt werden konnte. Es ist also nicht Sinn der Untersuchung, gütemäßige Unterschiede zwischen Trommelkühler und Achsialkühler hervorzuheben, sondern vielmehr jener, zu zeigen, wieviel durch Unterdrückung des Druckanstieges vor dem Kühlerblock gewonnen werden könnte, wenn es gelänge, ihn zu verwirklichen.

### II. Versuchsdurchführung und Auswertung.

Die Untersuchung wurde im Freistrahlgang von 2,25 m  $\varnothing$  (K.I.) größtenteils bei einer Reynoldszahl  $R_e \approx 0,53 \cdot 10^6$  (Bezugslänge  $l = 0,226$  m, s.u.) vorgenommen. Da das Modell außerordentlich kennwertempfindlich war (vergl. K.B. 1), wurden die Hauptversuche bei der oben zugrundegelegten Windgeschwindigkeit ( $\approx 31$  m/s) durchgeführt. Die Luftschraubenbeiwerte für den eingestellten Blattwinkel  $\beta_d = 35^\circ$  finden sich in K.B. 4.

Die Kraftmessungen ohne Schrauben erstreckten sich über den Polarenast von  $c_a = 0$  bis  $\approx c_{a\max}$ , jene mit laufenden

Schrauben beschränkten sich auf  $c_a = 0,28$  (Schnellflug) und  $c_a \approx 0,85$ ; die eingestellten Fortschrittsgrade umschlossen mehr oder weniger den Bereich des Schnell- bzw. Vollgasfluges. Die Strömungsaufnahmen mit laufenden Schrauben enthielten einen weiteren dazwischenliegenden  $c_a$ -Wert.

Der Auswertung wurden die im Normblatt DIN L 100 (2. Ausgabe Juli 1939) aufgeführten Bezeichnungen und Vorzeichen zugrundegelegt.

Bezugsgrößen:

Bezugspunkt: Vorderster Punkt der Sehne im Mittelflügel (vergl. Bild 1)

$F = 0,35645 \text{ m}^2 = \text{Flügelfläche}$

$l = 0,226 \text{ m} = \int \frac{l_y^2}{F} dy$ , wobei  $l_y = \text{Profiltiefe im Abstand } y \text{ von der Symmetrieebene}$

$F_p = 0,0908 \text{ m}^2 = \text{Schraubenkreisfläche}$

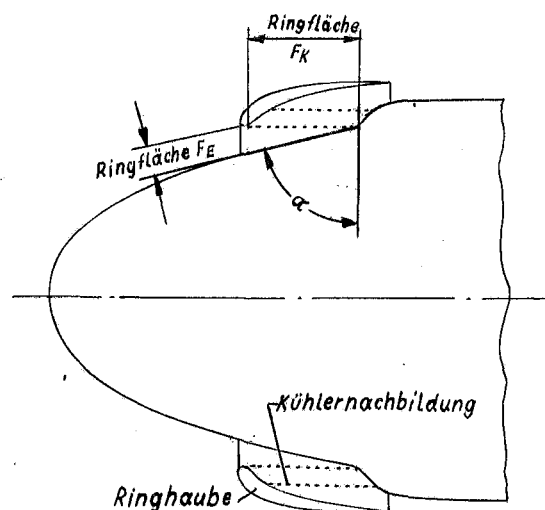
$\beta_d = \text{Blattwinkel in } 0,7 \text{ R.}$

Windkanalkorrekturen wurden, wie üblich, zur Berücksichtigung der endlichen Strahlabmessungen an Widerstand und Anstellwinkel angebracht.

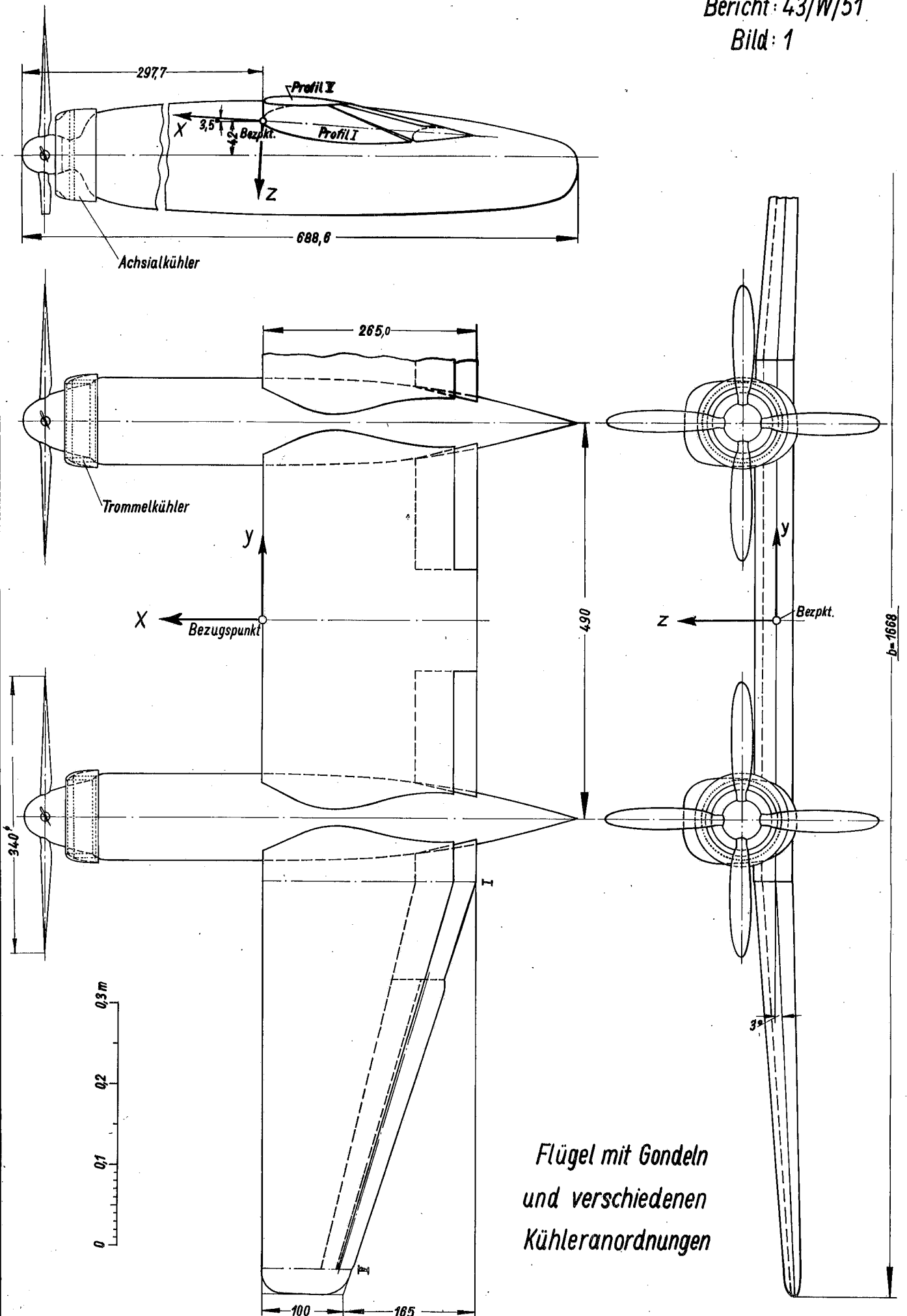
### III. Ergebnisse.

Die Vergleichsmessung am Modell ohne Schrauben (K.B. 2) zeigt nur geringfügige Unterschiede im Widerstand der beiden Anordnungen, welche etwas für den Kühler ohne Druckanstieg (Trommelkühler) sprechen. Bei der Beurteilung der Ergebnisse ist auch die Kleinheit des Modells und die damit verbundene geringe Meßgenauigkeit in Rechnung zu setzen. Viel aufschlußreicher sind in dieser Hinsicht die Strömungsbilder, welche beim Trommelkühler das Anlegen der Strömung an der Nabe im ganzen  $c_a$ -Bereich zeigen, beim Kühler mit Druckanstieg (Achsialkühler) hingegen immer Ablösung. Auch hinter dem Kühleraustritt ist im ersten Fall ein glatterer Strömungsverlauf feststellbar. Die Messung mit laufenden Schrauben zeigt in K.B. 3 eindeutig die Überlegenheit der Optimalform, während die Strömungsbilder, welche hier nur den Strömungsverlauf an der Ringhaube und hinter dem Kühleraustritt wiedergeben, kaum einen Unterschied zeigen; die Übergeschwindigkeit des Schraubenstrahls überstrahlt alle anderen Einflüsse.

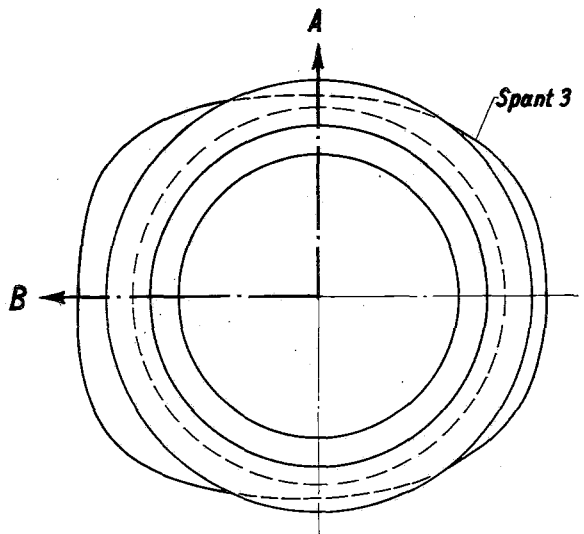
Zusammenfassend läßt sich sagen, daß eine aerodynamisch bessere Form des Kühlerreinlaufs ohne Rücksicht auf die bestehenden Schwierigkeiten im Kühlerblock selbst eine fühlbare Vergrößerung des Schubes ergibt. Für den Fall des Steigfluges käme dies etwa einer Zunahme von  $6 + 7\%$  gleich. Ein Schluß auf die Verhältnisse im Schnellflug verbietet sich, da der eingestellte Blattwinkel zu klein ist;  $k_s$  bzw.  $\eta$  liegen im steil abfallenden Kurvenast und ändern sich stark mit dem Fortschrittsgrad. Leider haben inzwischen weitere Forschungsergebnisse der AVA gezeigt, daß noch Schwierigkeiten anderer Art im Wege stehen. Es ist vor allem die Tatsache, daß das Verhältnis  $F_E/F_K$  (Eintrittsfläche im Kühlerkanal / Stirnfläche des Kühlerblocks) eine ausschlaggebende Rolle spielt. Rechnet man den verbessernden Einfluß der Staffelung des Kühlers mit  $\beta = 45^\circ$  noch ein, so erhält man beim Trommelkühler ( $F_E/F_K = 0,24$  im vorliegenden Fall) mit  $\alpha = 76^\circ$  immer noch eine Verdoppelung ( $c_K \approx 12$ ) gegenüber dem Achsialkühler ( $F_E/F_K = 0,24$   $c_K \approx 6$ ) im Druckabfall der ganzen Anordnung. Dies wäre im Schnellflug weniger von Belang; es führt jedoch im Steigflug zu beträchtlichen Schwierigkeiten infolge Verkleinerung des Luftdurchsatzes. Wollte man den Vorteil der optimalen Nabenform, der sich beim Trommelkühler darböte, verwirklichen, so ginge dies nur auf Kosten des Durchmessers und führte damit zu einer unerwünschten Widerstandsvergrößerung. Es wäre zu prüfen, ob der andere Weg, der durch Einführung einer einheitlichen Nabenverkleidung (Einheitstriebwerk) gezeichnet ist, durch Begrenzung seiner Forderungen (Nabendurchmesserverkleinerung) nicht doch zum Ziele führen könnte.



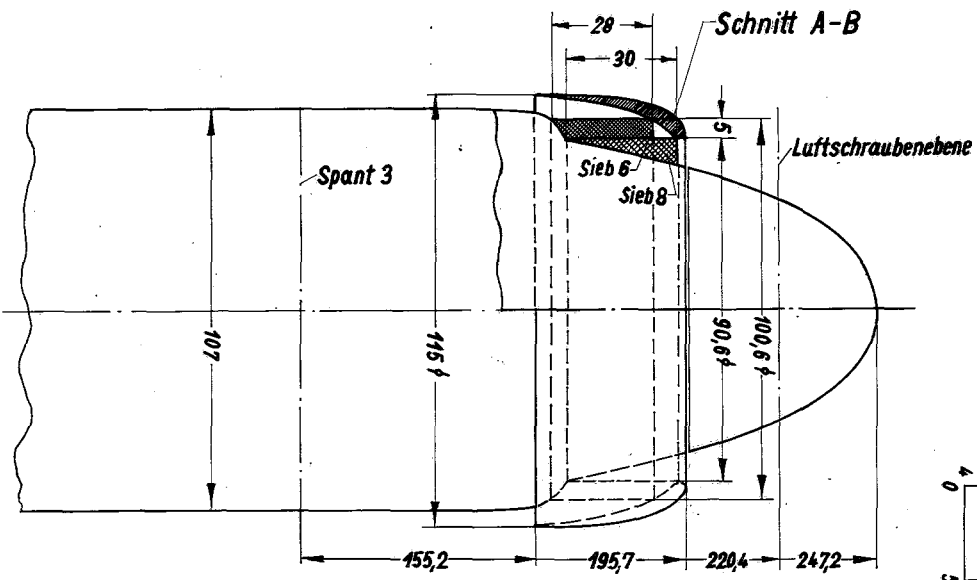
**Bezeichnungen  
beim Trommelkühler**



Flügel mit Gondeln  
und verschiedenen  
Kühleranordnungen

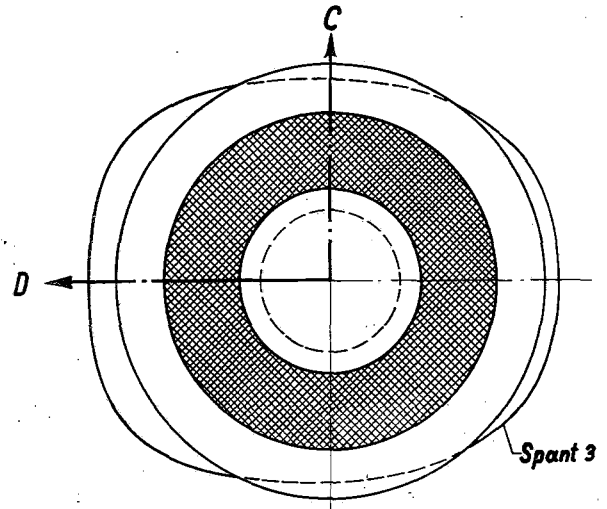
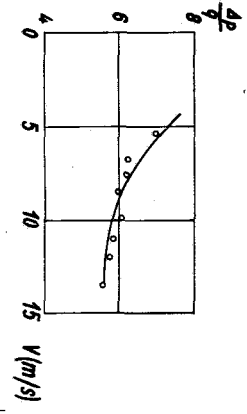


Trommelkühler  $F_E/F_K = 0,24$

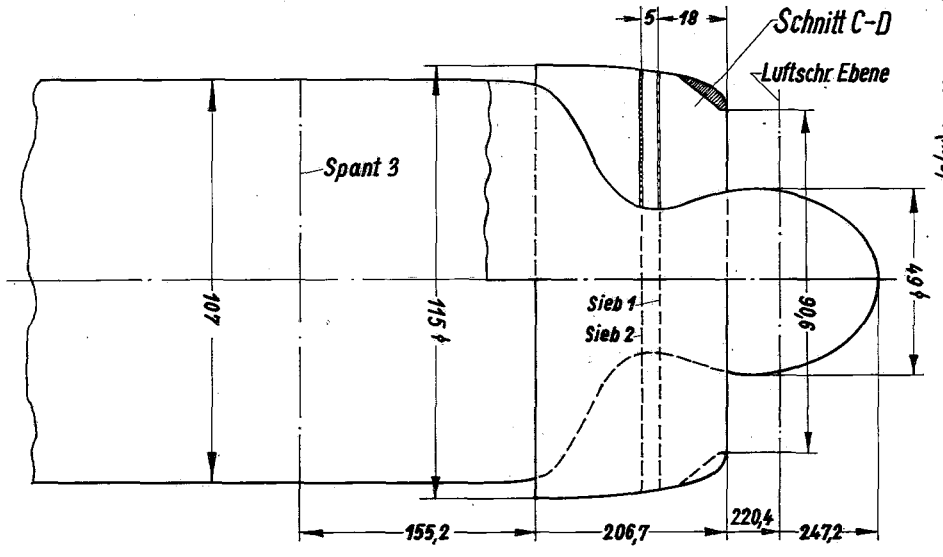


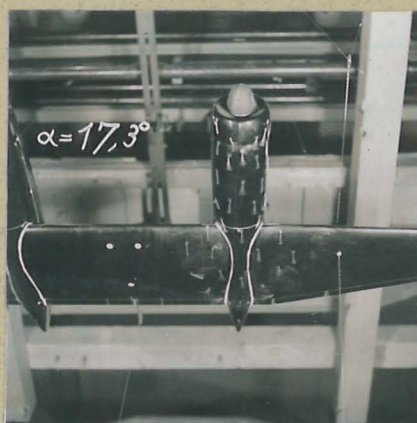
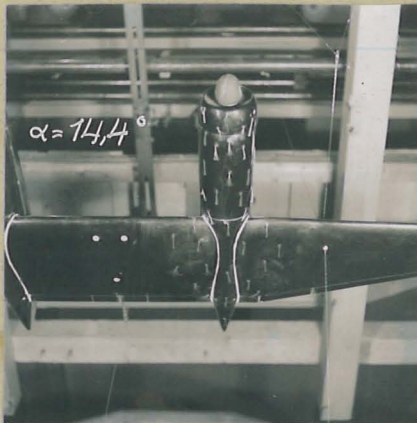
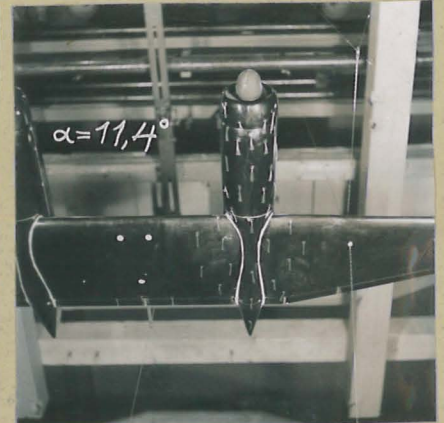
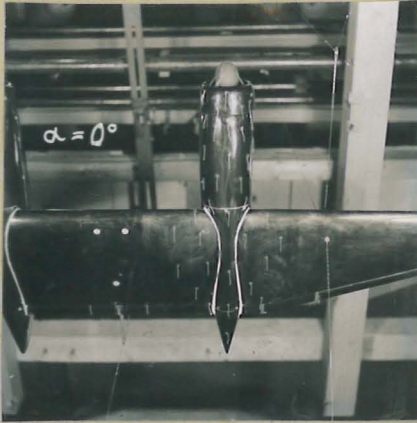
- Sieb 1= 20 M auf 1 Zoll
- Sieb 2= 60 M " "
- Sieb 6= 60 M auf 1 Zoll
- Sieb 8= 20 M " "

Druckverfall der Siebanordnung für die Kühlerachbildung im parallelen Luftstrom



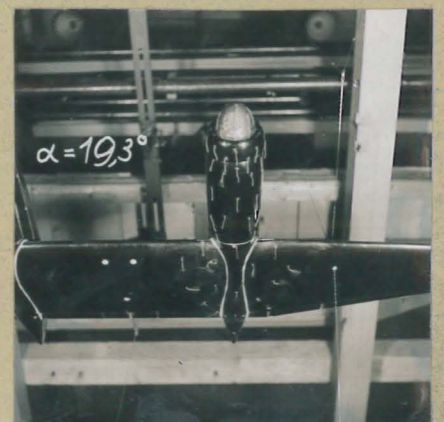
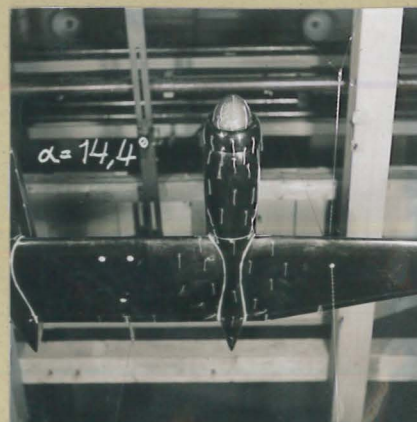
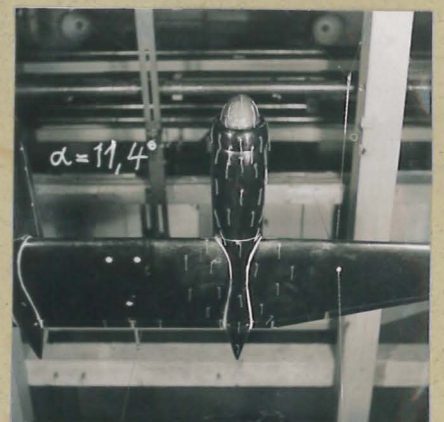
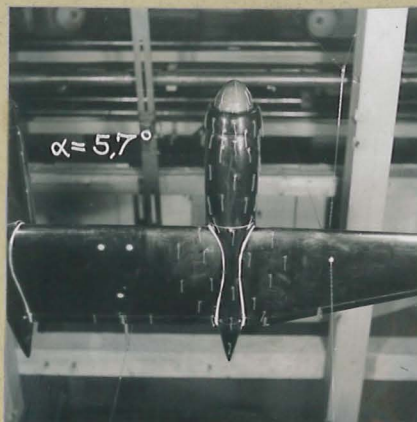
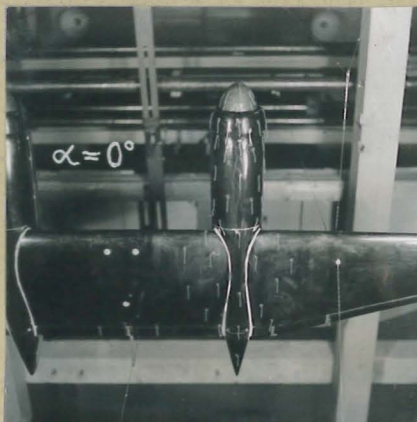
Achsiakühler  $F_E/F_K = 0,54$





Achsiakühler

Trommelkühler

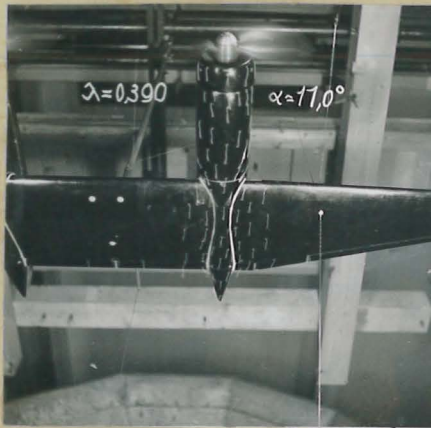
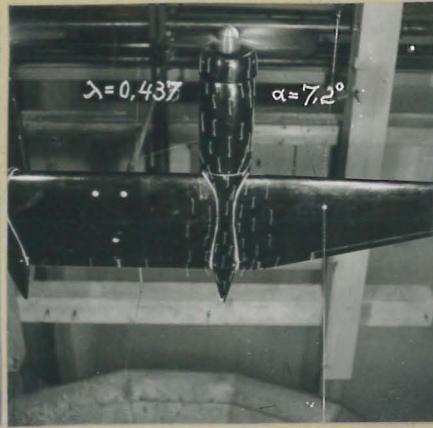
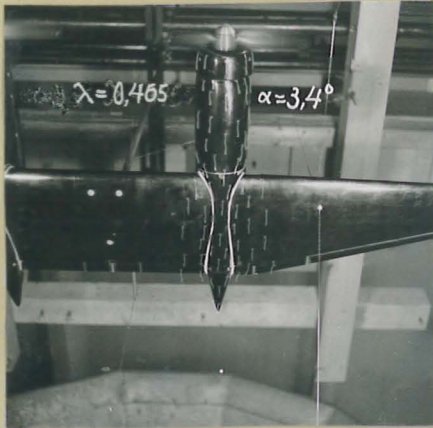


KE  
Mosenig  
Sept 49

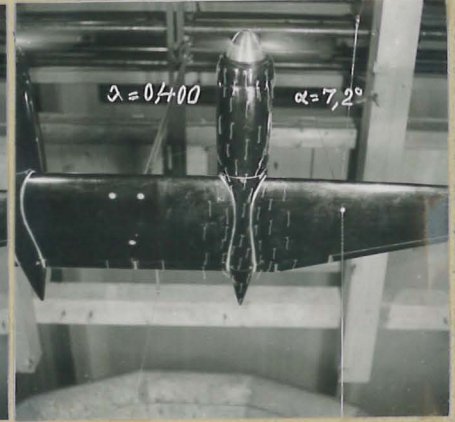
Abteilung: K.I.

Auftraggeber: AVA

Bild Nr.



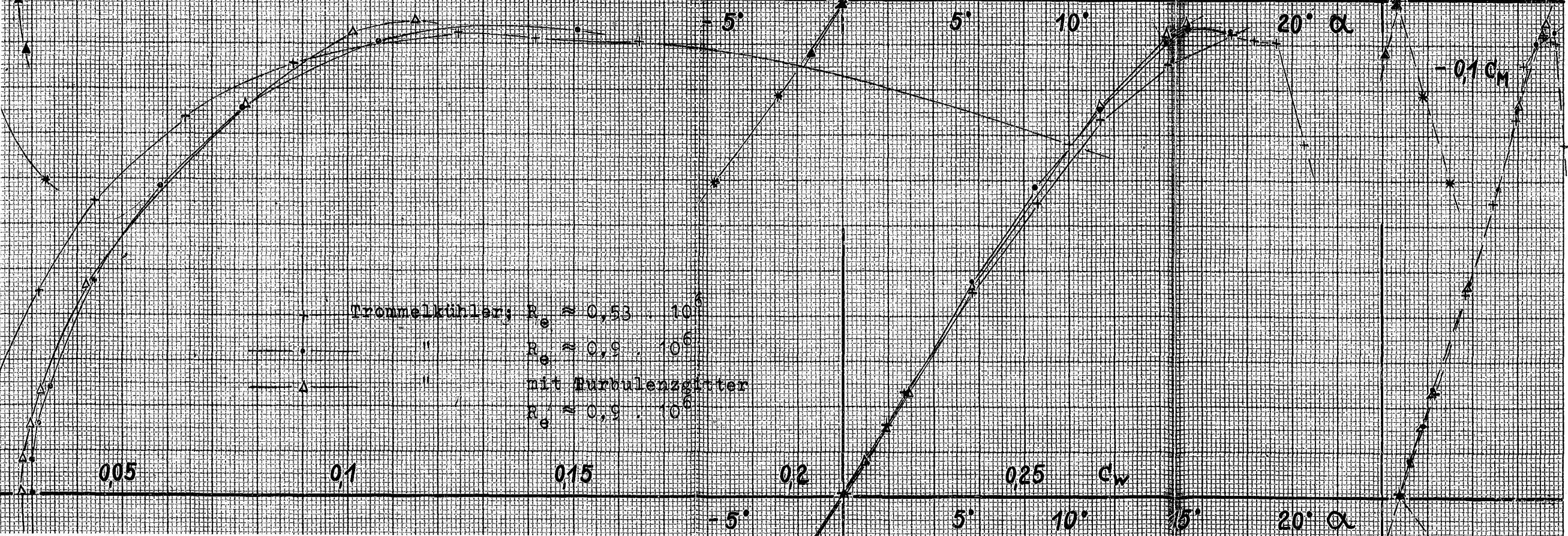
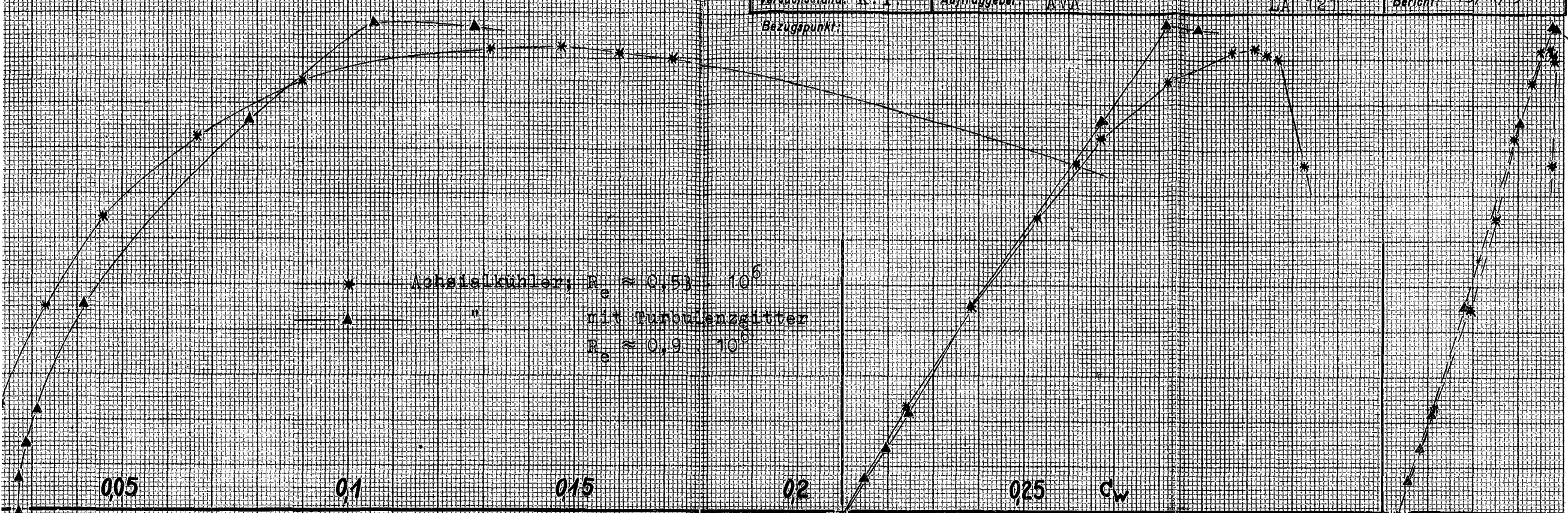
Achskühler



Trommelkühler

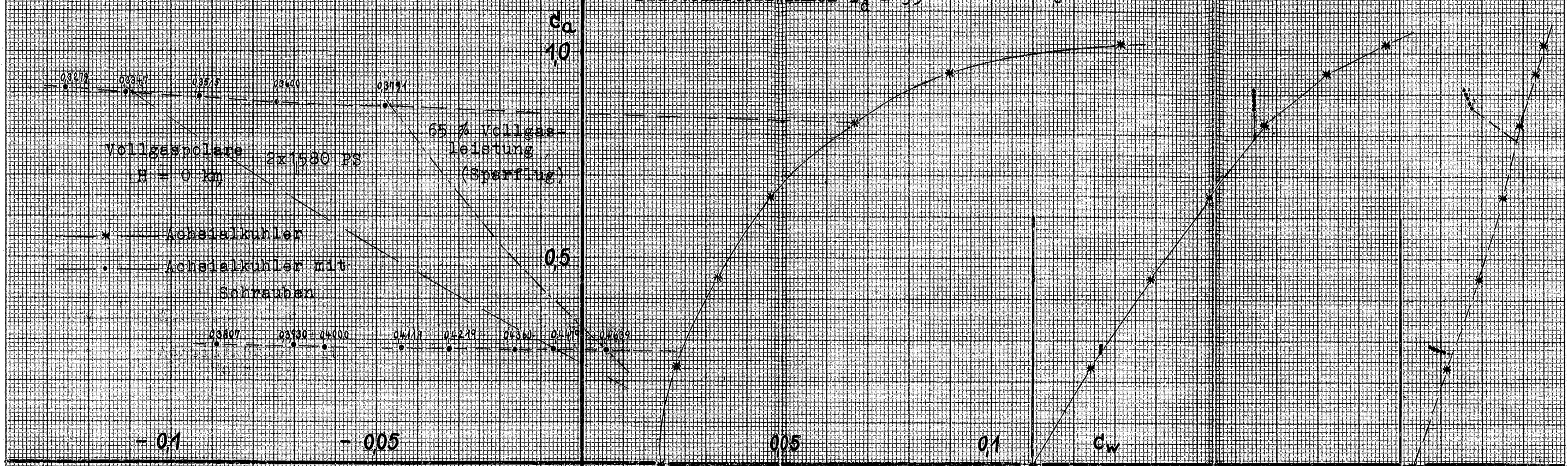
KT  
Wass  
Sept 43

Bezugspunkt:

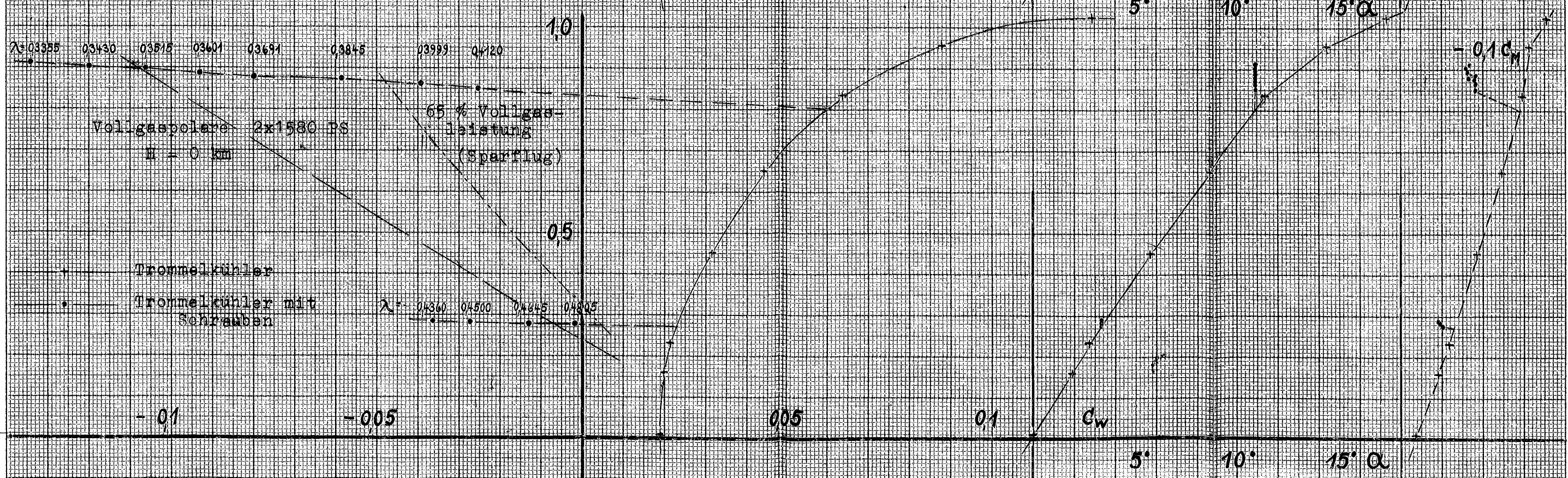


Blatteinstellwinkel  $\beta_0 = 35^\circ$   $R_e \approx 0,53 \cdot 10^6$

61,67,68



62,70

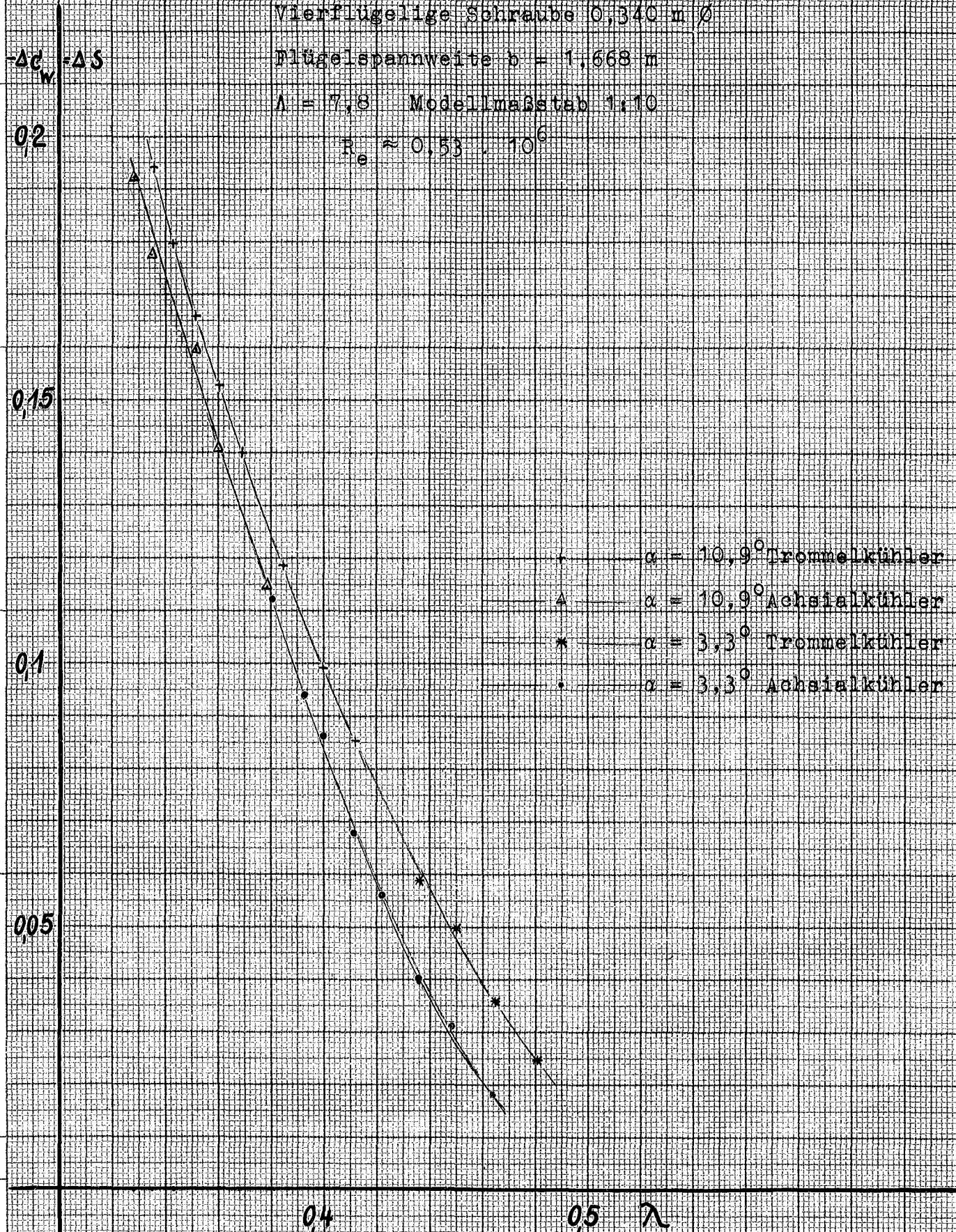


Ti.

Seite 170

K.I. Messung September 1943

Bezugspunkt:



Bezugspunkt:

Freifliegende Schraube  $\alpha_a = 35^\circ$

$h_s \eta$   
 $h_c$

0,0612  
0,0510  
0,0408  
0,0306  
0,0204  
0,0102

0,1  
0,2  
0,3  
0,4  
0,5

