

B e r i c h t  
über  
Temperaturmessungen an den Tragflügeln  
einer Ju 88 mit zwei verschiedenen  
Enteisungsanlagen.

Der Bericht umfaßt 25 Seiten  
mit 21 Bildern  
und 1 Zahlentafel

AERODYNAMISCHE VERSUCHSANSTALT GOETTINGEN E.V.  
Institut für Kälteforschung  
Außenstelle Prag

Der Institutsleiter:  
gez. Ritz

Der Außenstellenleiter:  
gez. Dr. Glaser

Der Bearbeiter:  
gez. Weuthen

Prag, den 15.9.1942.

- 1 -

#### Zweck der Untersuchung:

Die Wirksamkeit zweier Enteisungsanlagen an den Tragflügeln einer Ju 88 A 5 mit Jumo 211 B - Motoren sollte mit Hilfe von Temperaturmessungen bei verschiedenen Flugzuständen untersucht werden.

#### Aufbau der Enteisungsanlage:

Der rechte Flügel des zu untersuchenden Flugzeuges war mit einer Kuto-Nase, dem sog. Sparenteiser, ausgerüstet, bei dem die Enteiserwirkung in der Hauptsache auf dem Prinzip des Trennstreifens beruht. Beim Trennstreifenenteiser soll bekanntlich der größte Teil der verfügbaren Wärme in der Staulinie des Flügels übertragen werden, um hier unter allen Umständen einen Eisansatz zu verhindern, während der übrigen Flügelnase zu beiden Seiten der Staulinie nur so viel Wärme zugeführt wird, daß bewußt eine Eisbildung stattfindet, das Eis aber von Zeit zu Zeit von der Staulinie her unter Einwirkung des Fahrtwindes abplatzt. Auf diese Weise soll vermieden werden, daß das Schmelzwasser am hinteren, kalten Teil des Flügels schlierenförmig wieder anfriert, wie es bei Flügeln mit gleichmäßig stark beheizter Nase häufig der Fall ist.

- 2 -

Der linke Flügel der Ju 88 besaß die normale Ifa-Enteisung, bei der die Warmluft aus dem Nasenraum in der Nähe der Staulinie in einen von Wellblech und der Außenhaut gebildeten Spalt eintritt, die Flügelnause durchströmt, und dann in den hinteren Teil des Flügels abgeführt wird. Das Schema der beiden Verfahren ist aus den Bildern 1 und 2 ersichtlich.

Bild 1: Schnitt durch die Kute-Nase.

- 3 -

Bild 2: Schnitt durch den Flügel mit normaler Ifo-  
enteisung.

Die Erwärmung der Luft fand jeweils in zwei Wär-  
meaustauschern statt, die beide Auspuffstutzenreihen  
eines jeden Motors umgaben. Die Warmluftleitungen  
waren hinter dem Motor zusammengeführt. An dieser  
Stelle befand sich auch eine Schaltvorrichtung, die  
es ermöglichte, die Warmluft zum Flügel abzuschalten  
und ins Freie zu führen.

- 4 -

Dem linken Flügel wurde die Warmluft in einem Stichrohr zugeführt, das ungefähr im ersten Drittel der Flügelänge mündete. Das Stichrohr besaß an der Flügelwurzel einen Drehschieber, so daß ein Teil der Warmluft bereits an der Flügelwurzel zugeführt werden konnte.

Es sei noch erwähnt, daß diese Maschine verlängerte Flügelenden besaß, die nach bisherigen Erfahrungen infolge eines baulich bedingten Stoßes und einer Verengung des Nasenraumes besonders vereisungsgefährdet sind.

#### Meßverfahren und Anordnung der Meßstellen:

Für die Temperaturmessungen wurden Thermoelemente aus Kupfer-Konstantan verwendet. Die Thermokraft wurde mittels eines Diesselhorst-Kompensators in Verbindung mit einem Saitengalvanometer als Anzeigegerät gemessen. (Das Meßverfahren ist in einem früheren Bericht der AVA Göttingen eingehend beschrieben worden.)

Zur Messung der Außentemperatur wurde ein Thermoelement verwendet, dessen Lötstelle im Staupunkt eines kleinen Tropfenkörpers untergebracht war, so daß mit guter Annäherung die statische Außentemperatur zuzüglich der gesamten Stauerwärmung gemessen wurde. Ein Strahlungsschutz sollte Meßfehler durch Einstrahlung vermeiden.

- 5 -

Zur Bestimmung der Wärmemengen wurden am Eintritt in den Flügel jeweils Luftmenge und Temperatur gemessen. Zur Luftmengenmessung war auf jeder Seite ein Prandtlrohr eingebaut, das von der Firma Junkers mit Hilfe eines Gebläses im Stand geeicht worden war.

An den Flügeln selbst wurden in je vier Schnitten Ein- und Austrittstemperaturen der Warmluft, sowie Hauttemperaturen gemessen. Die Meßstellen zur Lufttemperaturbestimmung waren, soweit möglich, von einem Strahlungsschutz umgeben. Im Warmluftspalt war die Unterbringung eines Strahlungsschutzes wegen Platzmangel nicht möglich. Es wurde daher versucht, durch Einlöten der Thermoelemente in dünne Kupferröhren (Bild 2, Meßstelle 9 und 10) möglichst den Mittelwert des Temperaturprofils in einem solchen Spalt zu messen. Zur Bestimmung der Hauttemperaturen dienten Thermoelemente, deren Enden auf wenige hundertstel Millimeter ausgewalzt und auf die Außenhaut aufgeklebt worden waren. Die Anordnung der Meßstellen sowie die Art des Einbaus der verschiedenen Elemente sind aus den Bildern 1 bis 5 zu ersehen.

- 6 -

Bild 3: Anordnung der Meßstellen am rechten Flügel.

Bild 4: Anordnung der Meßstellen am linken Flügel.

- 7 -

Bild 5: Modell der Kuto-Nase mit eingebauten Thermo-  
elementen.

- a) Aufgeklebtes Thermoelement zur Messung der  
Hauttemperatur,
- b) Thermoelement im Strahlungsschutz zur  
Bestimmung der Warmlufteintrittstemperatur,
- c) Temperaturmeßstelle im Spalt.

Durchführung der Messungen und Meßergebnisse.

Die Versuche erstreckten sich auf Messungen in  
drei verschiedenen Höhen bei verschiedenen Leistun-  
gen. Sie wurden im wesentlichen bei Horizontalflug  
im Beharrungszustand außerhalb von Wolken durchge-  
führt. Zum Schluß wurden auch noch die Verhältnisse  
im Steigflug sowie bei Beaufschlagung in Wolken  
kurz untersucht. Mit Rücksicht auf die Vielzahl der

- 8 -

Meßstellen auf jeder Seite wurde zunächst der rechte Flügel mit der Kuto-Nase vermessen und anschließend nach Umklemmen der Meßstellen der linke Flügel untersucht.

Die Zahlentafel am Schluß des Berichtes enthält eine Übersicht über die durchgeführten Meßreihen mit Angabe über Flugzustände, Temperaturen und Wärmemengen. Mehrere Meßreihen wurden wiederholt, wenn infolge böigen Wetters die Meßgenauigkeit nicht ausreichend schien oder sonst Zweifel auftraten.

In den Bildern 6 bis 16 sind dann die gemessenen Temperaturen, und zwar die Übertemperaturen an den einzelnen Stellen gegenüber der Außentemperatur über Spannweite bzw. Flügeltiefe aufgetragen.

Die Höhe der Temperaturen ist abhängig von Motorleistung, Geschwindigkeit und Flughöhe. Bei den Flügen in den beiden unteren Höhen (800 und 2000 m) arbeiten die Motoren mit Bodenladern, bei den Flügen in 4000 m Höhe mit Höhenladern. Die Motorleistungen in verschiedenen Höhen sind aus Bild 17 ersichtlich.

- 9 -

Bild 6 u. 7: Temperaturverteilung über die Spannweite bei  
verschiedenen Leistungen in gleicher Höhe.

- 10 -

Bild 8: Temperaturverteilung über die Spannweite bei verschiede-  
nen Leistungen in gleicher Höhe.

Bild 9: Temperaturverteilung über die Spannweite bei gleicher  
Leistung in verschiedenen Höhen.

- 11 -

Bild 10: Temperaturverteilung über die Tiefe des Flügels  
in 800 m Höhe.

Bild 11: Temperaturverteilung über die Tiefe des Flügels  
in 4000 m Höhe.

- 12 -

Bild 12: Temperaturverteilung über die Spannweite bei ver-  
schiedenen Leistungen in gleicher Höhe.

—————	: p = 1,15 ata,	n = 2300 U/min
-----	: p = 1,08 ata,	n = 2100 U/min
-----	: p = 1,0 ata,	n = 2100 U/min
-----	: p = 0,7 ata,	n = 1800 U/min

- 13 -

Bild 13: Temperaturverteilung über die Spannweite bei gleicher Leistung in verschiedener Höhe.

Bild 14: Temperaturverteilung über die Tiefe des Flügels in 2000 m.

- 14 -

Bild 15: Temperaturverteilung über die Spannweite bei ge-  
öffnetem Drehschieber.

Bild 16: Temperaturverteilung über die Tiefe des Flügels  
bei geöffnetem Drehschieber.

- 15 -

Bild 17: Jumo 211 B, Leistungen in verschiedenen Höhen.

Bei einer näheren Betrachtung der Bilder über die Temperaturverteilung ist zu beobachten, daß einmal der Temperaturabfall zum Flügelende bei beiden Flügeln ganz erheblich ist. Die Warmlufttemperaturen gehen auf rd. die Hälfte der Eintrittstemperaturen zurück. Bei den Hauttemperaturen ist der Abfall längs der Spannweite ganz ähnlich.

Bild 6 zeigt den Temperaturverlauf über die Spannweite bei drei verschiedenen Leistungen in einer Höhe. Die höchsten Temperaturen treten allgemein bei Kampfleistungen auf, bei geringeren Leistungen macht sich der Geschwindigkeits- und damit der Warmluft-

- 16 -

mengeneinfluß stark geltend. So bedingt (von einer bestimmten Grenze ab) eine Leistungsabnahme und damit eine Abnahme an Geschwindigkeit und Luftmenge eine Erhöhung der Eintrittstemperatur und der Lufttemperatur in den ersten Schnitten. Dafür ist dann die Beschickung des Flügelendes um so schlechter.

Bild 9 zeigt in Übereinstimmung mit früheren Messungen an anderen Flugzeugen, daß die Lufteintrittstemperatur in den Enteisern und damit auch die übrigen Temperaturen wegen des mit zunehmender Höhe abnehmenden Luftdurchsatzes steigen.

Die Temperaturverteilung über die Tiefe des Flügels wurde bei der Kante-Enteisung (Bild 10 und 11) in Schnitt II mit Hilfe einer größeren Anzahl von Meßstellen auf der Saugseite genauer untersucht. Die Bilder lassen erkennen, daß in der Nähe der Staulinie, also dort, wo der Warmluftspalt sehr eng ist, die Temperatur fast gleichbleibend hoch ist. Dann folgt ein starker Abfall längs des erweiterten Luftspaltes und dann nochmal eine Temperaturspitze an der Stelle, wo der Spalt durch die in Bild 5 deutlich sichtbare Lechreihe wieder eine Verengung erfährt (Rippenwirkung, Verwirbelung).

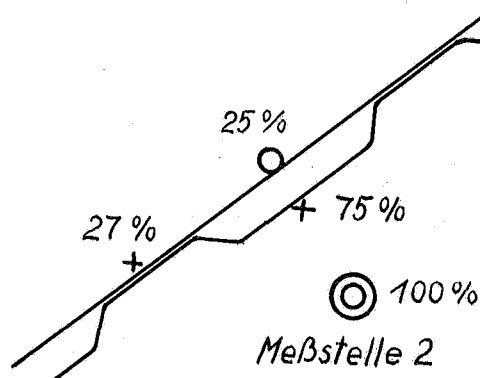
Den in Bild 10 und 11, Schnitt II, Saugseite dargestellten Temperaturverlauf muß man sich entsprechend auch auf der Druckseite und auch in den anderen

- 17 -

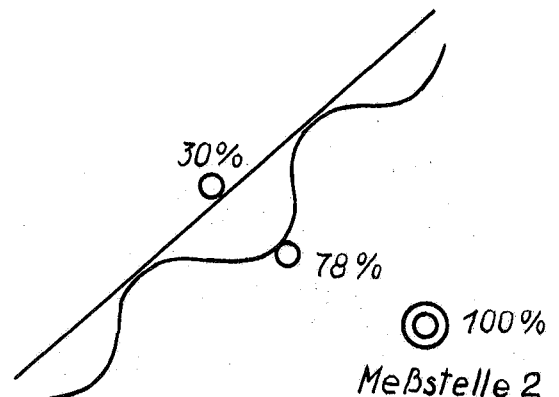
Schnitten vorstellen. Er erscheint nur nicht wegen der geringeren Zahl an Meßstellen.

In den folgenden Skizzen sind die Temperaturverhältnisse an den Warmluftspalten, wie sie in Bild 1 und 2 im Schnitt dargestellt sind, wiedergegeben. Die angegebenen Temperaturen bedeuten Mittelwerte in Prozent der Kammertemperatur im gleichen Schnitt.

Kuto-Nase



Ifa-Enteisung



Die Werte der linken Skizze zeigen, daß die äußeren Hauttemperaturen an der Stelle, wo die beiden Bleche aufeinander liegen und durch Punktschweißung verbunden sind, einen höheren Wert haben, als dort, wo beide Bleche einen Luftspalt bilden, obwohl man wegen der höheren Strömungsgeschwindigkeit im Spalt das Gegenteil vermuten sollte. Der Grund ist darin zu suchen, daß das innere warme Blech dem äußeren an

- 18 -

der Auflagestelle Wärme durch Leitung zuführt. Die Breite der Auflagefläche und die Spaltabmessungen spielen dabei natürlich eine große Rolle.

Bei der Temperaturverteilung am Flügel mit normalem Ifa-Enteiser liegt die Temperaturspitze infolge des langen Strohrohres naturgemäß bei Schnitt II (Bild 12 bis 14).

Leistung und Höhe wirken sich ganz ähnlich aus, wie vorher bei der Kuto-Nase.

Der Einfluß des geöffneten Drehschiebers ist aus Bild 15 und 16 ersichtlich. Durch Vergleich mit Bild 13 erkennt man, daß dem Außenflügel bei geschlossenem Drehschieber erheblich mehr Wärme zugeführt wird, während die Flügelwurzel bei geöffnetem Drehschieber bevorzugt ist. Es zeigt sich also, daß man mit Hilfe von Strohrohren die Temperaturverteilung über die Spannweite erheblich beeinflussen kann, und es erscheint auf jeden Fall zweckmäßig, dem besonders vereisungsgefährdeten Flügelende gesondert einen Teil der Warmluft zuzuführen.

Aus Bild 12 und 14, 15 und 16 geht hervor, daß sich die Warmluft im Schnitt I bei geöffnetem Drehschieber nur um 54 Prozent gegenüber 65 Prozent bei geschlossenem Drehschieber abkühlt. Daraus ergibt sich, daß die Warmluftmenge, die bei geöffnetem Drehschieber den Schnitt I durchströmt, bedeutend größer

- 19 -

ist, als bei geschlossenem. Die Ursache hierfür ist darin zu suchen, daß bei geschlossenem Drehschieber infolge der Injektorwirkung des Stichrohres der statische Druck am Eintritt in die Flügelnase kleiner ist, so daß nur ein verringertes Druckgefälle für den Durchfluß der Warmluft durch den Spalt am Schnitt I zur Verfügung steht.

Die allgemein höheren Temperaturwerte am linken Flügel mit normaler Ifo-Enteisung sind wohl im wesentlichen auf die größeren Wärmemengen zurückzuführen, die vom linken Motor abgegeben werden und die die des rechten um mehr als 25 Prozent übertreffen. Vor allem liegen die Luftmengen erheblich höher. Die größeren Rohrquerschnitte auf der einen und die kleinen Spaltabmessungen auf der anderen Flügelseite dürften dafür die Ursache sein. Der Grund der ungleichmäßigen Wärmeabgabe der beiden Motoren ist in der ärmeren Einstellung der Brennstoffzufuhr des einen, bzw. reicheren des anderen zu suchen. Bekanntlich liegen bei Einspritzmotoren die Temperaturen niedriger, wenn die Brennstoffmenge reich bemessen ist.

Zum Schluß wurden die Temperaturverhältnisse im Steigflug und beim Warmlaufenlassen und Abbremsen am Boden noch kurz untersucht. Der Flugzustand „Steigen“ wurde bei einem Motor dadurch erreicht, daß er bei Horizontalflug stärker belastet, während der andere

- 20 -

gleichzeitig gedrosselt wurde. Die Temperaturverhältnisse sind aus Bild 18 ersichtlich.

Bild 18: Temperaturverteilung über die Spannweite im Steigflug.

Zum Vergleich sind hier die Werte des Versuches 9 (Horizontalflug bei Kampfleistung) eingezeichnet.

Zur Feststellung der auftretenden Höchsttemperaturen, die bezüglich Festigkeit der Bauteile bei Verwendung in den Tropen von Interesse sind, wurden Temperaturmessungen am Boden während des Warmlaufens und Abbremsens der Motoren gemacht, wobei entgegen der üblichen Handhabung die Enteiser am Boden eingeschal-

- 21 -

tet waren. Die Temperaturverhältnisse sind in Bild 19  
wiedergegeben. Es zeigt sich dabei, daß die Tempera-

Bild 19: Eintrittstemperaturen beim Warmlaufen und  
Abbremsen.

turen beim Abbremsen ( $n = 2200$  U/min) weniger hoch  
liegen als vorher beim Warmlaufen ( $n = 2100$  U/min).  
Der Grund ist in der Umschaltung der Brennstoffzu-  
fuhr von „arm“ auf „reich“ zu suchen. Die höchsten  
Temperaturen überhaupt traten auf, wenn nach dem  
Abbremsen das Gas plötzlich weggenommen und so der  
Luftdurchsatz bei heißem Motor stark vermindert  
wurde. Sie betragen  $130^{\circ}\text{C}$  über Außentemperatur.

- 22 -

Nach Abschluß dieser Messungen wurden die Versuche über Temperaturbestimmungen für mehrere Monate unterbrochen. Während dieser Zeit wurde mit der Maschine praktische Vereisung geflogen, was die Zerstörung eines großen Teiles der äußeren Meßelemente zur Folge hatte. Die Meßstellen wurden dann teilweise wieder neu aufgeklebt, jedoch konnten infolge mehrfacher Erneuerung des schadhaft gewordenen Farb-anstriches an der Flügelnase die alten Versuchsbedingungen mit voller Exaktheit nicht wieder hergestellt werden. Zudem war inzwischen von der Firma Junkers an der Kuto-Nase ein Teil der Luftdurchtrittslöcher vom inneren zum äußeren Nasenraum abgedichtet worden, um eine bessere Temperaturverteilung zum Flügelende hin zu erreichen.

Unter diesen veränderten Bedingungen wurden dann einige Temperaturmessungen in Wolken durchgeführt. Es zeigte sich dabei, daß eine homogene Schichtbewölkung, in der es nicht allzu böig ist und die nicht ein dauerndes Kurven erforderlich macht, sehr selten zu finden ist. Erschwerend kam noch hinzu, daß die Außentemperatur nicht wesentlich unter null Grad liegen sollte, da der Flügel mit Rücksicht auf die Meßgenauigkeit und die Festigkeit der Thermoelemente nicht vereisen durfte.

- 23 -

Bild 20: Temperaturverteilung über die Spannweite bei Beaufschlagung in Wolken.

Bild 21: Temperaturverteilung über die Tiefe des Flügels in Schnitt II bei Beaufschlagung in Wolken.

- 24 -

In den Bildern 20 und 21 sind die Temperaturwerte einer Messung in Wolken neben den Werten des Versuchs 8 und einer Messung mit teilweise geschlossenen Durchtrittslöchern außerhalb von Wolken ersichtlich. Die Werte entsprechen den gleichen Flugbedingungen in fast der gleichen Höhe.

Entsprechend den Meßergebnissen in trockener Luft hat das Abdichten eines Teiles der Luftdurchtrittslöcher in der Kute-Nase keine Besserung der Temperaturverteilung zur Folge.

Bei Beaufschlagung liegen die Hauttemperaturen nur etwa halb so hoch wie in trockener Luft. Die Innentemperaturen erfahren kaum eine Abweichung. Diese Werte stimmen mit früheren Messungen und auch den Erfahrungen im Göttinger Kältewindkanal überein.

Über die Wirksamkeit der beiden Enteisungsanlagen kann abschließend gesagt werden, daß die Enteisung nicht bei allen Wetterlagen für die ganze Flügelänge erwartet werden kann. Die Temperaturverteilung über die Spannweite ist in beiden Fällen unzureichend. Die Flügelenden, die wegen ihrer geringeren Profildicke an sich schon vereisungsgefährdeter sind, erhalten gegenüber den Flügelwurzeln erheblich geringere Wärmemengen. Da bei Beaufschlagung die Hauttemperaturen auf etwa die Hälfte absinken, ist an den Flügelenden schon bei wenig unter null Grad liegenden Luft-

- 25 -

temperaturen mit Vereisung zu rechnen. Sofern eine Erhöhung der gesamten Wärmemenge durch bessere Ausnutzung der Abgaswärme nicht möglich ist, wäre eine günstigere Temperaturverteilung über die Spannweite anzustreben, die sich durch gesonderte Zuführung von Warmluft zum Flügelende erreichen ließe. Auf diese Weise dürfte sich die Wirksamkeit der Enteisungsanlagen erheblich steigern lassen.

Die Trennstreifenwirkung bei der Kuto-Nase wird auch nicht in der gewünschten Weise erzielt. Die Temperaturen der Staulinie müßten erheblich höher liegen als diejenigen der übrigen Flügel Nase. Das Ziel, eine voll wirksame Enteisung nach dem Prinzip des Trennstreifens zu erreichen, wird bei Warmluftbeheizung immer schwierig bleiben. Es würde eine Regelvorrichtung erfordern, die die Temperatur der Flügel Nase beiderseits des Trennstreifens den jeweiligen Wetterbedingungen anpaßt.

#### Zusammenfassung:

Der vorliegende Bericht enthält die Beschreibung einer Meßanlage zur Bestimmung von Oberflächen- und Warmlufttemperaturen an zwei Flügeln einer Ju 88 mit zwei verschiedenen Warmluftenteisungsanlagen (Warmluft-trennstreifenenteisung und Warmluft-Innenspülung) und eine Darstellung der Meßergebnisse bei den verschiedensten Flugbedingungen. Im Anschluß daran wird die Wirksamkeit der Enteisungsanlagen besprochen.

Zahlentafel.

Versuch Nr.	Höhe m	Geschwindigkeit km/h	Ladedruck ata	Drehzahl U/min	Eintrittstemp. $t_E$ °C	spez. Gewicht der Warmluft $\gamma_E$	Warmluftmenge $m^3/s$	Wärmemenge $Q$ kcal/h
Rechter Flügel, Kuto-Nase								
1	800	335	1,02	2100	79,4			
2	780	355	1,08	2100	78,3			
3	300	355	1,08	2100	75,2	0,944	2,75	17 000
4	800	360	1,08	2100	76,0	0,903	2,81	16 750
5	800	375/380	1,15	2300	80,2	0,892	3,05	18 900
6	700	335	1,0	2100	77,4	0,904	2,65	16 500
7	740	372	1,15	2300	80,3	0,890	2,98	18 500
8	2000	350	1,08	2100	82,5	0,784	3,06	17 150
9	2050	372/380	1,15	2300	84,9	0,772	3,24	18 400
10	4000	340	1,08	2100	84,0	0,647	3,32	15 650
11	4050	365	1,15	2300	87,3	0,622	3,57	16 800
12	4000	340	1,08	2100	82,6	0,638	3,35	15 400
13	2000	380/395	1,08	2100	73,9	0,825	3,17	16 800
Linker Flügel, normale Ifa-Enteisung								
1	4000	360/370	1,15	2300	95,0	0,634	4,47	23 300
2	4000	350	1,08	2100	89,4	0,628	4,28	20 800
3	250	370/375	1,08	2100	74,7	1,014	3,53	23 300
4	400/330	400/405	1,15	2300	71,0	1,007	3,98	24 700
5	2000	375	1,08	2100	78,6	0,826	3,91	21 100
6	2000	395	1,15	2300	82,9	0,816	4,1	24 100
7	2000	360	1,0	2100	79,5	0,827	3,66	20 800
8	2150	235	0,7	1800	88,4	0,799	2,33	14 350
9	4000	360	1,15	2300	80,5	0,655	3,76	17 200
10	4000	348	1,08	2100	76,0	0,662	3,6	15 700

(Bakenanflug)

Drehschieber am Stichrohr geöffnet  
 (Die Zahlen geben die Mengen an, die hinter dem Drehschieber das Stichrohr noch durchströmen, sie sind also vermindert um den Betrag, der beim Drehschieber austritt.)