Aufgaben und Aussichten des Flugzeug-Verstellpropellers

Autor(en): **Roth, Franz**

Objekttyp: **Article**

Zeitschrift: **Schweizerische Bauzeitung**

Band (Jahr): **125/126 (1945)**

Heft 19

PDF erstellt am: **09.05.2024**

Persistenter Link: https://doi.org/10.5169/seals-83746

Nutzungsbedingungen

Die ETH-Bibliothek ist Anbieterin der digitalisierten Zeitschriften. Sie besitzt keine Urheberrechte an den Inhalten der Zeitschriften. Die Rechte liegen in der Regel bei den Herausgebern.
Die auf der Plattform e-periodica veröffentlichten Dokumente stehen für nicht-kommerzielle Zwecke in Lehre und Forschung sowie für die private Nutzung frei zur Verfügung. Einzelne Dateien oder Ausdrucke aus diesem Angebot können zusammen mit diesen Nutzungsbedingungen und den korrekten Herkunftsbezeichnungen weitergegeben werden.
Das Veröffentlichen von Bildern in Print- und Online-Publikationen ist nur mit vorheriger Genehmigung der Rechteinhaber erlaubt. Die systematische Speicherung von Teilen des elektronischen Angebots auf anderen Servern bedarf ebenfalls des schriftlichen Einverständnisses der Rechteinhaber.

Haftungsausschluss

Alle Angaben erfolgen ohne Gewähr für Vollständigkeit oder Richtigkeit. Es wird keine Haftung übernommen für Schäden durch die Verwendung von Informationen aus diesem Online-Angebot oder durch das Fehlen von Informationen. Dies gilt auch für Inhalte Dritter, die über dieses Angebot zugänglich sind.

Ein Dienst der *ETH-Bibliothek*
ETH Zürich, Rämistrasse 101, 8092 Zürich, Schweiz, www.library.ethz.ch

http://www.e-periodica.ch

Band 126 Der S. I. A. ist für den Inhalt des redaktionellen Teils seiner Vereinsorgane nicht verantwortlich
Nachdruck von Text oder Abbildungen ist nur mit Zustimmung der Redaktion und nur mit genauer Quellenangabe gestattet Nr. 19

Aufgaben und Aussichten des Flugzeug-Verstellpropellers

Von Dipl. Ing. FRANZ ROTH, Forschungsabteilung der Firma Escher Wyss A.-G., Zürich

(Fortsetzung von Seite 203)

7. Leistungs-Bremsung mit fester oder drehzahlregulierter Propellerstellung

Die normale positive Regulierung eines Verstellpropellers ist, wie bereits bemerkt, durch eine sehr grosse Selbstregelung gekennzeichnet. Sie erlaubt einerseits auf eine Rückführung zu verzichten und anderseits die Verstellgeschwindigkeit so zu steigern, dass grosse Drehmomentschwankungen oder starke Geschwindigkeitsänderungen, wie sie z. B. im Luftkampf auftreten, ohne merkliche Drehzahlschwankungen korrigiert werden.

Wie nach der Theorie der Reglerdynamik zu erwarten ist, gibt es auch im positiven Regulierbereich eines Verstellpropellers für die Verstellgeschwindigkeit eine obere Grenze, über der Pendelungen auftreten. Eine Bestätigung ergab sich zufälligerweise bei folgendem Versuch: Bei kleinen Bahngeschwindigkeiten und geringen Motorleistungen sind die Luftkräfte und die Selbstregelung klein. Als ein neu angepasster Propeller mit einer zu grossen Oelpumpe für den Servomotor in Betrieb genommen wurde, traten Pendelungen auf. Sie konnten durch den Einbau einer Blende in die Oelleitung rasch zum Verschwinden gebracht werden. Aehnliche Erfahrungen sind in Amerika gemacht worden, wie aus der Arbeit von *Mc Coy* [6] hervorgeht; sie belegen die Richtigkeit der Theorie.

Wenn im normalen Betrieb der Motor ausfällt, läuft das Triebwerk mit praktisch unveränderter Drehzahl weiter, da die Regulierung sehr rasch den Blattwinkel einstellt, bei dem die Luftkräfte den Motor gegen die Reibungs- und Kompressionswiderstände mit der gewählten Drehzahl in Umlauf halten. Es scheint nun naheliegend, eine ähnliche Anordnung auch im Bereich der Leistungsbremsung vorzusehen, da damit offenbar die Gefahr des Rückwärtsdrehens behoben wäre. Die Aufgabe des Reglers ist auch in diesem Falle das Konstanthalten der Drehzahl. Wenn im Falle der regulierten Leistungsbremsung das Motordrehmoment ausfällt, sinkt die Drehzahl; der Regler spricht an und verändert über das Verstellsystem die Blattsteigung so lange, bis die Stellung im Windmühlenbereich erreicht ist, bei der der Propeller wieder mit der eingestellten Solldrehzahl weiter läuft. Dabei müssen allerdings die Drehzahlabweichungen die umgekehrten Reaktionen im Verstellmechanismus auslösen, als im normalen positiven Regulierbereich; es ist also eine entsprechende Umsteuerung der Reglerimpulse erforderlich. Man kann hier von einer negativen Regulierung sprechen.

Zunächst ist nun zu untersuchen, ob die für die Geschwindigkeitsregelung normalerweise verwendete Verstellgeschwindigkeit, die in der Reglerdynamik meist durch die Schlusszeit des Servomotors ausgedrückt wird, genügt, bei Ausfallen des Motors die Propellerflügel in den Windmühlen-Bremsbereich zurückzudrehen, ohne dass die während dieses Vorganges den Propeller abbremsenden Luftkräfte eine zu starke Verminderung der Drehzahl bewirken. Der hierbei zu erwartende Drehzahlabfall ist offenbar umso grösser, je länger der Rückstellvorgang dauert, je grösser also der negative Blattwinkel beim Bremsen ist. Dieser Winkel ist nun aber umso grösser, je langsamer das Flugzeug fliegt, denn um auch bei kleinen Bahngeschwindigkeiten die volle Motorleistung abbremsen zu können, müssen die Flügel stark negativ angestellt sein. Der zur Rückstellung zurückzulegende Verstellwinkel $\Delta\varphi$ nimmt also mit abnehmender Flugzeuggeschwindigkeit zu, wie das in Abb. 21 dargestellt ist. Dieser Winkel $\Delta\varphi$ ist dabei von der jeweiligen Bremsstellung bis zum positiven Stabilisierungspunkt im Windmühlen-Bremsbereich zu messen. Weiter wird die Drehzahlverminderung beeinflusst durch die Verstellgeschwindigkeit des Servomotors, die, wie erwähnt, 6 bis 8 °/s beträgt und vor allem durch die Wirkung der Luftkräfte, deren verzögerndes Moment in Abhängigkeit des durchzulaufenden Winkels φ aus Abb. 13 bestimmt werden kann. Die Berechnung für das am Schlusse des Abschnittes 4 erwähnte Triebwerk ergibt die durch die Kurven Abb. 21 dargestellten Drehzahleinbussen. Wie zu erwarten war, sind sie bei kleinen Bahngeschwindigkeiten grösser. Sie können aber nicht gefährlich werden, da die Luftkräfte bei Bahngeschwindigkeiten unter etwa 180 km/h nicht mehr genügen, die Reibungs- und Kompressionskräfte des ausgefallenen Motors zu überwinden und ihn nach erfolgtem Stillstand rückwärts in Bewegung zu setzen.

Eine zweite Untersuchung soll die Frage beantworten, ob auch im Bereiche der Leistungsbremsung, also negativer Blattwinkel die Regelung stabil sei. Das hierfür massgebende Kriterium ist die Zeit, in der ein durch eine äussere Störung hervorgerufener Drehzahlausschlag auf den zehnten Teil seines ursprünglichen Wertes abgeklungen ist, sowie die Anzahl der während dieses Abklingvorgangs auftretenden Schwingungen [3].

Für dieses Abklingen sind ausser der Verstellgeschwindigkeit des Servomotors und der Empfindlichkeit des Reglers, das Verhalten des Drehmomentes der Luftkräfte und des Drehmomentes des Motors bei Veränderung der Drehzahl und der Bahngeschwindigkeit zu berücksichtigen; denn diese Momente bestimmen die Selbstregelung. Die zahlenmässige Bestimmung der Abklingzeit und der Anzahl der Ausschläge stützt sich auf die durch Auswägen am Modell bestimmte Charakteristik für negative Blattwinkel, Abb. 18a und 18b; sie ergibt eine wesentlich kleinere Selbstregelung als im positiven Bereich, so dass es unter Umständen nötig werden kann, die Stabilität durch Hinzufügen einer Rückführung zu vergrössern.

Die Leistungsbremsung mit durch den Drehzahlregler eingestelltem Propeller ermöglicht dauernd mit der vollen Motorleistung zu bremsen, und ergibt, namentlich bei höheren Bahngeschwindigkeiten, gegenüber der Bremsung mit einem nur in einer festen Bremsstellung blockierten Propeller eine weitere Steigerung der Bremskräfte, Abb. 22. Grosse Bremskräfte sind nicht nur beim Sturzflug erwünscht, sondern namentlich auch beim Landen. Die dabei erzielbare Verkürzung der Ausrollstrecke ist für einen einmotorigen Tiefdecker mit Heckrad in Tabelle 1 zusammengestellt. Der Apparat weist folgende Daten auf:

Gewicht	2550 kg	Motorleistung	1000 PS
Flügelfläche	8,5 m²	Propellerdurchmesser	3,1 m
Flächenbelastung	300 kg/m²	Landegeschwindigkeit	185 km/h
Völligkeitsgrad des Propellers	0,17		

Wie später gezeigt wird, kann eine Leistungssteigerung (von etwa 10 %) den Startvorgang wesentlich verbessern. Es sind bereits Triebwerke entwickelt worden, die eine solche Leistungssteigerung gestatten. Alsdann würden sie auch bei der

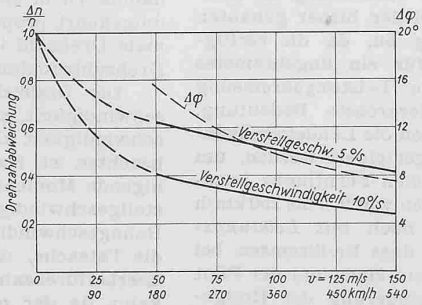

Abb. 21. Grösste verhältnismässige Drehzahleinbusse beim selbsttätigen, durch den Drehzahlregler bewirkten Umschalten von der Leistungsbremsstellung bei Vollast in den Windmühlenbremsbereich bei plötzlichem Ausfallen des Motors. $\Delta\varphi$ zurückzulegender Verstellwinkel

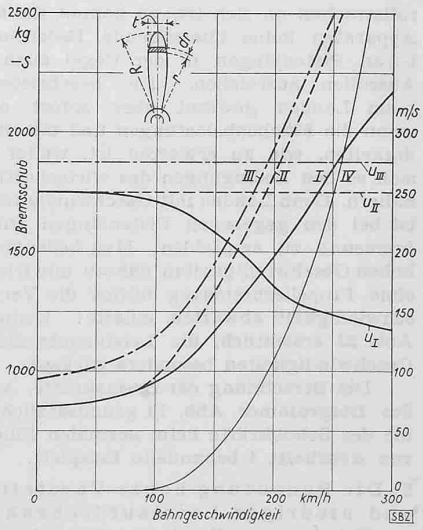

Abb. 22 (rechts). Bremskräfte bei Leistungsbremsung und zugehörige Umfangsgeschwindigkeiten des Propellers. I Feste Bremsstellung, entsprechend voller Motorleistung von 1000 PS bei dem stillstehenden Flugzeug. Bei höheren Bahngeschwindigkeiten nimmt die Umfangsgeschwindigkeit u_I ab, II Drehzahlgeregelte Leistungsbremsung mit normaler Motorleistung 1000 PS. III Drehzahlgeregelte Leistungsbremsung bei erhöhter Motorleistung von 1100 PS und erhöhter Umfangsgeschwindigkeit $u_{III} = 275$ m/s. IV Bremskräfte bei Windmühlenbremsung mit $u = 250$ m/s, zum Vergleich aus Abb. 16 übertragen. Propellerdurchmesser 3,1 m. Völligkeitsgrad des vierflügligen Propellers, d. h. das Verhältnis der vollen Fläche aller Flügel z zu der von der Propellerspitze umschriebenen Kreisfläche ist:

$$\zeta = \frac{z}{\pi R^2} \int_0^R t \cdot r \cdot dr = 0{,}17 \quad (z = 4)$$

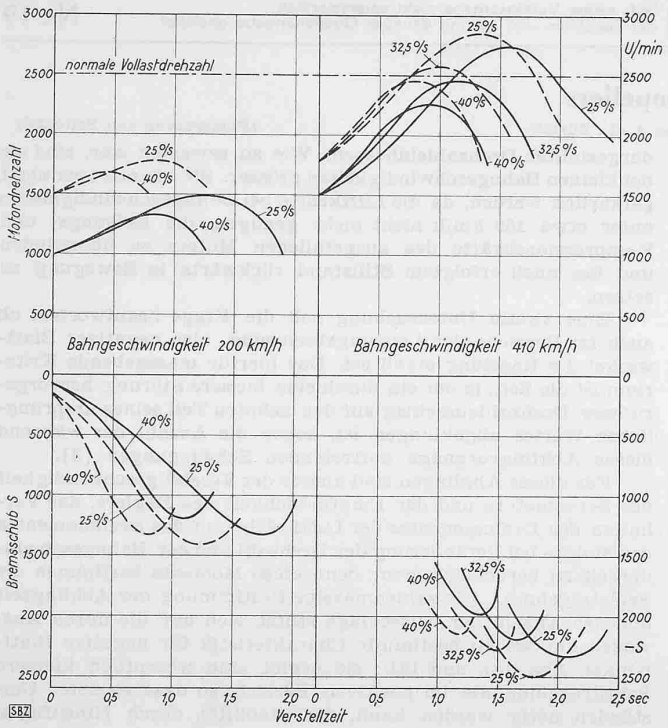

Abb. 23. Drehzahlverlauf und Bremskräfte in Abhängigkeit der Zeit beim Umstellen von Leerlauf auf Leistungsbremsung

Tabelle 1. Ausrollstrecken bei Propellerbremsung in m und in % der Strecken bei Bremsung mit fest eingestelltem Propeller

Bremsart		Propeller allein		Propeller und Rad		Propeller und Rad	
Landegeschwindigkeit	km/h	185		185		222	
		m	%	m	%	m	%
Festeingestellter Propeller		218	100	147	100	203	100
Auf konstante Drehzahl geregelter Propeller	$N = 1000$ PS	205	94	140	95	188	93
	$N = 1100$ PS	187	85,5	131	89	176	87

Landebremsung mit erhöhter Leistung arbeiten und ergäben die in Tabelle 1 an dritter Stelle aufgeführten Ausrollstrecken, entsprechend den durch die strichpunktierte Kurve, Abb. 22, dargestellten Bremskräften. So interessant die Verkürzung der Ausrollstrecken an sich ist, so kommt ihr bei den bisher gebauten Apparaten keine überragende Bedeutung zu, da die verfügbaren Pistenlängen in der Regel auch für ein ungebremstes Ausrollen ausreichen. Die beschriebene Leistungsbremsung beim Landen gewinnt aber sofort allergrösste Bedeutung, wenn die Flächenbelastungen und mit ihnen die Landegeschwindigkeiten, wie zu erwarten ist, weiter gesteigert werden, um sich so den Bedingungen des wirtschaftlichen Fernfluges anzunähern. Denn Landen mit Geschwindigkeiten von 200 bis 250 km/h ist bei den gegebenen Pistenlängen nur noch *mit Leistungsbremsung* zu empfehlen. Man bedenke, dass Radbremsen bei hohen Geschwindigkeiten nahezu unwirksam sind, und der Pilot ohne Propellerbremsung hilflos die Verminderung der Rollgeschwindigkeit abwarten müsste! Demgegenüber ist, wie aus Abb. 22 ersichtlich, die Leistungsbremsung gerade bei hohen Geschwindigkeiten besonders wirksam.

Die Berechnung der Bremskräfte, Abb. 22, erfolgt mit Hilfe des Diagrammes Abb. 13 grundsätzlich in gleicher Weise wie die der Schubkräfte beim normalen Flug (siehe das am Schluss von Abschnitt 4 behandelte Beispiel).

8. Die Bedeutung hoher Verstellgeschwindigkeiten und niedriger Leerlaufdrehzahlen

Bei den amerikanischen Versuchen von Curtiss [9] beanspruchte der Verstellvorgang 5 Sekunden; die Landegeschwindigkeit betrug etwa 160 km/h. In dieser Zeit legte das Flugzeug die Hälfte der Ausrollstrecke zurück. Die langsame Verstellung und die hohe Leerlaufdrehzahl von 1800 U/min hatten zur Folge, dass beim Umschalten in der Luft das Flugzeug durchgesackt ist und eine ziemlich unsanfte Landung erfolgte. Der Vorfall lässt die entscheidende Wichtigkeit hoher Verstellgeschwindigkeiten deutlich erkennen.

Wenn man noch höhere Landegeschwindigkeiten zulassen oder die Leistungsbremsung beim Sturzflug anwenden will, muss der Umschaltvorgang vom positiven in den negativen Verstellbereich sehr rasch erfolgen. Beim Umstellen vom normalen positiven Regulierbereich, also vom Gebiet zwischen Startstellung und Schnellflugstellung, in den Bereich der Leistungsbremsung durchlaufen die Flügel einen Zwischenbereich. Wie aus Abb. 20 ersichtlich, würden sich bei langsamem Durchlaufen dieses Windmühlenbereiches W Werte von u/v und damit Drehzahlen einstellen, die die entsprechenden Werte bei normalem Betrieb um ein vielfaches übersteigen. Dies ist mit Rücksicht auf das Triebwerk, das dabei schwersten Schaden leiden würde, absolut unzulässig. Ausserdem könnten im Gleitflug unerwünschte Störungen auftreten, wie der oben erwähnte Vorfall zeigt, und beim Landen würde ein wesentlicher Teil kostbarer Pistenlänge verloren gehen. Nur durch genügend rasches Durchlaufen des gefährlichen Zwischenbereiches, Abb. 20, und durch Absenken der Drehzahl vor der Verstellung auf eine hinreichend niedrige Leerlaufdrehzahl können diese Nachteile und Gefahren vermieden werden.

Der während des Umschaltvorganges auftretende Drehzahlverlauf lässt sich wie folgt vorausberechnen: Aus der allgemeinen Bewegungsgleichung für die Rotation eines Körpers mit dem Massenträgheitsmoment Θ in kg s² m, der durch ein Drehmoment M_B in mkg beschleunigt wird, und die lautet:

$$M_B = \Theta \frac{d\omega}{dt} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (4)$$

ergibt sich die Differenzengleichung

$$\Delta\omega = \frac{M_B}{\Theta} \Delta t \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (5)$$

Wenn man Vorkehrungen trifft, dass der Zwischenbereich bei stark gedrosseltem Motor, also ohne Leistungsabgabe durchlaufen wird, wirkt als beschleunigendes Moment:

$$M_B = C_d \varrho/2\, v^2 F R = \text{konst. } C_d v^2 \quad . \quad . \quad . \quad (6)$$

analog gilt für den Schub:

$$S = \text{konst. } C_s v^2 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (7)$$

Das Trägheitsmoment des Triebwerkes ist von Fall zu Fall bekannt; für die Leistungsklasse von 1000 bis 1500 PS und vierflügeligen Propeller beträgt es etwa 4 bis 5 kg s² m. Man beginnt die Berechnung unter Annahme einer bestimmten Bahn-Geschwindigkeit v und einer bestimmten Ausgangsdrehzahl n_0, indem man die Kennwerte C_d und C_s den Charakteristiken, Abbildungen 18a und 18b entnimmt. Da sich der Vorgang in ganz kurzer Zeit (1 bis 2 s) abspielt, kann die Bahngeschwindigkeit als konstant angesehen werden. Man wird vorerst eine bestimmte konstante Verstellgeschwindigkeit voraussetzen, und die Umrechnung auf andere Verstellgeschwindigkeiten, die verhältnismässig einfach zu bewerkstelligen ist, nach Bedarf vornehmen. Da die Propellercharakteristik die gleiche bleibt, ist die Drehzahlzunahme Δn in erster Näherung proportional zur Verstellzeit bzw. umgekehrt proportional zur Verstellgeschwindigkeit. Die maximale Drehzahl ist die Summe der Ausgangsdrehzahl n_0 und der Drehzahlzunahme Δn.

Der Drehzahlverlauf hängt nicht nur von der Verstellgeschwindigkeit, sondern in hohem Masse auch von der Bahngeschwindigkeit ab, was namentlich bei der Sturzflugbremsung zu beachten ist. Nach Gleichung (6) wächst nämlich das beschleunigende Moment und damit die Ueberdrehzahl bei gleicher Verstellgeschwindigkeit in erster Näherung mit dem Quadrat der Bahngeschwindigkeit. Bemerkenswert und unangenehm ist dabei die Tatsache, dass mit zunehmender Bahngeschwindigkeit die Leerlaufdrehzahl nicht beliebig weit konstant gehalten werden kann, da der positive, normale Regulierbereich des Propellers begrenzt ist. Wenn der leerlaufende Propeller infolge zunehmender Bahngeschwindigkeit die steilste Flügelstellung erreicht hat, ist das weitere Verhalten gleich wie bei einem Festpropeller, d. h. mit noch weiter zunehmender Bahngeschwindigkeit nimmt die Drehzahl zu. Statt der Drehzahl bleibt alsdann der Fortschrittsgrad konstant. Nun ist aber diese Ausgangsdrehzahl n_0 für die Maximaldrehzahl auch mitbestimmend, so dass bei hohen Bahngeschwindigkeiten die Beherrschung des Verstellvorganges weiter empfindlich erschwert ist. Schliesslich ist die Flughöhe zu berücksichtigen, in der der Verstellvorgang stattfindet, da das beschleunigende Moment proportional zur Luftdichte ist.

Für den Schubverlauf während der Umschaltperiode, der nach Gl. (7) berechnet wird, gelten ähnliche Ueberlegungen. Wenn bei konstanter Verstellgeschwindigkeit die Bahngeschwindigkeit vergrössert wird, nimmt die Ueberdrehzahl und damit der Bremsschub zu. Auch wenn bei konstanter Fluggeschwindigkeit die Verstellgeschwindigkeit vermindert wird, wachsen Dreh-

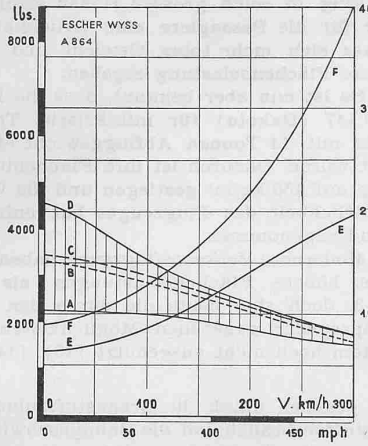

Abb. 24. Schubverbesserung durch Anwenden startverbessernder Mittel: A Schubkräfte eines normalen dreiflügligen Propellers. E entspr. Bremskräfte (Leistungsbremsung), B vierflügliger Propeller mit breiten Flügeln, C normaler dreiflügliger Propeller mit um rd. 10% erhöhter Startleistung und Startdrehzahl und vergrössertem Durchmesser. D dasselbe für einen vierflüglgen Propeller, F zu D entspr. Bremskräfte. Motorleistung 1000 PS

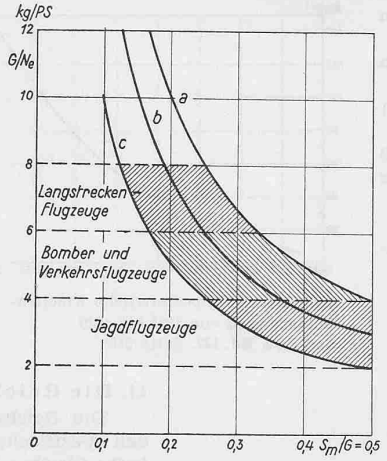

Abb. 25. Klassifizierung der Flugzeuge nach Schubfaktor und Leistungsbelastung
a $S_m/N_e = 2{,}0$ kg/PS
b $S_m/N_e = 1{,}5$ kg/PS
c $S_m/N_e = 1{,}0$ kg/PS

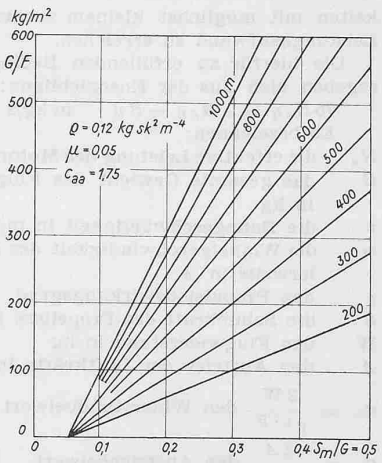

Abb. 26. Für den Start auf Hartbelagpiste zulässige Flächenbelastungen in Abhängigkeit des Schubfaktors bei gegebenen Rollstrecken

zahl und Bremsschub. Die Ergebnisse durchgeführter Differenzen-Rechnungen für zwei verschiedene Bahngeschwindigkeiten zeigt Abb. 23, aus der die Bedeutung hoher Verstellgeschwindigkeiten und niedriger Ausgangsdrehzahlen deutlich hervorgeht. Man kann die Erfordernisse für ein gefahrloses und wirksames Umstellen auf Leistungsbremsung wie folgt zusammenfassen:

1. Grösste Verstellgeschwindigkeit;
2. Tiefste Leerlaufdrehzahl;
3. Automatische Drehzahlregulierung im Bremsbereich.

Bereits die ersten zwei Bedingungen gestatten ein gefahrloses Umstellen des Propellers auf Bremsstellung in der Luft. Der ganze Vorgang spielt sich so rasch ab, dass vom Piloten nur eine kurzzeitige vergrösserte Sinkgeschwindigkeit beobachtet wird. Ob man auch bei Bremslandungen schon in der Luft auf negative Winkel umschalten soll und darf, wird die Erfahrung mit Verkehrsflugzeugen noch zeigen. Ist aber eine Verstellgeschwindigkeit von 40 bis 50 °/s verfügbar, erübrigt sich diese Diskussion, da dann der Verstellvorgang so rasch beendigt ist, dass in keinem Falle eine unnötige Verlängerung der Ausrollstrecke zu befürchten ist.

Für die Rückverstellung in den positiven Regulierbereich ist grundsätzlich die gleiche Verstellgeschwindigkeit erwünscht, wie zur Bremsung. Verläuft die Bremslandung normal, so kann der Pilot nach dem Ausrollen in aller Ruhe den Propeller zurückstellen. Hat er aber bereits in der Luft auf negative Winkel umgestellt und darf trotzdem nicht landen (Hindernisse usw.), so muss der Propeller mit gleicher Verstellgeschwindigkeit wieder zurückgestellt werden. Das gleiche gilt in vermehrtem Masse für die Verhältnisse im Sturzflug.

9. Start

Die Verkürzung der Landestrecke durch die Bremsung mit dem Propeller und die dadurch zulässigen höheren Flächenbelastungen kommen nur dann voll zur Auswirkung, wenn gleichzeitig die Startstrecke in zulässigen Grenzen gehalten werden kann.

Ueber die Verkürzung der Startstrecke durch zweckmässige Anpassung des Triebwerkes haben wir andernorts [12] berichtet. Dort wurde für die Rollstrecke S_R eine einfache Ableitung der bekannten Formel gegeben:

$$S_R = \frac{G}{F} \cdot \frac{1}{\varrho\, g\, c_{a\,a}\,(S_m/G - \mu)} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (8)$$

Hierin bedeuten $c_{a\,a}$ den Auftriebbeiwert im Moment des Abhebens des Flugzeuges vom Boden und S_m den Mittelwert der Schubkraft während des Startvorganges in kg (von der Geschwindigkeit $v = 0$ bis zum Abheben) und μ den Reibungskoeffizienten des Rollvorganges. Die Forderungen an das Triebwerk für das Starten bei hohen Flächenbelastungen können wie folgt zusammengefasst werden:

1. Vergrösserung des Völligkeitsgrades (mehr und breitere Propellerflügel);
2. Erhöhte Startleistung und erhöhte Startdrehzahl (beides um etwa 10 %);
3. Reduzierte Drehzahl im Schnellflug, wodurch der Propellerdurchmesser entsprechend vergrössert werden kann.

Abb. 24 zeigt an einem Beispiel, welche Schubverbesserungen sich durch Erfüllen dieser Forderungen erzielen lassen. Wie aus Gleichung (8) hervorgeht, wird die Startstrecke hauptsächlich durch die Flächenbelastung G/F und durch den Schubfaktor S_m/G beeinflusst, während die von der Konstruktion des Apparates abhängigen Werte $c_{a\,a}$ und μ sowohl für rasche Militärflugzeuge als auch für grosse Verkehrsmaschinen nur wenig von einander verschieden sind. Der Schubfaktor S_m/G kennzeichnet die Eignung des Triebwerkes für das Starten; für Bomber und Verkehrsflugzeuge bewegen sich seine Werte zwischen etwa 0,25 und 0,35, für Langstreckenapparate von etwa 0,18 bis 0,25, Abbildung 25.

Abb. 26 stellt die mit Gleichung (8) berechneten Flächenbelastungen beim Start in Funktion des Schubfaktors für verschiedene, gegebene Rollstrecken dar. Moderne Grossflugplätze verfügen über Rollpisten von 1000 m Länge. Die Anrollstrecke schwer beladener Bomber bei Flächenbelastungen zwischen 250 und 300 kg/m² ist zwar heute noch wesentlich länger, da ihre Triebwerke der Startaufgabe nicht besonders angepasst sind. Ihre Landung bietet hingegen auf grossen Flugplätzen keine wesentlichen Schwierigkeiten, da die Flächenbelastungen dann ganz bedeutend, nämlich um das Bomben- und Brennstoffgewicht, vermindert sind. Bei Verkehrsflugzeugen liegen die Verhältnisse verschieden, da bis zur Landung das Abfluggewicht nur um die Brennstoffzuladung verringert wird. Wenn also z. B. für schwerbeladene Verkehrsflugzeuge eine Rollstrecke von 1000 m zugelassen und ein Schubfaktor von nur 0,3 angenommen wird, könnte die Flächenbelastung ohne Inanspruchnahme äusserer Starthilfen nach Abb. 26 noch wesentlich gesteigert werden. (Nebenbei sei bemerkt, dass die fliegende Bombe bereits eine Flächen-Belastung von nahezu 500 kg/m² aufgewiesen hat.) — Diese höhere Flächenbelastung ist, wie wir noch sehen werden, aus verschiedenen Gründen erwünscht; ihre Anwendung ist heute möglich, nachdem nun die Landeschwierigkeiten durch die Leistungsbremsung mit dem Propeller überwunden sind.

Wie aus Abb. 27 ersichtlich, ist diese Möglichkeit heute noch bei weitem nicht ausgenützt; die Entwicklung schreitet aber im Sinne wachsender Flächenbelastungen rasch vorwärts und es ist eine weitere starke Zunahme auf jeden Fall zu erwarten. Dabei wird flugzeugseitig mit der Weiterentwicklung der auftrieberhöhenden Mittel (wie Landeklappen, Fowler-Flügel usw.) zu rechnen sein, wobei die Grenzschichtabsaugung der Tragflügel auch verwirklicht werden wird. Umso wichtiger werden alsdann die angeführten Massnahmen, die triebwerkseitig zur Verbesserung des Startens und des Landens dienen.

10. Wirtschaftlicher Schnellflug

Die Wirtschaftlichkeit einer Fluglinie ist von vielen Faktoren abhängig, die nicht in dieser Arbeit behandelt werden können. Wir müssen uns darauf beschränken, die wesentlichen Zusammenhänge zwischen Nutzlast, Reisegeschwindigkeit und Leistungsaufwand zu zeigen. An sich ist der Schnellflug unwirtschaftlich, da er viel Leistung aufzehrt. Anderseits bedeuten kürzere Reisezeiten wesentliche, oft ausschlaggebende wirtschaftliche Vorteile. Es handelt sich also darum, höhere Geschwindig-

keiten mit möglichst kleinem zusätzlichem Leistungsaufwand zu erreichen.

Die hierfür zu erfüllenden Bedingungen ergeben sich aus der Energiebilanz:

$$75\, N_e\, \eta = \omega\, M_d\, \eta = S\, v \quad \text{m kg/s} \quad . \quad (9)$$

Es bezeichnen:

N_e die effektive Leistung des Motors in PS
G das gesamte Gewicht des Flugzeuges in kg
v die Bahngeschwindigkeit in m/s
ω die Winkelgeschwindigkeit der Propellerwelle in /s
η den Propulsionswirkungsgrad
S die Schubkraft des Propellers in kg
W den Flugwiderstand in kg
A den Auftrieb der Luftkräfte in kg
$c_w = \dfrac{2\,W}{\varrho\, v^2\, F}$ den Widerstandbeiwert
$c_a = \dfrac{2\,A}{\varrho\, v^2\, F}$ den Auftriebbeiwert
F die wirksame Tragflügelfläche in m²
$\varepsilon = W/A = c_w/c_a$ die Gleitzahl des Flugzeuges
$\varrho = \gamma/g$ die Luftdichte, Abb. 11

Beim stationären Horizontalflug wird $S = W$ und $A = G$ und Gleichung (9) geht über in:

$$\frac{N_e}{G} = \varepsilon\, \frac{v}{75\,\eta} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (10)$$

Der Wirkungsgrad η eines guten Verstellpropellers kann, wie aus Abb. 14a und 14b hervorgeht, in weiten Grenzen als konstant angesehen werden, er scheidet damit aus den weiteren Betrachtungen aus. Alsdann besagt Gleichung (10), dass die pro kg Fluggewicht aufzuwendende Antriebsleistung bei einer gegebenen Fluggeschwindigkeit v proportional der Gleitzahl ε ist. Wirtschaftlich fliegen heisst also mit kleinster Gleitzahl fliegen. Die Gleitzahl ergibt sich aus der Polaren, Kurve I, Abb. 28, die den Zusammenhang zwischen den Werten c_a und c_w wiedergibt.

ε wird durch den in Abb. 28 eingezeichneten Winkel dargestellt, wobei die Masstäbe zu berücksichtigen sind! $1/\varepsilon$ ist der Komplementwinkel und wird durch die Kurve II in Abhängigkeit von c_a dargestellt. Wie man sofort erkennt, ergibt sich für $1/\varepsilon$ bei B', für das betrachtete Flugzeug also bei $c_a = 0{,}6$, ein ausgesprochenes Maximum, bei dem $1/\varepsilon = 16{,}6$ und $c_w = 0{,}036$ betragen. Berechnet man mit diesen Werten nach Gleichung (9) die Flächenbelastungen G/F, so erhält man die Kurven Abb. 29. Der Vergleich mit Abb. 27 zeigt, dass die wirtschaftlichen Flächen-Belastungen bei weitem noch nicht erreicht sind. So weist z. B. das bekannte und immer noch meistverwendete Verkehrsflugzeug Douglas DC-3 für zivilen Einsatz ein Abfluggewicht von 11 Tonnen auf, seine Flächenbelastung beträgt 120 kg/m² und seine Reisegeschwindigkeit in 3000 m Höhe etwa 300 km/h. Der besten Gleitzahl würde eine Flächenbelastung von 190 kg/m² in gleicher Höhe oder bei gleichbleibender Flächenbelastung eine Reisehöhe von 7000 m entsprechen. Beides ist ausgeschlossen, da bei erhöhter Flächenbelastung die zivilen Start- und Landebedingungen nicht eingehalten werden können und anderseits 3000 m die Volldruckhöhe[6]) der Motoren ist. Es lassen sich selbstverständlich Motoren mit 7000 m Volldruckhöhe einbauen;

[6]) Damit wird die Flughöhe bezeichnet, bis zu der der Motor seine volle Leistung abgibt. Bei grösseren Flughöhen sinkt die Leistung wegen geringerer Luftdichte, bei geringerer Höhe wird das Aufladegebläse gedrosselt.

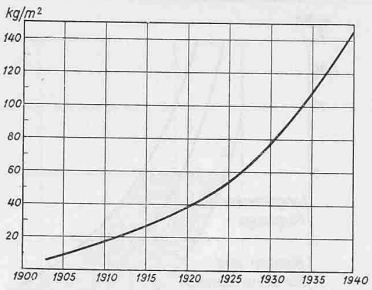

Abb. 27. Durchschnittliche Flächenbelastungen von 1905 bis 1940 aus SBZ Bd. 122, Seite 310

der Flug in solch grossen Höhen erfordert aber für die Passagiere eine Druckkabine, sodass sich mehr totes Gewicht und eine höhere Flächenbelastung ergeben.

Es ist nun aber bekannt, dass die DC-3 als C-47 (Dakota) für militärische Transporte mit 14 Tonnen Abfluggewicht eingesetzt wurde. Dadurch ist ihre Flächenbelastung auf 150 kg/m² gestiegen und die Wirtschaftlichkeit des Flugzeuges hat entsprechend zugenommen.

Modernere Verkehrsflugzeuge haben bereits höhere Flächenbelastungen als die DC-3, doch sind heute die durch den Verstellpropeller gegebenen Möglichkeiten bei weitem noch nicht ausgenützt [13], [14].

11. Die Reichweite

Die Reichweite ist gegeben durch die Brennstoffzuladung, den spezifischen Brennstoffverbrauch und die Bahngeschwindigkeit; für ihre Berechnung gilt die Gleichung (11):

$$s = 270\, \frac{\eta}{\varepsilon\, B}\, ln\, \frac{G_a}{G_e} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (11)$$

Hierin bedeuten s die Reichweite in km, η den Propulsionswirkungsgrad, ε die Gleitzahl, B den spezifischen Brennstoffverbrauch kg/PSh, G_a das Abfluggewicht und G_e das Gewicht am Ende der Reichweite. Die Fluggeschwindigkeit ist indirekt in der Gleitzahl enthalten.

Es zeigt sich auch hier wieder, dass die beste Gleitzahl auch die grösste Reichweite ergibt. Wie aus Abb. 29 ersichtlich, muss mit zunehmender Geschwindigkeit gleichzeitig die Flächenbelastung gesteigert werden, soll der Flug wirtschaftlich sein.

Abb. 30 gibt die nach Gleichung (11) berechneten Reichweiten in Abhängigkeit der Fluggeschwindigkeit für verschiedene Flächenbelastungen wieder, wobei immer die gleiche Brennstoffzuladung ($G_a/G_e = 1{,}25$) angenommen wurde. (Da im Flug das Gewicht langsam abnimmt, bleibt die Gleitzahl nicht genau konstant. Man kann sich aber z. B. vorstellen, dass der Reiseflug auf einer ganz flach steigenden Bahn durchgeführt wird, oder dass anfänglich mit einem etwas zu hohen Auftriebwert geflogen wird, der dann im Flug langsam abnimmt.)

Bei langen Flugstrecken können der Steigflug nach dem Start und der Gleitflug zur Landung vernachlässigt werden. Für jedes neue Flugzeug dürfte der Propeller optimal angepasst werden, so dass es wohl zulässig ist, die Wirkungsgrade nach Abb. 14 in die Gleichung 12 einzusetzen. Der spezifische Brennstoffverbrauch wurde mit 0,2 kg/PSh eingesetzt. Bei abweichender Brennstoffzuladung sind die Werte der Abb. 30 mit dem Korrekturfaktor k, Abb. 31, zu multiplizieren.

Für den Flug bei günstigster Gleitzahl ε ist eine bestimmte *Motorleistung* N_e erforderlich, die sich für den stationären Horizontalflug nach der Gleichung (10) berechnen lässt. Es ist üblich, mit dem Begriff «Leistungsbelastung» G/N_e zu rechnen, in Analogie zum Begriff Flächenbelastung G/F. Aus Gleichung (10) ergibt sich

$$G/N_e = \frac{75\,\eta}{\varepsilon\, v}$$

Setzt man für $1/\varepsilon$ den Maximalwert nach Abb. 28, Kurve II ein, so ergibt sich Kurve I in Abb. 32, die für das betreffende Flugzeug die günstigste Leistungsbelastung in Abhängigkeit der Geschwindigkeit darstellt. Um wirtschaftlich zu fliegen, sollen Fluggeschwindigkeit, Höhe (ϱ) und Flächenbelastung den

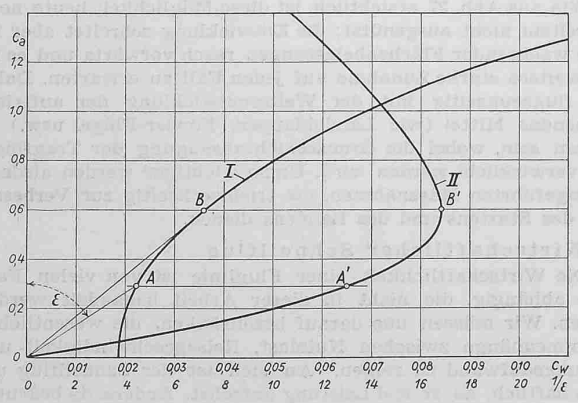

Abb. 28. I Polare eines zweimotorigen Tiefdeckers, II Werte $1/\varepsilon$ in Abhängigkeit von c_a

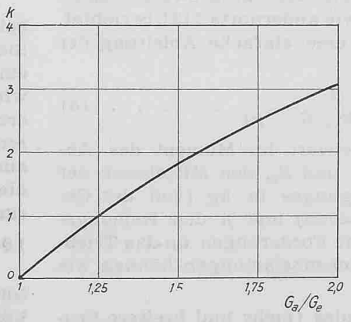

Abb. 31. Korrekturfaktor zur Berechnung der Reichweite nach Abb. 30

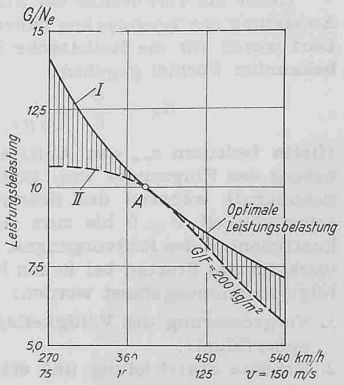

Abb. 32. Leistungsbelastungen: I bei optimaler, II bei konstanter Flächenbelastung

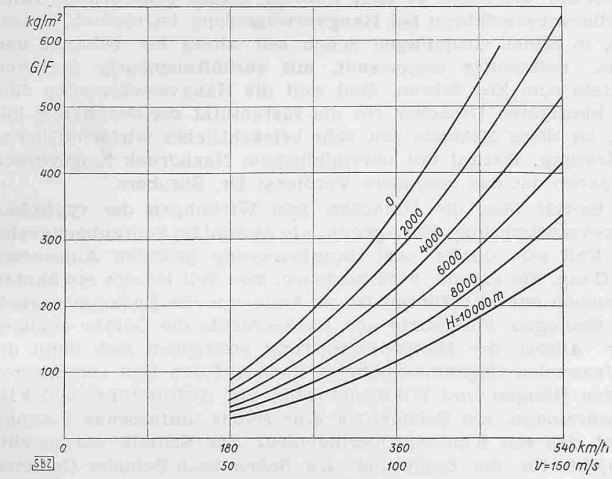

Abb. 29. Optimale Flächenbelastungen in Abhängigkeit der Fluggeschwindigkeit bei verschiedenen Flughöhen

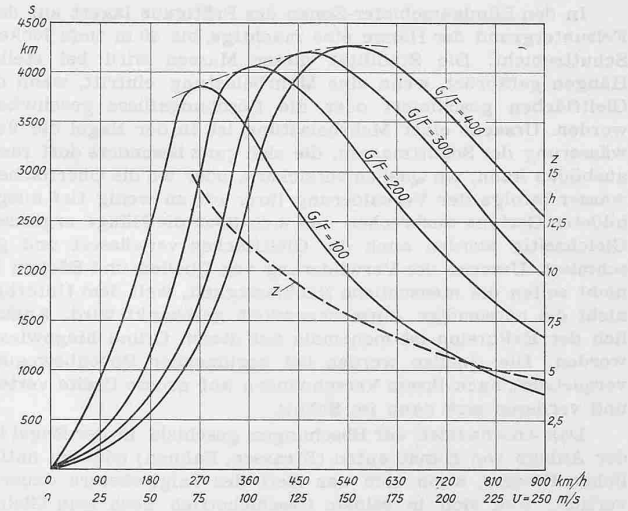

Abb. 30. Reichweiten in Abhängigkeit der Fluggeschwindigkeit bei verschiedenen Flächenbelastungen und fester Brennstoffzuladung; z = Flugzeiten

Kurven Abb. 29 entsprechen, und es ergeben sich alsdann die durch Kurve I, Abb. 32 dargestellten optimalen Leistungsbelastungen. Wird bei einer gegebenen Flächenbelastung (z. B. $G/F = 200$ kg/m²) mit anderer Geschwindigkeit geflogen, so ergeben sich die kleineren Leistungsbelastungen gemäss Kurve II, Abb. 32. Die vertikalen Linien geben den Gewinn an Leistungsbelastung an, der beim Fliegen unter optimalen Verhältnissen zu erzielen wäre.

Es ist klar, dass grössere Geschwindigkeiten grössere Motor-Leistungen erfordern. Dieser Leistungsaufwand ist aber wirtschaftlich nur dann tragbar, wenn die verkürzte Flugdauer weder auf Kosten der Reichweite noch der Nutzlast erzielt wird. Für die gleiche Strecke soll bei kürzerer Flugzeit nicht mehr Brennstoff verbraucht werden. Dies ist aber nur dann möglich, wenn mit gleicher Gleitzahl geflogen wird, was mit steigender Fluggeschwindigkeit auch höhere Flächenbelastungen voraussetzt. (Schluss folgt)

Berghang-Entwässerung

Bericht über eine Exkursion

Durch den Schweizerischen Wasserwirtschaftsverband und die Schweizerische Vereinigung für Landesplanung war für die Zeit vom 4./6. Oktober 1945 zu einer Exkursion ins Prätigau eingeladen worden, um den Teilnehmern das für diese Landesgegend so brennende Problem der Berghangentwässerung vor Augen zu führen und gemeinsam die zu ergreifenden Abwehrmassnahmen zu besprechen. Diese Exkursion war von Fachleuten, zum Teil der eidgenössischen und kantonalen Aemter, von Gemeinden und sozialen Institutionen stark besucht. Die Leitung übernahmen Regierungspräsident W. Liesch und Regierungsrat Dr. A. Gadient. Für die technischen Erläuterungen hatte sich der Geologe Dr. Hans Stauber (Zürich) zur Verfügung gestellt, der auf Grund seiner Lokalkenntnisse und seiner langjährigen Arbeit auf diesem Gebiet in die Ursachen der Hangverwässerungen und in die von ihm entwickelten Methoden zur Bekämpfung dieser Erscheinungen einführte. Land und Leute der besuchten Gegend wurden den Exkursionsteilnehmern durch Oberst M. Thöny (Schiers) in sympathischer und eindringlicher Weise nähergebracht. Diesen Herren, wie auch dem Organisator der wohlgelungenen Veranstaltung, Dr. A. Härry, Sekretär des Schweizerischen Wasserwirtschaftsverbandes, gebührt der Dank der Teilnehmer.

Am ersten Tag führte die Exkursion von Klosters aus ins Schlappintal, dann über Fluh, Gross- und Kleinried, unterhalb der Saaseralpen durch nach Flersch und dem Mühletobel-Rutschgebiet ob Saas nach Saas. Auf diesem Wege konnten die Ursachen von Hangverwässerungen besprochen und typische Versumpfungsstellen und Entwässerungsarbeiten besichtigt werden. Das Mühletobel-Rutschgebiet vermittelte einen ersten Eindruck vom Ausmass der Verheerungen, die durch die Instabilität solcher Hänge verursacht werden.

Am zweiten Tag bot der in Bewegung befindliche Westhang ob Klosters Gelegenheit, die Auswirkung dieser Erscheinung auf Kunstbauten festzustellen. Weiter oben konnten ausgedehnte Vermoorungsflächen (Abb. 1) und ausgeführte Entwässerungen im Drostobel besichtigt werden. Auf der Serneuser Schwendi war der Anriss sichtbar, der das Serneus bedrohende Rutschgebiet an dieser Stelle nach oben begrenzt und wo infolge der Entwässerungsarbeiten nun eine Stabilisierung eingetreten ist; im Abstieg über die Conterser Schwendi nach Küblis führte der Weg noch an auffallend vielen Versumpfungsstellen und ferner am Casolf-Wildbach vorbei, dessen ausgedehnte Verbauung am vorherigen Tage von der andern Talseite aus gut eingesehen werden konnte.

Der dritte Tag brachte eine Wanderung — leider bei sehr ungünstiger Witterung — von St. Antönien aus über die versumpften Hänge von Aschuel ins Rüfengebiet des Schraubachs, dann bei Salfsch vorbei ins ausgedehnte Rutschgebiet bei Schuders (Abb. 2, S. 233). Trotz der ungünstigen Sicht machten die Verwüstungen der bis ganz nahe ans Dorf Schuders herangeschobenen Gefahrenzone einen starken und nachhaltigen Eindruck. Die Hauptanrisstelle befindet sich oberhalb und westlich dieses Dorfes; dort ist der Gehängeschutt im Anriss in den letzten rd. 30 Jahren bis 20 m abgerutscht und befindet sich nun in immer rascherer Bewegung. Im obersten Teil ist das Gelände im Gefolge dieser Bewegung mit Mulden und Höckern durchsetzt — verwüstet — und weiter unten beginnen sich immer mehr Anrisse zu Rüfen zu entwickeln, die die noch bewirtschafteten Hänge und die Zufahrtstrasse mit ihren Kunstbauten gefährden. Bereits vor einigen Jahren hat der Kanton im unteren Teil des Hauptrutsches eine grosse Sperre erstellen lassen, um der Bewegung Einhalt zu gebieten. Ueber die Salgina-Tobelbrücke, deren Widerlager durch die Hangbewegung auch beeinflusst werden, führte der Weg am Bussereiner Rutschgebiet vorbei nach Schiers.

Auf Grund dieser Besichtigungen und der dabei unter den Fachleuten gründlich gepflogenen Aussprache ergab sich folgendes Bild über die Hangverwässerungen, ihre Ursachen, Wirkungen und die zu treffenden technischen Gegenmassnahmen[1]).

[1]) Literatur: Dr. *Hans Stauber:* Wasserabfluss, Bodenbewegung und Geschiebetransport in unseren Berglandschaften; «Wasser und Energie-Wirtschaft» 1944, Hefte 4 bis 5, 7 bis 8, 10 bis 11, auch als Sonderdruck erhältlich.

W. Versell und *Ant. Schmid:* Bericht über Wildbachverbauungen im bündnerischen Rheingebiet zur Sicherung der Rheinregulierung oberhalb des Bodensees; Chur 1928, Buchdruckerei Bündner Tagblatt.

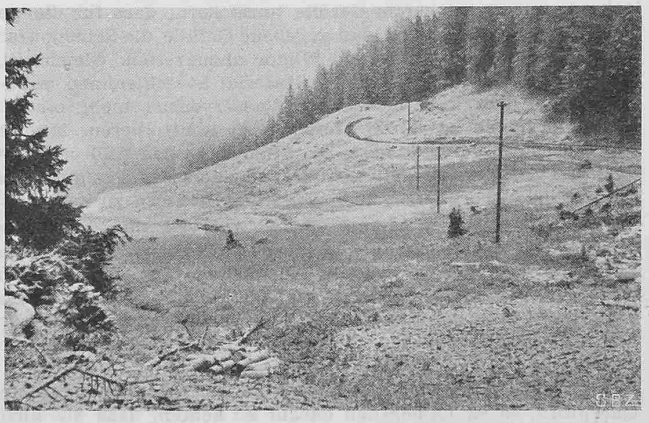

Abb. 1. Vermoortes Wiesland am Westhang ob Klosters (die Vermoorungsflächen entsprechen den dunklen Stellen). Aufnahme 5. Okt. 1945