Drehzahlregelung von Flugzeug-Triebwerken

Autor(en): **Stein, Th.**

Objekttyp: **Article**

Zeitschrift: **Schweizerische Bauzeitung**

Band (Jahr): **127/128 (1946)**

Heft 24

PDF erstellt am: **25.09.2024**

Persistenter Link: https://doi.org/10.5169/seals-83853

Band 127 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. 24

Drehzahlreglung von Flugzeug-Triebwerken

Von Dipl. Ing. TH. STEIN, Escher Wyss A.-G., Zürich

1. Entwicklung von Theorie und Praxis

Während die automatische Reglung ursprünglich nur bei stationären Kraftmaschinen verwendet und auf diesem Gebiet theoretisch untersucht wurde [6], [7] [1]), stellte die zunehmende Automatisierung hauptsächlich auf dem Gebiet der Dampfanlagen neue Probleme [8]. Mit der Einführung der Druck- und Mengenreglung eilte die Praxis der Theorie weit voraus. Einer der Hauptgrundsätze der früheren Reglertheorie wurde umgestossen, der als ähnlich feststehend galt, wie die Unmöglichkeit, das perpetuum mobile zu verwirklichen, nämlich der Grundsatz, dass ein Regler mit Servomotor wegen mangelnder Stabilität unbrauchbar sei, wenn er keine Rückführung hat.

Zunächst konnte man den Grund dafür, dass Druckregler ohne Rückführung auf gewissen Gebieten brauchbar sind, in ganz abweichenden Grundgesetzen ihrer Automatik vermuten. Ganz im Gegenteil gelang es aber auch für sie die gleichen Begriffe wie Anlaufzeit, Ungleichförmigkeit, Schlusszeit einzuführen [8] und sogar allgemein gültige Reglergleichungen aufzustellen [10], [13], die für alle «Niveauregler» wie Drehzahl-, Druck-, Wasserstands- und Temperaturregler gelten.

Die Ursache dafür, dass ein Weglassen der Rückführung bei stationären Kraftmaschinen praktisch unzulässig ist, auf anderen Gebieten dagegen zu einer brauchbaren, vereinfachten Konstruktion führt, die ferner den Nachteil jeder statischen Ungleichförmigkeit beseitigt, wurde in einer als Selbstreglung [10] bezeichneten Gesetzmässigkeit gefunden. Die Selbstreglung tritt auch bei der Drehzahlreglung stationärer Kraftmaschinen auf, aber in so geringem Mass, dass sie unbeachtet blieb, ohne dass eine merkliche Verfälschung des theoretisch berechneten Verhaltens eintrat. Die Selbstreglung würde hier nur in seltenen Ausnahmefällen die Rückführung entbehrlich machen; man hat dies gelegentlich beobachtet [13], ohne eine Erklärung dafür zu suchen.

Ganz anders bei der Drehzahlreglung von Flugzeug-Verstellpropellern [2]. Die 1940 berechneten Grundlagen zeigen einen so überragenden Einfluss der Selbstreglung, dass nach den damaligen Arbeitsbedingungen der Regler ohne Rückführung allen Anforderungen genügte [13]. Die aufgestellten Beziehungen wurden seither verwendet, um die Bedingungen zu berechnen, die sich bei der Landebremsung [3] durch den Escher Wyss-Verstellpropeller ergeben.

Ohne dass bis dahin in der Praxis irgend ein Anhaltspunkt dafür zu finden war, ergab die Theorie [13], dass bei fortgesetzter Steigerung der Verstellgeschwindigkeit des Propellerreglers Pendelungen auftreten müssen, weil dabei die Wirkung der Selbstreglung schwächer wird. Hier eilte die Reglertheorie der Praxis voraus, indem erst 1943 durch einen Zufall bei einem neu angepassten Propeller, dessen Oelpumpe zunächst zu gross war, starke Pendelungen auftraten [2], die in Uebereinstimmung mit der Theorie durch Senken der Verstellgeschwindigkeit zum Verschwinden gebracht werden konnten. Wo aber gesteigerte Anforderungen höhere Verstellgeschwindigkeiten verlangen, und zwar nicht nur bei der Schaltung in Extremstellungen des Propellers [3], sondern auch für die Drehzahlreglung [2], kann nach der Rechnung die Einführung einer Rückführung oder eines Beschleunigungsreglers notwendig sein. Nach neueren Veröffentlichungen aus den U. S. A. [5], führten dort Reglerversuche mit verschiedenen Typen zum gleichen Ergebnis. Hierdurch bestätigt sich, dass die durch das Gesetz der Selbstreglung ergänzte Reglertheorie die Widersprüche mit der Praxis beseitigt, wobei für die Weiterentwicklung eine vorausberechnende Uebersicht gewonnen werden kann.

Für den Düsenantrieb von Flugzeugen [4] werden ebenfalls Drehzahlregler gebraucht. Da hier wie beim Propellerantrieb die Reglertheorie Hinweise dafür gibt, wie die Drehzahlregler am zweckmässigsten auszubilden sind, werden nachfolgend die Grundlagen der früher wiedergegebenen [13] dynamischen Beziehungen dieser Regelvorgänge ausführlich abgeleitet.

[1]) Die Zahlen in eckigen Klammern verweisen auf das Literaturverzeichnis auf Seite 300.

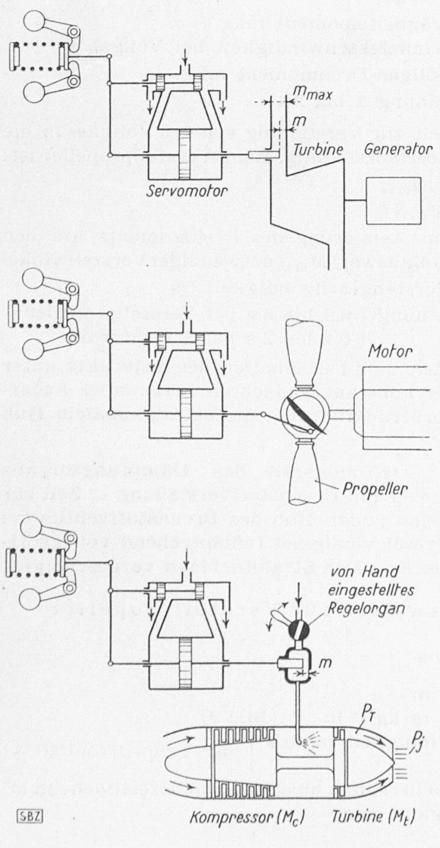


Bild 1 bis 3. Schematische Gegenüberstellung der Drehzahlreglung von Turbinen u. Flugzeug-Triebwerken

Bild 1. **Station. Kraftmaschine.** Der Drehzahlregler passt die Energiezufuhr zur Turbine dem Bedarf des Generators an. m = Servomotorhub, m_{max} = max. Servomotorhub. Selbstreglung vernachlässigbar klein

Bild 2. **Flugzeug-Verstellpropeller.** Der Drehzahlregler stellt den Anstellwinkel der Propellerflügel so steil ein, dass der Propeller unter verschiedenen Flugbedingungen die vom Piloten eingestellte Motorleistung verbraucht, wodurch die Drehzahl konstant bleibt. Starke Selbstreglung

Bild 3. **Strahlturbine.** Der Pilot stellt die Brennstoffmenge von Hand ein. Der Drehzahlregler steuert den Hub m eines Korrekturventils. P_T = mechanische Turbinenleistung, P_j = Strahlleistung (Jet). Schwache Selbstreglung

2. Unterschiede im Einfluss der Selbstreglung

Um das Gemeinsame sowohl als die Unterschiede der neuen und alten Regelaufgaben klarzulegen und zu verhindern, dass Erfahrungen mit stationären Drehzahlreglern zu Fehlschlüssen bei Flugzeugreglern führen, werden zunächst ohne Ableitung von Formeln in den Bildern 1 bis 3 die Schemata eines stationären Reglers, eines Propellerreglers und eines Strahlturbinenreglers einander gegenübergestellt.

Im *stationären Kraftwerk* (Bild 1), ist die Leistung der Turbine reguliert, der Verbraucher, der am Generator hängt, dagegen nicht. Dass man durch einen Regler die Drehzahl in engen Grenzen konstant hält, führte dazu, bei der ursprünglichen Theorie anzunehmen, die geringen vorübergehenden Abweichungen der Drehzahl vom Beharrungszustand hätten keinen Einfluss auf den Verlauf des Regelvorganges. Dies trifft aber in Wirklichkeit nicht zu. Um diesen Einfluss zu erkennen sei angenommen, die Leistung der Verbraucher sei zur Frequenz proportional. Bei einer Steigerung der Drehzahl würde alsdann das Drehmoment des Generators konstant bleiben. Bei unveränderter Servomotorstellung ist aber die *Leistung* der Turbine praktisch konstant; also ändert sich das Drehmoment im umgekehrten Verhältnis zur Drehzahl. Bei einer Oeffnung m des Servomotors, die gegenüber dem Verbrauch um z. B. $\Delta m : m_{max} = 1\,\%$ zu gross ist, würde nach der früheren Reglertheorie die Drehzahl des Maschinensatzes ohne Eingreifen des Drehzahlreglers mit der Zeit ins Unendliche steigen. Tatsächlich käme die Beschleunigung aber durch Selbstreglung zum Stillstand, sobald sich durch eine Drehzahlsteigerung um 1 % (weil die Leistung konstant bleibt) das Turbinendrehmoment um 1 % auf den richtigen Beharrungswert gesenkt hat. Bezeichnen wir als Selbstreglungskonstante

$$e_s = \frac{\text{Abnahme des Drehmomentes in } \%}{\text{Zunahme der Drehzahl in } \%}$$

so ist bei Vollast $e_s = 1$. Die Selbstreglung übt hier, wie man sieht, bei Vollast einen geringen stabilisierenden Einfluss auf den Ablauf des Regelvorganges aus. Es ist aber ein Mangel aller Selbstreglung, dass sie mit sinkender Last kleiner wird, was auf vielen Gebieten ein Versagen von Reglern ohne Rückführung bedingt hat. Wenn der Verbrauch sich null nähert, verschwindet quantitativ auch der stabilisierende Einfluss von Aenderungen des Drehmomentes bei veränderter Drehzahl.

In weit höherem Mass wirkt sich die Selbstreglung beim *Flugzeugpropeller* (Bild 2) aus. Hier nimmt das widerstehende Drehmoment besonders bei hoher Fluggeschwindigkeit mit steigender Propellerdrehzahl viel stärker als quadratisch zu, wobei ausserdem durch den Leichtbau mit sehr viel kleineren Anlaufzeiten von Propeller und Motor zu rechnen ist. Beides zusammen steigert die Wirkung der Selbstreglung. Der äusserlich merkbare Unterschied, dass hier der Drehzahlregler nicht den Energiezufluss zum Motor steuert, sondern durch Verstellen des Flügelwinkels den Energieverbrauch des Propellers, wäre grundsätzlich

Tabelle 1. Zusammenstellung der abgeleiteten Beziehungen für Regler von Flugzeugpropellern und Strahlturbinen

Für die Beurteilung der Brauchbarkeit von Drehzahlreglern hat man sich bisher damit begnügt festzustellen, ob der Regelvorgang stabil ist, d. h. ob nach einer Störung (z. B. Vollastabschaltung) die Abweichungen von der neuen Beharrungslage abklingen oder nicht. Man weiss damit aber noch nicht wie schnell und nach wieviel Ausschlägen der Regelvorgang beendet ist, was besonders bei Flugzeug-Triebwerken bekannt sein muss. Theoretisch dauert der Vorgang unendlich lang und weist unendlich viele Ausschläge auf. Als brauchbares praktisches Kriterium wird die *Abklingzeit* $T_{1/10}$ eingeführt, d. h. die Zeit in der die Drehzahlabweichung auf $^1/_{10}$ ihres Höchstwertes, also praktisch ganz abgeklungen ist (Bild 4), sowie die während dieser Zeit auftretende *Anzahl Ausschläge* $a_{1/10}$. Weiter ist der *grösste relative Drehzahlausschlag* φ_{max} (Uebertouren) eine wichtige Kenngrösse für die Beanspruchung des Triebwerkes. Wir bezeichnen:

$\varphi = \Delta n / n_{0max}$ = relative Drehzahlabweichung von der neuen Beharrungsdrehzahl n_0, bezogen auf den Höchstwert n_{0max}.

$\mu = \Delta m / m_{max}$ = relative Servomotorabweichung von der neuen Beharrungslage (siehe Bild 4), bezogen auf den Vollgasverstellweg m_{max}

A. Allgemein gültige Beziehungen

Bei gedämpften Schwingungen mit der charakteristischen Gleichung zweiten Grades:

$$w^2 + a w + b = 0$$

sind:

die Frequenz: $$q = \sqrt{b - \frac{a^2}{4}}$$

die Periode: $$T = \frac{2\pi}{q}$$

die Abklingzeit: $$T_{1/10} = \frac{4{,}6}{a}$$

die Zahl der Ausschläge: $$a_{1/10} = 1{,}46 \frac{q}{a}$$

die Uebertouren:

bei Verstellpropellern mit plötzlichem Laststoss: $$\varphi_{max} = f_d \frac{\mu_0}{q T_a}$$

bei Strahlturbinen mit plötzlichem Laststoss: $$\varphi_{max} = f_d \frac{k_\mu \mu_0}{q T_a}$$

bei Strahlturbinen mit gedämpfter Schaltung: $$\varphi_{max} = 2 f_d \delta \frac{T_s}{T_d}$$

Darin bezeichnen:

f_d = Dämpfungsfaktor (aus Bild 17 S. 310 zu bestimmen);

μ_0 = Verhältnis der Abweichung der Servomotorstellung Δm_0 im Augenblick, da die Drehzahlabweichung φ zum ersten Mal durch 0 geht, zur Stellungsänderung m_{max} des Servomotors um das Vollgasdrehmoment (siehe Bild 4) $\mu_0 = \Delta m_0 / m_{max}$

Bei plötzlichem Schalten von Leerlauf auf Vollgas ohne gleichzeitige Verstellung der Beharrungsdrehzahl ist einfach $\mu_0 = 1$.

Die übrigen Grössen in den Formeln für φ_{max} werden später definiert. Die einfache Form dieser Formeln folgt aus der Wahl des Nullpunktes für die Zeit als den Zeitpunkt, da φ zum ersten Mal 0 wird. In der ersten Phase, bis dies eintritt, können der zeitliche Verlauf der relativen Servomotorabweichung $\mu = \Delta m / m_{max}$ und die relativen Drehzahlabweichungen $\varphi = \Delta n / n_{0max}$ z. B. durch Differenzenrechnung mit folgenden Formeln bestimmt werden, falls man beim Schalten die Beharrungsdrehzahl ändert:

$$\Delta \mu = \frac{\Delta t}{T_s} \text{ und } \Delta \varphi = -\frac{\Delta t}{T_a} (e_s \varphi + \mu)$$

wobei Δt einen genügend klein gewählten Zeitabschnitt bedeutet. n_{0max} ist die höchste Beharrungsdrehzahl.

B. Charakteristische Regelgleichungen

Ohne Rückführung:

$$w^2 + \frac{e_s}{T_a} w + \frac{k}{\delta T_a T_s} = 0$$

mit starrer Rückführung:

$$w^2 + \left(\frac{e_s}{T_a} + \frac{r}{T_s}\right) w + \frac{k}{\delta T_a T_s} = 0$$

mit temporärer Rückführung:

$$w^3 + \left(\frac{e_s}{T_a} + \frac{r}{T_s} + \frac{1}{T_i}\right) w^2 + \left(\frac{e_s}{T_a T_i} + \frac{r e_s}{T_a T_s} + \frac{k}{\delta T_a T_s}\right) w + \frac{k}{\delta T_a T_s T_i} = 0$$

Beim Verstellpropeller ist: $k = 1$

bei der Strahlturbine ist: $k = k_\mu$

C. Reglerkonstanten

a) Selbstreglungskonstante e_s und Konstante k_μ

Verstellpropeller allgemein:

$$e_s = \left(2 + \frac{\Delta \lambda}{\lambda}\right) \frac{z}{z_n}$$

$\Delta \lambda$ ist aus dem k_d-Diagramm, gemäss Bild 6 zu entnehmen [1]).

[1]) k_d-Diagramm siehe SBZ Bd. 126, S. 201*, Abb. 12.

Verstellpropeller im Leerlauf:

$$e_s = \frac{\Delta k_d}{z_n k_{d\,max}}$$

Δk_d ist aus dem k_d-Diagramm, gemäss Bild 7 zu bestimmen. $k_{d\,max}$ gilt für das Vollgasdrehmoment bei maximaler Drehzahl.

Strahlturbine. Für das Gesamtaggregat Turbine-Kompressor ist:

$$e_s = \frac{\text{Abnahme des Drehmomentes in } ^0/_0}{\text{Zunahme der Drehzahl in } ^0/_0}$$

bei konstanter Stellung des Brennstoffreglers.

Grössenordnung: $e_s \backsim 1$

$$k_\mu = \frac{\text{Zunahme des Drehmomentes in } ^0/_0}{\text{Zunahme der Brennstoffmenge in } ^0/_0}$$

Grössenordnung: $k_\mu \backsim 0{,}3$.

b) Rückführkonstante $r = \dfrac{m_{max}}{m_{1\,max}}$

= Vielfaches des Servomotorhubes m_{max} bei Verstellung um das Vollgasdrehmoment im Verhältnis zum Rückführhub des Servomotors $m_{1\,max}$ der genügt, um den offenen Steuerschieber ganz zu schliessen.

Es gilt speziell:

für Regler ohne Rückführung $r = 0$

für Regler mit starrer Rückführung $r \backsim 1$. Hier bedeutet zugleich:

$$r = \frac{\text{Ungleichförmigkeit zwischen Vollgas und Leerlauf}}{\text{dynamische Ungleichförmigkeit } \delta}$$

für Regler mit beschleunigter temporärer Rückführung $r > 1$

r heisst hier Beschleunigungsgrad

c) Dynamische Ungleichförmigkeit $\delta = \dfrac{\Delta n_{max}}{n_{0\,max}}$

Δn_{max} = Drehzahlabweichung, die zur Oeffnung des Steuerschiebers auf volle Verstellgeschwindigkeit nötig ist;

$n_{0\,max}$ = Höchste Beharrungsdrehzahl;

n_0 = Beharrungsdrehzahl, die konstant zu halten ist, falls diese nicht $n_{0\,max}$ ist.

d) Drehzahlfaktor $z_n = \dfrac{n_0}{n_{0\,max}}$

e) Belastungsfaktor $z = \dfrac{\text{Drehmoment bei Beharrung}}{\text{Drehmoment bei Vollgas}}$

D. Zeitwerte

a) Anlaufzeit $T_a = \Theta \dfrac{\omega_{0\,max}}{M_{max}}$ in s

Θ = Trägheitsmoment mkg s²

$\omega_{0\,max}$ = Winkelgeschwindigkeit bei Vollgas s^{-1}

M_{max} = Vollgas-Drehmoment mkg

Grössenordnung 1 bis 2 s.

b) Schlusszeit T_s = Zeit zur Verstellung von der Vollgas- in die Leerlaufstellung. Beim Verstellpropeller ist:

$$T_s = \frac{\Delta \alpha_{max}}{d\alpha / dt}$$

$\Delta \alpha_{max}$ = zur Aenderung des Drehmoments um den Vollgaswert M_{max} notwendiger Verstellwinkel

$d\alpha/dt$ = Verstellgeschwindigkeit °/s

Grössenordnung für T_s: 0,5 bis 6 s bei Verstellpropeller; 0,1 bis 2 s bei Strahlturbine

c) Isodromzeit T_i = Zeit zum Durchlaufen des Katarakts unter dem Einfluss der konstant gedachten maximalen Federkraft der Temporärrückführung, die bei maximalem Hub entsteht.

d) Dämpfungszeit T_d = Oeffnungszeit des Dämpfungsorgans zwischen Schalthebel und Brennstoffverstellung = Zeit zur Verstellung um den vollen Hub des Brennstoffventils bei grösster Verstellgeschwindigkeit (entsprechend voll geöffnetem Steuerschieber). Für Strahlturbinen vorgeschlagen.

E. Flugtechnische Werte für Verstellpropeller

$$k_d = \frac{2M}{\varrho u^2 F R}; \quad \lambda = v/u$$

M = Drehmoment kg m

ϱ = Dichte der Luft in kg s² m⁻⁴ (Bild 9)

u = Umfangsgeschwindigkeit in m/s } der Propellerspitze

R = Radius in m } der Propellerspitze

$F = \pi R^2$ von der Propellerspitze umschriebene Kreisfläche in m²

v = Fluggeschwindigkeit m/s

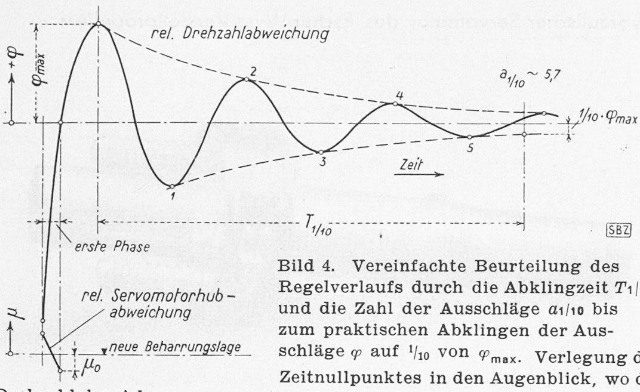


Bild 4. Vereinfachte Beurteilung des Regelverlaufs durch die Abklingzeit $T_{1/10}$ und die Zahl der Ausschläge $a_{1/10}$ bis zum praktischen Abklingen der Ausschläge φ auf $^1/_{10}$ von φ_{max}. Verlegung des Zeitnullpunktes in den Augenblick, wo die Drehzahlabweichung zum ersten Mal 0 wird, gibt einfache Formeln für die Uebertouren.

belanglos. Nur zwingt die Tatsache, dass hier das Drehmoment des Propellers gleichzeitig vom Verstellmechanismus und der sich selbstregelnd einstellenden Drehzahl abhängt, zur komplizierteren Methode einer partiellen Differentialrechnung.

Beim *Strahlantrieb* (Bild 3) wird wie bei stationären Kraftmaschinen die Energiezufuhr zur Turbine vom Drehzahlregler gesteuert. Sieht man von Wirkungsgradunterschieden ab, so bewirkt eine Drehzahländerung bei unveränderter Servomotorstellung bei der stationären Turbine (Bild 1) praktisch keine Aenderung der Turbinenleistung und beim Flugzeugpropeller (Bild 2) keine Aenderung des Motor-Drehmomentes. Dagegen verändert bei der Strahlturbine (Bild 3) eine Drehzahländerung nicht nur das Drehmoment des Verbrauchers, also des Kompressors. Auch bei gleichbleibender Brennstoffzufuhr ändert sich das Turbinendrehmoment, weil von der Brennstoffenergie bei dem sich ändernden Kompressordruck ein anderer Prozentsatz auf die Strahlenergie P_j entfällt, also der Turbine entzogen wird. Deshalb wird nachfolgend für das Aggregat Turbine-Kompressor von den Kennzahlen k_μ und k_φ ausgegangen, die angeben, wie der Momentenüberschuss von Reglerstellung und Drehzahl abhängt. Diese Zusammenfassung von Arbeitsmaschine und Kompressor zu einer Einheit stellt die Beziehungen her, wie sie beim Kolbenmotor ohnehin gelten, weil hier Arbeitsleistung und Kompression zeitlich nacheinander im gleichen Zylinder stattfinden. Es zeigt sich, dass für das Aggregat Turbine-Kompressor das Drehmoment mit zunehmender Drehzahl der Grössenordnung nach nur einfach proportional abnimmt, wie dies bei stationären Turbinen der Fall ist. Bei gleich grosser Schlusszeit des Reglers ist die Selbstreglung aber stärker als für stationäre Turbinen, weil wegen Leichtbau die Anlaufzeit der Strahlturbine fast zehnmal kleiner ist.

3. Verstellpropeller

a) Beschleunigungsgleichung

Unter der Annahme, dass beim Regelvorgang das Motordrehmoment M_o konstant bleibt, auch wenn die Drehzahl n sich ändert, beschleunigt der Drehmomentüberschuss $M_o - M_p$ (M_p = widerstehendes Moment des angetriebenen Propellers) die Winkelgeschwindigkeit ω des Propellers (Θ = Trägheitsmoment aller rotierenden Massen bezogen auf die Propellerwelle) nach dem

$$\textit{Drallsatz:}\ M_o - M_p = \Theta \frac{d\omega}{dt} \quad . \; . \; . \; . \quad (1)$$

Um den Verlauf des Regelvorganges zu überblicken, interessieren nur die Abweichungen der momentanen Werte von der Beharrungslage. Da M_o konstant ist, wird die Abweichung $\Delta M_o = 0$. Für die Winkelgeschwindigkeit ω kann man setzen: $\omega = \omega_0 + \Delta\omega$; wobei ω_0 den konstanten Beharrungswert und $\Delta\omega$ die Abweichung hiervon bedeuten.

Da ω_0 konstant ist, gilt $d\omega = d(\Delta\omega)$.

$$\Delta M_p = -\Theta \frac{d}{dt}(\Delta\omega) = -\Theta \frac{d\omega}{dt} \quad . \; . \; . \; . \quad (2)$$

Unter dem Einfluss eines konstanten Vollast-Drehmomentes M_{max} wird die Maschine in der «Anlaufzeit» T_a vom Stillstand auf die volle Beharrungsdrehzahl $\omega_{0\,max}$ beschleunigt, wobei nach *Stodola* [6] folgende Beziehungen gelten:

$$\left(\frac{d\omega}{dt}\right)_{max} = \frac{\omega_{o\,max}}{T_a}$$

$$M_{max} = \Theta \left(\frac{d\omega}{dt}\right)_{max} = \Theta \frac{\omega_{o\,max}}{T_a} \quad . \; . \; . \; . \quad (3)$$

Hieraus ergibt sich die

Anlaufzeit: $T_a = \Theta \dfrac{\omega_{o\,max}}{M_{max}}$ Grössenordnung 1 bis 2 s.

Aus den Gleichungen (2) und (3) ergibt sich:

$$\frac{\Delta M_p}{M_{max}} = -\frac{\frac{d\omega}{dt}}{\omega_{o\,max}} T_a$$

Rechnet man auch bei der Drehzahl n mit den Abweichungen Δn von der Beharrungslage n_0, so wird, weil n_0 konstant ist:

$$\frac{d\omega}{dt} = \frac{dn}{dt} = \frac{d(n_o + \Delta n)}{dt} = \frac{d}{dt}\Delta n$$

$$\frac{\frac{d\omega}{dt}}{\omega_{o\,max}} = \frac{\frac{dn}{dt}}{n_{o\,max}} = \frac{d}{dt}\left(\frac{\Delta n}{n_{o\,max}}\right) = \dot{\varphi}, \text{ wobei } \varphi = \frac{\Delta n}{n_{o\,max}}$$

Hiermit folgt die

$$\textit{Beschleunigungsgleichung:}\ \frac{\Delta M_p}{M_{max}} = -T_a \dot{\varphi} \quad . \; . \; . \quad (4)$$

Das Drehmoment M_p des Propellers ist [2]:

$$M_p = c\, k_d(\alpha, \lambda)\, u^2 \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (5)$$

hierin bezeichnen:

$k_d = \dfrac{2 M_p}{\varrho\, u^2 F R}$ = dimensionsloser Momentbeiwert[2]);

v Fluggeschwindigkeit in m/s;
u Umfangsgeschwindigkeit in m/s;
λ $= v/u$ Forschrittsgrad;
α Anstellwinkel der Propellerflügel;
R Propellerradius in m;
F $= \pi R^2$ die von der Propellerspitze umschriebene Kreisfläche in m²;
ϱ Dichte in kg $s^2\, m^{-4}$ (Bild 16, S. 300, aus Bd. 126, S. 200*).

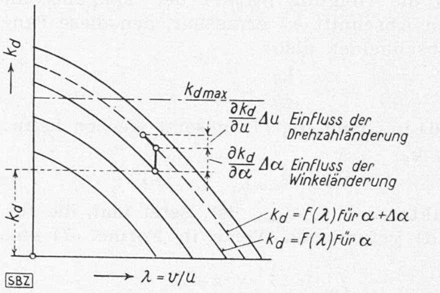


Bild 5. Ableitung der Selbstreglungskonstanten aus dem Diagramm der Drehmomentenbeiwerte

Da die Trägheit des Flugzeuges grösser ist als die des Propellers, darf während des Regelvorganges die Fluggeschwindigkeit konstant angenommen werden. Das Drehmoment M_p ändert sich dann nur noch unter dem Einfluss des gesteuerten Verstellwinkels α und der sich ändernden Umfangsgeschwindig. keit u. Gleichung (5) ist also partiell nach α und nach u zu differenzieren (Bild 5):

$$\Delta M_p = \underbrace{\frac{\partial M_p}{\partial \alpha}\Delta\alpha}_{\substack{u\,=\,\text{konstant}\\ \text{Einfluss der}\\ \text{Winkeländerung}}} + \underbrace{\frac{\partial M_p}{\partial u}\Delta u}_{\substack{\alpha\,=\,\text{konstant}\\ \text{Einfluss der}\\ \text{Drehzahländerung}}} \quad . \; . \; . \; . \quad (6)$$

Mit Gleichung (5) folgt:

$$\frac{\partial M_p}{\partial \alpha} = c\, u^2 \frac{\partial k_d}{\partial \alpha}; \quad \frac{\partial M_p}{\partial u} = c\left[2\, u\, k_d + \frac{\partial k_d}{\partial u} u^2\right]$$

$$\frac{\partial k_d}{\partial u} = \frac{\partial k_d}{\partial \lambda}\frac{d\lambda}{du} = \frac{\partial k_d}{\partial \lambda}\frac{d}{dt}\left(\frac{v}{u}\right) =$$

$$-\frac{\partial k_d}{\partial \lambda}\frac{v}{u^2} = -\frac{\partial k_d}{\partial \lambda}\frac{\lambda}{u}$$

$$\Delta M_p = c\frac{\partial k_d}{\partial \alpha} u^2 \Delta\alpha + c\left(2\, u\, k_d - u\,\lambda \frac{\partial k_d}{\partial \lambda}\right)\Delta u$$

Unter Verwendung der Gleichungen (4) und (5) ergibt sich:

$$-T_a\dot{\varphi} = \underbrace{\frac{\partial k_d}{\partial \alpha}\frac{\Delta\alpha}{k_{d\,max}}}_{c} + \Bigg(\underbrace{2\frac{k_d}{k_{d\,max}}}_{b} - \underbrace{\frac{\lambda}{k_{d\,max}}\frac{\partial k_d}{\partial \lambda}}_{d}\Bigg)\underbrace{\frac{\Delta u}{u}}_{a} \quad . \quad (7)$$

a) Die Umfangsgeschwindigkeit u ist der Drehzahl n proportional, die bei Teildrehzahlen $n = z_n\, n_{0\,max}$ ist (z_n = Drehzahlfaktor). Da $\Delta n / n_{0\,max} = \varphi$ gesetzt wird, folgt:

$$\frac{\Delta u}{u} = \frac{\Delta n}{n} = \frac{\Delta n}{z_n\, n_{0\,max}} = \frac{\varphi}{z_n}$$

b) Setzt man das Drehmoment M_p bei Teillast $M_p = z\, M_{p\,max}$ (z = Belastungsfaktor), so wird:

$$z = \frac{M_p}{M_{p\,max}} = \frac{c\, k_d\, u^2}{c\, k_{d\,max}\, u^2} = \frac{k_d}{k_{d\,max}}$$

Das Glied (b) der Gleichung (7) vereinfacht sich demnach zu

$$2\frac{k_d}{k_{d\,max}} = 2\, z$$

[2]) Den Hinweis darauf, dass beim Flugzeugpropeller k_d bei Drehzahländerungen nicht konstant bleibt, weil sich k_d mit dem Fortschrittsgrad $\lambda = v/u$ ändert, verdanke ich Dr. *K. H. Grossmann*.

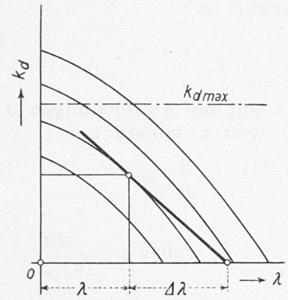


Bild 6. Bestimmung des die Neigung der k_d-Linien kennzeichnenden Wertes $\Delta\lambda$ der Selbstreglungskonstanten

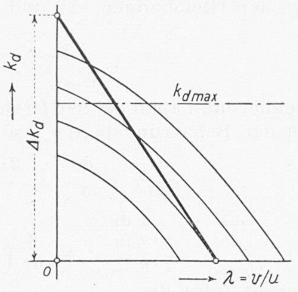


Bild 7. Bestimmung des Wertes Δk_d der Selbstreglungskonstanten im Leerlauf

c) Wenn man als $\Delta\alpha_{\max}$ die Winkeländerung bezeichnet, die notwendig wäre, um eine dem maximalen Drehmoment $M_{p\,\max}$ entsprechende Aenderung von k_d um $k_{d\,\max}$ herbeizuführen, so ist:

$$\frac{\partial k_d}{\partial \alpha} = \frac{k_{d\,\max}}{\Delta\alpha_{\max}}$$

und das Glied (c) der Gleichung (7) lautet:

$$\frac{\partial k_d}{\partial \alpha}\,\frac{\Delta\alpha}{k_{d\,\max}} = \frac{k_{d\,\max}}{\Delta\alpha_{\max}}\,\frac{\Delta\alpha}{k_{d\,\max}} = \frac{\Delta\alpha}{\Delta\alpha_{\max}} = \frac{\Delta m}{m_{\max}} = \mu$$

wobei μ die relative Abweichung des Servomotors von der Beharrungslage bedeutet.

d) Nach Bild 6 ist die Neigung $\partial k_d/\partial\lambda$ der Tangente an die k_d-Kurve durch den Abschnitt $\Delta\lambda$ erfassbar, den diese Tangente auf der λ-Axe abschneidet, also:

$$\frac{\partial k_d}{\partial \lambda} = -\frac{k_d}{\Delta\lambda}$$

sodass für das Glied (d) in Gleichung (7) gesetzt werden kann:

$$-\frac{\lambda}{k_{d\,\max}}\,\frac{\partial k_d}{\partial \lambda} = \frac{k_d}{\Delta\lambda}\,\frac{\lambda}{k_{d\,\max}} = z\,\frac{\lambda}{\Delta\lambda}$$

wobei der Belastungsfaktor $z = k_d/k_{d\,\max}$ ist. Setzt man die für die Ausdrücke a) bis d) gefundenen Werte in Formel (7) ein, so erhält man:

$$-T_a\,\dot{\varphi} = \mu + \left(2 + \frac{\lambda}{\Delta\lambda}\right)\frac{z}{z_n}\,\varphi$$

Geordnet nennen wir sie:

Propellergleichung $\quad T_a\,\dot{\varphi} + e_s\,\varphi + \mu = 0 \quad . \quad . \quad . \quad (8)$

und bezeichnen darin als:

Selbstreglungskonstante $\quad e_s = \underbrace{\left(2 + \frac{\lambda}{\Delta\lambda}\right)\frac{z}{z_n}}_{\text{aerodynamische Selbstregelung}} \quad . \quad . \quad (9)$

Der selbstregelnde Einfluss auf den Regelvorgang tritt umso stärker hervor, je grösser e_s ist.

Wäre in Formel (5) k_d eine von λ unabhängige Konstante, also im Diagramm Bild 6 eine Horizontale, so würde $\Delta\lambda = \infty$. Es wäre dann keine aerodynamische Selbstreglung vorhanden. Das Ergebnis wäre das gleiche wie bei der Fluggeschwindigkeit 0 also $\lambda = 0$. Die Selbstreglungskonstante würde sich nach Formel (9) bei Vollast und voller Drehzahl ($z = 1$, $z_n = 1$) auf $e_s = 2$ reduzieren. Durch die verbleibende Abhängigkeit des Drehmomentes M_p von u^2 nach Gl. (5), also von der 2. Potenz der Drehzahl, ergäbe sich dann der Wert 2 der Selbstreglungskonstanten; statt dessen ist $e_s = 1$ bei der Abhängigkeit des Drehmomentes von der 1. Potenz der Drehzahl, wie dies bei der stationären Kraftmaschine der Fall ist (Abschnitt 2). Ueber diese Steigerung von 1 auf 2 hinaus kann e_s durch die aerodynamische Selbstreglung noch auf wesentlich grössere Werte als 2 anwachsen. Dagegen kann e_s im Bremsflug, wie später nachgewiesen wird, auch bei Vollast kleiner als 2 und sogar kleiner als 1 sein, weil hier die aerodynamische Selbstreglung der Automatik entgegenwirkt.

b) Leerlauf

Der Mangel der Selbstreglung auf anderen Gebieten besteht im allgemeinen darin, dass ihr Einfluss im Leerlauf verschwindet, weil dann $e_s = 0$ wird. Man könnte dies auch beim Verstellpropeller aus der Formel (9) vermuten, da im Leerlauf der Belastungsfaktor $z = 0$ ist. Gleichzeitig wird aber gemäss Bild 6 auch $\Delta\lambda$ im Nenner $= 0$, der Ausdruck also unbestimmt. Deshalb wird gemäss Bild 7 als Mass für die Tangente $\partial k_d/\partial\lambda$ in Gleichung (7), Glied d), der Abschnitt Δk_d genommen, den sie auf der k_d-Axe abschneidet, also:

$$\frac{\partial k_d}{\partial \lambda} = -\frac{\Delta k_d}{\lambda}$$

Hydraulischer Servomotor des Escher Wyss Verstellpropellers

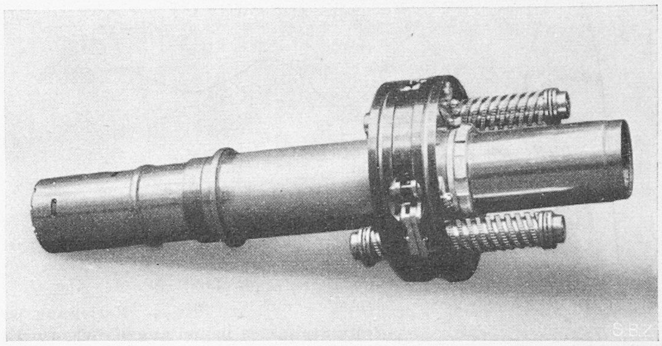


Bild 8. Der Servomotorkolben im Innern des verstellbaren Zylinders ist mit dem Zentralrohr fest verbunden. Die 2 Blockierspindeln, die sich mit dem Zylinder hin und her bewegen, dienen zum Stillsetzen des Servomotors in Grenzlagen und bei mangelndem Oeldruck

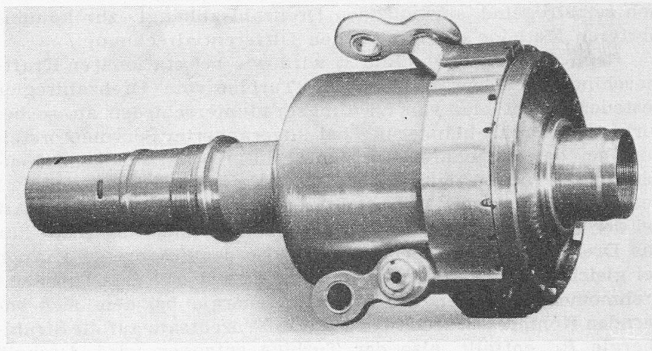


Bild 9. Der Zylinder des Servomotors ist auf dem festen Zentralrohr axial verstellbar. Pleuel setzen die Axialbewegung des Zylinders in Drehbewegung der Flügel um

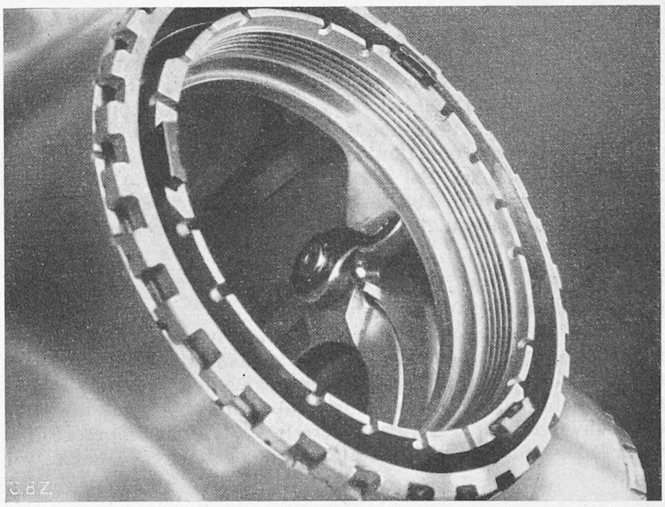


Bild 10. Pleuelverbindung zwischen dem Verstellring des Servomotors und den drehbar gelagerten Propellerflügeln (vgl. Bd. 126, S. 198 und 199, Abb. 5 und 6)

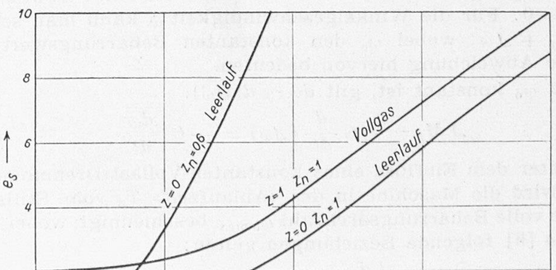
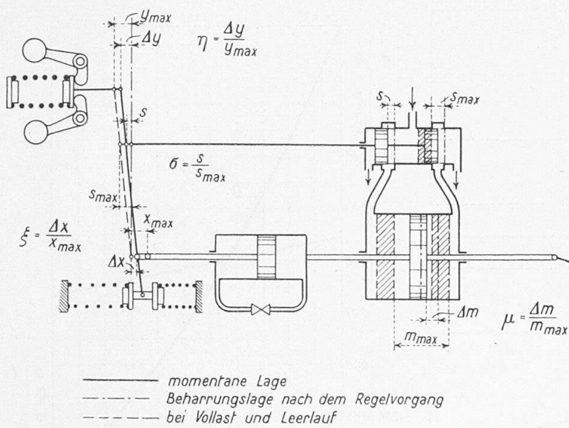


Bild 11. Selbstreglungskonstante e_s für verschiedene Belastungsfaktoren z und Drehzahlfaktoren z_n, aus dem k_d-Diagramm bestimmt nach Bild 5 und 6 für 4000 m Höhe. Solange die Fluggeschwindigkeit nicht 0 ist, bewirkt sie eine aerodynamische Selbstreglung, die auch im Leerlauf noch vorhanden ist



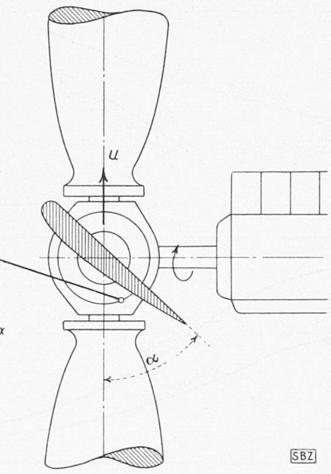


Bild 12. Prinzipschema zur Regelung eines Verstellpropellers mit temporärer Rückführung

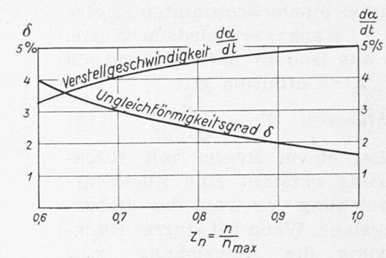


Bild 14. Abhängigkeit der Verstellgeschwindigkeit und der Ungleichförmigkeit δ von der Drehzahl n für einen bestimmten Reglertyp

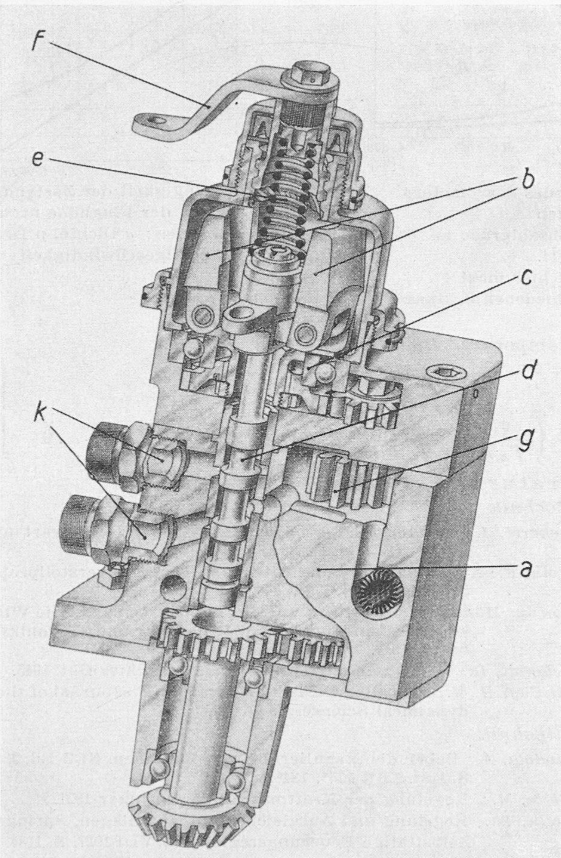


Bild 13. Drehzahlregler des Escher Wyss Verstellpropellers. a Gehäuse, b Fliehkraftpendel, c Pendellager, d Steuerschieber, e Gegenfeder zur Drehzahleinstellung, f Drehhebel zur Einstellschraube für die Federspannung, g Zahnradölpumpe, k Anschlussleitungen zum Servomotor

womit Glied d) von Gleichung (7) lautet:

$$-\frac{\lambda}{k_{d\,\max}}\,\frac{\partial k_d}{\partial \lambda} = \frac{\Delta k_d}{\lambda}\,\frac{\lambda}{k_{d\,\max}}$$

und Gleichung (8) übergeht in:

$$-T_a\,\dot{\varphi} = \mu + \left(2\,z + \frac{\Delta k_d}{k_{d\,\max}}\right)\frac{\varphi}{z_n}$$

Mit $z = 0$ erhält man als

Propellergleichung für Leerlauf:

$$T_a\,\dot{\varphi} + \frac{\Delta k_d}{z_n\,k_{d\,\max}}\,\varphi + \mu = 0 \quad . \; . \; . \; . \; . \quad (10)$$

und als

Selbstreglungskonstante für Leerlauf: $$e_s = \frac{\Delta k_d}{z_n\,k_{d\,\max}} \quad . \quad (11)$$

Die Fluggeschwindigkeit bewirkt eine *aerodynamische Selbstreglung,* indem bei jeder Aenderung der Drehzahl der Fahrwind ein anderes Drehmoment auf den Propeller ausübt, was bei Abweichungen von der Leerlaufstellung die Drehzahländerung selbstregelnd zum Stillstand bringt. Erst bei der Fluggeschwindigkeit null, also $\lambda = v/u = 0$ verschwindet dieser Einfluss. Das äussert sich in Bild 7 dadurch, dass $\Delta k_d = 0$ wird, also ist dann auch $e_s = 0$.

Bild 11 zeigt an einem Beispiel den Verlauf von e_s bei verschiedenen Fluggeschwindigkeiten v. Bei Vollast und grossem v erreicht e_s sehr hohe Werte. Im Leerlauf ist e_s kleiner, wenn man nicht gleichzeitig auf tiefere Drehzahlen übergeht ($z_n < 1$) und bei der Fluggeschwindigkeit 0 sinkt e_s auf 0 ab. Trotzdem kann die Selbstreglung genügen, um eine Rückführung zu ersetzen, weil bei kleinen Fluggeschwindigkeiten (hier unter 300 km/h) der Propeller, der sich flach stellt, einen Anschlag erreicht, sodass er im Standlauf und bei Geschwindigkeiten unter 300 km/h als Festpropeller arbeitet. Die Reglung ist dann ausgeschaltet.

c) Regelgleichung

Um zu erkennen, wie sich der stabilisierende Einfluss bei der Selbstreglung und bei der Rückführung auswirkt, wird ein Regler mit Rückführung nach Bild 12 angenommen.

Die Abweichung Δy des Reglerhubes von der Beharrungslage ändert sich beim massenlosen Regler proportional mit der Drehzahlabweichung Δn von der Beharrungsdrehzahl. Bezeichnen $y_{\max}$ den grössten Reglerhub und $\Delta n_{0\,\max}$ die Drehzahlabweichung, die nötig ist, um am Steuerschieber die volle Oeffnung $s_{\max}$ herbeizuführen (entsprechend der Ungleichförmigkeit δ), so führt man nach *Tolle* [7] mit Vorteil folgende Verhältniszahlen ein:

$$\frac{\Delta n}{\Delta n_{0\,\max}} = \frac{\Delta y}{y_{\max}} = \eta; \quad \varphi = \frac{\Delta n}{n_{0\,\max}}; \quad \delta = \frac{\Delta n_{0\,\max}}{n_{0\,\max}}$$

Darnach ist das Verhalten des Reglers gekennzeichnet durch:

$$\textit{Regler} \quad \eta = \frac{\varphi}{\delta} \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (12)$$

Durch Einstellen auf eine andere Beharrungsdrehzahl ändert sich die Ungleichförmigkeit δ, wie das auf Bild 14 dargestellte Beispiel zeigt.

Auf die Steueröffnung Δs mit dem Relativwert $\sigma = \Delta s/s_{\max}$ wirkt in entgegengesetzter Richtung die Rückführabweichung Δx ein, deren Relativwert $\Delta x/x_{\max} = \xi$ genannt werde. Es ist dann:

$$\textit{Steuerungsöffnung} \quad \sigma = \eta - \xi \quad . \; . \; . \; . \quad (13)$$

Wir nehmen an, dass die Geschwindigkeit w des Servomotors der relativen Steueröffnung σ proportional sei und bei der maximalen Steueröffnung $\sigma = 1$ ihren grössten Wert $w_{\max}$ erreiche; wir setzen also:

$$w = \sigma\,w_{\max}$$

Mit $w_{\max}$ durchläuft der Servomotor in der Schlusszeit T_s den max. Servomotorhub $m_{\max}$, es gilt also $w_{\max} = m_{\max}/T_s$. Für die relative Servomotor-Geschwindigkeit gilt:

$$\frac{w}{w_{\max}} = \sigma = \frac{\frac{d}{dt}\,(\Delta m)}{w_{\max}} = \frac{d}{dt}\,\frac{\Delta m}{m_{\max}}\,T_s = T_s\,\dot{\mu}$$

$$\textit{Servomotor} \quad \sigma = T_s\,\dot{\mu} \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (14)$$

Die *Schlusszeit* T_s ist die Zeit, die der Servomotor bei voller Oeffnung des Steuerschiebers ($\sigma = 1$), also maximaler Verstellgeschwindigkeit $w_{\max}$ braucht, um durch Verstellung des Anstellwinkels um $\Delta\alpha_{\max}$ eine Aenderung des Drehmomentes um den Vollastwert $M_{p\,\max}$ herbeizuführen. T_s ist nicht wie bei stationären Kraftmaschinen eine Konstante, weil gemäss Bild 15 bei kleinen Fluggeschwindigkeiten Verstellungen um viel grössere Winkel $\Delta\alpha_{\max}$ notwendig sind, als bei schnellem Flug. Ausserdem ändert sich die Verstellgeschwindigkeit $d\alpha/dt$ nach Bild 14 mit der Drehzahl, die konstant zu halten ist. Demzufolge ergeben sich bei einem bestimmten Regler für T_s stark verschiedene Werte, wie aus Bild 15 unten ersichtlich ist. Als Definition gilt:

$$\textit{Schlusszeit} \quad T_s = \frac{\Delta\,\alpha_{\max}}{d\,\alpha/dt} \qquad (15)$$

Bei einem Regler mit Rückführung entsteht eine Rückführabweichung Δx von der Beharrungslage. Wenn bei starrer Rückführung die Abweichung $x_{\max}$ notwendig ist, um den vollоffenen Steuerschieber in Deckstellung zu bringen, so kann dies bei einem Hub $m_{1\,\max}$ geschehen, der vom maximalen Servomotorhub $m_{\max}$ abweicht.

Da dann $\dfrac{\Delta x}{x_{\max}} = \dfrac{\Delta m}{m_{1\,\max}}$ ist, gilt:

$$\xi = \frac{\Delta x}{x_{\max}} = \frac{\Delta m}{m_{1\,\max}} = \frac{\Delta m}{m_{\max}}\,\frac{m_{\max}}{m_{1\,\max}} = \frac{m_{\max}}{m_{1\,\max}}\,\mu$$

Bezeichnet man als *Rückführkonstante:*

$$r = \frac{m_{\max}}{m_{1\,\max}} \quad . \quad . \quad (16)$$

so erhält man für die verhältnismässige Rückführabweichung bei *starrer Rückführung:*

$$\xi = r\,\mu \quad . \quad . \quad . \quad (17)$$

Beim Regler *ohne Rückführung* ist: $\xi = 0$ somit auch $r = 0$. Die *Temporär-Rückführung* weist zwischen dem Servomotor mit der relativen Stellungsabweichung μ und der relativen Rückführabweichung ξ eine Oelbremse auf. Ihre Kataraktzeit T_i ist die Zeit, in der unter dem Einfluss einer konstanten Federkraft, die der maximalen Abweichung $x_{\max}$ aus der Mittellage entspricht, der Weg $x_{\max}$ durchlaufen wird. Die Geschwindigkeit der Oelbremse ist dann:

$$c_{\max} = \frac{x_{\max}}{T_i}$$

Da aber z. B. für eine halb so grosse Abweichung Δx die Federkraft halb so gross ist, also die Geschwindigkeit c der Oelbremse ebenfalls die Hälfte, würde der Weg Δx mit der Geschwindigkeit c in der gleichen Zeit T_i durchlaufen. Es gilt also allgemein:

$$c = \frac{\Delta x}{T_i} = \frac{\xi\,x_{\max}}{T_i}$$

Die Verstellgeschwindigkeit $\Delta\dot{x}$ für die Abweichung Δx des Steuerpunktes ist gleich der Verstellgeschwindigkeit $\Delta\dot{m}$ des Servomotors, vermindert um die Geschwindigkeit der in der entgegengesetzten Richtung sich bewegenden Oelbremse, also:

$$\Delta\dot{x} = \Delta\dot{m} - c; \quad \dot{\xi}\,x_{\max} = \dot{\mu}\,m_{\max} - \xi\,\frac{x_{\max}}{T_i} \quad . \quad . \quad (18)$$

$m_{\max}/x_{\max}$ ist wiederum die Rückführkonstante r, die beim Temporärregler als Beschleunigungsgrad bezeichnet wird, also gilt für die

$$\textit{temporäre Rückführung:} \; \xi = T_i\,(r\,\dot{\mu} - \dot{\xi}) \quad . \quad . \quad (19)$$

Die Werte ergeben zusammen mit der Propellergleichung (8) für φ oder μ lineare homogene Differentialgleichungen von der Form:

$$a\,\dddot{\varphi} + b\,\ddot{\varphi} + c\,\dot{\varphi} + d\,\varphi = 0$$

$$a\,\dddot{\mu} + b\,\ddot{\mu} + c\,\dot{\mu} + d\,\mu = 0$$

Durch den Ansatz

$$\varphi = k_1\,e^{wt} \qquad \dot{\varphi} = w\,k_1\,e^{wt} \qquad \ddot{\varphi} = w^2\,k_1\,e^{wt} \quad . \; . \; . \; .$$

$$\mu = k_2\,e^{wt} \qquad \dot{\mu} = w\,k_2\,e^{wt} \qquad \ddot{\varphi} = w^2\,k_2\,e^{wt} \quad . \; . \; . \; .$$

erhält man für w die charakteristische Gleichung:

$$a\,w^3 + b\,w^2 + c\,w + d = 0$$

Hiermit wird die *charakteristische Regelgleichung des Propellers ohne Rückführung* (nur Selbstreglung):

$$w^2 + \frac{e_s}{T_a}\,w + \frac{1}{\delta\,T_a\,T_s} = 0 \quad . \; . \; . \; . \; . \quad (20)$$

mit *starrer Rückführung:*

$$w^2 + \left(\frac{e_s}{T_a} + \frac{r}{T_s}\right) w + \frac{1}{\delta\,T_a\,T_s} = 0 \quad . \; . \; . \quad (21)$$

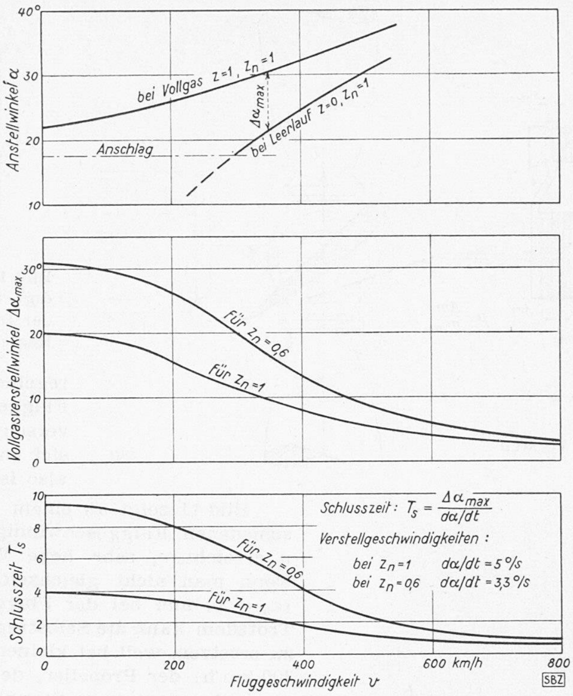


Bild 15. Bestimmung der Schlusszeit T_s des Servomotors zur Verstellung des Anstellwinkels um den Vollgaswert $\Delta\alpha_{\max}$ für verschiedene Drehzahlgrade z_n. Verstellgeschwindigkeit $d\alpha/dt$ nach Bild 14.
Im Gegensatz zu stationären Reglern ist hier nicht mit einer konstanten, sondern mit verschiedenen Schlusszeiten zu rechnen

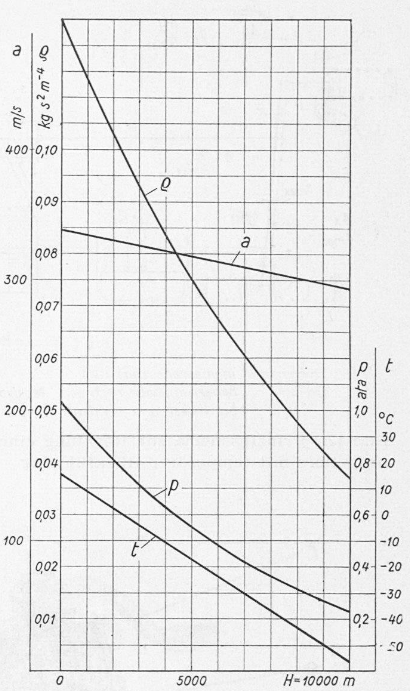


Bild 16. Abhängigkeit der Zustandsgrössen der Luft von der Flughöhe nach den internationalen Normen: ϱ Dichte, p Druck, t Temperatur, a Schallgeschwindigkeit

mit *temporärer Rückführung:*

$$\left.\begin{aligned} &w^3 + \left(\frac{e_s}{T_a} + \frac{r}{T_s} + \frac{1}{T_i}\right) w^2 + \\ &+ \left(\frac{e_s}{T_a\,T_i} + \frac{r\,e_s}{T_a\,T_s} + \frac{1}{\delta\,T_a\,T_s}\right) w + \frac{1}{\delta\,T_a\,T_s\,T_i} = 0 \end{aligned}\right\} \quad (22)$$

Literaturverzeichnis

Flugtechnik

[1] *Ackeret, J.:* Probleme des Flugzeugantriebes in Gegenwart und Zukunft. SBZ Bd. 112, S. 1* (1938).
[2] *Roth, F.:* Aufgaben und Aussichten des Flugzeugverstellpropellers. SBZ Bd. 126, S. 179*, 209*, 228* (1945).
[3] *von der Mühll, A.:* Verwirklichung der Landebremsung. Die Wirksamkeit der Landebremsung. «Flugwehr und -Technik». Nr. 2 und 8, 1943.
[4] *Schmidt, D.:* Der Düsenantrieb. «Schweizer Archiv» Okt. 1945.
[5] *Mc Coy, H. M.:* Propeller Design Requirements, «Journal of the Aerodynamical Sciences» Juli 1944.

Regeltechnik

[6] *Stodola, A.:* Ueber die Regulierung von Turbinen, SBZ Bd. 22 (1893), S. 113*, 121*, 126*, 134*.
[7] *Tolle, M.:* Regelung der Kraftmaschinen, Springer 1921.
[8] *Stein, Th.:* Regelung und Ausgleich in Dampfanlagen, Springer 1926.
[9] Selbsttätige Feuerungsreglung, Z. VDI 1927, S. 1184.
[10] Selbstreglung, ein neues Gesetz der Regeltechnik. Z. VDI 1928, Nr. 6, S. 165.
[11] *Freudenreich, J. v.:* Untersuchung der Stabilität von Regelvorrichtungen. Stodola-Festschrift 1929.
[12] *Nyquist, H.:* Regeneration theory «Bell» Syst. Techn. J. Bd. 11 (1932).
[13] *Stein, Th.:* Systematik der Reglerarten, «Escher Wyss Mitteilungen» 1940, S. 56.
[14] *Feiss, R.:* Untersuchung der Stabilität von Regulierungen. Diss. 1939 und Z. VDI 1940 Nr. 43. Vgl. auch SBZ Bd. 118, S. 61* (1941).
[15] Regenerationstheorie und Stabilität von Regulierungen. SBZ Bd. 115, S. 97* (1940.)
[16] *Lüthy, A.:* Reglerschwingungen und schiefwinklige Vektordiagramme. SBZ Bd. 119, S. 171* (1942), u. «Escher Wyss Mittlg.» 1942/43.
[17] *Stein, Th.:* Lastverteilung durch primäre Leistungsregler, «Escher Wyss Mitteilungen», 1942/43.
[18] *Profos, P.:* Vektorielle Regeltheorie, Leemann & Co., Zürich 1944.
[19] *Stein, Th.:* Vereinfachte Primärreglung der Uebergabeleistung, «SEV-Bulletin», Nr. 3, 1946.

(Fortsetzung folgt)

Spitalplanung in Genf

Wie Basel und Zürich ist auch Genf gezwungen, seine Universitätsklinik durch Erweiterungsbauten und Neubauten dem heutigen Bedürfnis anzupassen. Für den Ausbau der Augenklinik und der Frauenklinik sind die Kredite bereits bewilligt. Für ein neues Kinderspital soll demnächst ein Wettbewerb veranstaltet werden. Bei der Planung der Kernzone, d. h. des zentralen Hauptteils der Universitätsklinik, mit den Polikliniken als erster Bau-

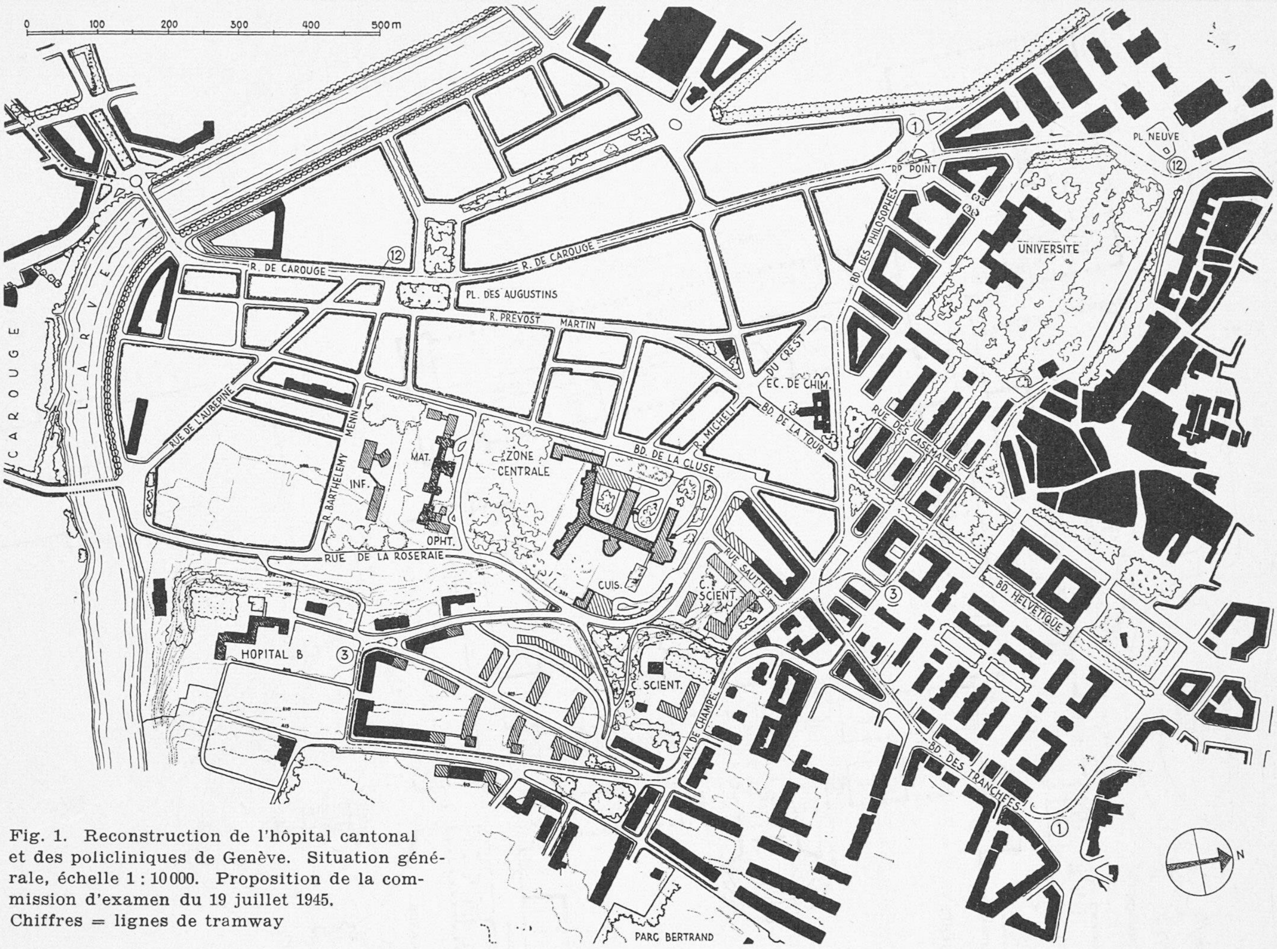


Fig. 1. Reconstruction de l'hôpital cantonal et des policliniques de Genève. Situation générale, échelle 1 : 10 000. Proposition de la commission d'examen du 19 juillet 1945. Chiffres = lignes de tramway

etappe, sind die unmittelbaren Voraussetzungen für das definitive Bauprojekt geschaffen worden. Der Regierungsrat des Kantons Genf beauftragte eine Reihe von Architekten, auf der Grundlage von Vorstudien der von ihm eingesetzten Expertenkommission, Vorprojekte auszuarbeiten. Diese Projekte wurden durch ein erweitertes Gremium begutachtet, wobei die Architekten Gelegenheit hatten, ihre Projekte zu erklären und mündlich zu begründen. Als Ergebnis dieser grossen Arbeit gelangte die erweiterte Kommission zu Richtlinien für die Ausarbeitung des Bauprojektes, die zur Zeit in vollem Gange ist. Die Grösse und Vielgestaltigkeit der ausserordentlichen Bauaufgabe zeitigte nicht nur für Genf, sondern auch für das Spitalbauproblem im allgemeinen wertvolle Ergebnisse, weshalb wir in Form des gekürzten Berichtes der Prüfungskommission vom Juli 1945 und einzelner Planbeispiele nachstehend über die Vorprojekte orientieren. Der Umfang dieses Berichtes wie auch der Pläne nötigt uns leider, den behandelten Stoff auf drei Hefte zu verteilen, von denen das vorliegende die Einleitung und die Entwürfe Nr. 5 und 7, das nächste die Entwürfe 2, 3, 4, 6 und 8, das dritte die Entwürfe 9, 10 und 11 sowie die Schlussfolgerungen enthält. Red.

Rapport de la Commission chargée de l'examen des avant-projets

Préambule

A la suite de multiples études le Conseil d'Etat confia le 27 août 1942 à une commission d'experts composée de MM. Dr. H. Fietz, architecte, Dr. J. J. Mozer, médecin, et A. Bodmer, chef du service cantonal d'urbanisme le soin de procéder à de nouvelles études préparatoires pour la reconstruction de l'Hôpital. Dans un premier rapport du 15 septembre 1942, la commission d'experts conclut que la meilleure solution du problème consistait dans la reconstruction complète de l'hôpital et des policliniques selon un plan d'ensemble sur l'emplacement actuel, tout en agrandissant le terrain. En outre, la commission préconisait la création à côté des cliniques universitaires d'un hôpital annexe (dit hôpital B) pour les convalescents et les cas chroniques; elle envisageait à cet effet l'achat de la propriété de l'ancien hôtel Beau Séjour à Champel. Elle recommandait en outre de réserver les terrains entre la rue Micheli du Crest et l'avenue de Champel en vue d'y créer un centre scientifique en relation avec l'hôpital (Institut de psychologie, biologie, laboratoires spéciaux).

Les conclusions de ce rapport furent approuvées par le Conseil d'Etat, par la commission administrative de l'Hôpital et par la Faculté de Médecine; cette approbation ainsi que la décision du Grand Conseil, d'acquérir l'Hôtel Beau Séjour, permirent à la commission d'experts de poursuivre l'exécution de sa mission. A l'appui de ses conclusions, elle présentait un schéma des rapports fonctionnels approprié aux besoins de l'Hôpital de Genève et adapté à la situation donnée. Elle préconisait d'autre part de ne pas recourir à un concours public d'architecture, en raison de l'énorme complexité des problèmes posés, mais de confier l'étude envisagée à un certain nombre d'architectes, restant en contact avec la commission [voir SBZ vol. 123, p. 155*, 1944].

La commission établit, à la demande du Département des travaux publics, le «Programme de l'étude d'un avant-projet pour la reconstruction de l'Hôpital et des policliniques». Ce programme était accompagné d'une documentation complète, et notamment de l'esquisse de reconstruction et du schéma de la répartition des diverses divisions médicales. Sur la base de ce programme, le Département des travaux publics décida en avril 1944, de charger douze groupes d'architectes de l'étude envisagée. C'étaient:

MM. Bordigoni, Huber et Chapatte,	projet No. 1
J. M. Bommer et G. Bréra	projet No. 2
M. et P. Braillard	projet No. 3
Ch. et R. Breitenbucher	projet No. 4
A. Hoechel et P. Nierlé	projet No. 5
H. Lesemann et J. Schurch	projet No. 6
A. Lozeron et J. Erb	projet No. 7
G. Peyrot et P. Bourrit	projet No. 8
P. et A. Reverdin	projet No. 9
A. Rossire et F. Duc	projet No. 10
J. Saugey et A. de Saussure	projet No. 11
A. Cingria et J. Buffat	projet No. —

Dans sa séance du 26 janvier 1945, la commission d'examen [1]) prit acte que onze projets avaient été déposés. MM. Cingria et Buffat avaient renoncé à leur mandat pour raison de service militaire. Elle releva unanimément que tous ces projets font preuve d'études très sérieuses et approfondies. Si aucun ne s'impose de telle manière qu'il puisse être retenu sans réserves, cha-

[1]) La commission des experts élargie par des députés, des représentants de la faculté de médecine, le directeur de l'Hôpital et les architectes M. W. Henssler (Genève), W. M. Moser et R. Steiger (Zurich) et H. Baur (Bâle), sous la présidence de M. le conseiller d'Etat L. Casaï.