

82

Selbsttätige Flugzeugsteuerung

M E S S G E R Ä T E B O Y K O W G. m. b. H.

Stg. Lulmann

11

Sg 9/100

(gell)



Motorische Flugzeugsteuerung

Vorgetragen von H. Boykow auf der Tagung der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt
in Wiesbaden, September 1927.

Meine Damen und Herren! Wenn ich von motorischer Flugzeugsteuerung spreche, so meine ich damit natürlich Selbststeuerung. Bevor ich in die nähere Beschreibung der Selbststeuermaschine eingehe, die ich nachher vorführen werde, möchte ich noch kurz auf die Grundbedingungen, welche für derartige Selbststeuerungseinrichtungen maßgebend sind, eingehen. Eine Selbststeuermaschine muß drei Grundbedingungen entsprechen:

1. Sie muß auf eine oder mehrere bestimmte Bezugsgrößen, — ich sage ausdrücklich „Bezugsgrößen“ und nicht „Bezugslagen“, — empfindlich sein;
2. sie muß Winkelbewegungen der Maschine, die ihr nicht von ihrem Direktor diktiert werden, abtöten und einmal aufgetretene Schwankungen möglichst aperiodisch dämpfen;
3. sie muß durch einen einfachen Handgriff ein- und ausschaltbar sein und dabei dem Piloten immer die Möglichkeit offen lassen, jederzeit von Hand aus in die Steuerung eingreifen zu können, ohne vorher die Steuermaschine auszuschalten.

Wir haben im Prinzip beim Flugzeug 3 Steuerachsen, beim Luftschiff deren 2. Die wichtigste Achse beim Flugzeug ist aus bestimmten Gründen, die ich gleich auseinandersetzen werde, die Querachse, also jene Achse, welche durch das Höhenruder bedient wird. — Die nächstwichtigste ist dann die Längsachse, welche durch das Querruder bedient wird. Wenn man die Sache nur rein steuertechnisch ansieht, ist sogar das Querruder das wichtigere. Aber eine Selbststeuerung des Höhenruders ist noch aus anderen Gründen wichtig, nämlich aus Gründen aerodynamischer Natur. Ein Flugzeug, das um seine Querachse, so, wie die jetzt gebauten, eine gewisse natürliche Stabilität besitzt, erkaufte diese Stabilität ziemlich teuer. Ich kann mir jedenfalls denken, daß ein Flugzeug, das um die Querachse nicht stabil sondern eher labil ist, aerodynamisch günstiger gebaut werden kann. Darum ist vor allem die Selbststeuerung des Höhenruders von so enormer Wichtigkeit, ganz abgesehen davon, daß sie aus dem ganzen Steuerproblem eine Raumdimension herausnimmt und das Flugzeug nunmehr geflogen werden kann in derselben Weise, wie ein Motorrad gefahren wird. — Der Pilot kann seine Hände frei bekommen, da er die Maschine auch mit dem Seitensteuer ohne Be-

nutzung der Verwindung halten kann. Ich wenigstens mußte seinerzeit lernen, das Flugboot auf der Stufe zu halten mit auf dem Rücken verschränkten Armen. Auch sonst ist eine besonders ökonomische Bedienung des Höhenruders von großer Wichtigkeit, da sie zur Vermeidung schädlicher Stirnwiderstände im Fluge führt.

Warum haben bisher Versuche zur Selbststeuerung des Höhenruders keine rechte Befriedigung gewährt?

Dies liegt daran, daß man meist nicht die richtige Bezugsgröße gewählt hat. Man kann alle möglichen Bezugsgrößen wählen, nur eine einzige nicht, es ist dies die Schwerkraft. Ein Pendel, oder irgend etwas, das dem Einfluß der Schwerkraft unterworfen ist, ist nicht geeignet, als Bezugsgröße zu dienen; denn ein Flugzeug ist nicht als stabil anzusehen, wenn seine Längsachse eine bestimmte Lage im Raume hat, sondern in erster Linie dann, wenn dieses Flugzeug eine bestimmte Geschwindigkeit nach vorn besitzt, und zwar eine Geschwindigkeit, welche ausreichend ist, um es um alle Steuerachsen steuerfähig zu erhalten. — In Idealkonkurrenz mit dieser Geschwindigkeitsstabilisierung kann man für das Höhenruder noch die verschiedensten Bezugsgrößen einführen, nämlich die Höhe-, Steig- und Fallgeschwindigkeit und schließlich auch noch die Vertikalbeschleunigung. Namentlich bei letzterer Beeinflussung kann die Frage: mit der wievielfachen Sicherheit muß die Zelle gebaut sein? ohne weiteres beantwortet werden, weil die Maschine selbsttätig so gesteuert werden kann, daß nur eine bestimmte und gewollte Maximalbeanspruchung der Flügel in der Vertikalen auftreten kann. — So eindeutig, wie die Bedingungen für die Stabilität der Höhenruderslage sind, um so weniger einfach liegen die Umstände beim Querruder. Man könnte in erster Annäherung sagen, das Flugzeug ist in bezug auf das Querruder stabil, wenn der Luftstrom lediglich von vorn kommt. — Ein Direktor, der auf diesem Prinzip beruht, wenigstens allein auf diesem Prinzip, — würde nicht sehr günstig sein. Das Flugzeug würde allerdings im Mittel gehalten werden, aber doch in böigem Wetter sehr unruhig sein, was nicht nur störend ist, sondern auch sonstige Gefahren in sich birgt. Es muß also zur Seitenkomponente der Luftgeschwindigkeit noch ein weiterer Faktor hinzutreten, nämlich die Vertikale, und wenn man ganz exakt sein will, auch noch die Winkelgeschwindig-

keit der Maschine um die Vertikale. Alle diese Einflüsse auf die Quersteuerung müssen außerdem abwägbar gegeneinander sein.

Die verhältnismäßig am wenigsten wichtige Selbststeuerung ist die selbsttätige Kurssteuerung. Sie bedarf als Direktor eines Kompasses.

Nach diesem kurzen Überblick über das Problem selbst möchte ich nunmehr in die Erörterung des vorzuführenden Modells und seiner Grundprinzipien eingehen. Die Steuermaschine, die Sie hier sehen, besteht aus 3 Teilen. Der erste Teil ist der Direktor, das ist in diesem Fall ein Saugdruckanzeiger, der so beschaffen ist, daß der Geschwindigkeitszeiger sich zwischen 2 Anschlägen bewegen kann, wovon der eine Anschlag die zugelassene Maximalgeschwindigkeit durch Luft, der andere die zugelassene Minimalgeschwindigkeit durch Luft kennzeichnet bzw. den betreffenden Staudruck.

Den zweiten Teil, der mit dem dritten zusammengebaut ist, bildet ein Kreiselaggregat, bestehend aus 2 zwangsläufig miteinander gekuppelten Kreiseln numerisch gleichen aber in der Richtung entgegengesetzten Impulses. — Ich nenne eine solche Anordnung einen Trägheitsrahmen. Ein solcher Trägheitsrahmen besitzt verschiedene, sehr wertvolle Eigenschaften. — Erstens besitzt er eine genau definierte Empfindlichkeitsachse, d. h., dieser Trägheitsrahmen reagiert lediglich auf Drehungen um eine bestimmte Konstruktionsachse, alle anderen Drehungen sind ihm vollkommen gleichgültig, aber auf diese Drehung um die Konstruktionsachse reagiert er mit außerordentlicher Feinheit.

Um diese Feinheit der Reaktion zu charakterisieren, nehmen wir die Grundgleichung für die Präzessionsbewegung eines Kreisels bzw. eines Trägheitsrahmens:

$$\frac{d\varepsilon}{dt} = \frac{Q}{J}$$

Dabei ist $\frac{d\varepsilon}{dt}$ eine Winkelgeschwindigkeit des Rahmens um seine Empfindlichkeitsachse. J ist die Impulssumme der Rahmenkreisel und Q der Präzessionswiderstand, der sich auch ausdrücken läßt als:

$$Q = \Theta_1 \cdot \frac{d^2\alpha}{dt^2}$$

D. h. mit anderen Worten: der Präzessionswiderstand ist bei einer Zwangsbewegung des Rahmens um die Empfindlichkeitsachse gleich dem Produkt aus dem Trägheitsmoment der Kreisel um die Präzessionsachse und der Winkelbeschleunigung der Präzession, wenn wir von konstanten mechanischen Präzessionswiderständen absehen wollen. Wir erhalten also dann den Kippwinkel

$$\varepsilon = \frac{\Theta_1}{J} \cdot \frac{d\alpha}{dt}$$

d. h., der unter einem Zwangsmoment um die Empfindlichkeitsachse entstehende Kippwinkel ist gleich dem Verhältnis aus Trägheitsmoment um die Präzessionsachse und Impuls, multipliziert mit der Präzessionswinkelgeschwindigkeit.

Das Verhältnis $\frac{\Theta_1}{J}$ wird aber bei rasch laufenden Kreiseln stets in Nähe der Größenordnung von

1:2000 sein. — Daraus geht schon mit Klarheit hervor, daß bereits für einen ganz kleinen Kippwinkel ein recht merkbarer Präzessionswinkel entsteht, der zur Einleitung der Gegensteuerkraft benutzt werden kann.

Die gemeinsame Präzessionsachse dieser beiden Kreisel wirkt nun auf Kontakte, welche dem dritten Teil — die eigentliche Steuermaschine — in Tätigkeit setzen und dirigieren. Die Beeinflussung der Steuermaschine erfolgt nicht erst, wenn die Maschine bereits einen gewissen Winkel zurückgelegt hat, sondern sie erfolgt beim Auftreten einer bestimmten, sehr kleinen Winkelgeschwindigkeit, einer Winkelgeschwindigkeit von der Größenordnung bis zu Bogenminuten herunter, also einer Winkelgeschwindigkeit, die man mit freiem Auge noch gar nicht wahrnehmen kann. Dies hat aber weiter zur Folge, daß der entstehende Steuerausschlag proportional der auftretenden Winkelgeschwindigkeit der Maschine wird, mit anderen Worten also, genau proportional der zum Abtönen dieser Winkelgeschwindigkeit erforderlichen Steuerkraft. Sie verbürgt also die größtmögliche Steuerökonomie; und die bis ins Extrem getriebene Steuerökonomie ist für die Betriebsstoffökonomie von großer Bedeutung.

Ein kleines Beispiel wird Ihnen dies sofort klar machen:

Jede Maschine, jedes Luftschiff, hat um die Querachse ein ziemlich beträchtliches Trägheitsmoment. — Wird das Steuer bei einer aufgetretenen Fehlgeschwindigkeit der Maschine um diese Achse betätigt, wenn diese die Größe ω erreicht hat, so ist durch das Ruder beim Abfangen dieser Bewegung eine Leistung zu vollbringen, die dem Produkt aus Trägheitsmoment und Quadrat dieser Winkelgeschwindigkeit proportional ist. Je kleiner also die Winkelgeschwindigkeit ist, und je ökonomischer der zugehörige Steuerausschlag, desto geringer ist die unumgänglich notwendige zu leistende Arbeit. Hierzu kommt noch, daß der Stirnwiderstand der Maschine, und noch mehr der des Luftschiffes, davon abhängig ist, daß möglichst geringe Schwankungen auftreten. Namentlich beim Luftschiff wird diese Steuerökonomie von ganz außerordentlicher Bedeutung. Sie kann sich bei weiten Strecken, etwa transozeanischen Flügen, bereits in Tonnen ersparten Betriebsstoffes bemerkbar machen.

Um nun die Steuerökonomie wirklich bis zur Grenze treiben zu können, müssen alle Faktoren, die die Steuerbewegung betätigen und überwachen, innerhalb weiter Grenzen regelbar sein, da der Proportionalitätsfaktor zwischen auftretender Winkelgeschwindigkeit und dazugehörigem Steuerausschlag je nach dem Typ der Maschine und evtl. auch je nach der Witterungslage sich ändert.

Bei der Steuermaschine, die Sie hier vor sich sehen, ist dies in weitestgehendem Maße erfüllt. Der Pilot kann vom Führersitz aus diesen Proportionalitätsfaktor nach Belieben regeln, er kann ebenso den Einfluß des Direktors, also des Geschwindigkeitsmessers bzw. des Höhenmessers bzw. des Steig- und Sinkgeschwindigkeitsmessers usw. nach Belieben regeln, wie es der besondere Typ der Maschine oder die Witterungslage erfordert. Er kann also den

zu einer bestimmten Winkelgeschwindigkeit gehörenden Steuerausschlag innerhalb weiter Grenzen regulieren.

Nun war ja noch die Forderung aufgestellt nach einer aperiodischen Dämpfung einer auftretenden Bewegung. Diese Dämpfung besteht in einer Vorrichtung der Steuerung. Sie wird Ihnen sofort aus Betrachtung der Figur klar. — Die Maschine wird, sagen wir durch eine Böe, nach oben gedrückt. Das Höhensteuer schlägt nach unten aus. Nun ist die Bewegung der Maschine abgetötet, bzw. sie verlangsamt sich bereits stark. Dann bleibt das Steuer nicht etwa stehen, sondern bewegt sich ebenfalls zurück. Nun versucht die Maschine, in ihre alte Lage zurückzugehen. Das Steuer geht weiter zurück, erreicht die Mittschiffslage und geht jetzt der Bewe-

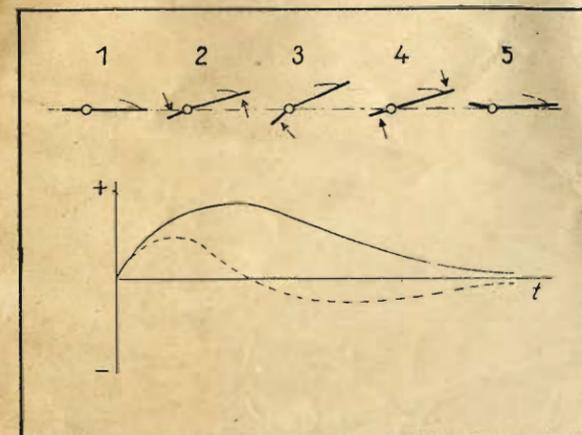


Abbildung 1

gung bereits entgegen, ehe das Flugzeug noch seine alte Lage eingenommen hat. Es nähert sich also gewissermaßen asymptotisch seiner ursprünglichen Lage. — Dies wird in erster Linie dadurch erreicht, daß man den beiden Kreiselachsen eine gewisse Direktionskraft nach der Parallellage hin gibt. Dann gehört nämlich zu einem bestimmten Ausschlag der Kreisel auch eine bestimmte Winkelgeschwindigkeit um die Empfindlichkeitsachse. Der Zusammenhang zwischen Ausschlag der Kreisel und der Winkelgeschwindigkeit des Flugzeuges ist, wie schon früher gesagt, innerhalb weiter Grenzen regelbar, und zwar folgendermaßen:

Der Tätigkeitsrahmen ist um seine Empfindlichkeitsachse schwenkbar, und nur kraftschlüssig, nicht starr, mit dem Flugzeug verbunden. Diese kraftschlüssige Verbindung ist zweierlei Art: einmal hat der Trägheitsrahmen im Flugzeug eine Direktionskraft auf eine bestimmte Lage zu demselben, und das andere Mal wird er durch eine Wirbelstrombremse, die regelbar ist, mit der Winkelgeschwindigkeit des Flugzeuges gekuppelt. Er wird also einmal von der Lage und das andere Mal in regelbarer Weise von der Winkelgeschwindigkeit beeinflusst. Da das Vorzeichen der Winkelgeschwindigkeitsbeeinflussung aber phasenverschoben ist, so ergibt sich daraus eine Dämpfung der Bewegung, die beliebig hoch getrieben werden kann, und ich möchte

es nochmals mit aller Ausdrücklichkeit betonen, daß es ohne ausreichende Dämpfung keine Stabilisierung gibt.

Die Steuermaschinen-Aggregate, sowohl Trägheitsrahmen wie Steuermaschine, sind für sämtliche Steuerachsen gleich, nur die Direktoren werden andere; und natürlich muß man die Steuermaschine so montieren, daß die Empfindlichkeitsachse des Trägheitsrahmens parallel zur betreffenden Steuerachse liegt. — Der Direktor für die Querrudermaschine ist, wie schon eingangs erwähnt, ein wesentlich anderer als für die Höhenrudermaschine. Er soll einerseits die Maschine in die Kurve legen, muß sie aber bei allen anderen Beeinflussungen gerade halten. Um diese Bedingungen ein für alle Mal mit aller Strenge zu erfüllen, wäre ein verhältnis-

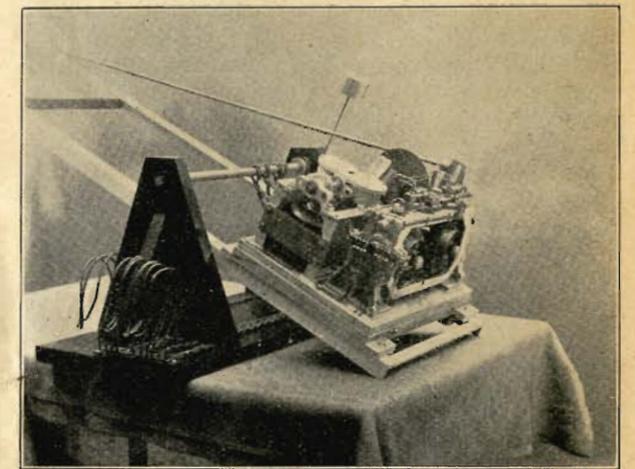


Abbildung 2

mäßig kompliziertes Gerät erforderlich. Dieses Gerät hält die Vertikale und bringt gleichzeitig die Winkelgeschwindigkeit des Flugzeuges um die Vertikalachse zur mechanischen Darstellung, und zwar als Strecke. Damit wird das Flugzeug jederzeit streng in die Kurve gelegt und wieder herausgenommen. Die Zentrifugalbeschleunigung, welche die Flugzeuglage in der Kurve bestimmt, ist ja nichts anderes als das Produkt aus Winkelgeschwindigkeit und Marschgeschwindigkeit durch Luft. Der Lagenwinkel gegen die Vertikale ist also mechanisch ziemlich einfach darstellbar. — Trotzdem bedingt aber die strenge Erfüllung ein immerhin kompliziertes Gerät. — Man kann sich jedoch mit verhältnismäßig einfachen Mitteln helfen, wenn man die tatsächlichen Verhältnisse beim Verkehrsflugzeug in Betracht zieht. — Beim Verkehrsflugzeug werden weite Strecken ohne nennenswerte Kurven geflogen. Das muß ja auch so sein, schon aus Gründen der Fahrtökonomie. Wenn man sich also sagt „ich will Kurs fliegen“, und es kommen nennenswerte Kurven kaum in Betracht, dann kann diesem Gerät eine Einstellung gegeben werden, daß sie die Maschine gerade hält. Sollen aber Kurven geflogen werden, dann muß die Einstellung des Gerätes insofern etwas geändert werden, als es dann die Maschine

zwar in die Kurve legt, aber auch in gewissem Maße dann auf seitliche Winde reagiert; denn mit einem verhältnismäßig einfachen Gerät lassen sich diese Einflüsse schwer differenzieren. Machen läßt es sich natürlich, wie soeben gezeigt, nur fragt es sich hier sehr, ob das Resultat die angewandten Mittel aufwiegt. Und letzten Endes kommt es in der Weiterentwicklung auch auf eins hinaus, wenn man nämlich auch noch die Stabilisierung der dritten Steuerachse, d. h. die Kursachse, in Betracht zieht. Dann muß ja ohnehin eine Kurve eingestellt werden, da sie ja eine Kursänderung bedeutet, und diese Einstellung kann dann gleichzeitig auch die Beeinflussung der Querrudermaschine betätigen. — Um evtl. Irrtümern aber vorzubeugen, möchte ich aber nochmals betonen, daß es natürlich auf keinen Fall nötig ist, auch bei dem einfachen Direktor der Querrudermaschine jede Kurve als solche einzustellen, sondern lediglich eine Art Kurvenbereitschaft. Der Pilot kann natürlich auch die ganze Strecke in Kurvenbereitschaft fliegen. Aber aus Gründen der Steuerökonomie wird es besser sein, wenn er bei weiter gerader Strecke die Empfindlichkeit heruntersetzt, ähnlich, wie etwa der Führer eines Autos auf gerader übersichtlicher Strecke den Gashebel am Volant einstellt.

Ich führe Ihnen jetzt eine solche Steuermaschine in Praxis vor. Zu diesem Zweck wurde die Maschine auf einem labilen Wagebalken montiert. Sie soll nun durch Verschieben eines Gewichtes diesen labilen Träger im Gleichgewicht halten. Als Direktor wurde hierfür statt des Staudruckes die Vertikale genommen. Mit der Gewichtsverschiebung ist als Schanzeichen eine Art Steuerfläche gekuppelt, welche den von der Steuermaschine zu erzeugenden Steueranschlag in dreimaliger Vergrößerung zur Anschauung bringt. Sie sehen, daß der labile Balken, der mit einem Ende auf dem Tisch aufliegt, bei Einschaltung der Stabilisierung aperiodisch gedämpft in die Schwebelage übergeht und in derselben verbleibt. Durch eine Zwangsbewegung, etwa das Aufschlagen mit der Faust auf den Wagebalken, wird derselbe aus der Horizontalen herausgeworfen. — Sie sehen, er geht aperiodisch gedämpft wieder in die Stabilitätsstellung zurück. Wir schalten jetzt den Direktor aus, — Sie sehen, daß der Wagebalken ganz allmählich nach der einen oder anderen Seite absackt. Bei Wiedereinschalten des Direktors geht er wieder aperiodisch in die Normallage. — Wir schalten jetzt die Dämpfung aus, und Sie sehen, daß der Wagebalken beginnt, in Schwingungen zu geraten, die immer größer werden. Wir schalten die Dämpfung wieder ein, und die Schwingungen sind sofort aperiodisch gedämpft. Der Wagebalken bleibt in der Horizontalen stehen.

Das in vorstehendem Vortrag gezeigte Höhensteuer ist in der Folge praktisch erprobt und auch von der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt Adlershof begutachtet worden. Das Gutachten lautet wörtlich:

I. Beschreibung der Arbeitsweise des Gerätes.

(Eingehende Beschreibung siehe: Jahrbuch der W. G. L. 1927.)

Das „selbsttätige Höhensteuer“, Bauart: Meßgeräte Boykow G. m. b. H., dient zur Stabilisierung um die Querachse des Flugzeuges. Die Größe, welche durch das Gerät gleichgehalten wird, ist jedoch nicht der Anstellwinkel, sondern der Staudruck. Das „selbsttätige Höhensteuer“ stellt einen vom Flugzeugführer gewählten beliebigen Staudruck ein, d. h. es bewirkt durch Änderung des Höhenruderausschlages Momentengleichgewicht um die Querachse für diesen Staudruck. Auch bei vorübergehenden Störungen, wie Böen, und bei dauernden Änderungen der Längsmomente, wie Schwerpunktsverschiebungen, Lastigkeitsänderungen durch Schraubenstrahl und dgl., soll das Gerät in möglichst kurzer Zeit den eingestellten Staudruck wiederherstellen.

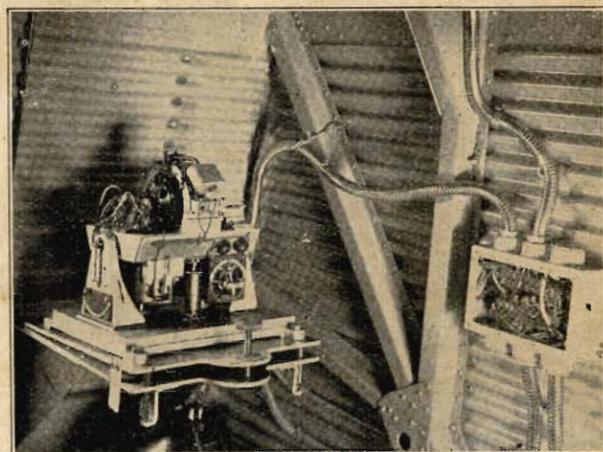


Abbildung 3

Grundsätzlich besteht die Wirkungsweise des „selbsttätigen Höhensteuers“ darin, daß bei Abweichen vom eingestellten Staudruck ein Relais-Motor eingeschaltet wird, der die Arbeit der zur Wiederherstellung des eingestellten Staudruckes notwendigen Steuerbewegungen leistet.

Dieser Relais-Motor läuft ununterbrochen und wird mit der Höhensteuerung durch eine Kupplung nur dann verbunden, wenn infolge von Änderungen des Staudruckes Höhenruderausschläge notwendig werden. Je nachdem, ob eine Geschwindigkeitserhöhung oder eine Verminderung erfolgen soll, wird eine Kuppelung, die den Steuermotor auf „Höhensteuer drücken“, oder eine Kuppelung, die ihn auf „Ziehen“ arbeiten läßt, eingerückt.

Die zum Ein- und Ausschalten der Kuppelung notwendigen Verstellkräfte werden durch Elektromagneten hervorgebracht. Diese Magnete werden unter Benutzung der Präzessionskraft eines Kreisels dann eingeschaltet, wenn ein Abweichen vom gewählten Staudruck eintritt. Der Zeiger eines Staudruckmessers spielt zwischen zwei Kontakten und schließt bei Abweichungen der Staudruck-

anzeige den Stromkreis, der den Kreisel zur Präzession bringt.

Parallel mit dieser Stabilisierung auf konstanten Staudruck dämpft das Gerät Winkelgeschwindigkeiten um die Querachse. Das geschieht dadurch, daß die den Winkelgeschwindigkeiten um die Querachse verhältige Präzession eines parallel zur Flugzeugquerachse drehbaren Kreiselsystems den Stromkreis der Magnete schließt und damit ein Einschalten der Kuppelung sowie einen Ruderausschlag bewirkt. Um ein Übersteuern zu vermeiden, wird die Präzessionsbewegung durch eine Wirbelstrombremse gedämpft. Die Größe dieser Dämpfung wächst mit der Winkelgeschwindigkeit um die Querachse.

Die Bedienung des Gerätes durch den Flugzeugführer erfolgt in der Weise, daß die Kontakte am Staudruckmesser auf den für den Flug gewählten angezeigten Staudruck eingestellt werden. Darauf werden durch Schließen eines Schalters die Kreisel in Gang gesetzt und der Steuermotor eingeschaltet. Um das Gerät in Tätigkeit zu setzen, wird darauf ein weiterer, am Steuerhebel angebrachter Schalter geschlossen.

II. Prüfung des Gerätes.

Das Gerät war während der Versuche in einem Flugzeug vom Muster Junkers A. 35 eingebaut.

Zur Prüfung des Gerätes waren insgesamt 20 Flüge von einer Gesamtflugdauer von 5 Stunden 50 Minuten ausgeführt. Diese Flüge umfaßten die folgenden Versuche:

a) Prüfung des allgemeinen Verhaltens des Flugzeuges bei eingeschaltetem Gerät. Hierzu wurden mehrere Platzflüge durch vier verschiedene Flugzeugführer ausgeführt und die Beobachtungen der Führer miteinander verglichen.

b) Prüfung der Zuverlässigkeit des Gerätes. Durch möglichst zahlreiche kurze Flüge wurde erprobt, wie sich das Gerät nach Start- und Landebeanspruchungen verhält. Weiterhin wurde die Zuverlässigkeit bei längerer Betriebsdauer durch Überlandflüge geprüft.

c) Ermittlung des Einflusses plötzlicher Lastigkeitsänderungen durch Schraubenstrahl. Die Flugzeuge vom Muster Junkers A. 35 zeigen bei Flug mit Vollgas und bei Flug mit gedrosseltem Motor deutlich fühlbare Änderungen der Lastigkeit. Zur Herstellung des Gleichgewichtszustandes bei gleichem Staudruck ist im Vollgasflug ein rund 1,5° größerer Tiefenruderausschlag notwendig als im Gleitflug. Durch plötzliches Drosseln oder Vollgasgeben wurde festgestellt, ob das Gerät die sich ergebenden Staudruckänderungen ausreichend schnell durch entsprechende Änderung des Höhenruderausschlages korrigiert.

d) Ermittlung des Einflusses von Schwerpunktsverschiebungen im Fluge. Ebenso wie die Lastigkeitsänderung durch Schraubenstrahl, bedingen Lastigkeitsänderungen infolge von Schwerpunktsverschiebungen eine Änderung des Höhenruderausschlages, damit bei unverändertem Staudruck Gleichgewicht um die Querachse herrscht.

In den Flugzeugen vom Muster Junkers A. 35 liegt

der Beobachtersitz ziemlich weit hinter dem Schwerpunkt. Aufstehen und Nachvortreten des Beobachters hat Änderungen der Schwerpunktslage und damit der Lastigkeit zur Folge. Zur Prüfung dieses Einflusses wurde durch Vor- und Zurücksetzen des Beobachters eine möglichst große Änderung der Momente um die Querachse hervorgerufen.

e) Ermittlung des Einflusses von atmosphärischen Störungen. Durch atmosphärische Störungen (Böen) werden außer Lastigkeitsänderungen erhebliche Winkelbeschleunigungen um die Querachse hervorgerufen. Es wurde durch Flüge bei stark böigem Wetter erprobt, ob das Gerät solche Störungen in befriedigender Weise ausgleicht.

III. Ergebnisse der Prüfung des Gerätes.

a) Allgemeines Verhalten des Flugzeuges mit eingeschaltetem Gerät. Das Gerät kann nicht unmittelbar beim Start in Tätigkeit gesetzt werden. Ein durch den Fahrtwind angetriebener Generator liefert erst im Fluge Strom für den Antrieb der Kreisel. Diese brauchen, nachdem der Strom eingeschaltet ist, rund 7 bis 10 Minuten, bis sie ihre volle Drehzahl erreicht haben. Erst dann kann das Gerät eingeschaltet werden. Es muß also stets rund 10 Minuten geflogen werden, ehe das Gerät in Gebrauch genommen werden kann.

Ist das Gerät eingeschaltet, so führt das losgelassene Höhensteuer leichte Hin- und Herbewegungen aus. Der Staudruck bleibt bis auf ganz kleine Änderungen innerhalb der Kontaktgrenzen konstant.

Die Kräfte, die von dem Gerät auf die Höhensteuerung ausgeübt werden, sind klein und können vom Führer leicht überwunden werden. Im Gefahrfalle ist es also nicht notwendig, erst das Gerät auszuschalten, sondern es können bei eingeschaltetem Gerät Ruderausschläge gegeben werden.

b) Zuverlässigkeit des Gerätes. Bei Start-, Lande- und Rollbeanspruchungen, die auf dem unebenen Gelände des Flughafens Adlershof verhältnismäßig groß sind, ergaben sich mehrfach Beanstandungen. Diese rührten daher, daß durch die auftretenden Stöße die Kreisel aus ihrer Null-Stellung herausgeschleudert wurden und sich um 180° drehten.

Diese Störungen sind durch Anschläge, die das Überschlagen der Kreisel verhindern, beseitigt worden.

c) Einfluß von plötzlichen Lastigkeitsänderungen durch Schraubenstrahl. Wird durch plötzliches Drosseln des Motors im Vollgasflug eine Lastigkeitsänderung hervorgerufen, so wird der eingestellte Staudruck erst nach einigen Sekunden wieder erreicht. Die Größe des Staudruckes bleibt nach dem Drosseln des Motors zunächst kurze Zeit unter dem eingestellten Werte, nimmt dann allmählich zu, bis, nach leichtem Pendeln um den eingestellten Wert, dieser erreicht und gleichgehalten wird.

Entsprechend ist die Wirkung beim plötzlichen Gasgeben im Gleitfluge, jedoch wächst hier der Staudruck zunächst erheblich an, wonach einige Sekunden bis zum Erreichen des stetigen Fluges mit dem gewählten Staudruck verstreichen.

Hierzu muß bemerkt werden, daß bei nicht eingeschaltetem Gerät das Flugzeug mit losgelassenem Steuer so große Stabilität besitzt, daß die Einstell- dauer bis zum Erreichen des Gleichgewichtstau- druckes nach dem Drosseln des Motors oder nach dem Gasgeben wesentlich kleiner als bei eingeschalt- etem Gerät ist.

Hieraus kann nicht geschlossen werden, daß die Wirkungsweise des Gerätes von der Stabilität des Flugzeuges abhängig ist. Frühere, der DVL be- kannte, an anderer Stelle gemachte Versuche an

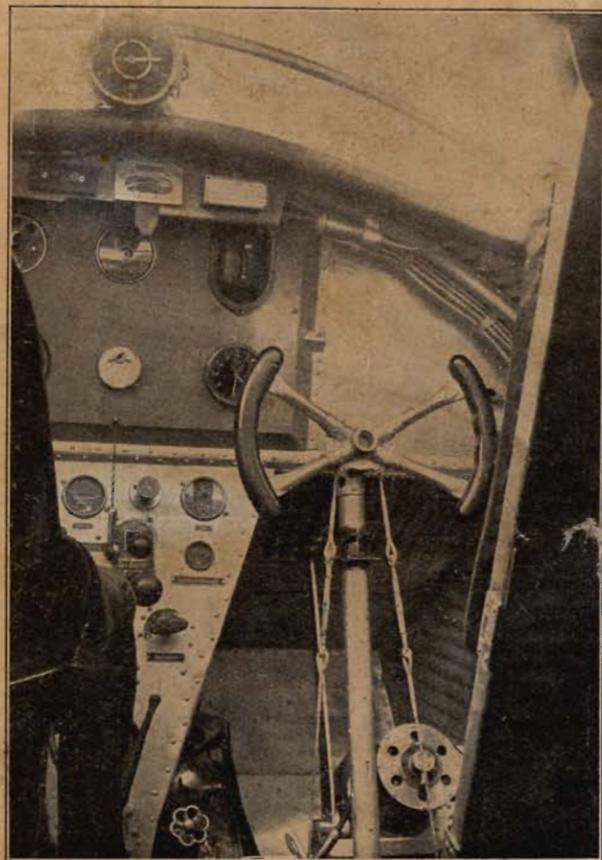


Abbildung 4

einem instabilen Flugzeug vom Muster Junkers F 13 haben gezeigt, daß auch bei Unstabilität des Flugzeuges das Gerät einwandfrei arbeitet.

d) **Einfluß von Schwerpunktsverschiebungen im Fluge.** Verschiebungen der Schwerpunktslage im Fluge, wie sie durch das Aufstehen und Nachvorn- treten des Beobachters entstehen, werden von dem Gerät ohne merkbare Verzögerungen ausgeglichen.

e) **Einfluß von atmosphärischen Störungen.** Auch bei stark böigem Wetter arbeitete das Gerät so, daß ein Eingreifen in die Steuerung durch den Füh- rer nicht notwendig wurde. Der Staudruck blieb annähernd unverändert. Wenn das Gerät ausge- schaltet wurde, konnte infolge der großen Stabili- tät des Flugzeuges trotz der herrschenden Böen ebenso mit losgelassenem Steuer geflogen werden, als mit eingeschaltetem Gerät. Bei ausgeschaltetem Gerät kann jedoch nicht mit jedem beliebigen Stau-

druck geflogen werden, sondern stets nur mit dem zu der jeweiligen Drosselstellung des Motors gehö- renden Gleichgewichtstaudruck.

IV. Schlüsse aus den Ergebnissen.

Die mechanische Stabilisierungsvorrichtung hat sich während der Prüfung grundsätzlich bewährt. Nach Behebung kleinerer Beanstandungen wird das Gerät voraussichtlich die Betriebssicherheit be- sitzen, die von einer mechanischen Stabilisierung zurzeit verlangt werden kann.

Erwünscht ist, daß die notwendige Anlaufzeit des Kreisels (Zeitdauer vom Start des Flugzeuges bis zur Benutzbarkeit des Gerätes) herabgesetzt wird. Diese Zeit beträgt bei der geprüften Ausfüh- rung bis zu 10 Minuten und setzt die Verwendbar- keit bei Flug in unsichtigem Wetter herab.

V. Zusammenfassung.

Es wird die Prüfung der mechanischen Stabilisie- rungsvorrichtung: „Selbsttätiges Höhensteuer für Flugzeuge“, Bauart: Meßgeräte Boykow G. m. b. H., beschrieben. — Das Gerät hat sich grundsätzlich bewährt.

Der Abteilungsleiter:

Joach. v. Köppen.

Die auf der Ila ausgestellte motorische Flugzeug- steuerung zeigt bereits die im Vortrag des Kpt. Boykow in Wiesbaden als Forderung aufgestellte **automatische Steuerung um 3 Achsen.**

Ein Zentralgerät mit 3 Kreiseln überwacht die Tä- tigkeit der 3 unter sich gleichen Steuerkuppelungen für Höhen-, Quer- und Seitenruder.

Die Höhensteuerung erfolgt wie bei dem ersten Höhensteuergerät nach der Geschwindigkeit, das Querruder erhält seinen ersten Antrieb durch den Kiesel und kann überwacht werden durch den von der Meßgeräte Boykow entwickelten **Lagenanzeiger**, der den wahren Horizont anzeigt, das Seitenruder schließlich wird — ebenfalls über das Zentralgerät — von einem Windrichtungsanzeiger gesteuert.

Für Kurvenflug mit seinen besonderen Steuerauf- gaben ist der Kurvenschalter vorgesehen, der 3 Kur- ven nach jeder Seite gestattet, und zwar eine ganz flache, eine mittlere und eine steile Kurve. Dieser Kurvenschalter beeinflusst die 3 Steuermaschinen in der für die Kurve notwendigen Weise. Macht man sich klar, daß in der Kurve das Seitensteuer z. T. als Höhensteuer, das Höhensteuer als Seitensteuer wirkt, so wird die Aufgabe des Kurvenschalters verständlich.

Auch bei dieser 3 achsigen Steuerung kann der Pilot sowohl das Gerät ausschalten, als auch kann er jederzeit ohne Abschaltung willkürlich jedes Ruder nach seinem Ermessen legen.

Die Abbildung zeigt den Einbau des 3-Achsen- Steuergerätes in einer Junkers W. 33, und zwar stellt die erste Ansicht das Zentralgerät dar, die zweite Ansicht den Anbau einer Kuppelung an das Höhensteuer.

2046/32 ag