



# DAS REGEL- UND VERSTÄRKERPRINZIP DER SIEMENS-LGW KURSSTEUERUNG

NACH EINEM VORTRAG VON DR. ING. K. W. FIEBER  
LUFTFAHRTGERÄTEWERK HAKENFELDE G. M. B. H.

## ÜBERSICHT

Die drei wesentlichsten Forderungen an eine Selbststeuerung, nämlich:

- Horizontalnavigation,
- künstliche Blindflugstabilität und Kurs-Feinstabilisierung mit aperiodischer Dämpfung

vermag bereits eine gute Kurssteuerung zu erfüllen. Ihre Problematik liegt in der regeltechnischen Beherrschung eines mehrfacheigenschwingungsfähigen Systems, der trägheitsarmen Momentenverstärkung vom Kompaß bis zum Ruder von  $1:10^9$  und in der Überwindung der Kompaßträgheit.

An einem der Wirklichkeit nachgebildeten Modell wird als brauchbares Regelgesetz die Führung des Ruders nach Wendegeschwindigkeit und Kursabweichung gefunden.

Die beiden im einzelnen beschriebenen Baumuster der Siemens-LGW Kurssteuerung K 40 und K 12 arbeiten nach dem Prinzip der Stellungszuordnung und erfüllen die gestellten Aufgaben mit elektrischen und elektrohydraulischen Meß- und Verstärkergeräten.

Flugversuche zeigen das dynamische Verhalten der Steuerung und die erreichbare Kurshaltung.

## Inhalts-Verzeichnis

	Seite
<b>I. Einführung</b>	
a) Allgemeine Gesichtspunkte . . . . .	3
b) Anforderungen . . . . .	4
<b>II. Physikalische Voraussetzungen . . . . .</b>	<b>4</b>
<b>III. Aufgabenstellung . . . . .</b>	<b>5</b>
<b>IV. Das Steuergesetz</b>	
a) Das ungesteuerte Flugzeug . . . . .	6
b) Die Steuermechanik des Modells . . . . .	8
c) Das statische Steuergesetz . . . . .	8
d) Das dynamische Steuergesetz . . . . .	10
<b>V. Gerätemäßige Ausführung der Steuerung</b>	
a) Steuerverfahren . . . . .	12
b) Aufbau der Steuerung . . . . .	13
c) Ausführungen der Kurssteuerungsanlagen . . . . .	14
d) Richtgeber . . . . .	16
e) Mischeinrichtungen . . . . .	17
f) Rudermaschinen . . . . .	18
g) Anzeige- und Bedienungsgeräte . . . . .	21
h) Technische Daten . . . . .	23
<b>VI. Flugergebnisse . . . . .</b>	<b>24</b>

## 1. Einführung

### a) Allgemeine Gesichtspunkte

Der Wunsch, Flugzeuge mit automatischer Steuerung auszurüsten, ist so alt wie die Fliegerei selbst. Schon seit 1910, also lange vor dem ersten Weltkrieg, versuchten manche Flugzeugbauer, namentlich Franzosen, die fragwürdige Eigenstabilität ihrer Maschinen durch eine automatische Betätigung des Höhenruders, z. B. Regelung auf Konstanz des Anstellwinkels, der Fahrt usw., zu verbessern.

Die großen Fortschritte der Luftfahrt, besonders während des letzten Jahrzehnts, haben auch das Gebiet der automatischen Steuerung weitgehend beeinflußt. Dies war um so natürlicher, als die Fliegerei ja nicht mehr Sport und Selbstzweck ist, sondern fast ausschließlich nach verkehrstechnischen oder militärischen Gesichtspunkten betrieben wird.

Die Aufgaben der selbsttätigen Steuerung sind mithin gewaltig gewachsen.

An ihre Spitze tritt die Forderung automatischer Navigation, also das selbsttätige Aufsuchen ferner Flugziele auf beliebig wählbarem Flugweg, ohne Erdsicht und ohne dauernde Überwachung seitens des Flugzeugführers. Diese Aufgabe setzt sich zusammen aus zwei Komponenten, nämlich:

- a) der Horizontalnavigation, also der Führung des Flugzeugs in der Horizontalebene, entsprechend der üblichen Schiffsnavigation, und
- b) der Vertikalnavigation, der Start und Landung sowie die Einhaltung bestimmter Flughöhen zu fallen.

Als zweite, fast ebenso wichtige Forderung kommt die Sicherung des Flugzustandes hinzu. Flog man früher grundsätzlich nur bei klarer Sicht und hellem Licht, so zwingt der heutige Einsatz vielfach zum völligen „Blindflug“. Hierbei ist der Mensch, der bekanntlich kein Sinnesorgan für seine Lage oder Geschwindigkeiten im Raum besitzt, darauf angewiesen, die drei Ruder seines Flugzeuges ganz nach Instrumenten zu steuern. Das bedeutet eine ungewöhnlich hohe und über lange Zeit fast unerträgliche Anstrengung. Da dem Führer eines fernfliegenden Flugzeugs überdies noch viele andere, beispielsweise navigatorische oder militärische Aufgaben aufgebürdet werden, so muß er von der Sorge für die Aufrechterhaltung des Flugzustandes weitestgehend befreit werden.

Eine dritte wichtige Forderung, die Feinstabilisierung, ergibt sich heute durch manche Aufgaben vorwiegend militärischen Charakters. Sie macht es notwendig, daß die Fluglage, insbesondere im Kurs, weit über das für Flugsicherheit erforderliche oder

im manuellen Flug überhaupt erreichbare Maß hinaus exakt gehalten wird.

So hochgespannte Forderungen werden natürlich am besten von einer Steuerung erfüllt, die alle möglichen, den Flugzustand beeinflussenden Größen gleichzeitig beherrscht, also vor allem alle drei Ruder. Eine solche Steuerung (Dreirudersteuerung oder kurz „D-Steuerung“) könnte dann auch zusätzlich den Vortrieb des Flugzeugs regeln und diesen den Flugzuständen so anpassen, daß ein bestimmter Fahrtbereich nicht über- oder unterschritten wird. Diese Form erschließt auch das Endziel jeder Regeltechnik, die völlige Ausschaltung des Menschen aus dem Regelvorgang, hier also den unbemannten Flug mit seinen Sonderproblemen, wie automatischem Starten und Landen.

Die D-Steuerung ist heute technisch grundsätzlich gelöst; sie beansprucht allerdings infolge ihres großen Geräteumfanges entsprechend viel Raum, Gewicht und Antriebsleistung. Da aber der sich hieraus ergebende hohe Fertigungsaufwand für militärische Beschaffungsfragen von entscheidender Bedeutung ist, suchte man bald nach einer einfacheren Lösung der oben gestellten Forderungen und fand sie in der selbsttätigen Kurssteuerung. Die Kurssteuerung beschränkt sich auf die Beeinflussung des Seitenruders und benötigt nur etwa den halben Gewichts- und Bauaufwand einer Dreirudersteuerung. Trotzdem gelingt es auch schon mit ihr, die Hauptaufgaben der Selbststeuerung weitgehend zu lösen, nämlich:

Sicherung des allgemeinen Flugzustandes und selbsttätige Kurs- und Feinstabilisierung.

Dafür zwei Gründe:

Erstens vermag man — was auch in fliegerischen Kreisen oft nicht genug bekannt ist — durch eine starke Kursstabilisierung den ganzen Flugzustand zu sichern. Die Kurssteuerung stabilisiert nämlich durch aerodynamische Verkopplung die Querlage mit, und die Längsachse moderner Flugzeuge ist — Stabilität der beiden anderen Achsen vorausgesetzt — in normalen Flugzuständen — gut eigenstabil\*).

\*) An sich ist jedes moderne Flugzeug, zumindest jedes deutsche Baumuster, um Längs- und Querachse statisch und dynamisch eigenstabil, d. h. es kehrt nach einer Störung um jede dieser beiden Achsen (wenn auch langsam und nur schwach gedämpft schwingend) in seine Ausgangslage zurück, sofern die Kursrichtung bei diesem Vorgang ungestört aufrechterhalten blieb. Seine Kurslage ist zwar dynamisch, nicht aber statisch unbedingt eigenstabil, d. h. das um die Hochachse gestörte Flugzeug verliert zwar den nach der Störung unmittelbar auftretenden Schwingungszustand, geht aber dann in einen immer enger werdenden Kurvenflug über, bei dem auch die beiden anderen Achsen ihre Eigenstabilität verlieren; dieser Flugzustand führt zum Spiralsturz. Wird das Flugzeug dagegen um seine Kursachse hart stabilisiert, also hart auf Geradeauskurs gehalten, so bleiben auch die beiden anderen Achsen und damit der gesamte Flugzustand stabil.

# SIEMENS-LGW STEUER- UND NAVIGATIONSGERÄTE

Und zweitens kommt der Kursachse, wie sich das ja schon aus der ganzen Aufgabenstellung ergibt, unter den drei Flugzeugachsen die größte Bedeutung zu.

Aus diesen Gründen gewann die Kurssteuerung zahlenmäßig eine gewaltige Vormachtstellung, und sie wird diese Bedeutung — erhärtet durch breiteste Erfahrungen im Kriegseinsatz — zweifelsfrei noch lange beibehalten.

Da aber andererseits für eine Reihe neu hinzugekommener Flugaufgaben, z. B. für die Flugbeherrschung in Bodennähe bei unsichtigem Wetter oder für

Zielvorgänge die D-Steuerung in manchen Flugzeugtypen sehr erwünscht ist, mag der Wettstreit „Kurs- oder D-Steuerung“ heute zugunsten der Formel: „Kurs- und D-Steuerung“ entschieden sein.

## b) Anforderungen

Welche Anforderungen werden nun insgesamt an eine Kurssteuerung gestellt?

Nachstehende Tabelle soll hierüber Aufschluß geben. Die Punkte 1 bis 5 bestimmen die Physik der Steuerung, die weiteren ihre konstruktive Ausbildung.

1. Geradeausflug über beliebige Zeit, auf einige Zehntel Grad genau, auf jedem beliebig wählbaren Kurs, bei genauer Anzeige dieses Kurses im Instrumentenbrett.	Physikalische Forderungen
2. Selbsttätige Kurs-Stabilisierung des Flugzeugs bei allen Störungen (Böen, Vertrimmung, Motorausfall usw.).	
3. Sicherstellung der statischen und dynamischen Gesamtstabilität.	
4. Kurvenflug mit verschiedenen wählbaren Drehgeschwindigkeiten.	
5. Aperiodische Dämpfung nach jeder Drehbewegung (z. B. Kurvenflug oder Störung).	
6. Geringster Aufwand an Raum, Gewicht und Antriebsenergie.	Konstruktive Forderungen
7. Absolute Funktionssicherheit in jedem Klima (Temperaturbereich + 70° bis -60° und darunter) und bei Einwirkung von Feuchtigkeit, Seewasser, Luftdruckschwankungen und mechanischen Erschütterungen.	
8. Robuste Geräte und einfache, sinnfällige Bedienung.	

## II. Physikalische Voraussetzungen

Vor der Behandlung des Regelproblems seien zunächst die physikalischen Voraussetzungen erörtert:

1. Kursgesteuert werden heute Flugzeuge mit einem Fluggewicht von 2 bis etwa 100 t und mehr. Diese Flugzeuge besitzen um die Hochachse, je nach Größe, ein Trägheitsmoment von 2—1000 tms<sup>2</sup>. — jene physikalische Größe, die ein Maß für ihre Drehbewegungsträgheit darstellt. Zum Drehen des Flugzeuges gibt das Ruder Steuermomente von 0,05—20 tm/s<sup>2</sup> Ruderwinkel ab. Das Antriebsmoment des Ruders, das die Steuerung aufbringen muß, ist bei allen diesen Flugzeugen ungefähr der Muskelkraft des Menschen angepaßt und nimmt bis zum Rudervollausschlag linear bis etwa 5—20 kg zu.
2. Es ist unmöglich, ein Flugzeug, ähnlich wie ein Landfahrzeug, durch einen Steuerausschlag un-

mittelbar zum Kurven zu zwingen. Man kann ihm mit dem Ruder nur ein Drehmoment um seinen Schwerpunkt aufdrücken und muß dann abwarten, was es im Spiel der inneren und äußeren Kräfte tut. Unter der Wirkung des Momentes wird es sich zwar drehen, sein Schwerpunkt fliegt aber zunächst auf Grund der Massengesetze geradeaus weiter. Erst die dadurch schräg angreifenden Luftkräfte vermögen diesen langsam abzulenken. Das Flugzeug beginnt zu kurven. Es beendet aber seine Drehung auch nicht etwa wie ein Landfahrzeug, wenn das Steuer wieder geradeaus gerichtet wird, sondern es dreht weiter, bis ein entsprechender Gegenruderausschlag die in ihm aufgespeicherte lebendige Drehenergie vernichtet hat. Diese Eigenschaft macht die selbsttätige Steuerung des Flugzeuges zu einem der schwierigsten Regelprobleme, die es gibt.

3. Will man nun ein Flugzeug auf einem bestimmten Kurs selbsttätig steuern, so muß man von Organen ausgehen, die etwaige Richtungsänderungen, beispielsweise durch Böenstörungen oder Vertrimmungen, wahrnehmen. Es liegt dabei nahe, zunächst einmal an den Kompaß zu denken, der — wie bekannt — durch die Erdkräfte befähigt ist, gewisse,

wenn auch sehr geringe, Steuerkräfte aufzubringen. Kann nun der Kompaß unmittelbar als Steuerrichtgeber für eine selbsttätige Kurssteuerung verwendet werden?

Wir stellen dazu in nachstehender Tabelle die regeltechnisch maßgebenden Größen des Flugzeuges denen des Kompasses gegenüber.

Flugzeug		Kompaß	
Flugzeuggewicht:	2 ... 100 t	—	
Trägheitsmoment um S:	2 ... 1000 tms <sup>2</sup>	—	
Steuermoment:	0,05 ... 20 tms/° Ruderwinkel	Steuermoment: 0,02 gcm/°	Kursfehler
Rudermoment:	0,5 ... 1 kgm/° Ruderwinkel	Geforderte mittlere Kursgenauigkeit:	0,1°
Max. Moment:	20 kgm bei Vollausschlag	Dafür verfügbares Kompaßmoment:	0,002 gcm
Eigenschwingungszahl:	0,3 ... 1 Hz	Eigenschwingungszahl:	0,05 Hz

### III. Aufgabenstellung

Der Vergleich des verfügbaren Kompaßmomentes mit dem z. B. bei starker Vertrimmung auftretenden max.

Die physikalischen Aufgaben bestehen demzufolge in der Lösung dreier Probleme:

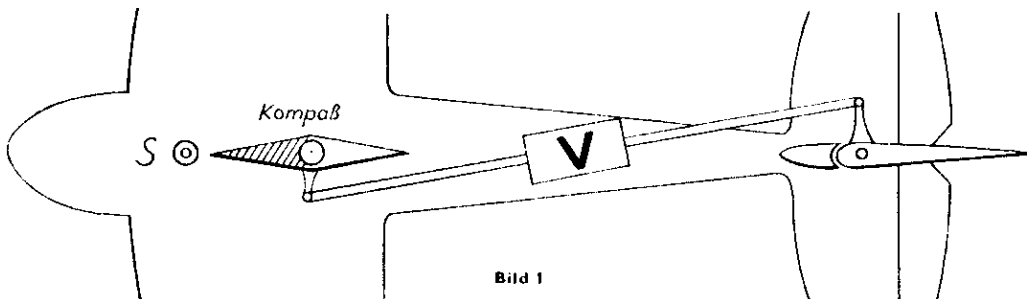


Bild 1

Rudermoment ergibt, daß die erforderliche Momentenverstärkung vom Kompaß bis zum Ruder (s. auch Bild 1)

$$V = \frac{0,02 \text{ gcm/1}^\circ \cdot 0,1^\circ}{20 \text{ kgm}} = 1:10^9$$

betragen muß, was in einem Gewichtsvergleich etwa dem Verhältnis einer Erbse zu einer modernen Schnellzuglokomotive entspricht.

Der Vergleich der Eigenfrequenzen von Kompaß und Flugzeug zeigt, daß die Anzeige des Kompasses um

$$n = \frac{f_{Fl}}{f_K} = \frac{0,3 \dots 1 \text{ Hz}}{0,05 \text{ Hz}} \approx 6 \dots 20,$$

also um rund das 10fache träger ist. Wie aber aus der Meßtechnik bekannt, braucht man zur genauen Erfassung eines Bewegungsvorganges ein Meßgerät, dessen Eigenfrequenz mindestens um das 10fache über der Meßfrequenz liegt. Der Kompaß ist also sogar um das 100fache in seiner Anzeige zu träge.

1. der regeltechnischen Beherrschung des eigenschwingungsfähigen Flugzeuges;
2. der geforderten Kraftverstärkung zwischen Kompaß und Ruder von 1:10<sup>9</sup> und
3. der Überwindung der Meßträgheit des Kompasses.

Während die Lösungen der zweiten und dritten Aufgabe im wesentlichen gerätetechnische Probleme stellen und daher unmittelbar im konstruktiven Teil dieser Arbeit behandelt werden können, fordert die erste Aufgabe eine gründliche Erforschung der allgemeinen Bewegungsvorgänge und die Ermittlung eines Steuerungsgesetzes, das die eingangs gestellten Bedingungen erfüllt.

Diese Aufgabe soll im folgenden Abschnitt an einem der Natur nachgebildeten Lehrmodell dargestellt und gelöst werden.

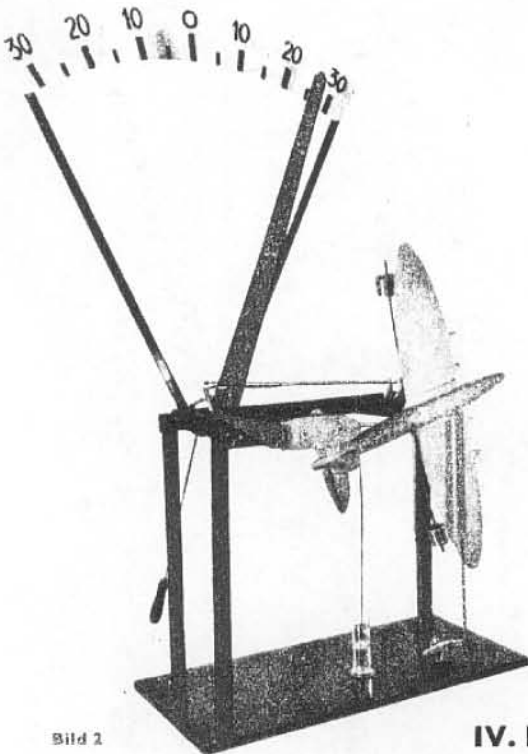


Bild 2

#### IV. Das Steuergesetz

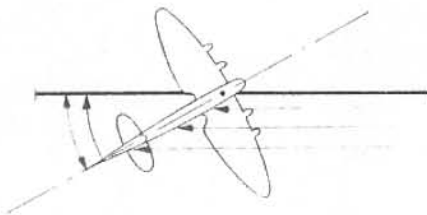
##### a) Das ungesteuerte Flugzeug

Mit dem im Bild 2 gezeigten Lehrgerät lassen sich die bei der selbsttätigen Kurssteuerung auftretenden Steuerprobleme anschaulich ableiten. In diesem Lehrgerät ist ein Flugzeugmodell weitgehend reibungsfrei auf Schneiden in der durch seinen Schwerpunkt gehenden Hochachse Z gelagert (im Lehrgerät, siehe Bild 3, der besseren Anschauung wegen horizontal gerichtet). Ein heller Zeiger, der über eine Parallelführung mit dem Flugzeugmodell gekoppelt ist, gibt auf einer Skala die jeweilige Richtung der Flugzeuglängsachse an.

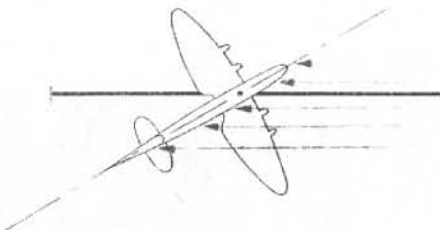


Es interessiert zunächst das Kräftespiel des ungesteuerten Flugzeuges.

Vorausgesetzt sei, daß das Flugzeug während des Regelablaufes einer Störung eine geradlinige Schwerpunktbahn besitzt und daher nur Drehbewegungen um seinen Schwerpunkt ausführt.



Wird das Flugzeug im Geradeausflug um die Hochachse verdreht, so erhält es infolge der Schräganströmung durch den Fahrtwind auf Rumpf und Leitwerk ein stabilisierendes Rückdrehmoment, das der Winkelabweichung von der Schwerpunktbahn proportional ist und die Flugzeuglängsachse stets in die Richtung der Schwerpunktbahn zu drehen sucht. (Aerodynamische Richtungs-, Pfeil- oder statische Eigenstabilität.)



Bei modernen Flugzeugen mit weit vorgebautem Rumpf ist diese Eigenstabilität durch die Wirkung als zweiseitiger Hebel bisweilen recht gering.

Im Lehrgerät ersetzt man dieses Moment (Richtkraft) durch eine Federfesselung, d. h. durch zwei Federn an gleichen Hebelarmen (Bild 3).

Ferner sollen zwei weitausladende Gewichte die der Natur entsprechende Drehmasse des Flugzeuges nachbilden.

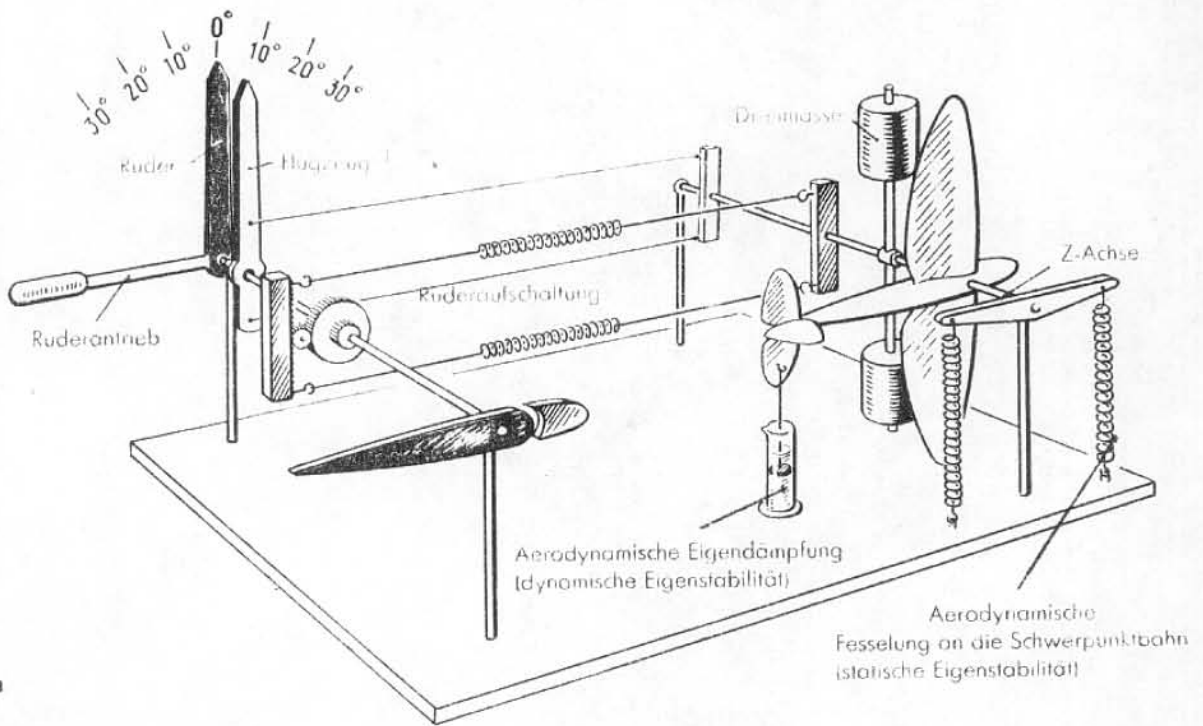


Bild 3

Durch die Wechselwirkung von Richtkraft und Masse wird das Modell, genau wie das Flugzeug in der Luft, schwingungsfähig mit einer Eigenfrequenz von etwa 0,3 Hz.

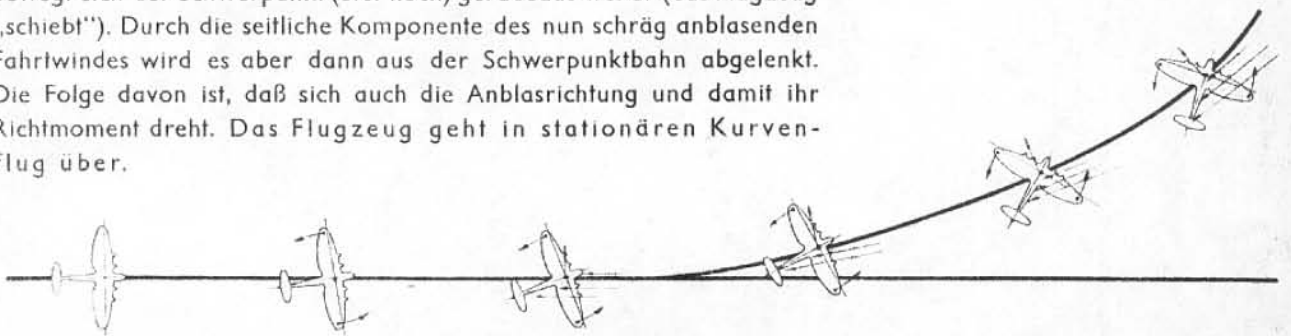
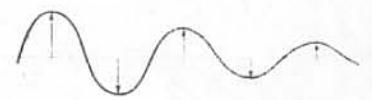
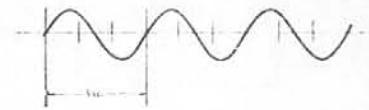
Diese Schwingungen — durch Anstoß einmal angefacht — würden dauernd aufrechterhalten bleiben, wenn nicht der Luftstrom Kräfte entgegensetzen würde, die — ähnlich wie das Wasser an einem Kielboot — jede Drehbewegung zu bremsen suchten.

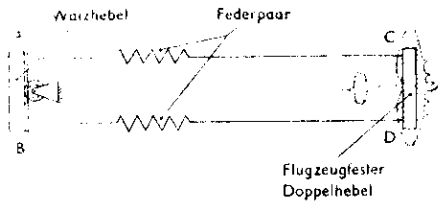
Dadurch erfahren die Schwingungen eine Dämpfung (aerodynamische Eigendämpfung), die am Modell durch Einführung einer Kolbendämpfung gleicher Wirkung ersetzt werden kann. Die Dämpfungskräfte sind proportional der Drehgeschwindigkeit und ihrer Bewegungsrichtung stets entgegengerichtet.

Das früher ungedämpft schwingende Modell kehrt nun, wie ein gut ausgetrimmtes Flugzeug in ruhiger Luft, auch ohne Steuerung nach einigen Pendelungen in die Nulllage zurück.

Wird das Gleichgewicht um die Kursachse durch Böen oder Trimmfehler, z. B. bei Ausfall eines Seitenmotors, gestört, so treten etwa folgende Phasen der Bewegung auf:

Zunächst dreht sich das Flugzeug um seinen Schwerpunkt so lange, bis das Richtmoment der Luftkräfte dem Störmoment die Waage hält. Dabei bewegt sich der Schwerpunkt (erst noch) geradeaus weiter (das Flugzeug „schiebt“). Durch die seitliche Komponente des nun schräg anblasenden Fahrtwindes wird es aber dann aus der Schwerpunktbahn abgelenkt. Die Folge davon ist, daß sich auch die Anblasrichtung und damit ihr Richtmoment dreht. Das Flugzeug geht in stationären Kurvenflug über.





## b) Die Steuermechanik des Modells

Um am Modell auch die Wirkung des Steuerruders hervorgerufen, die, wie am Flugzeug, unabhängig von der jeweiligen Flugrichtung sein muß, wird ein Gelenkviereck verwendet.

Dieses Gelenkviereck (s. Bild A, B, C, D) besteht aus:

- einem flugzeugfesten Doppelhebel,
- einem Federpaar und
- einem Wälzhebel.

Der Wälzhebel ist nicht fest gelagert, sondern kann sich, wenn das Modell Drehbewegungen ausführt, auf einer kleinen Rolle abwälzen.

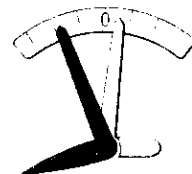
Ein Handhebel übernimmt die Funktion des Steuerpedals im Flugzeug; durch ihn kann die Rolle gedreht und der Auflagepunkt des Wälzhebels aus seiner Mitte je nach Steuerrichtung nach oben oder unten verlagert werden.

Solange der Wälzhebel in der Mittellage auf der Rolle abrollt, gelangen keine Momente auf das Flugzeug, denn die Federkräfte  $P_1$  und  $P_2$  stehen stets im Gleichgewicht.

Wird die Rolle aber durch den Steuerhebel verdreht, so wandert der Abrollpunkt am Wälzhebel aus seiner Mittellage. Die Federkräfte greifen jetzt an ungleichen Hebelarmen  $a_1$  und  $a_2$  an und üben auf das Flugzeugmodell ein Drehmoment aus, das annähernd der Verschiebung aus der Mittellage verhältlich und von der Winkelstellung des Modells unabhängig ist.

Mit dieser Vorrichtung können also dem Modell, wie beim wirklichen Flugzeug, unabhängig von seiner jeweiligen Lage, Momente aufgedrückt werden, die der Ruderauslenkung proportional sind.

Das Profil eines Seitenleitwerkes und der rote Zeiger vor der Skala lassen symbolisch die jeweilige Ruderstellung erkennen.



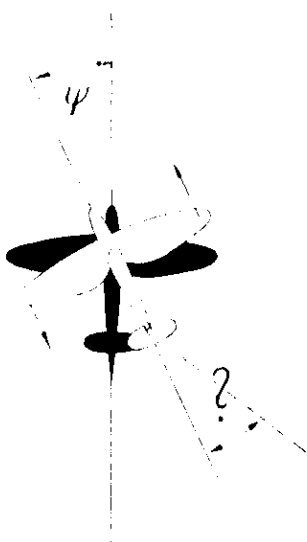
## c) Das statische Steuergesetz

Wie muß man steuern, um einen bestimmten Kurs zu halten?

Um das Kräftespiel leichter verfolgen zu können, denke man sich das Flugzeug zunächst masselos und ohne aerodynamische Fesselung. (Im Modell Gewichte und Federn abgenommen.) Dann kann es bekanntlich nicht schwingen. Eine ideale Steuerung müßte alsdann bei Störungen jedes Ausschleeren aus dem Sollkurs (Kursabweichung) vermeiden, wenn das jeweilige Steuermoment des Ruders

1. immer entgegengesetzt gleich groß der Störung und
2. vollkommen gleichzeitig mit der Störung erzeugt werden könnte.

Da aber die Störungskraft selbst, wie überhaupt jede Kraft, ohne Bewegung physikalisch nicht meßbar ist und selbst, wenn dieses gelänge, zum Einstellen des notwendigen Ruderauschlages immer eine gewisse Laufzeit des Ruders erforderlich ist, also weder die eine noch die andere Bedingung praktisch erfüllbar ist, läßt sich eine solche Idealsteuerung nicht





# SIEMENS-LGW STEUER- UND NAVIGATIONSGERÄTE

verwirklichen. Das Flugzeug würde während der Zeitdifferenz zwischen dem Auftreten der Störung (heller Zeiger) und dem Gegenmoment des Ruders (roter Zeiger) aus dem Sollkurs ausbrechen. Ist dann das Rudermoment gleich dem Störmoment geworden, so tritt zwar wieder Gleichgewicht ein, das masselose Flugzeug bleibt — z. B. unter der Wirkung einer, wenn auch geringen Eigendämpfung — stehen, kehrt aber nicht mehr auf Sollkurs zurück.

Es entsteht also auch nach Beendigung der Störung, wie sich am Lehrgerät leicht nachweisen läßt, ein bleibender Kursfehler  $\psi$ , womit dieses Verfahren praktisch ausscheidet (a).

Einen anderen, wenn auch noch nicht vollkommenen Steuerbefehl bietet aber der Kursfehler selbst, denn seine Größe ist jeweilig feststellbar. Und schließlich soll ja gerade er vermieden werden.

Man wird also am Modell, das durch eine Störung außer Kurs gekommen sei, einen Ruderausschlag  $\zeta$  zur Beseitigung des entstandenen Kursfehlers vornehmen (b).

Dabei erhebt sich die Frage, wie groß dieser Ausschlag gewählt und wie lange er beibehalten werden soll.

Würde man den Ruderausschlag, der zur Beherrschung großer Störmomente entsprechend groß gewählt werden muß, voll aufrechterhalten, bis der Kursfehler  $\psi = 0$  ist, so könnte man feststellen, daß das Flugzeug über Null hinausdreht (c).

Um dieses „Überschwingen“ möglichst zu vermeiden und um bei großen Kursfehlern starke Rudermomente, bei kleinen schwächere zu geben, paßt man daher den Ruderausschlag dem jeweiligen Kursfehler nach einem bestimmten Gesetz, z. B. proportional an.

Dieses (statische) Steuergesetz lautet:

$$\zeta = a \times \psi$$

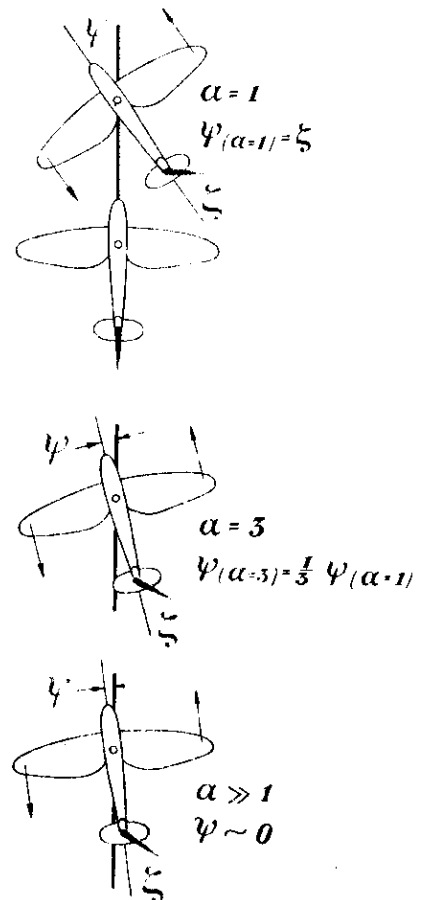
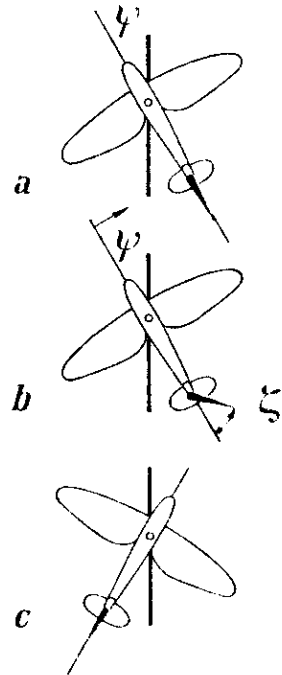
worin bedeuten:  $\zeta$  jeweiliger Ruderwinkel,  
 $a$  Aufschalt-Konstante,  
 $\psi$  jeweilige Kursabweichung.

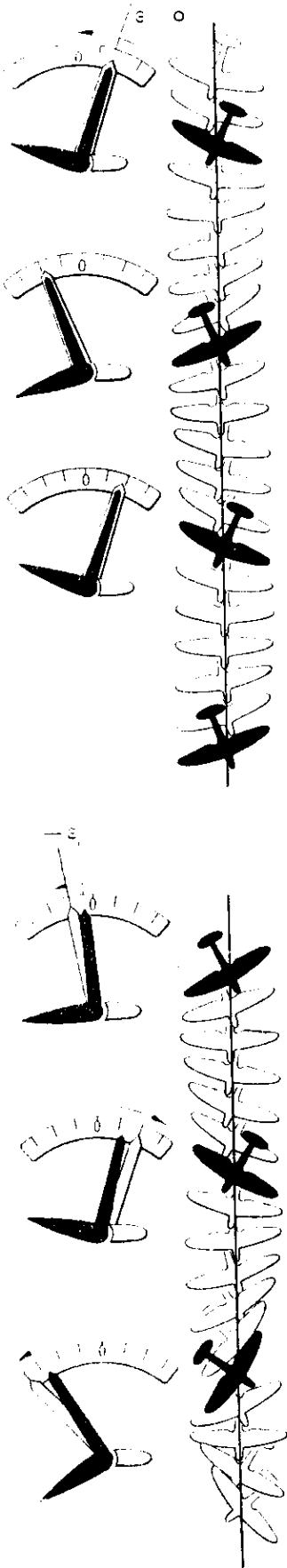
Der Einfachheit halber sei im Modellversuch die Konstante  $a = 1$  gewählt. Damit wird  $\zeta = \psi$ , so daß die beiden Zeiger nur einfach in Überdeckung zu halten sind. Flugzeug und Ruder würden nunmehr nach Beendigung einer Störung wieder in die Nullage zurückkehren. Das heißt, das so gesteuerte Flugzeug ist jetzt wie mit einer Feder an den Sollkurs gefesselt, ähnlich wie früher durch den Fahrtwind an die Schwerpunktbahn. Lediglich bei einem Dauerstörmoment läuft das Flugzeug noch aus dem Kurs, aber nur so lange, bis das mit dem Kursfehler anwachsende Rudermoment die Störung eben kompensiert. Verschwindet die Dauerstörung, so kehrt auch das Flugzeug wieder in die Nullage zurück.

Solange das Störmoment aber wirkt, muß also ein gewisser Kursfehler in Kauf genommen werden. Man kann ihn jedoch klein halten durch eine große Proportionalitätskonstante  $a$ , indem man nämlich

die beiden Zeiger nicht wie bisher in Überdeckung ( $a = 1$ ) hält, sondern den Ruderausschlag jeweils (z. B. dreimal) so groß wie den Kursfehler ( $a = 3$ ) macht. Der Fehler wird dann bei derselben Störung nur noch  $\frac{1}{3}$  des alten Wertes betragen.

Praktisch macht man die Konstante des Ruderausschlages 4- bis 6mal größer, so daß der Kursfehler verschwindend klein wird.





## d) Das dynamische Steuergesetz

Während bisher das Steuerverhalten des masselosen Flugzeuges betrachtet wurde, soll jetzt — um die wirklichen Verhältnisse zu demonstrieren — am Modell wieder die Masse berücksichtigt werden. Mit ihr wird das System nach dem gefundenen Steuergesetz — Ruderwinkel proportional dem Fehlerwinkel — erneut, also auch schon ohne Berücksichtigung der Eigenstabilität, schwingungsfähig.

Wählt man am Modell der Einfachheit halber die Konstante  $a$  wieder gleich 1 (beide Zeiger in Überdeckung), so schwingt das Flugzeug, einmal angestoßen, mit konstanter\*) Amplitude dauernd weiter.

Im Gegensatz zur früher gefundenen „Eigenstabilität“ durch den Fahrtwind nennt man dieses Verhalten „künstliche Stabilität“. Sie ist nicht wie die Eigenstabilität an die Schwerpunktbahn des Flugzeuges, sondern an die gewünschte feste Richtung im Raum gebunden.

Im praktischen Fluge wirken künstliche und Eigenstabilität zusammen.

Führt man am Modell jetzt auch die Eigenstabilität (durch Anbringen der Federfesselung) wieder ein, so erhält man Schwingungen mit etwas erhöhter Frequenz.

Ein so gesteuertes Flugzeug würde nunmehr zwar im Mittel den richtigen Kurs fliegen, um diesen aber dauernd pendeln.

Nun bedarf das Ruder im praktischen Betrieb, wie früher erwähnt, immer einer gewissen Einstellzeit, es wird also bei der Schwingbewegung stets etwas hinter der Flugzeuglage, von der ja der Steuerbefehl abgeleitet wird, schleppen, d. h. zurückbleiben.

Versuchen wir dies am Modell, indem wir den roten Ruderzeiger dem hellen Lagenzeiger in der Phase etwas nacheilen lassen, so stellen wir fest, daß die an sich schon unerwünschten Pendelungen nicht nur nicht abklingen, sondern immer stärker anwachsen. Dieses Aufschaukeln der Schwingungen verläuft um so heftiger, je größer der Nacheilwinkel  $-\epsilon$  ist, und führt schnell zu äußerst gefährlichen Flugzuständen.

Eine solche Steuerung ist also unbrauchbar, zudem außerordentlich gefährlich. Es muß daher ein Mittel gefunden werden, die Schwingungen in kürzester Zeit — womöglich sogar aperiodisch — zu dämpfen.

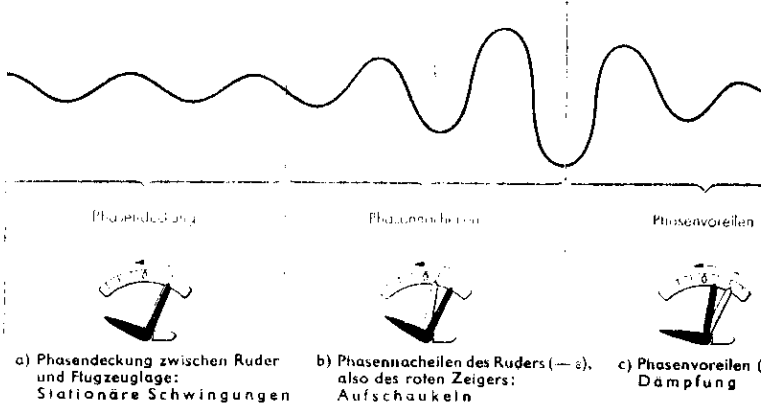
Die aerodynamische Eigendämpfung (im Modellversuch durch Einführung der Kolbendämpfung dargestellt) vermag den Zustand etwas zu verbessern, die Schwingung klingt leicht gedämpft ab. Manche Flugzeugsteuerungen des Auslandes begnügen sich mit diesem Dämpfungsmaß.

Wird aber eine in jedem Flugzustand starke, möglichst sogar aperiodische Dämpfung gefordert, so kann diese nur von der automatischen Steuerung erwartet werden. Am Modell läßt sich nun zeigen, daß die Schwingungen rasch abklingen, wenn man den roten Ruderzeiger nicht, wie im Versuch vorher, der Flugzeuglage nach-, sondern in der Phase voreilend bewegt (siehe Darstellung Seite 11, rechts). Je größer die Voreilung  $+\epsilon$ , desto stärker ist die Dämpfung.

\*) Die Schwingungen des massebehafteten Modells, früher durch Richtkraft (Federn) verursacht, entstehen jetzt durch die wechselnden Steuerausschläge.

# SIEMENS-IGW STEUER- UND NAVIGATIONSGERÄTE

Es läßt sich demnach folgende Gesetzmäßigkeit nachweisen:



Der für eine solche Phasenvoreilung notwendige Steuerwert läßt sich aus der Drehgeschwindigkeit des Flugzeuges gewinnen, wie unten aus der graphischen Darstellung zu erkennen ist.

1. Die rot gezeichnete Kurve zeigt die jeweilige Winkelabweichung  $\psi$  des Flugzeuges aus seiner Flugrichtung bei einer stationären Sinusschwingung an. Bei ihrem Nulldurchgang ist die Drehgeschwindigkeit  $\psi'$  (schwarze Kurve) am größten und nimmt von da an wieder ab. Im Umkehrpunkt der Lage geht sie durch Null.

Die Drehgeschwindigkeit eilt also der jeweiligen Lage phasenmäßig um eine Viertelperiode  $\epsilon = \pi/2$  voraus.

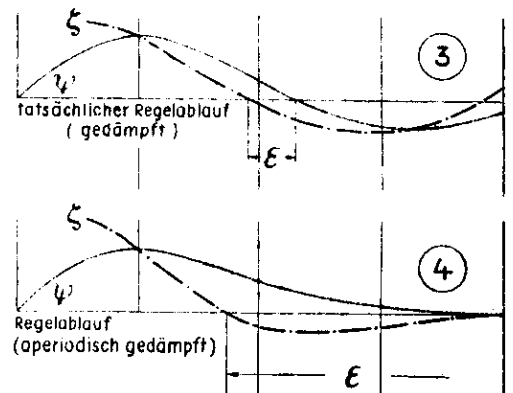
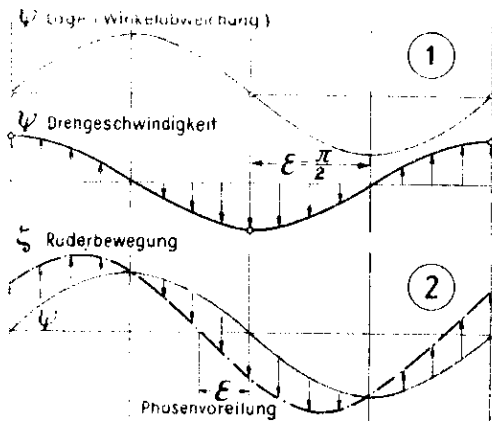
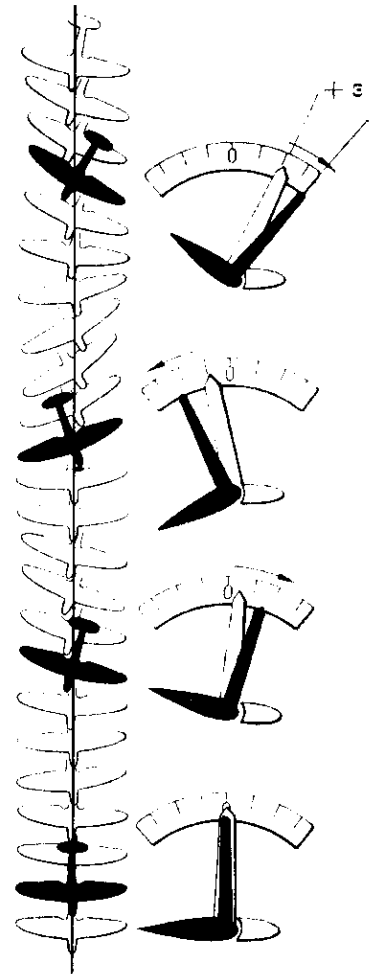
2. Wenn die Ruderbewegung nicht nach der Lage allein, wie es das statische Steuergesetz vorschrieb, sondern zusätzlich auch nach der jeweiligen Drehgeschwindigkeit, also nach der arithmetischen Summe beider Steuerwerte geführt wird, so eilt die resultierende Ruderbewegung  $\xi$  (strichpunktirt) gleichfalls der Lage phasenmäßig voraus.

3. Der tatsächliche Regelvorgang verläuft nun unter der Wirkung von  $\epsilon$  nicht mehr stationär (Amplit. konst.), sondern gedämpft (abklingend).

4. Die neue Gleichung für den jeweiligen Ruderwinkel lautet dann

$$\xi = a\psi + b\psi'$$

Durch entsprechende Wahl des Vorhaltes, also des Drehgeschwindigkeitseinflusses im Steuergesetz, läßt sich auch ohne weiteres aperiodische Dämpfung erzwingen. Das Flugzeug kehrt dann, wie gefordert, nach einer Störung praktisch ohne Überschwingungen in kürzester Zeit auf den Sollkurs zurück — womit das Regelproblem physikalisch gelöst ist.



## b) Aufbau der Steuerung

Die nachstehend als Beispiel gewählte Siemens-LGW Kurssteuerung arbeitet nach dem Verfahren der Stellungszuordnung. Eine solche Anlage besteht, wie man in Bild 5 erkennt, aus vier verschiedenen Gerätegruppen:

1. den Steuerwertgebern Kurskreisel (mit Mutterkompaß) und Wendekreisel (Dämpfungskreisel), zur Messung der Lage  $\psi$  und der Drehgeschwindigkeit  $\psi'$ , also den wahrnehmenden Organen der Steuerung,
2. der Misch- oder Regeleinrichtung, die die empfangenen Steuerwerte in einem dem Regelgesetz entsprechenden Sinne mechanisch oder elektrisch mischt, bzw. verstärkt, mit der Stellung des Ruders

über die Rückführung vergleicht und den Steuerbefehl für den Rudermotor bildet,

3. dem Rudermotor, der auf elektrohydraulischem Wege den Steuerbefehl des Mischgerätes auf die großen Momente des Ruders verstärkt, und
4. den Anzeige- und Bediengeräten.

Im folgenden werden zwei Steueranlagen beschrieben, von denen die erste, das Baumuster K4 ü, seit vielen Jahren im breiten Friedens- und Kriegseinsatz erprobt ist und sich bewährt hat, während die zweite, das Baumuster K 12, eine Kriegsentwicklung darstellt, die alle zeitgemäßen Forderungen nach Beschränkung von Gewicht- und Leistungsverbrauch, billigem Großserienbau und erhöhter Steuergüte erfüllt.

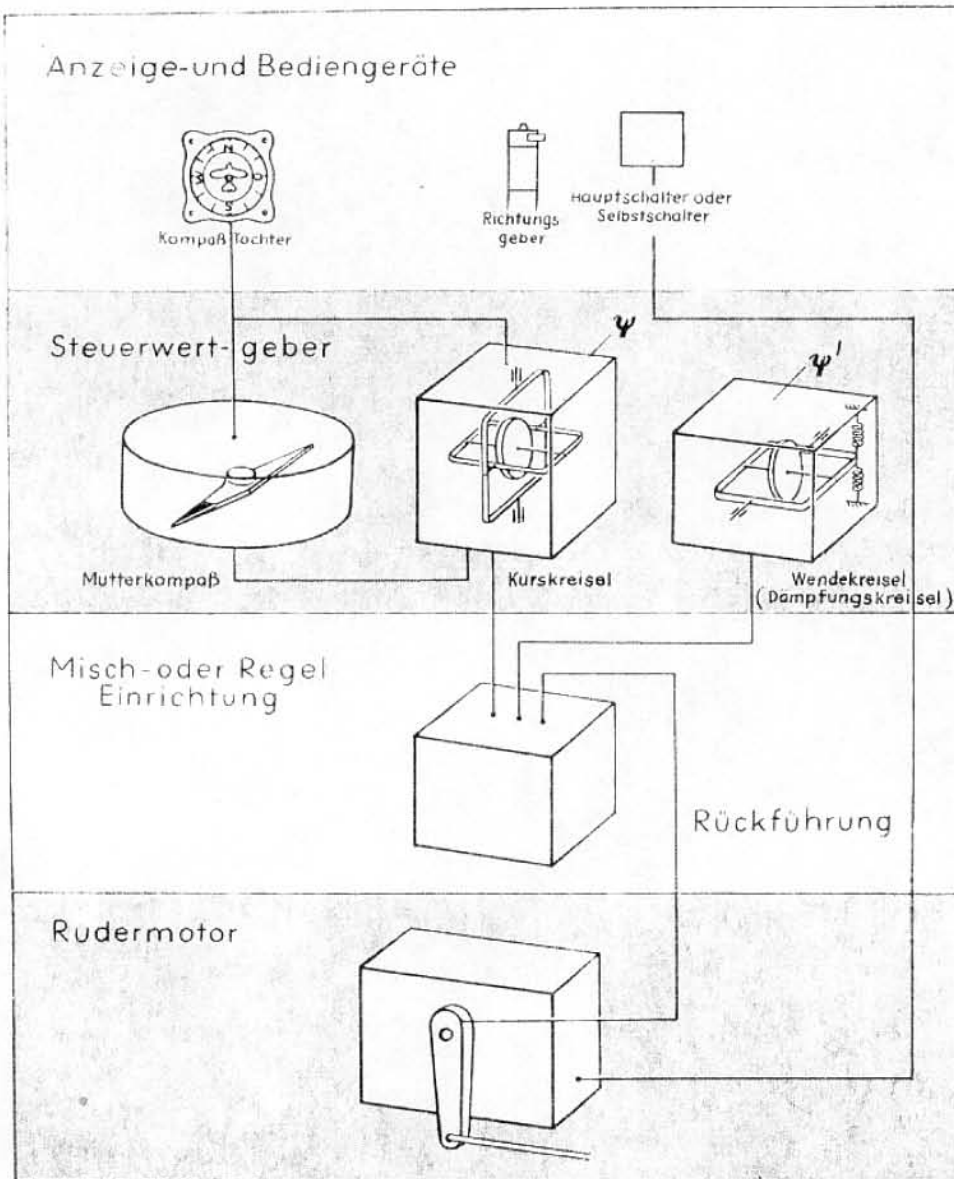


Bild 5 Gerätegruppen der Siemens-LGW Kurssteuerung

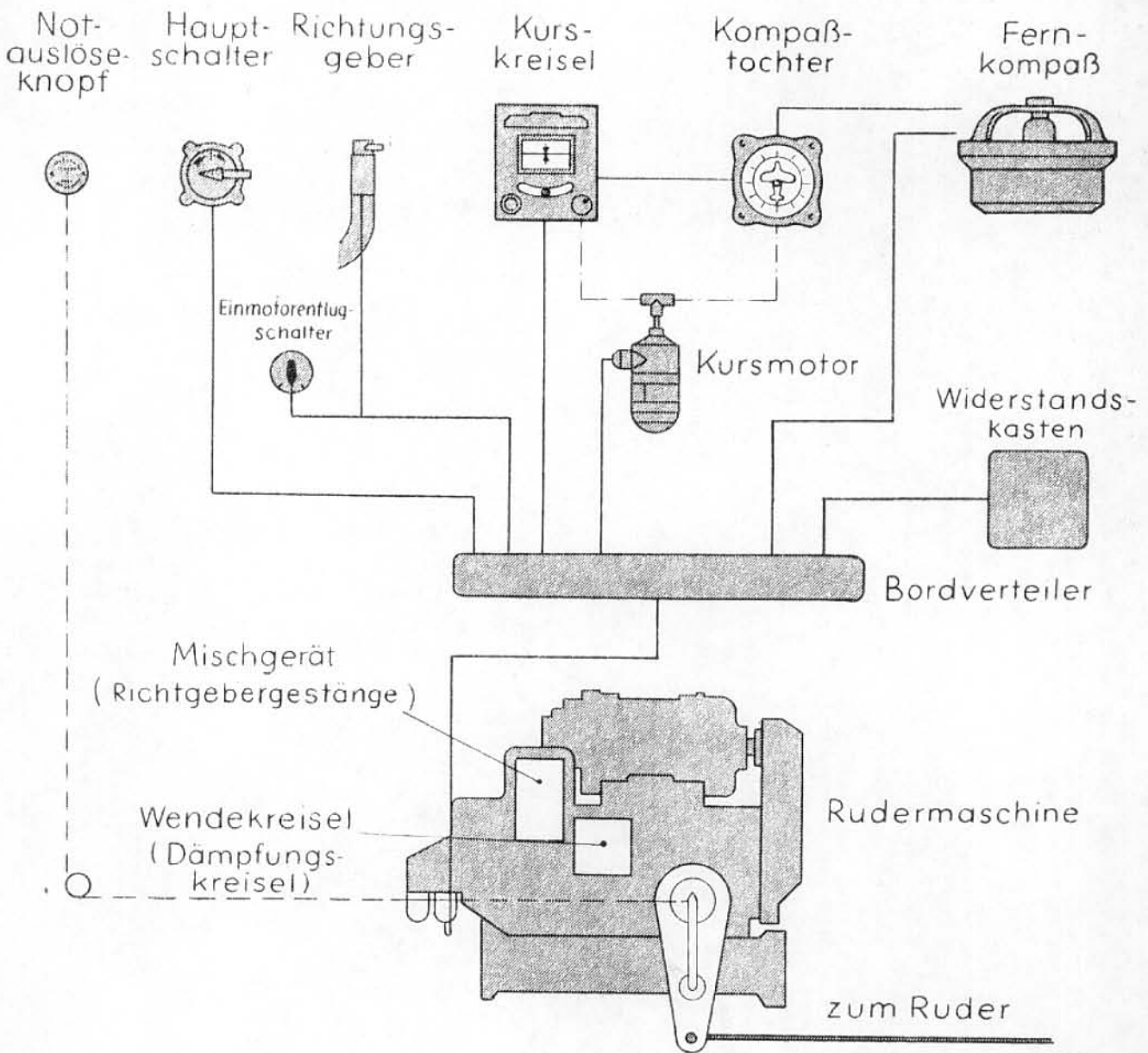


Bild 6 Hauptbestandteile der Anlage K4ü

**c) Ausführungen der Kurssteueranlagen**

Baumuster K 4 ü

Hauptbestandteile:

- |                                   |                        |
|-----------------------------------|------------------------|
| Kurskreis<br>mit Fernkompaßanlage | Hauptschalter          |
| Kursmotor                         | Richtungsgeber         |
| Rudermaschine                     | Einmotorenflugschalter |
| Widerstandskasten                 | Notauslöseknopf        |

Als Steuerwertgeber wirken der noch im einzelnen zu beschreibende, von einem Kompaß gestützte Kurskreis und ein in die Rudermaschine eingebauter Wendekreis (Dämpfungskreis). Am Kurskreis, der

gleichzeitig zur Sichtanzeige des geflogenen Kurses dient, entstehen elektrische Steuerwerte, die in der Rudermaschine über einen Drehmagneten in mechanische Steuerwerte umgesetzt werden und nach mechanischer Addition mit den Ausschlägen des Wendekreises das vorgesteuerte Ventil des Ölverstärkers beeinflussen. Über den mit einem Richtungsgeber schalt- und steuerbaren Kursmotor läßt sich durch Verdrehen der Abgriffsbasis von Kurskreis und Kompaß der zu fliegende Kurs frei wählen. Die Drehstromerzeugung für die Kreiselantriebe erfolgt in einem Umformer innerhalb der Rudermaschine.

# SIEMENS-LGW STEUER- UND NAVIGATIONSGERÄTE

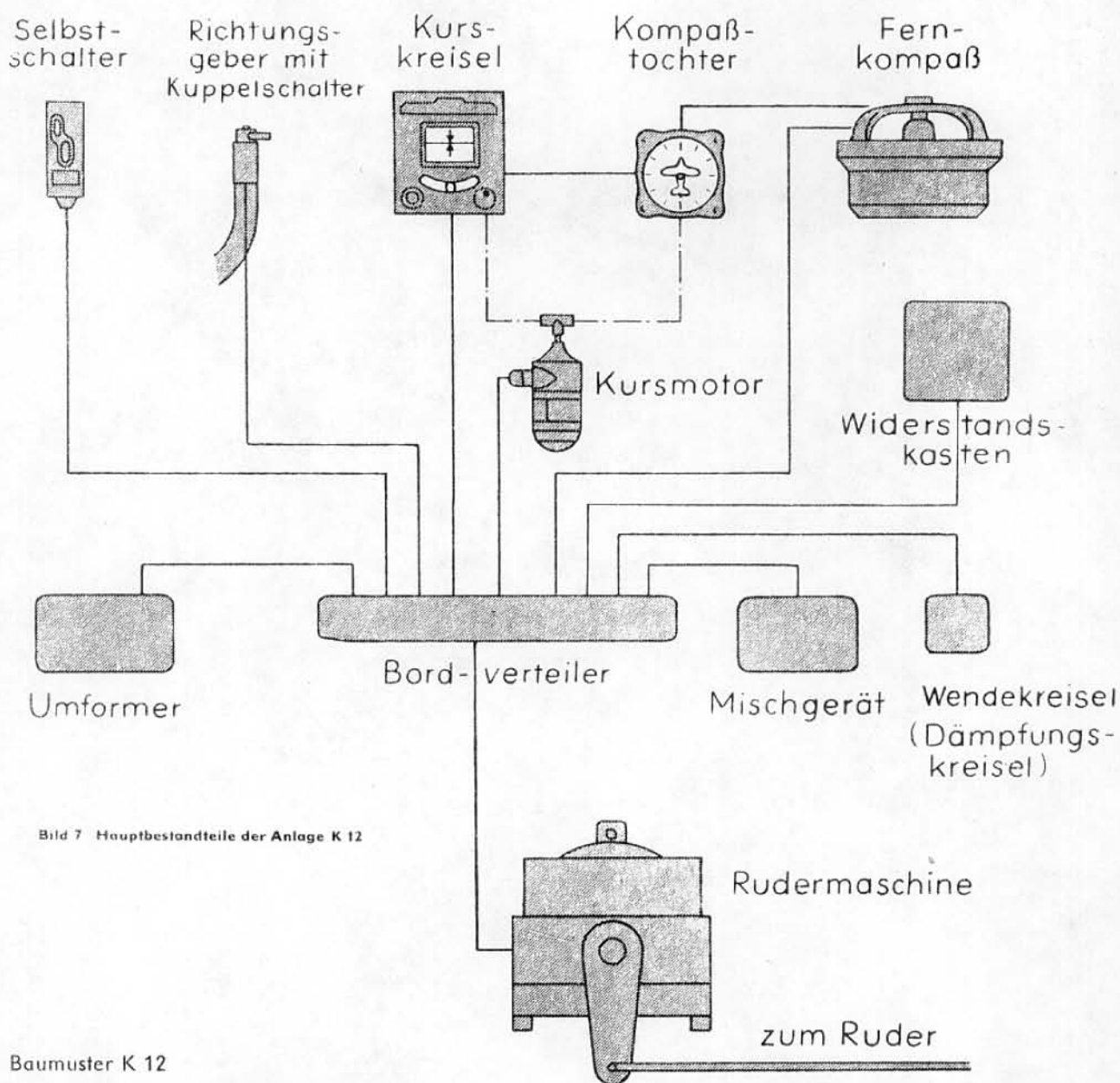


Bild 7 Hauptbestandteile der Anlage K 12

Baumuster K 12

Hauptbestandteile:

Kurskreisel  
mit Fernkompaßanlage  
Wendekreis  
Mischgerät  
Kursmotor  
Rudermaschine  
Umformer  
Widerstandskasten

Selbstschalter  
Richtungsgeber  
mit Kuppelschalter

eingebaut, sondern bildet einen Bestandteil für sich. Als neues Bauelement ist der Mischverstärker hinzugekommen. In dem die Ströme der Steuerwertgeber gemischt und verstärkt an die Rudermaschine abgegeben werden. Die mechanische Beeinflussung des Vorsteuerventiles geschieht durch eine Tauchspule. Während an die irgendwo im Rumpf befindliche Rudermaschine im allgemeinen schwer heranzukommen ist, kann die Mischeinrichtung nunmehr so zugänglich untergebracht werden, daß sich ihre Justierorgane leicht einstellen lassen. Der Umformer stellt hier ebenfalls ein gesondertes Gerät dar.



## d) Die Richtgeber

### 1. Kurskreisel

Die Benutzung des Kompasses als unmittelbaren Steuerwertgeber gehört der Geschichte an und ist unbefriedigend, weil dieser — wie bereits erwähnt — in seiner Eigenfrequenz mit 0,1 Hz um eine Größenordnung unter der des Flugzeuges und daher um etwa das 100fache unter der für schleppungsfreie Messung erforderlichen Eigenfrequenz liegt und weil er ferner bei Neigungen aus der Horizontalebene dem senkrechten Anteil des Erdmagnetfeldes folgt und daher Fehlkurse anzeigt. An Stelle des Kompasses tritt heute als unmittelbarer Steuerwertgeber der elektrische Kurskreisel, ein im Schwerpunkt kardanisch gelagerter, sogenannter „freier Kreisel“ mit horizontaler Umlaufachse. Dieser hat ähnlich einer großen Masse das Bestreben, seine Lage im Raum ungeändert zu erhalten, solange keine äußeren Kräfte auf ihn einwirken. Er ist also nicht schwingungsfähig und daher als ideales Richtorgan einer Steuerung anzusehen. Um seine

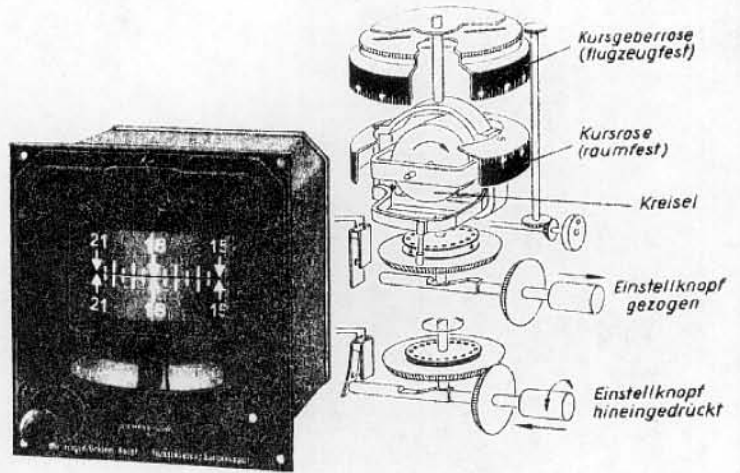


Bild 8 Kurskreisel

Stellung im Raum auch über längere Zeit nach den Erdkoordinaten zu richten und vor langsam auftretenden Auslauf Fehlern zu bewahren, wird der Kreisel vom Kompaß überwacht und laufend berichtigt. Der Abgrifferfolg elektrisch, z. B. beim Baumuster LKu 4\*) über ein Bolometersystem.

\*) Siehe auch Gerätebeschreibung C 52001, Siemens-LGW Kurskreisel LKu 4.

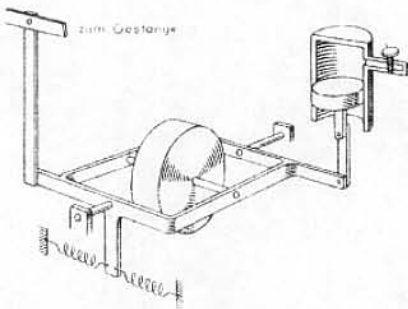


Bild 9a Dämpfungskreisel (K 4 ü)

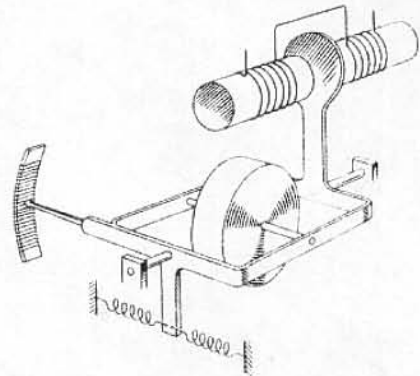


Bild 9b Dämpfungskreisel (K 12)

### 2. Wendekreisel (Dämpfungskreisel)

Zur Messung der Flugzeugdrehgeschwindigkeit dient der Wendekreisel (Dämpfungskreisel). Wird ein Kreisel um eine zu seiner Laufachse senkrechte Laufachse gedreht, so gibt er um seine zu diesen beiden Achsen senkrechte dritte Raumachse ein der Drehgeschwindigkeit proportionales Drehmoment ab, das sich

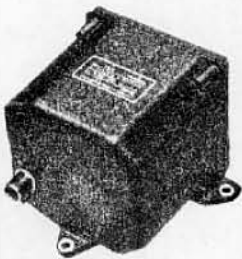


Bild 10 Dämpfungskreisel im Gehäuse

über eine Federfesselung als Winkelausschlag direkt mechanisch oder indirekt elektrisch messen läßt.

Bei der Kurssteueranlage K 4 B befindet sich der Wendekreisel in der Rudermaschine (Bild 9a). Sein Meßausschlag wird direkt mechanisch abgegriffen und über ein Gestänge auf die Steuerung übertragen. Zur Vermeidung von Schwingungen ist eine Kolbendämpfung vorgesehen.

In der Anlage K 12 bildet der Wendekreisel (Bild 9b und Bild 10) ein gesondertes Gerät. Er wird elektrisch über ein Steuerpotentiometer abgegriffen und mittels einer Wirbelstrombremse gedämpft.

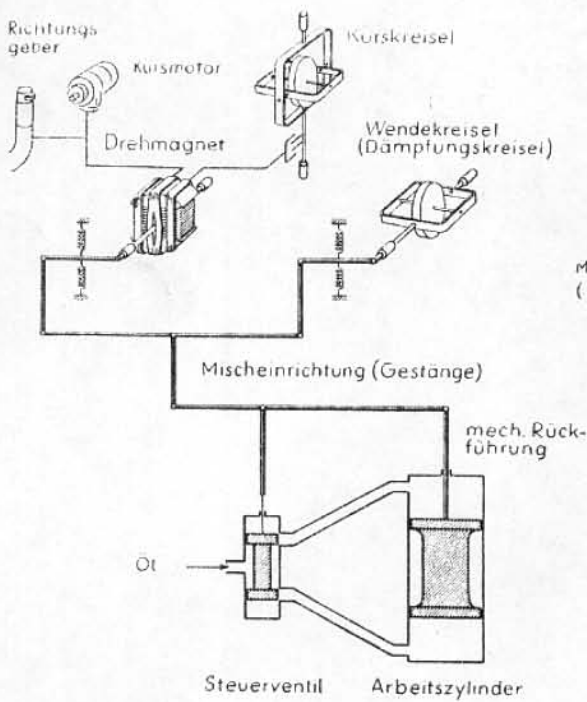


Bild 11a Mechanische Mischung

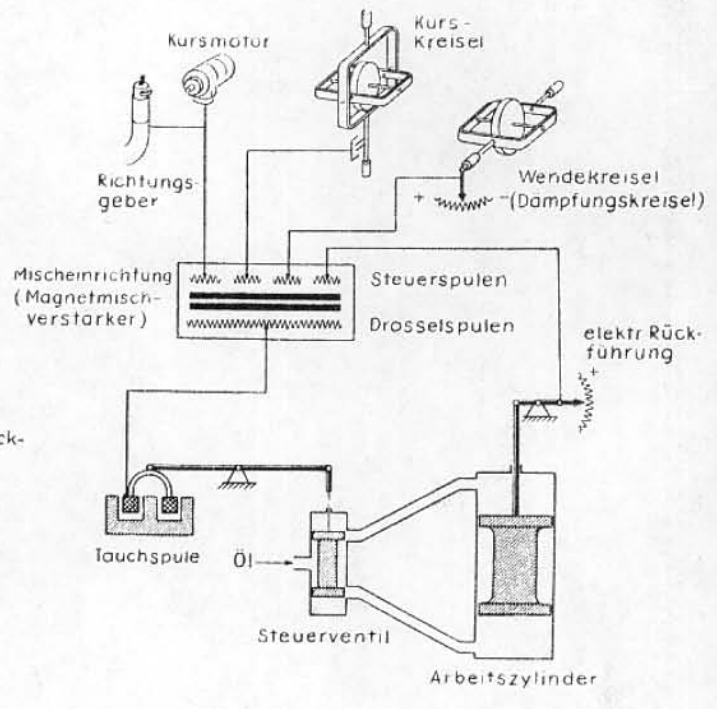


Bild 11b Elektrische Mischung

## e) Mischeinrichtung

### K 4ü

Bei der Kurssteueranlage K 4 ü ist die Mischeinrichtung in die Rudermaschine eingebaut. Sie besteht aus einem einfachen Gestänge (Bild 11a), das die Steuerwerte des Wendekreisels und des vom Kurskreisel elektrisch beaufschlagten Steuerwertempfängers (Drehmagneten) der Größe und Richtung nach mechanisch addiert und dem Steuerventil des Arbeitszylinders als Steuerbefehl übermittelt.

### K 12

In der Anlage K 12 erfolgt der Misch- und Regelvorgang rein elektrisch, und zwar in dem bereits erwähnten gesonderten Magnetmischverstärker (Bild 11b). Die einzelnen elektrischen Steuerwerte von Kurskreisel, Wendekreisel, Rückführung und Richtungsgeber durchfließen als Gleichströme die Steuerspulen des Verstärkers und verändern damit die Impedanz der zugehörigen Drosselspulen. Ein den Drosselspulen zuge-

führter Wechselstrom wird hierdurch gesteuert, gleichgerichtet und dem Steuerwertempfänger der Rudermaschine (Tauchspule) zugeleitet.

Die elektrische Mischung der Steuerwerte bietet folgende Vorteile:

1. große Anpassungsfähigkeit der Regelwerte an verschiedene Flugzeugmuster durch einfaches Auswechseln eines Widerstandseinsatzes,
2. saubere galvanische Trennung der einzelnen Steuerstromkreise und
3. das vollständige Vermeiden irgendwelcher mechanisch beweglicher Teile, die in der Regel nicht nur reibungs- und schwingungsempfindlich, sondern auch in der Herstellung teuer sind.

Der Mischverstärker ist mit seinen Justierwiderständen zu einem eigenen kleinen Gerät (Bild 12) vereinigt, das irgendwo im Flugzeug, an gut zugänglicher Stelle, eingebaut ist. An ihm erfolgt die Justierung der Steuerung.

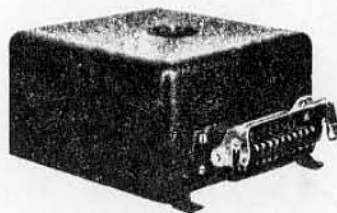


Bild 12 Mischgerät



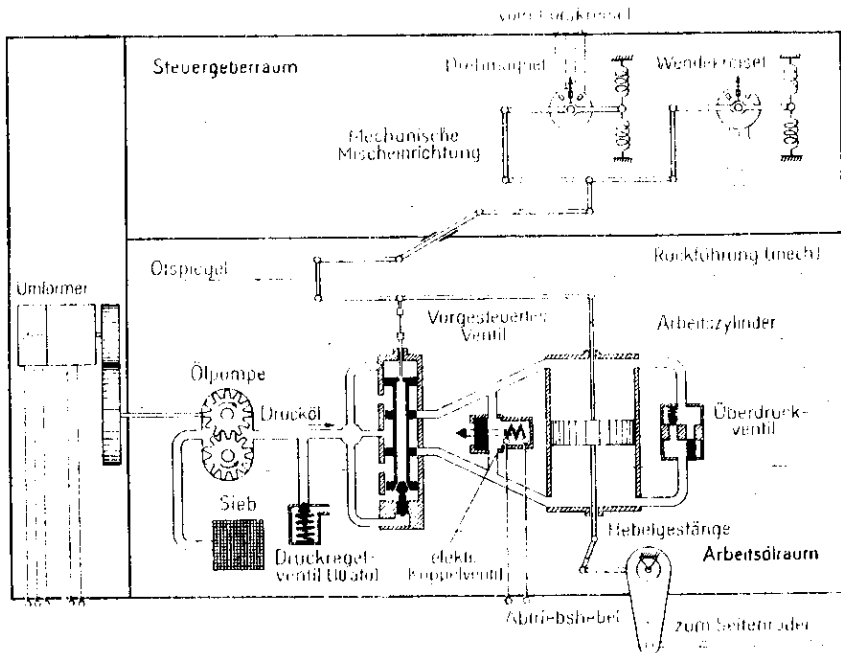


Bild 13 Prinzip der Rudermaschine LSR 4ü

**f) Rudermaschinen**

Die Rudermaschine übernimmt die jeweils erforderliche Auslenkung des Seitenruders und ersetzt damit die Beinarbeit des Flugzeugführers. Beide Baumuster, LSR 4ü und LRM 12, arbeiten nach dem elektrohydraulischen Prinzip. Als Druckflüssigkeit dient ein Spezialöl hoher Kältebeständigkeit, so daß die Funktion der Steuerung in allen praktisch vorkommenden Temperaturbereichen gesichert ist.

Die folgenden Bilder zeigen die Maschinen in Schema und Ausführung. Das Baumuster LSR 4ü (Bild 13 u. 16) vereinigt in sich alle zur Energieumformung, Befehlsübertragung und Kraftverstärkung notwendigen Teile. Die an das Bordnetz angeschlossene Motorseite des Gleichstrom/Drehstromumformers dient gleichzeitig zum Antrieb einer Zahnradölpumpe für den Druckölkreislauf. Das noch zu beschreibende Vorgesteuerte Ventil — vom Drehmagneten und Wendekreis über ein Steuergestänge beeinflusst — leitet das Drucköl in den Arbeitszylinder. Der hierin befindliche, doppelt wirkende Arbeitskolben überträgt sein Moment über ein Hebelgestänge auf die Abtriebswelle der Rudermaschine, die über den Abtriebshebel mit dem Rudergestänge verbunden ist. Im Abtriebshebel befindet sich eine Notauslösung, über die der Flugzeugführer im Falle der Gefahr die Rudermaschine vom Rudergestänge abtrennen kann. (Neuerdings weggelassen!) Ein federbelastetes Druckregelventil hält den Arbeitsdruck des Öles, unabhängig vom Verbrauch, auf seinem Maximalwert von 10 atü, entsprechend dem geforderten maximalen Abtriebsmoment, konstant. Ein

elektrisch ferngesteuertes Kuppelventil dient zum Kurzschluß der beiden Kolbenseiten. Der Flugzeugführer kann hiermit die Steuerung hydraulisch aus- oder ein-kuppeln. Zwei Überdruckventile erlauben ihm, durch kräftiges Pedaltreten die Steuerkraft der Rudermaschine zu überdrücken und damit das Flugzeug entgegen der von der Kurssteuerung gewollten Ruderbetätigung zu steuern. Der Arbeitsödraum ist vom Steuergeberraum abgetrennt und bis zu einer bestimmten Spiegelhöhe mit Öl gefüllt. Der Einbau der Maschine muß daher aufrecht erfolgen. Die Bilder 16a und 16b zeigen die Maschine von beiden Seiten und lassen alle wesentlichen Einzelheiten erkennen.

Das Baumuster LRM 12 (Bild 14 u. 17) weist gegenüber dem Baumuster LSR 4ü außer fertigungstechnischen Vorteilen eine Reihe von Verbesserungen auf. So wird z. B. der vom Pumpenaggregat gelieferte Öldruck nicht auf einem konstanten Maximalwert gehalten, sondern dem jeweils benötigten Abtriebsmoment angepaßt. Gleichzeitig wird der maximale Arbeitsdruck von 10 auf 25 atü hinaufgesetzt. Daraus ergeben sich zwei Vorteile. Die Druckanpassung ermöglicht eine große Ersparnis an benötigter Antriebsenergie, weil die erforderlichen Abtriebsmomente im Normalflug weit unter ihrem möglichen Höchstwert liegen. Das Heraufsetzen des Öldruckes verringert die Ölfördermenge, was wiederum die bauliche Verkleinerung aller ölführenden Teile und damit eine Gewichtersparnis von rd. 50 v. H. der gesamten Maschine zur Folge hat.

Das Vorgesteuerte Ventil, dessen interne Funktion im nächsten Abschnitt erläutert wird, bedarf einer Ölver-

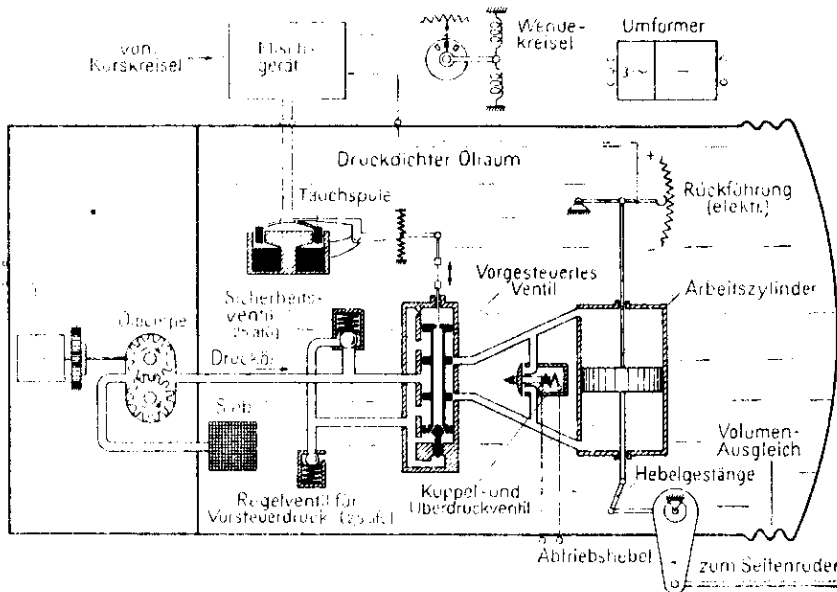


Bild 14 Prinzip der Rudermaschine LRM 12

sorgung mit konstantem Druck. Dieser konnte bei der LSR 4ü durch Parallelanschlüssen an die Hauptdruckleitung gewonnen werden. Da die von der Pumpe kommende Hauptdruckleitung bei dem Baumuster LRM 12 aber keinen konstanten Druck führt, ist hier die Parallelschaltung der Ölstromkreise durch eine Serienschaltung ersetzt. Das aus dem Steuerventil abfließende Hauptstromöl strömt nicht, wie bei dem Bm. LSR 4ü frei in den Ölraum zurück, sondern wird durch das Vorsteuer-Druckregelventil auf einen konstanten Druck von 3 bis 4 atü gestaut. Aus diesem Staudruck erhält die Vorsteuerung nun ihr Arbeitsöl.

Ein Sicherheitsventil im Hauptstromkreis begrenzt bei Überlastung oder in Endlage des Arbeitskolbens den Arbeitsdruck. Das elektromagnetische Kuppelventil ist konstruktiv so ausgebildet, daß es die Funktionen der Überdruckventile der LSR 4ü mit übernimmt.

Als Steuerbefehlsempfänger für das vorgesteuerte Ventil dient eine Tauchspule hoher Eigenfrequenz. Das bei dem Baumuster LSR 4ü erforderliche mechanische Gestänge fällt also weg.

Alle beschriebenen Einzelteile liegen in einem geschlossenen und völlig vom Öl erfüllten Raum, so daß die Maschine keinen Ölspiegel besitzt und damit in jeder beliebigen Raumlage eingebaut werden kann, also kunstflugtauglich ist. Um die bei Temperaturänderung auftretenden Volumenänderungen der Ölfüllung aufzunehmen, ist ein Teil des Gehäuses als Wellrohrbalg ausgebildet. (Bild 7a und 7b zeigen Innen- und Außenansicht der Maschine.)

Beiden Maschinen gemeinsam ist das Prinzip der Vorsteuerung des Steuerventiles. Bild 15 zeigt seinen Aufbau. Da die Steuerwertgeber nur mit Bruchteilen von 1 g belastet werden dürfen, ein Kolbenschieber dieser Größe aber Verstellkräfte von 100 bis 1000 g erfordert, wird der Schieber nicht direkt, sondern indirekt hydraulisch bewegt. Er schwimmt zwischen den auf ihn wirkenden Ölkräften der Kammern I und V. Während in Kammer V das Öl mit seinem vollen Druck ( $p = \text{konst.}$ ) auf eine verhältnismäßig kleine Kolbenfläche wirkt, wird der Druck auf die volle Kolbenfläche in Kammer I durch das Drosselsystem: Vordrossel und Steuerdrossel (zwischen Schieber und Steuernadel) auf einen dem Flächenverhältnis der Kolbenseiten entsprechenden Wert gesteuert. Durch diese Anordnung folgt der Schieber getreu jeder Nadelbewegung und erhält schon bei 0,01 mm relativer Abweichung Verstellkräfte von 500 g und mehr, bei Einstellzeiten unter 1 msec. Die Nadel bleibt hierbei praktisch unbelastet.

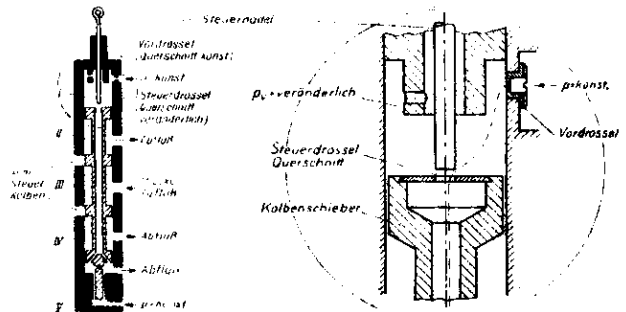


Bild 15 Prinzip der Vorsteuerung

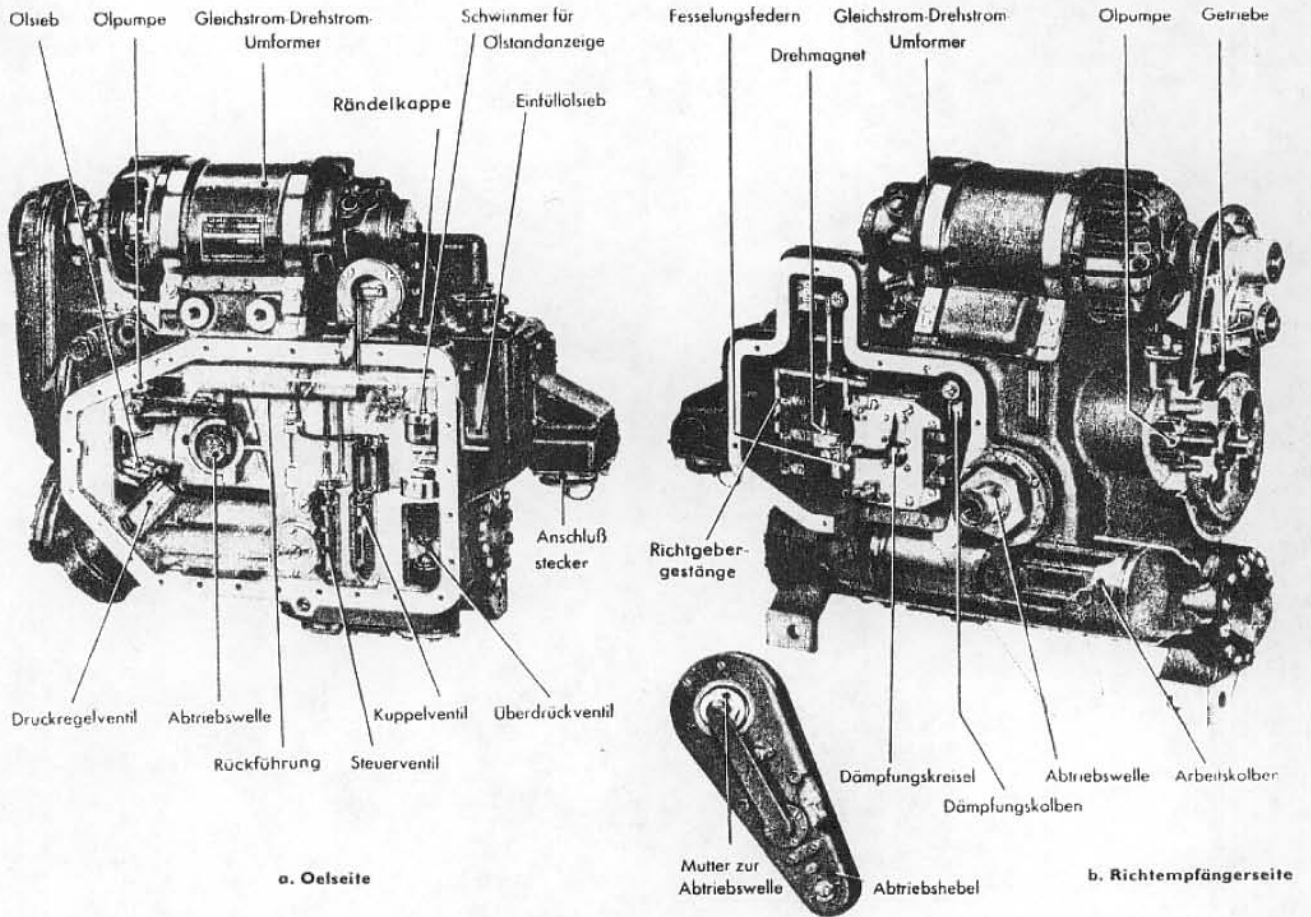


Bild 16 Rudermaschine LSK 4ü

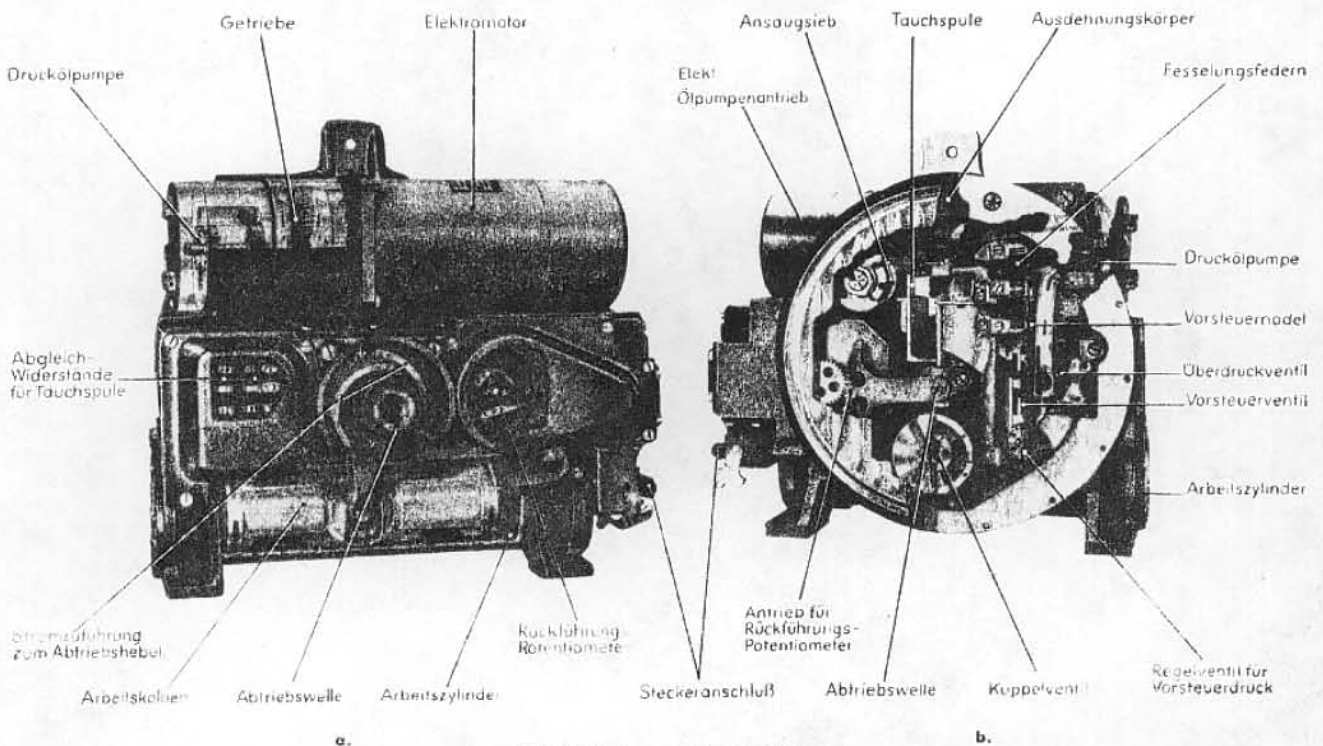


Bild 17 Rudermaschine LRM 12

## g) Anzeige- und Bedienungsgeräte

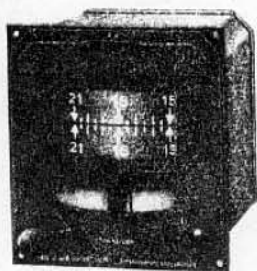


Bild 18 Kurskreisel

### 1. Kurskreisel (Kurszentrale)

Vom Kurskreisel werden, entsprechend der Differenz zwischen Sollkurs und geflogenem Kurs, Richtwerte auf die Rudermaschine gegeben. Gleichzeitig wird von ihm der geflogene Kurs schwingungsfrei angezeigt.

Ein in der Mitte der Frontplatte angeordnetes Fenster gibt den Blick auf zwei mit 360°-Teilung versehene Rosen frei. Die obere davon ist die Kursgeberrose; an ihr wird der gewünschte Kurs (Sollkurs) durch den von einem Richtungsgeber gesteuerten Kursmotor eingestellt. Die untere Rose ist die mit dem Kreiselsystem verbundene Kursrose (siehe auch Bild 8). Das Ablesen der Grade erfolgt an einem Steuerstrich auf dem Fenster.

Bei Abweichung vom eingestellten Kurs dreht sich das Flugzeug mitsamt der flugzeugfesten Kursgeberrose um die raumfeste Kursrose. Es ergibt sich also zwischen dem oben und unten angezeigten Wert eine Differenz, die der Kursabweichung entspricht. Der Kurskreisel erzeugt entsprechend der Rosendifferenz eine Stromdifferenz (Richtwert), die bei der Anlage K 4 ü auf den Drehmagneten der Rudermaschine bei der Anlage K 12 direkt auf das Mischgerät wirkt, bis eine entsprechende Auslenkung des Seitenruders die Beseitigung der Rosendifferenz herbeigeführt hat.

Als Kreisel wird ein kardanisch aufgehängter Drehstrom-Asynchronmotor benutzt, der bei einer Betriebsspannung von 36 V und 500 Peris eine Drehzahl von nahezu 30 000 U/min und damit eine Umfangsgeschwindigkeit von etwa 75 m/s erreicht. Der Kreisel würde infolge der Trägheitskräfte seiner umlaufenden Massen die Richtung seiner Umlaufachse im Raum beibehalten, wenn keine äußeren Einwirkungen diese Richtung zwangsläufig änderten. Solche äußeren Kräfte, die beispielsweise durch die unvermeidliche Reibung in den Kardanlagern entstehen, rufen ein Drehmoment hervor, das gewisse Ausweich-

bewegungen\*), also ein Auswandern der Kursrose zur Folge hat.

Zur Aufhebung und Rückführung der Ausweichbewegungen wird daher der Kreisel — nachdem zu Beginn des Fluges zunächst einmal seine Achse in NS-Richtung gebracht ist (Setzen!) — laufend überwacht. Die Überwachung geschieht selbsttätig auf elektrischem Wege durch eine Kompaßanlage.

Die zu Beginn jedes Fluges erforderliche Einstellung des Kreisels nach dem Kompaß erfolgt durch Drehen des Einstellknopfes (Setzknopf). Beim Herausziehen dieses Knopfes wird der Kreisel freigegeben (siehe Bild 8) und ein Kontakt im Stromkreis des Kuppelventils der Rudermaschine geschlossen.

Zwei Lampen, deren Helligkeit sich durch einen Widerstand (Verdunkler) verändern läßt, beleuchten zugleich die Skalen der Rosen und die darunterliegende Libelle. Wird ein Auswechseln der Glühlampen notwendig, so geschieht dies nach Herausklappen der Abdeckung.

Rechts unter der Libelle befindet sich eine Drehschau-scheibe, an der beobachtet werden kann, ob sich die Kursgeberrose dreht. Die biegsame Welle zum Antrieb wird an der Rückseite des Kurskreisels angeschlossen, wo sich auch der Steckeranschluß für die elektrischen Zuleitungen befindet.

In den Anlagen des Baumusters K 12 kann an Stelle des Kurskreisels auch die Patin-Kurszentrale benutzt werden. Sie ist ein rein elektrisch arbeitendes, vom Mutterkompaß überwachtes Kreiselgerät, das als sogenanntes Schwingungsfilter zwischen den Magnetmutterkompaß und die Kompaßtöchter geschaltet wird. Sie enthält neben dem kreiselgebundenen Geber für die



Bild 19 Kurszentrale

\*) Ohne Überwachung max. 3° Abweichung in 15 Min.

# SIEMENS-LGW STEUER- UND NAVIGATIONSGERÄTE

Steuerung der Anzeigerosen in den Kompaßtöchtern einen kreiselgebundenen Befehlsgeber für die selbsttätige Kurssteuerung. Der Befehlsgeber wiederum enthält eine selbsttätig wirkende Aufrichtung, die dafür sorgt, daß die Kreiselumlaufachse im Betriebszustande immer waagrecht liegt, ferner eine vom Mutterkompaß gesteuerte, selbsttätig wirkende Ausrichtung, welche die Kreiselumlaufachse im Azimut immer nach dem zeitlichen Mittelwert der Magnetnadelstellung ausrichtet.

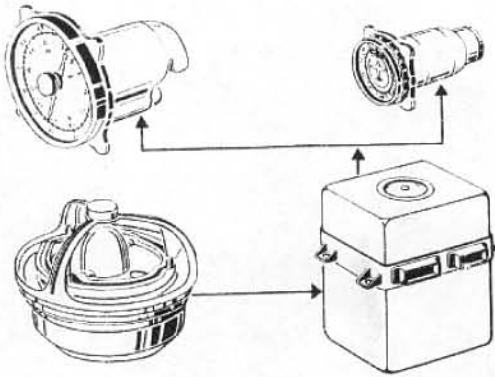


Bild 20 Kurszentrale (Arbeitsweise)

Die Befehlsgeberanordnung ist so beschaffen, daß beim Einkuppeln der Kurssteuerung auf einen beliebigen, gerade anliegenden Kurs diese Richtung als Sollkurs festgehalten wird. Wird die Steuerung ausgekuppelt und das Flugzeug durch den Flugzeugführer in eine andere Richtung gebracht, dann bleibt nach dem Wiedereinkuppeln der Selbststeueranlage das Flugzeug auf dem neuen Kurs liegen, weil der Befehlsgeber in der Kurszentrale sich während des Fluges ohne Selbststeuerung winkelgetreu mitverstellt hat.



Bild 21 Richtunggeber LRg 9



Bild 22 Richtunggeber LRg 12

### 3. Richtunggeber

Die Richtunggeber dienen als Kommandogeräte bei der Durchführung von Kursänderungen. Sie liegen als Steuerschalter im Ankerstromkreis des Kurs-

motors und gestatten, die Drehgeschwindigkeit des Flugzeuges um die Hochachse je nach Ausführung stufenweise oder stetig einzustellen. — Für den Flugzeugführer ist der Richtungsgeber am Steuerhorn ein-

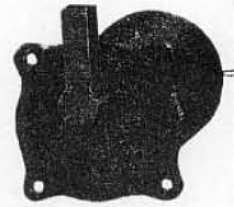


Bild 23 Richtungsgeber LRg 15

gebaut und zwar bei der K 4 ü das Baumuster LRg 9, für die K 12 das Baumuster LRg 12 (letzteres mit Kuppelschalter). Die Drehgeschwindigkeitsstufen betragen  $1^\circ/s$  und  $2^\circ/s$ . Für den Kommandanten oder Bombenschützen ist ein gesonderter Richtungsgeber (LRg 15) vorgesehen, mit dem er Kursflüge und Kursänderungen, unabhängig vom Flugzeugführer, ausführen kann.

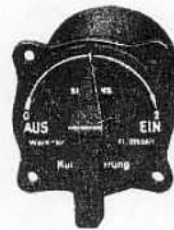


Bild 24 Hauptschalter

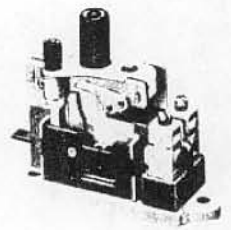


Bild 25 Selbstschalter

### 4. Hauptschalter (nur im Baumuster K 4 ü)

Mit dem Hauptschalter wird bei Schaltstellung 0 die Kurssteuerung ausgeschaltet. Bei Schaltstellung 1 ist alles eingeschaltet, nur das elektrische Kuppelventil in der Rudermaschine ist noch stromlos, beide Zylinderseiten sind über das Kuppelventil miteinander verbunden, das Seitenruder ist frei beweglich. Bei Schaltstellung 2 ist die Steuerung eingeschaltet und gekuppelt, wenn zuvor am Kurskreisel der Einstellknopf herausgezogen ist.

Im Baumuster K 12, wo für die Ein- und Ausschaltung nur ein Selbstschalter vorgesehen ist, übernimmt das Kuppeln der Rudermaschine mit dem Ruder ein, in den Richtungsgeber (LRg 12) eingebauter, Kuppelschalter.





Bild 26 Einmotorenflugschalter



Bild 27 Widerstandskasten



Bild 28 Widerstandskasten

## 6. Einmotorenflugschalter

Der Einmotorenflug-Schalter (Bild 26) wird bei einigen Flugzeug-Baumustern verwendet, um der Rudermaschine bei Ausfall eines Motors eine neue Nullage zu geben. Zu diesem Zweck ist er je nach Bedarf in Stellung: „Motorausfall links“ oder „Motorausfall rechts“ zu schalten.

## 7. Widerstandskästen

Die Widerstandskästen dienen zur Unterbringung von festen und verstellbaren Widerständen, die zur

Abstimmung der Drehgeschwindigkeiten, der Vorgabe, der Zusatzschaltung für Einmotorenflug usw., je nach Flugzeug-Baumuster, benötigt werden.

## 8. Notauslösung (nur im Baumuster K 4 ü)

Die Notauslösung ist eine Sicherheitsvorrichtung, die im äußersten Gefahrfall eine sofortige mechanische Trennung der Rudermaschine vom Steuergestänge ermöglicht. Zur Betätigung wird der rote, mit „Notauslösung“ beschriftete Knopf gezogen.

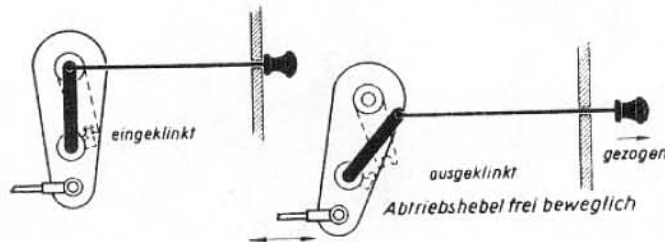


Bild 29 Notauslösung

h) Technische Daten	Anlage K 4 ü		Anlage K 12	
			normal	max.
Gewicht .....	Rudermaschine enthält Umformer, Mischeinrichtung und Dämpfungskreisell	24,5 kg	Rudermaschine ..... 11,0 kg Umformer ..... 2,1 kg Dämpfungskreisell ..... 0,7 kg Mischgerät ..... 1,1 kg	~ 15 kg
Leistungsaufnahme .....	380 W	180 W	330 W	
Leistungsabgabe .....	3,5 kgm/s	4 ÷ 4,5 kgm/s		
Abtriebsdrehmoment .....	18 kgm	18 kgm		

## VI. Flugergebnisse

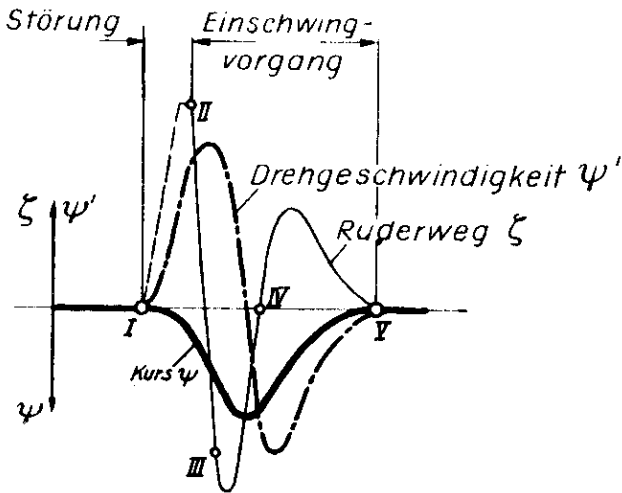


Bild 30

Zum Schluß sei kurz auf das Flugverhalten der Steuerung eingegangen. Bild 30 zeigt theoretisch, Bild 31 praktisch den zeitlichen Verlauf einer Störung im Oszillogramm, und zwar den Kurs  $\psi$  (dicke Linie), die Drehgeschwindigkeit  $\psi'$  (strichpunktierte Linie) und den Ruderwinkel  $\zeta$ . Der Ruderweg ist durch eine dünne Linie gekennzeichnet.

Um ein Ineinanderlaufen der Kurven zu vermeiden, wird die positive Richtung des Kurses unterhalb und die der Drehgeschwindigkeit oberhalb der Nulllinie gewählt. Bei I tritt der Flugzeugführer kurz, aber energisch das Seitenruder und erteilt damit dem Flugzeug eine Drehbeschleunigung, so daß es aus dem Kurs läuft. Bei II läßt er das Ruder los und überläßt das Flugzeug der Steuerung. Das Ruder läuft nun mit höchster Laufgeschwindigkeit nach unten bis auf den Wert, der den augenblicklichen Werten von Drehgeschwindigkeit

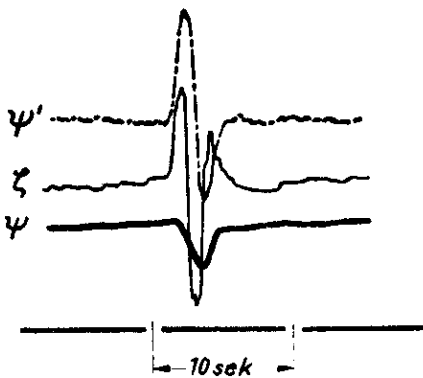


Bild 31

keit und Kurs nach dem Steuergesetz entspricht. Dieser ist bei III erreicht. Von nun an bewegt sich das Ruder nach dem Steuergesetz weiter, d. h. nach den jeweiligen Werten von Kurs und Drehgeschwindigkeit. Von IV an ist der Ruderausschlag wieder positiv geworden, um die Drehenergie, die in der Masse des Flugzeuges enthalten ist, aperiodisch aufzufangen. Bei V ist der Regelvorgang abgeklungen.

Bild 31 zeigt den praktischen Flugschrieb bei dem gleichen Regelvorgang, und zwar den Kurs  $\psi$  mit aperiodischer Dämpfung, die entsprechende Drehgeschwindigkeit  $\psi'$  und den, die aperiodische Dämpfung erzeugenden, Ruderausschlag  $\zeta$ . Dabei sind natürlich die einzelnen, mit römischen Ziffern bezeichneten Punkte des vorangegangenen konstruktiven Bildes nicht mehr so klar zu unterscheiden.

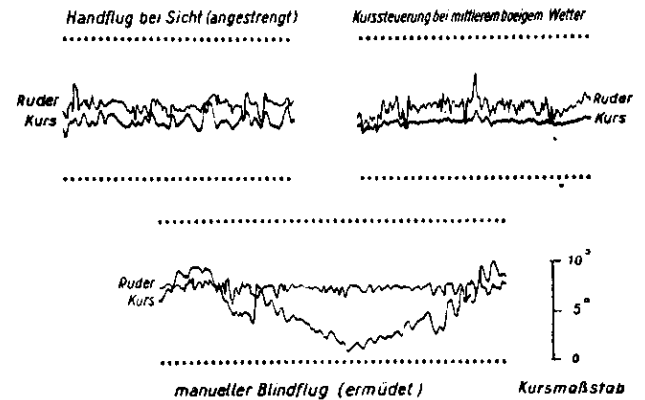


Bild 32

Bild 32 endlich zeigt einen Vergleich zwischen Hand- und Steuerungsflug bei böigem Wetter.

Links oben steuert der Flugzeugführer das Flugzeug von Hand bei klarer Sicht über kurze Zeit so genau wie nur möglich, rechts oben hat die Steuerung die Führung übernommen. Auftretende Kursfehler sind um ein Vielfaches geringer.

Ein weiterer Vorteil der Automatik ist aber, daß sie nicht auf Sicht des Horizontes angewiesen und auch keiner Ermüdung unterworfen ist. Die große Bedeutung dieser Eigenschaft sieht man im unteren Diagramm. Hier hatte der Flugzeugführer die Aufgabe, sein Flugzeug im Blindflug, also ohne Sicht des natürlichen Horizontes, über längere Zeit, für etwa eine Viertelstunde, zu steuern. Wie man sieht, treten dabei Kursfehler von 5 bis 10° auf, während die Steuerautomatik denselben Flug auf Maximalkursfehler von  $\frac{2}{10}$  bis  $\frac{4}{10}$  und auf beliebig lange Zeit stabilisiert hätte.



## DÄMPFUNGSKREISEL LDK 1

GERÄTEBESCHREIBUNG

### Eigenschaften und Verwendung

Der Dämpfungskreisell entspricht im Prinzip dem Wendezeiger. Er mißt die Drehgeschwindigkeit des Flugzeuges um eine Achse (Meßachse) und gibt, entsprechend der Richtung und Größe der Drehgeschwindigkeit mittels eines Potentiometers elektrische Steuerwerte ab. Er läßt sich daher in selbsttätigen Flugzeugsteuerungen als

Steuerwertgeber für die Drehgeschwindigkeit verwenden und ist dabei so geschaltet, daß Ruderausschläge entgegen der Drehung um die betreffende Achse erreicht werden. Innerhalb der selbsttätigen Flugzeugsteuerung wirkt also der Dämpfungskreisell dämpfend auf Dreh-schwingungen um die Meßachse.

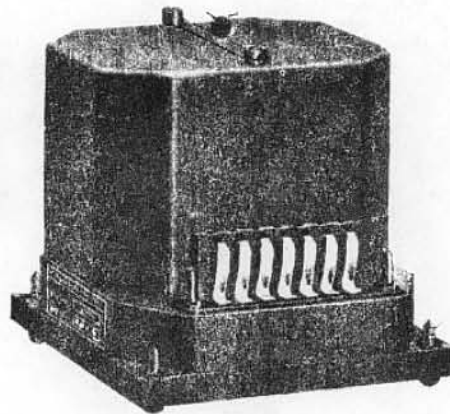
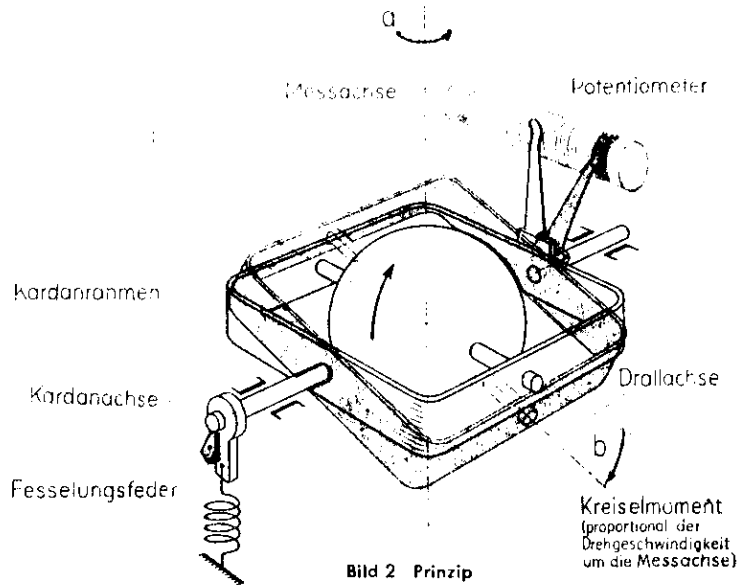


Bild 1 Dämpfungskreisell ohne Gehäuse





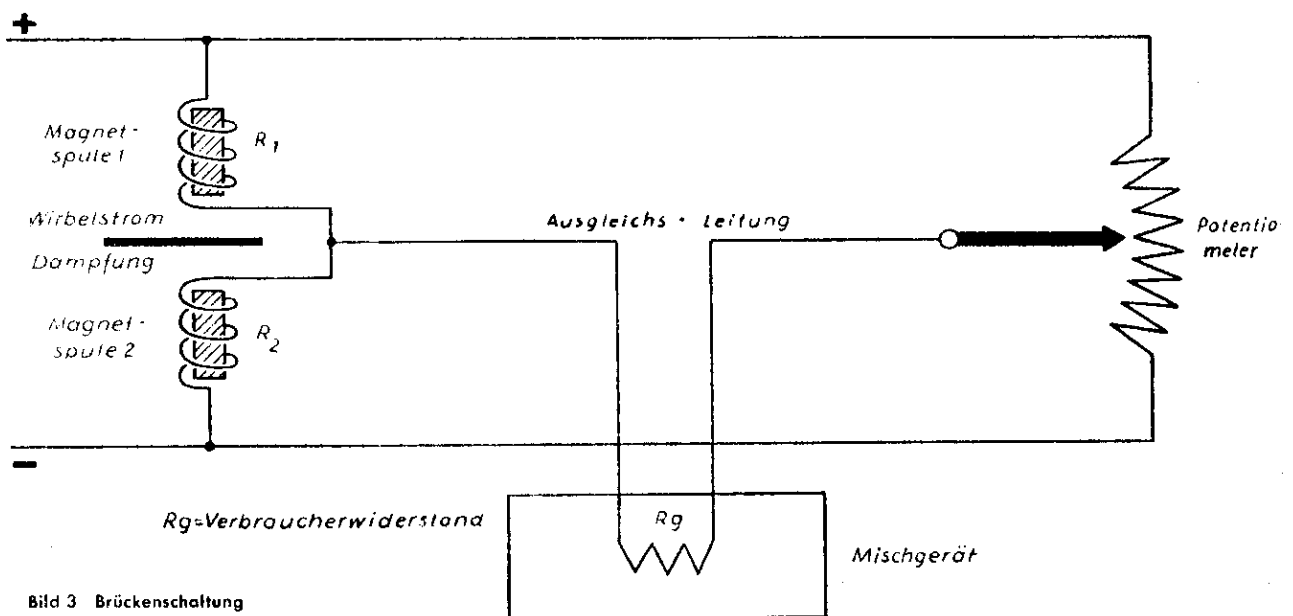
### Grundsätzliche Wirkungsweise

Das Gerät enthält einen elektrisch angetriebenen Kreisel hoher Drehzahl, der mit seiner Umlauf- (Drall-) achse in einem Kardanrahmen (Bild 2) gelagert ist. Der Kardanrahmen wiederum ist im Gehäuse drehbar gelagert und wird durch eine Fesselungsfeder in der Mittelstellung (Ruhelage) gehalten.

Bei einer Drehung des Flugzeuges in Richtung a um die eingezeichnete Meßachse entsteht, entsprechend den Kreiselgesetzen, um die Kardanachse in Richtung b ein Moment, das der Flugzeugdrehgeschwindigkeit in Richtung a proportional ist. Da nun der federgefedelte Kardanrahmen eine dem Kreiselmoment proportionale Auslenkung erfährt, so ist auch diese Kardanrahmen-Auslenkung proportional der Flugzeugdrehgeschwindigkeit. Dies ergibt eine einfache Möglichkeit, die Dreh-

geschwindigkeit des Flugzeuges elektrisch zu messen. Wie Bild 2 zeigt, ist am Kardanrahmen der Abgriff eines Potentiometers befestigt, das in einer Brückenschaltung (Bild 3) liegt. In der Ruhelage des Kardanrahmens steht der Abgriff auf der elektrischen Mitte des Potentiometers. Die Brücke ist im Gleichgewicht, es fließt also kein Ausgleichstrom. Bei einem Ausschlag des Kardanrahmens wird jedoch der Abgriff des Potentiometers verstellt und damit die Brücke verstimmt. Es fließt ein Ausgleichstrom entsprechend der Größe und Richtung der Drehgeschwindigkeit des Flugzeuges. Aus den Kennlinien (Bild 5) ist die Abhängigkeit des Ausgleichstromes  $i$  von der Drehgeschwindigkeit  $\psi'$  bei verschiedenen Verbraucherwiderständen  $R_g$  zu ersehen.

Um Eigenschwingungen des Kreisel-systems zu verhüten, ist eine Wirbelstromdämpfung eingebaut



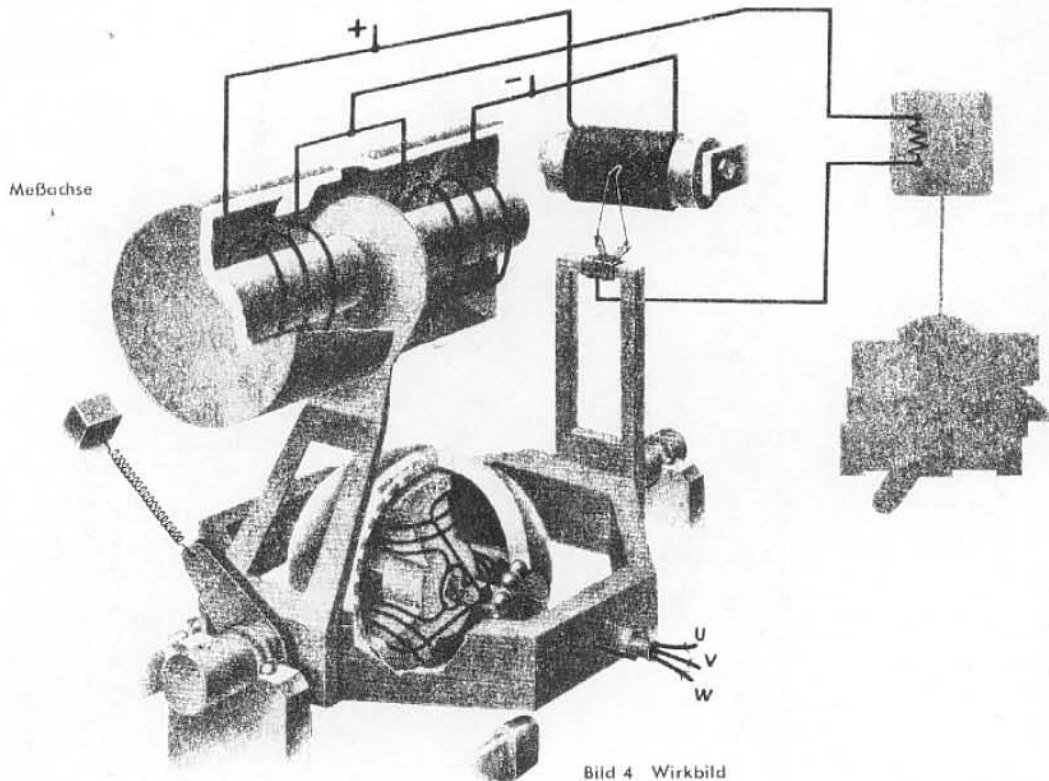


Bild 4 Wirkbild

**Konstruktiver Aufbau**

Wie Bild 4 und 7 zeigen, wird als Kreisel ein kugelförmiger Asynchronmotor verwendet. Die Stromzuführung zu dem innenliegenden Stator (Drehstrom von 500 Hz und 36 V) erfolgt durch die feststehende hohle Statorachse. Als Rotor (Kreiselmasse) dient die Kugelschale, die als Kurzschlußläufer mit einem Käfiganker ausgestattet ist und eine Drehzahl von nahezu 30000 U/min erreicht. Der Elektromagnet für die Wirbelstrombremse enthält

zwei Magnetspulen gleichen Widerstandes, die nach Bild 3 zugleich als Ergänzungswiderstände in der Brückenschaltung verwendet werden. Der Meßbereich des Dämpfungskreises beträgt etwa 4,5 ‰ und kann durch Verwendung stärkerer Fesselungsfedern bis 30 ‰ erweitert werden. Durch entsprechende Bemessung der Potentiometerwicklung wird eine große Feinstufigkeit erreicht (1 Stufe entspricht 1/14 ‰ Drehgeschwindigkeit).

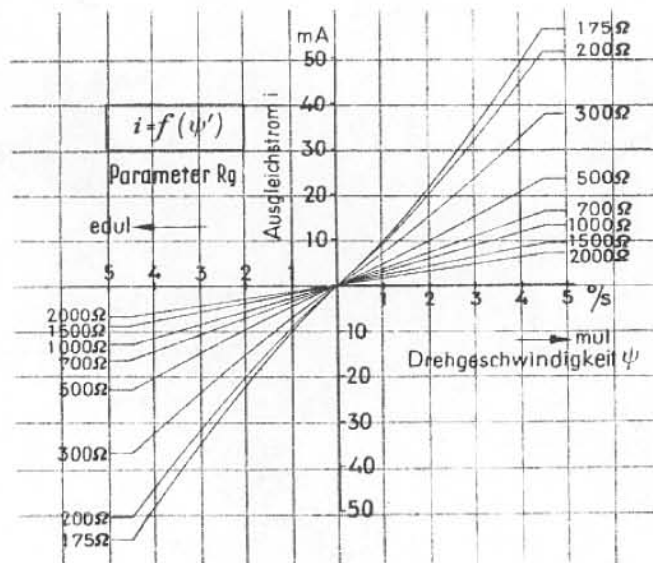


Bild 5 Kennlinien

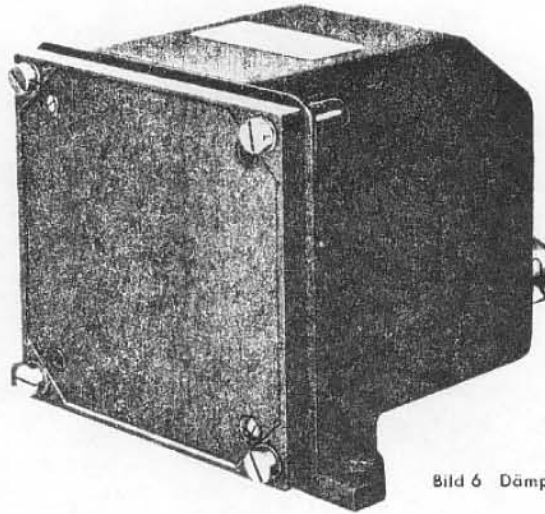


Bild 6 Dämpfungskreisel im Einfachgehäuse

**Einbau:**

Der Dämpfungskreisel wird in ein Gehäuse eingesetzt, das zur Vermeidung von Beschädigungen entsprechend kräftig ausgebildet ist. Bild 6 und 7 zeigen den Dämpfungskreisel im Einfachgehäuse, wie er für Kurssteuerungen verwendet wird.

Beim Einbau ist die Lage zu beachten, die der Kreisel für die vorgesehene Meßachse haben muß (siehe Bild 7).

Bei Verwendung des Dämpfungskreisels in Flugzeugen ist der Einbau in der Nähe von Knotenpunkten des Rumpfschwingungsbildes zu vermeiden.

Das Gehäuse ist so anzuordnen, daß der Dämpfungskreisel im Bedarfsfalle leicht ausgewechselt werden kann. Der Dämpfungskreisel bedarf keiner besonderen Bedienung und Wartung.

Meßachse

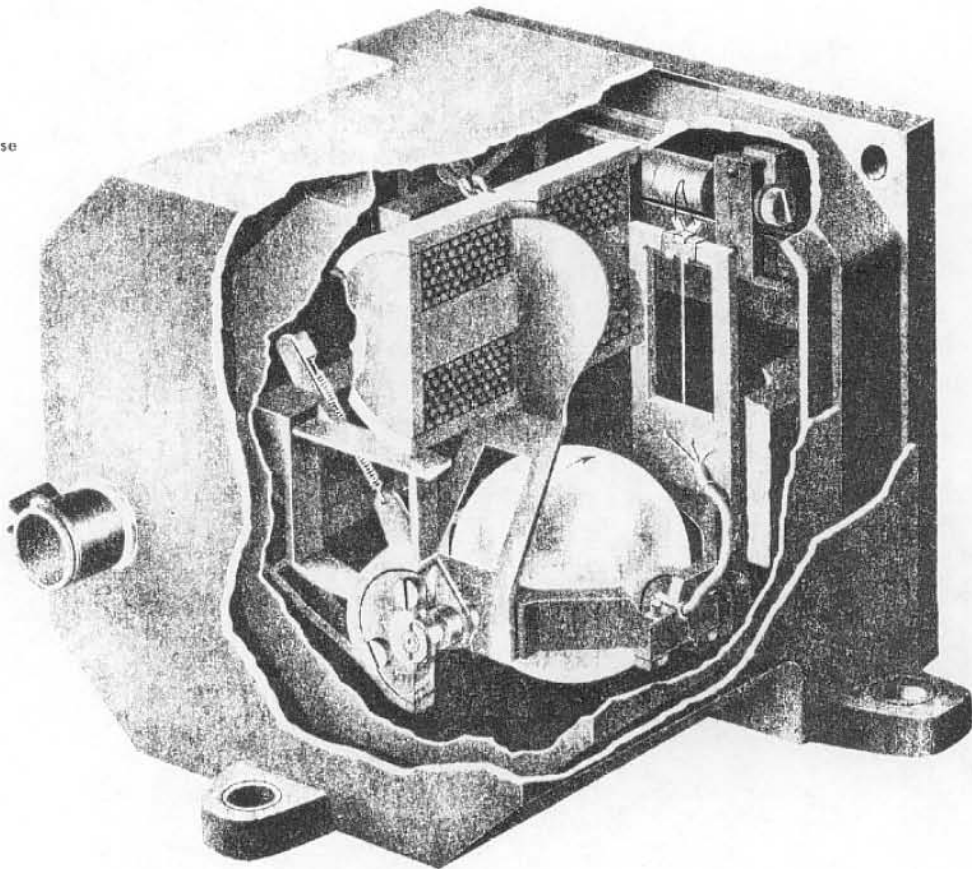
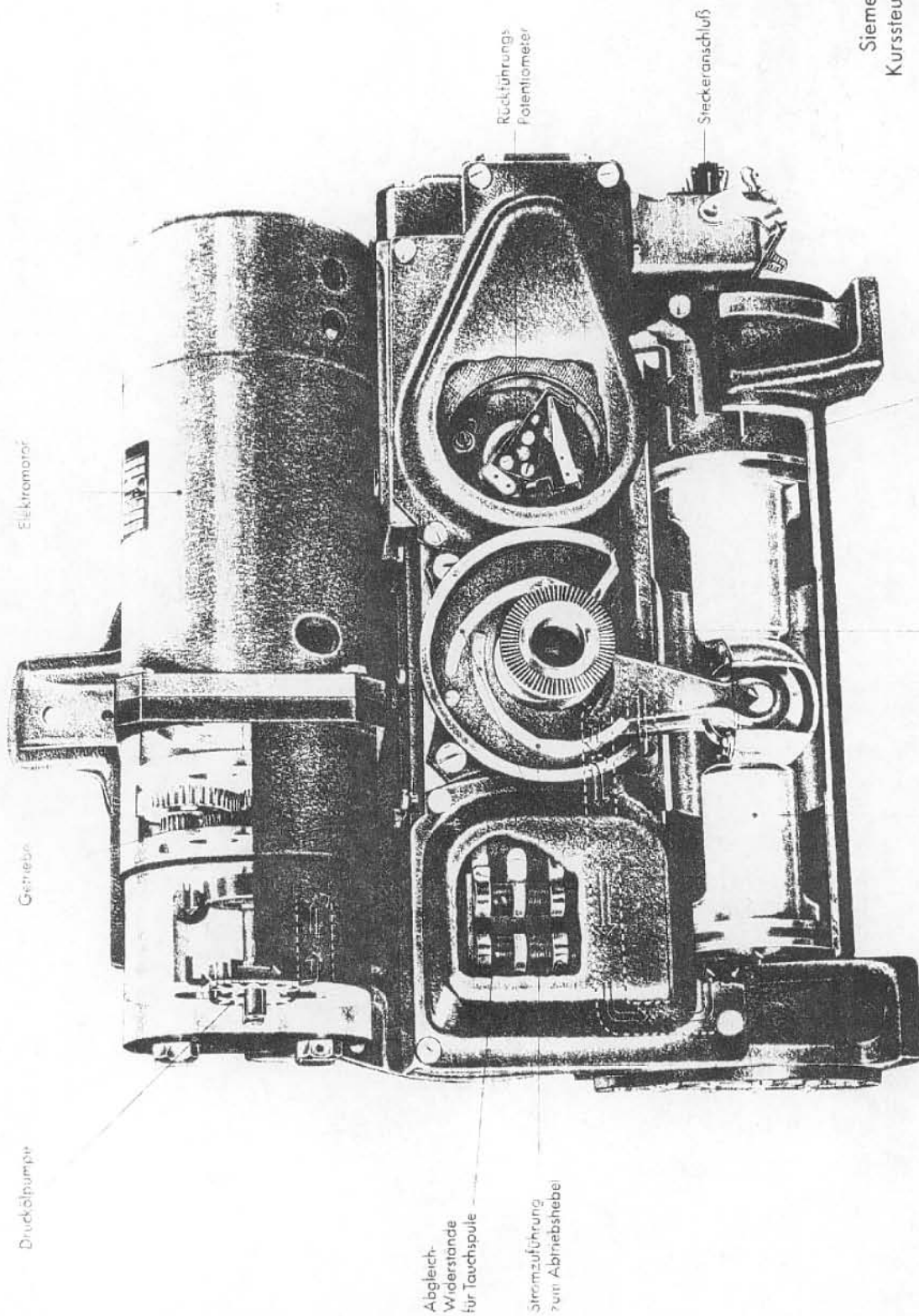
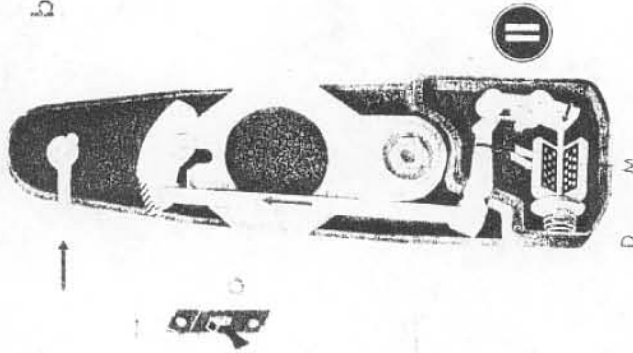
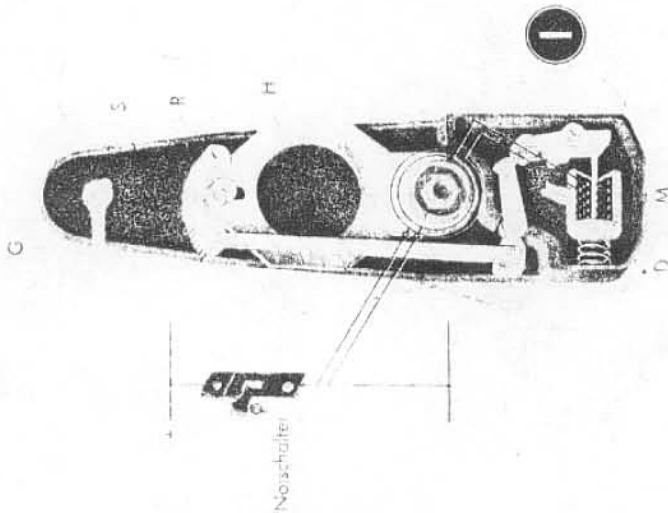


Bild 7 Dämpfungskreisel im Einfachgehäuse (Schnitt)



Siemens-LGW  
 Kurssteuerung K 12  
 Rudermaschine  
 Abtriebsseite  
 1-5228



**I Betriebszustand:**

Notschalter in Stellung „Ein“ plombiert. Abtriebshebel eingekuppelt.  
(Die eingerastete Rolle R kuppelt den inneren Hebel H (Rudermaschinenabtrieb) mit den äußeren Hebelschalen S und dem Steuergestänge G. Die Rastkraft wird hervorgerufen durch die Kraft der Druckfeder D und die Haltekraft des Elektromagneten M.)

**II Auskuppeln:** (Nur wenn durch Ausschalten des Kuppelschalters am Steuerhorn die Steuerung nicht frei wird.)

**III Notschalter aus:**  
(Die Haltekraft des Magneten M entfällt.)

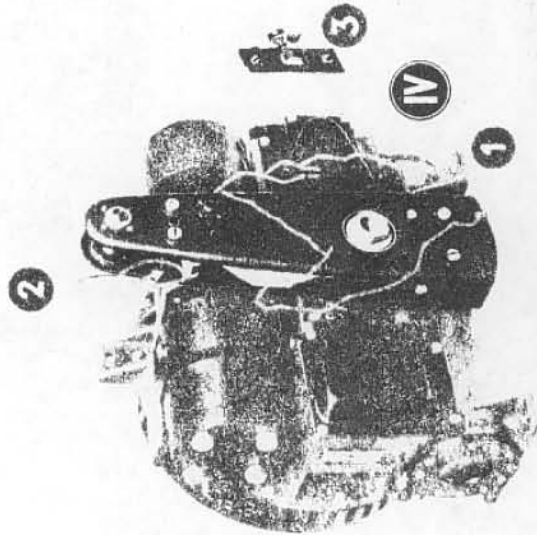
**IV Steuerpedal überdrücken:** (Damit wird auch die Haltekraft der Feder D aufgehoben.)

**III Abtriebshebel ausgekuppelt:**

Innerer Hebel H (Rudermaschinenabtrieb) ist von den äußeren Hebelschalen S und vom Steuergestänge G getrennt.  
Wiedereinkuppeln im Fluge verboten!

**IV Einkuppeln (nur nach Überprüfung der gesamten Steuerung am Boden):**

- 1 Inneren Hebel mit den Hebelschalen bündig stellen, und in dieser Stellung
- 2 Hebel mit Rolle durch kräftigen Daumendruck einrasten.
- 3 Notschalter in Stellung „Ein“ plombieren.



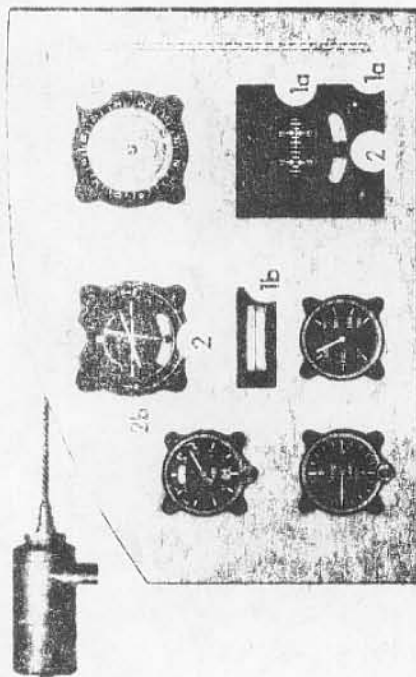
**Siemens-LGW  
Kurssteuerung K 12**

Abtriebshebel mit  
elektrischer Notauslösung  
Fluß 27.044/ß  
1 5230

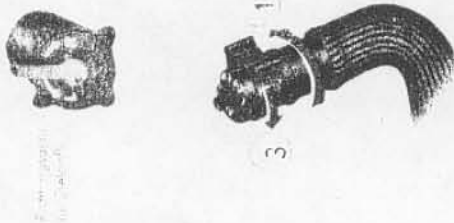


# KURVENFLUG

## z. B. Blindflugkurve rechts

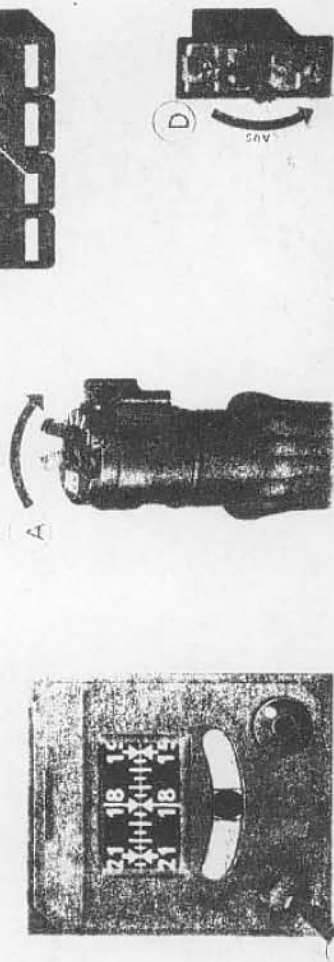


- Der Flugzeugführer führt aus:  
 1 Richtunggeber nach "R" in Endstellung einreisen. Flugzeug dreht mit zu-  
 zunehmender Kurswerte  
 2 Scheinlotrichtige Querneigung einhalten.  
 Zur Beendigung der Kurve:  
 3 Richtunggeber in Mittelstellung bringen.



- Der Flugzeugführer sieht:  
 1a Beide Kurskreiselrosen gehen in Gleichlauf nach rechts auf zunehmende Kurswerte. Drehscheibe dreht mit.  
 1b Kurszeiger bleibt in Mittelstellung.  
 1c Patin-Tochterrose dreht mit, dabei wandert das Flugzeugbild aus.  
 1d Wendezeiger schlägt um Zeigerbreite nach rechts aus.  
 2 Kugel bleibt in Libellenmitte.  
 2b Horizontbalken erscheint links geneigt.  
 zu 3 Wendezeiger geht in Normallage zurück. Horizontbalken und Flugzeugschaubild zeigen Nulllage.  
 Kurskreisel und Patin-tochter zeigen neugewählten Kurs an.

# AUSSCHALTEN



1. Kurzzeitig:  
 A Nur Kuppelschalter am Richtungsgeber "aus".  
 Rudermaschine wird hydraulisch entkuppelt. Flugzeugführer übernimmt Seitensteuerung. Kurskreisel ist als Navigationsgerät weiter verwendbar.  
 Bei Rosenübersimmung Wiedereinschalten ohne weiteres möglich. Falsch: Eindrücken des Setzknopfes am Kurskreisel (bedingt neues Seizen).  
 2. Dauernd:  
 A Kuppelschalter am Richtungsgeber "aus".  
 B Setzknopf am Kurskreisel eindrücken.  
 C Zugehörige Selbstschalter ausschalten.

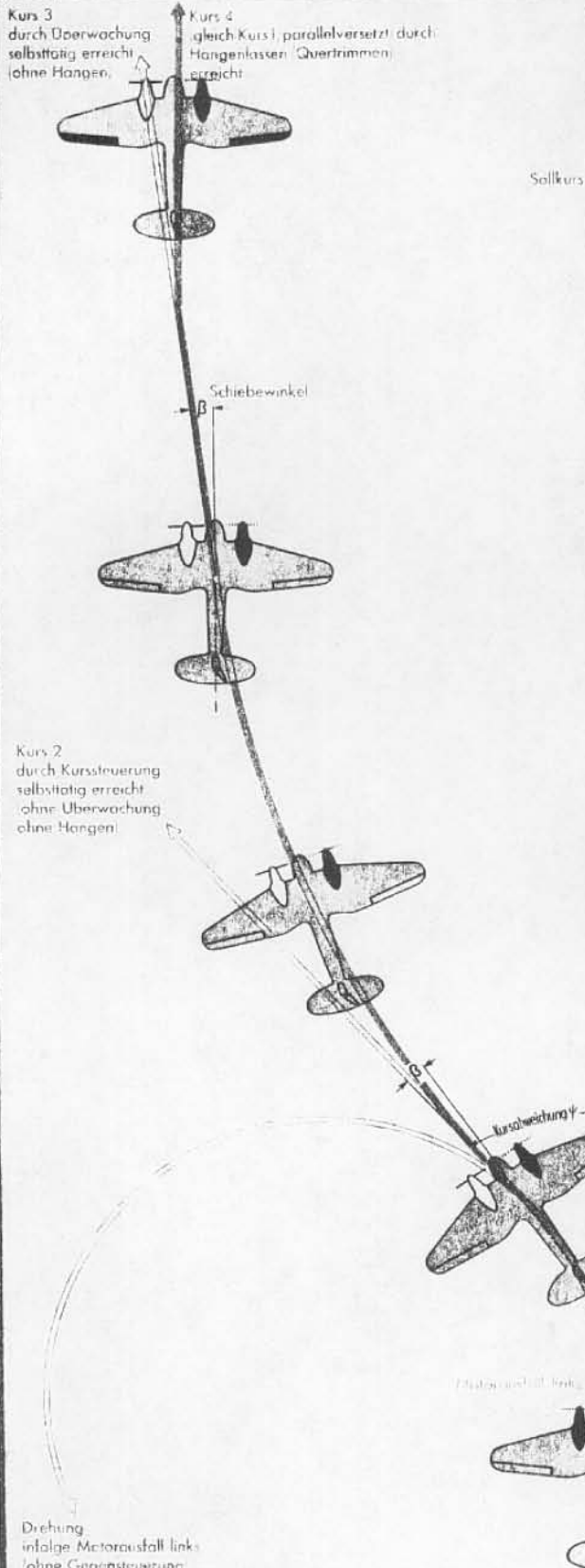
### 3. Bei Gefahr:

- A Kuppelschalter am Richtungsgeber "aus". Wird hierdurch Seitensteuerung nicht frei, dann  
 D Notschalter "aus" und Steuerpedal überdrücken.

**Wiedereinkuppeln im Fluge verboten!**

Siemens-LGW  
 Kurssteuerung K 12  
 Kurvenflug / Ausschalten

F. ÜB. 27.044.9  
 1.5233



Kurs 3 durch Überwachung selbsttätig erreicht (ohne Hangen)

Kurs 4 (gleich Kurs 1, parallelversetzt) durch Hangenlassen (Quertrimmen) erreicht

Sollkurs

Schiebewinkel  $\beta$

Kurs 2 durch Kurssteuerung selbsttätig erreicht (ohne Überwachung ohne Hangen)

Kursabweichung  $\psi$

Fliegen auf 11 links

Drehung infolge Motorausfall links (ohne Gegensteuerung)

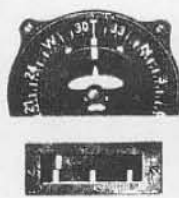
Kurs 1 Geradeausflug mit einem Motor



V Flugzeugführer hat durch Querlage Schiebewinkel beseitigt

FLUGZEUGFÜHRER SIEHT Ausschlag des Kurszeigers wird kleiner Rosendifferenz des Kurskreises wird kleiner Patin Tochter zeigt Sollkurs

FLUGZEUGFÜHRER FÜHRT AUS Maschine nach rechts um 1-2 Libellen-Kugelbreiten hangen günstigste Querlage vom Flugzeugbaumuster abhängig



IV Längsachse auf Sollkurs, aber Flugzeug schiebt nach links (Schiebewinkel  $\beta$ )

FLUGZEUGFÜHRER SIEHT Patin Tochter Flugzeug-Symbol zeigt Sollkurs Kurszeiger bleibt links Kurskreis-Rosendifferenz bleibt erhalten



III Überwachung dreht Flugzeug, bis Längsachse auf Sollkurs liegt

FLUGZEUGFÜHRER SIEHT Kursfehler an Patin Tochter wird stetig kleiner



II Motorausfall links - Kurssteuerung spricht sofort an und begrenzt die Kursabweichung  $\psi$

FLUGZEUGFÜHRER SIEHT Flugzeug dreht links Drehzahlmesser geht zurück Wendezeiger gibt vorübergehend Ausschlag nach links Kurszeiger Ausschlag nach links Kurskreis Untere Rose dreht nach links Patin Tochter Flugzeug-Symbol dreht adal

FLUGZEUGFÜHRER LÖSST AUS linkes Triebwerk Aus linke Luftschraube in Segelstellung



Geradeausflug

Siemens-LGW Kurssteuerung K 12

Einmotorenflug

Fl. 05 27 0447

(1924)



VERBODEN TOEGANG VOOR ALLE ANDEREN

Gilt auch für Kurssteuerung K 4 ü