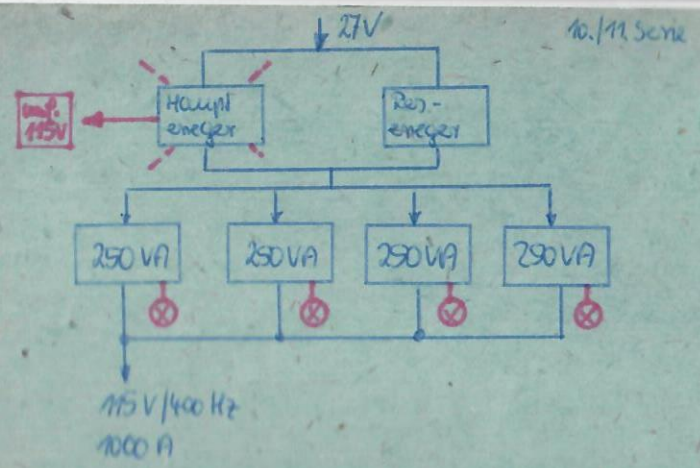


LF Umf. 115V an bei Ausfall Hauptenegor - Arbeit aller Geräte normal
Ausfall einer oder mehrerer Endstufen - autom. Abfallen SRD (10. Serie), BRD u. SRO (11. Serie)

LF mit gelben Rahmen zeigt an - Ausfall Eneger und Ausfall einer Endstufe

LF ohne gelben Rahmen zeigt nur an Ausfall des gesamten Umformers

NATIONALE VOLKSARMEE
OFFIZIERSHOCHSCHULE DER LSK/LV
FÜR MILITÄRFLIEGER
Sektion Fliegerische Ausbildung/FK

Bestätigt:
Kommandeur der Sektion FA/FK

i.V. [signature]
Biehle
Oberst

L E H R H E F T
für
das Lehrfach
"Elektro- und Spezialausrüstung"

Thema: Die Elektro- und Spezialausrüstung des Flugzeuges L-39

Erarbeitet: Oberstleutnant U h l i g

Lehrstuhl Technik Luftstreitkräfte

- 1987 -

Inhaltsverzeichnis

		Seite
0.	Einleitung	3
1.	Die Stromversorgung	5
1.1.	Die Gleichstromversorgung	5
1.2.	Die Wechselstromversorgung	9
2.	Die Flugüberwachungs- und Navigationsgeräte	16
2.1.	Aerometrische Geräte	16
2.2.	Kreiselgeräte	22
2.3.	Die Kreisel-Magnetkursanlage (Kurssystem) GMK	25
2.4.	Der Reservekompaß (Nahkompaß)	30
2.5.	Die Borduhr	31
2.6.	Der Lastvielfachmesser	31
3.	Die lichttechnische Ausrüstung	31
3.1.	Die Kabinenbeleuchtung	31
3.2.	Die Positionsbeleuchtung	32
3.3.	Die Bordscheinwerfer	33
3.4.	Die Signalisationen	33
3.5.	Die Vereisungssignalisation	34
4.	Die Steuerung des Anlaßprozesses	37
4.1.	Die elektrische Steuerung der Anlaßanlage "SAPHIR"	37
4.2.	Die elektrische Steuerung der Anlaßanlage des AI-25	39
5.	Die Triebwerküberwachungsanlagen	41
5.1.	Die Drehzahlmessung	41
5.2.	Die Abgastemperaturmessung	42
5.3.	Die KS-Druck-, SS-Druck- und SS-Temperaturmessung	43
5.4.	Die Kraftstoffvorratsmessung	45
5.5.	Die Messung der Triebwerkvibration	47
5.6.	Die Feuerwarn- und Löschanlage	49
5.7.	Die Abgastemperaturbegrenzung	49
6.	Die Anlagen zur objektiven Kontrolle	54
6.1.	Der Flugdatenschreiber SARPP	54
6.2.	Die Beanspruchungsermittlung	58
7.	Die Sauerstoffversorgung der Flugzeugführer	59

0. Einleitung

Das vorliegende Lehrheft ist für die Ausbildung von Flugzeugführern vorgesehen. In ihm ist in konzentrierter Form die Elektro- und Spezialausrüstung des Flugzeuges L-39 erläutert.
Da die Elektro- und Spezialausrüstung eines jeden Flugzeuges sehr eng mit anderen Anlagen verbunden ist, muß das Studium immer in Verbindung mit Beschreibungen des Triebwerkes (TW), der Zelle und ihrer Systeme, der Funk- und Funkmeßausrüstung (FFMA) sowie der Bewaffnung (BEW) erfolgen.
Die Darlegungen im Lehrheft beziehen sich auf die 10. Serie des Flugzeuges. Besonderheiten der 11. und der 23. Serie werden an den entsprechenden Stellen behandelt.
Bei den Schalterstellungen wird davon ausgegangen, daß alle Sicherungsschalter des Nebenschaltpultes (NSP) sowie die Schalter "NETZ" und "SIGNAL" in der 2. Kabine eingeschaltet sind.
Der Schalter "NETZ" ist der Bordnetzhauptschalter und der Schalter "SIGNAL" ist der Hauptschalter für alle Signalfelder und Signallampen.

Bei der 11. Serie ist der obere rechte Schalter mit "AGD-GMK-ARK" beschriftet.
Bei der 23. Serie ist an Stelle des Schalters "SRD" der Schalter "WAFFEN" und an dessen Stelle ein 2. Schalter "115 V".

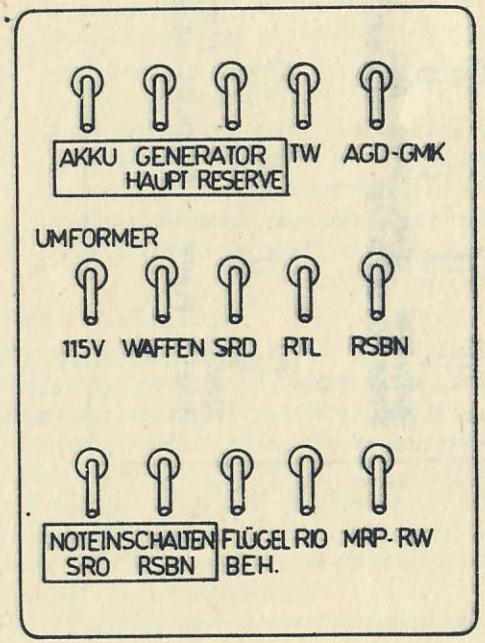


Bild 1
Das Hauptschaltpult der 1. Kabine

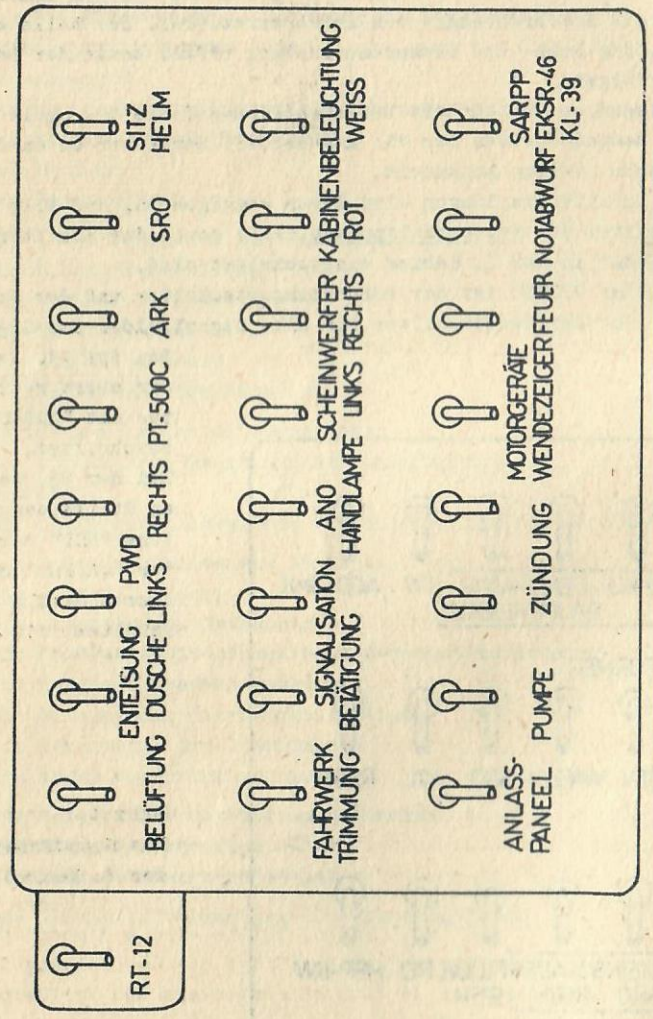


Bild 2 Das Nebenschaltpult in der 1. Kabine

1. Die Stromversorgung

1.1. Die Gleichstromversorgung

Die Anlagen der Gleichstromversorgung gewährleisten die Versorgung der Verbraucher mit einer der jeweiligen Betriebsart entsprechenden, konstanten Gleichspannung. Wir unterscheiden folgende Betriebsarten:

- Hauptgeneratorbetrieb,
- Reservegeneratorbetrieb,
- Bordakkumulatorbetrieb,
- Außenbordbetrieb.

1.1.1. Hauptteile

1 Gleichstromgenerator
1 Spannungsregler
1 Überspannungsschutz
2 Differentialminimalrelais (DMR)
1 Staudruckturbine mit Reservegenerator und integriertem Spannungsregler
1 Bordakkumulator
1 Akkuschaltschütz
1 Außenbordsteckdose
1 Außenbordschaltschütz
1 Leuchtfeld "Generator" in jeder Kabine
1 Volt-Amperemeter
1 Leuchtfeld "Reservegenerator" in jeder Kabine
1 Außenbordkontrollampe neben der Außenbordsteckdose
1 Leuchtfeld "Außenbord" (Symbol: Akkuwagen)

1.1.2. Arbeitsweise

Hauptgeneratorbetrieb

Übersteigt nach dem Anlassen des TW die vom Generator erzeugte Spannung die des Bordakkumulators ($U_G > U_{BAK}$), kann der Generator mit dem "GENERATOR"-Schalter an das Netz geschaltet werden. Dies ist ab einer Drehzahl n_1 = 54 ... 57 % möglich. Die Leuchtfelder "GENERATOR" und "RESERVEGENERATOR" verlöschen. Sollte eine Außenbordspannungsquelle (ABQ) angeschlossen sein, erfolgt die Zuschaltung des Generators erst nach Abziehen des Außenbordsteckers und Verlöschen des Leuchtfeldes "Außenbord".

Weiter gewährleistet der Spannungsregler eine stabile Gleichspannung von 26,8 - 29,9 V bei Drehzahländerungen des TW und bei Belastungsänderungen im Bordnetz. Die Generatorspannung und der Strom zu den Verbrauchern (einschließlich des Ladestromes für den Bordakku)

werden am Volt-Amperemeter angezeigt. Der Überspannungsschutzautomat schützt die Verbraucher vor gefährlichen Überspannungen bei Ausfall des Spannungsreglers, indem der Generator über das DMR vom Bordnetz getrennt wird.

Reservegeneratorbetrieb

Sinkt die TW-Drehzahl unter 50 %, kann der Spannungsregler die Generatorspannung nicht mehr über der des Bordakkus halten($U_G < U_{BAK}$). Es tritt ein Rückstrom vom Bordakkumulator auf. Dieser erreicht schnell 15 ... 35 A und trennt über das DMR den Hauptgenerator vom Netz. Die Leuchtfelder "GENERATOR" und "RESERVEGENERATOR" blinken. Es wird automatisch der Reservegenerator hydraulisch ausgefahren. Die Staudruckturbine mit dem Reservegenerator erzeugt Spannung. Übersteigt die Reservegeneratorspannung die Bordakkuspannung wird über das DMR der Reservegenerator an das Bordnetz geschaltet. Die Signalisation "RESERVEGENERATOR", die vom Moment des Ausfalls des Hauptgenerators blinkte, verlischt und am Volt/Amperemeter, dessen Anzeige auf Null gesunken war, sind die Strom- und Spannungswerte abzulesen. Der elektronische Spannungsregler hält die Spannung bei Drehzahlen der Turbine von 4000 - 9000 min^{-1} (200 - 500 km/h) zwischen 27 und 29 V konstant. Beim Sinken der Turbinendrehzahl und damit verbundenem Rückstrom von 10 - 25 A trennt das DMR den Reservegenerator vom Netz und die zweite Reservestromquelle, der Bordakkumulator, übernimmt die Stromversorgung. Es blinken die Leuchtfelder "GENERATOR" und "RESERVEGENERATOR".

Ausfall Gen.=

U_{RG}

Ausfall RG, Gen=

Besonderheiten:

- bei Ausfall der Automatik kann der Reservegenerator hydraulisch von Hand ausgefahren werden;
- automatisch wird der Reservegenerator nur ausgefahren, wenn folgende Bedingungen erfüllt sind:
  - ✗ Hauptgenerator ausgefallen,
  - ✗ Außenbordspannungsquelle abgezogen,
  - ✗ Bugrad entlastet (Flug bzw. gehobener Bug bei Start und Landung. Das Signal kommt vom Endschalter am Bugrad.),
  - ✗ Fahrwerk nicht noteingefahren;
- automatisch werden die Hauptverbraucher des Fachgebietes F/FMA "RSBN" und "SRD" abgeschaltet. "RSBN" kann bei Notwendigkeit wieder von Hand zugeschaltet werden;
- automatisch wird der Reservegenerator wieder eingefahren, wenn:
  - ✗ eine der oben genannten Bedingungen wegfällt,

autom. Ausf. RG

autom. Einf. RG

  - ✗ von Hand kann der Reservegenerator weiterhin eingefahren werden (Noteinfahren), in dem der Fahrwerkshebel in Stellung "EINFAHREN" gebracht und nach rechts gedrückt wird.

Bordakkubetrieb

Der Bordakku 12-SAM-28 versorgt die Verbraucher mit Elektroenergie (24 V), wenn Haupt- und Reservegenerator nicht arbeiten. Außerdem wird er zum autonomen Anlassen des Triebwerkes am Boden und in der Luft eingesetzt. Der Akkumulator ist bei eingeschalteten Schaltern "NETZ" und "AKKU" und bei abgezogener Außenbordspannungsquelle immer über den Bordakku-Schaltschütz an das Bordnetz angeschlossen. Je nach Betriebsart speist er in das Netz oder wird geladen.

U_{BAK}

Außenbordbetrieb

Beim Anschluß einer Außenbordspannungsquelle (27 ± 2,7 V) an die Außenbordsteckdose muß die sich daneben befindliche grüne Signallampe leuchten. Nach dem Einschalten der Schalter "NETZ" und "AKKU" zieht das Schaltschütz an und das Symbol [redacted] leuchtet auf. Am Voltmeter wird die anliegende Spannung angezeigt. Die Anlage ist betriebsbereit. Generator- oder Bordakkubetrieb ist nicht möglich.

U_{ABQ}

Technische Daten

Gleichstromgenerator

Leistung	P = 9 kW	
Nennstrom	I = 300 A	(max. Stromaufnahme der gesamten Ausrüstung beim Gefechtsflug unter erschwerten Bedingungen: 191 A)
Nennspannung	U = 28,5 V	

Reservegenerator

Leistung	P = 3 kW
Nennstrom (abhängig von der Fluggeschwindigkeit)	
bei v = 300 km/h :	100 A
bei v = 280 km/h :	70 A
Nennspannung	U = 28 V

Bordakkumulator 12-SAM-28 (Bleiakkumulator)

Nennkapazität	Q = 28 Ah
Nennspannung	U = 24 V

Generator	26,8 - 29,9 V
RG	27 - 29 V
BAK	24 V
ABQ	27 ± 2,7 V

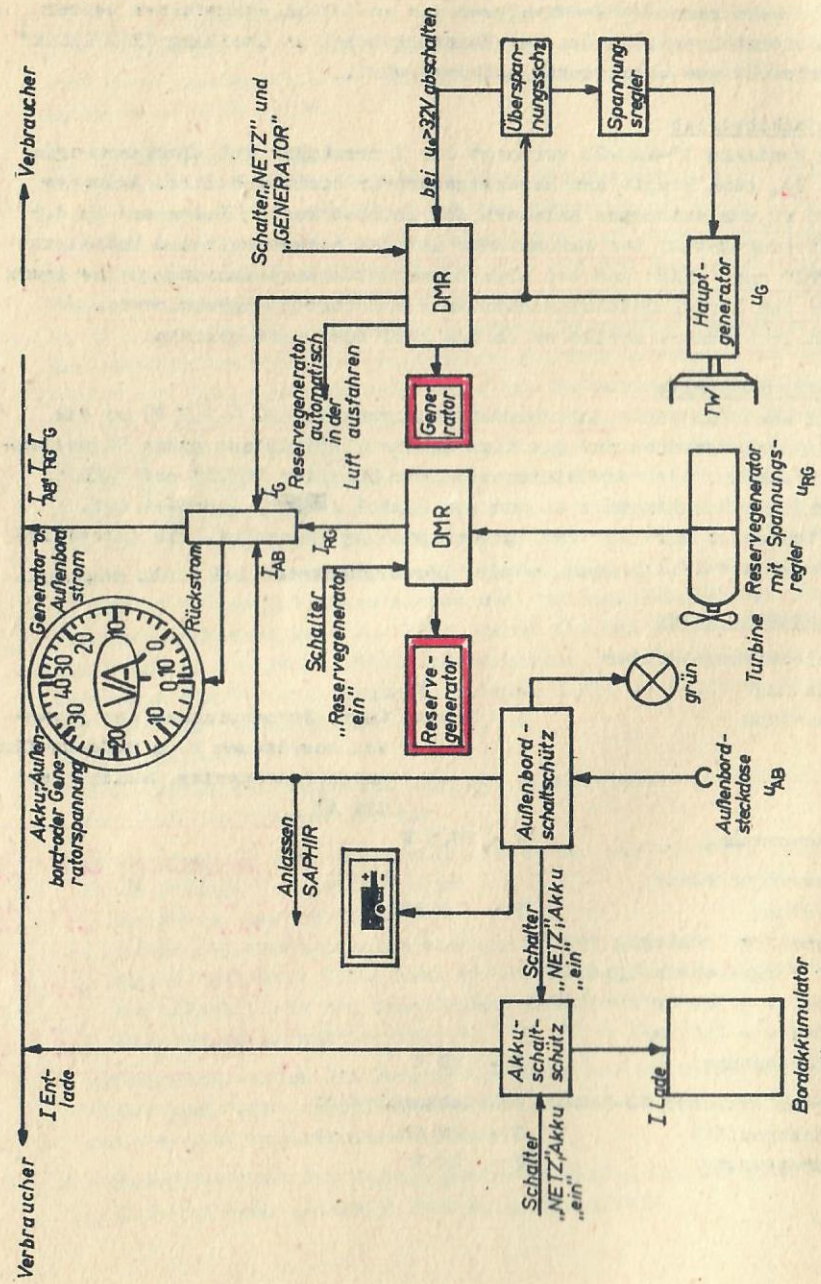


Bild 3 Die Gleichstromversorgung

1.1.3. Nutzungshinweise

- Die Kontrolle der Bordakkumulatoren hat grundsätzlich mit eingeschalteten Schaltern "AKKU" und "T/" zu erfolgen. Die am Voltmeter abzulesende Spannung muß 23 ... 24 V betragen.
- Der Akku-Schalter ist bei der Inbetriebnahme der Ausrüstung als erster einzuschalten und als letzter auszuschalten.
- Bei abgeschalteten Hauptverbrauchern (RSBN, SRD, PT-500 C) reicht die Kapazität des voll geladenen Bordakkus zum Betrieb der notwendigen Anlagen im Fluge am Tage 15 min. und nachts 10 min.
- Der Bordakkumulatorstrom wird n i c h t am Amperemeter angezeigt !
- Automatisches Abschalten RSBN, SRD und SRO bei Generatorausfall.
- RSBN und SRO können von Hand wieder zugeschalten werden (Schalter "NOTEINSCHALTEN RSBN, SRO" am Hauptschaltpult).

1.2. Die Wechselstromversorgung

Viele Anlagen der L-39 benötigen Wechselstrom konstanter Frequenz und Spannung. Realisiert wird die Wechselstromversorgung durch Umformer, die Gleichspannung in 36 V oder 115 V Wechselspannung mit einer Frequenz von 400 Hz umwandeln. Es ist kein Wechselstromgenerator vorhanden. Die Wechselstromversorgung ist in den Flugzeugserien (10, 11 und 23) unterschiedlich.

1.2.1. Hauptteile

1 Maschinenumformer (3 x 36 V)
1 Wechselrichter (3 x 36 V)
1 Wechselrichter (115 V) 10./11. Serie
2 Wechselrichter (115 V) 23. Serie
1 Leuchtfeld in jeder Kabine "UMFORMER 115 V"
1 Leuchtfeld "UMFORMER 3 x 36 V"

1.2.2. Arbeitsweise

Versorgung mit Wechselspannung 36 V/400 Hz 36V

Der Maschinenumformer PT-500 ist für die Versorgung der Kreiselgeräte und der Anlagen "SRD" und RSBN" vorgesehen. Außerdem dient er zur Notversorgung der TW-Überwachungsgeräte. Der Umformer besteht aus einem Gleichstrommotor und einem Drehstromgenerator auf einer gemeinsamen Welle und dem Regelkasten mit den Bauelementen für die automatische Spannungs- und Frequenzregelung.

Der Wechselrichter "3 x 36 V" versorgt den Kreiselmotor des Wendezeigers und die Triebwerküberwachungsgeräte sowie bei der 23. Serie des Flugzeuges das Anzeigegerät für die Längstrimmung. Er wandelt auf elektronischem Wege die Bordnetzgleichspannung von 28 V in Wechselspannung 36 V/400 Hz um.

Anmerkung:
Maschinenumformer werden oft als rotierende Umformer und Wechselrichter als statische Umformer bezeichnet.
Fällt der Wechselrichter aus, signalisiert das Leuchtfeld "UMFORMER 3 x 36 V" diesen Zustand. Durch Umschalten der Verbraucher auf den Maschinenumformer PT-500 C mit Hilfe des Schalters "NOTSPEISUNG TW-GERÄTE" kann durch den Flugzeugführer der Ausfall des Wechselrichters kompensiert werden. Das Leuchtfeld blinkt dabei jedoch weiter.
Der Maschinenumformer verträgt diese zusätzliche Belastung ohne Einschränkungen.
Die Kontrolle der Arbeit des Maschinenumformers ist nur indirekt möglich (Arbeit der Verbraucher). Er verfügt über keine Signalisation.

115V

Versorgung mit Wechselspannung 115 V
Auch hier wird die Bordnetzgleichspannung auf elektronischem Wege in eine Wechselspannung umgewandelt.
Neben der Steuer- und Regeleinrichtung besitzt der Wechselrichter vier parallel geschaltete Leistungsverstärker von je 250 VA. Auf diese Art und Weise wird eine Ausgangsleistung des Wechselrichters von 1 KVA erreicht. Die Leistungsstufen werden durch Ventilatoren zwangsgekühlt. Jeder der Leistungsverstärker besitzt eine elektronische Sicherung, die bei auftretenden Defekten den jeweiligen Verstärker abschaltet. Der Umformer arbeitet dann mit verringerter Leistung (750, 500 oder 250 VA) weiter. Um eine Überlastung der restlichen arbeitenden Verstärker zu vermeiden, werden bei den Flugzeugen der 10. Serie automatisch der Funkentfernungsmesser SRD und bei Flugzeugen der 11. Serie der SRD und das Kennungsgerät SRO abgeschaltet.
Außerdem können bei den Flugzeugen der 11. Serie der SRD und die Navigationsanlage RSBN nicht gleichzeitig genutzt werden. Sobald das RSBN in Betrieb genommen wird, schaltet sich der SRD ab. Oder anders herum: solange das RSBN eingeschaltet ist, kann der SRD nicht genutzt werden. Das Tonsignal für die Lenkraketenbewaffnung fehlt.
Diese Einschränkungen gibt es bei den Flugzeugen der 23. Serie nicht. Dort sind zwei getrennte Wechselrichter (UMFORMER I, UMFORMER II) eingebaut. Es fehlt allerdings auch der SRD.

Kennzeichen der normalen Arbeit:
- Leuchtfeld "UMFORMER 115 V" ist verloschen,

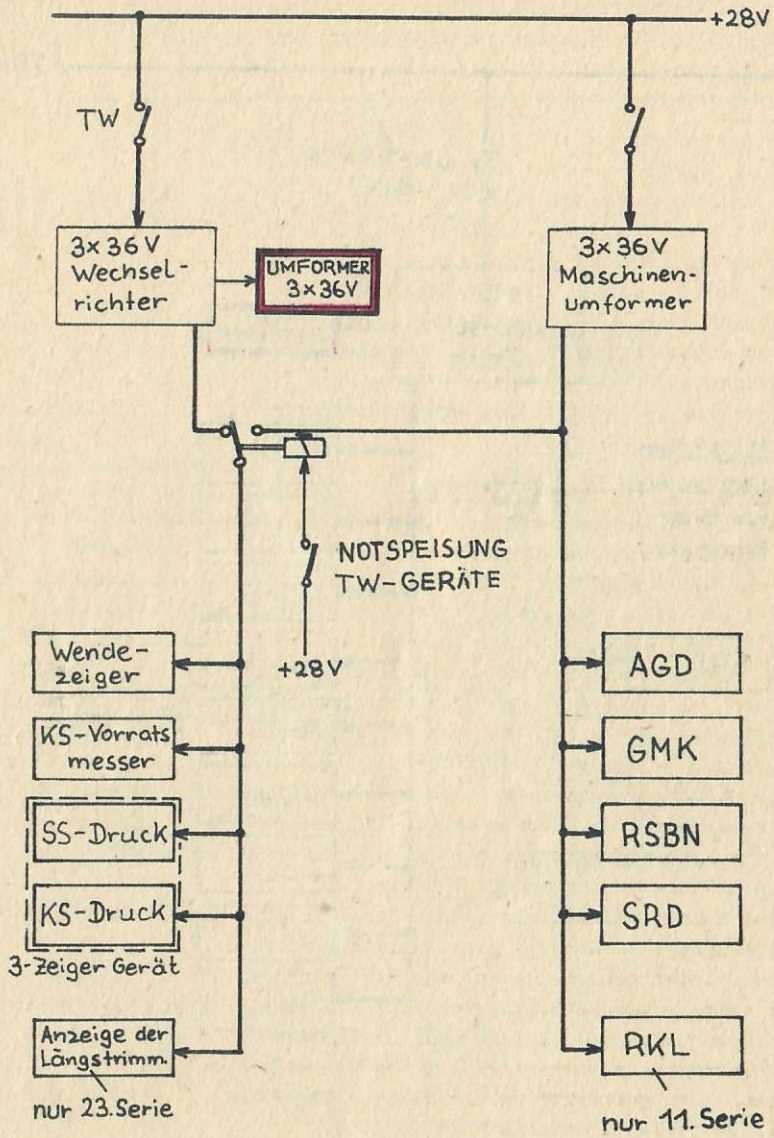


Bild 4 Die 36 V-Wechselspannungsversorgung

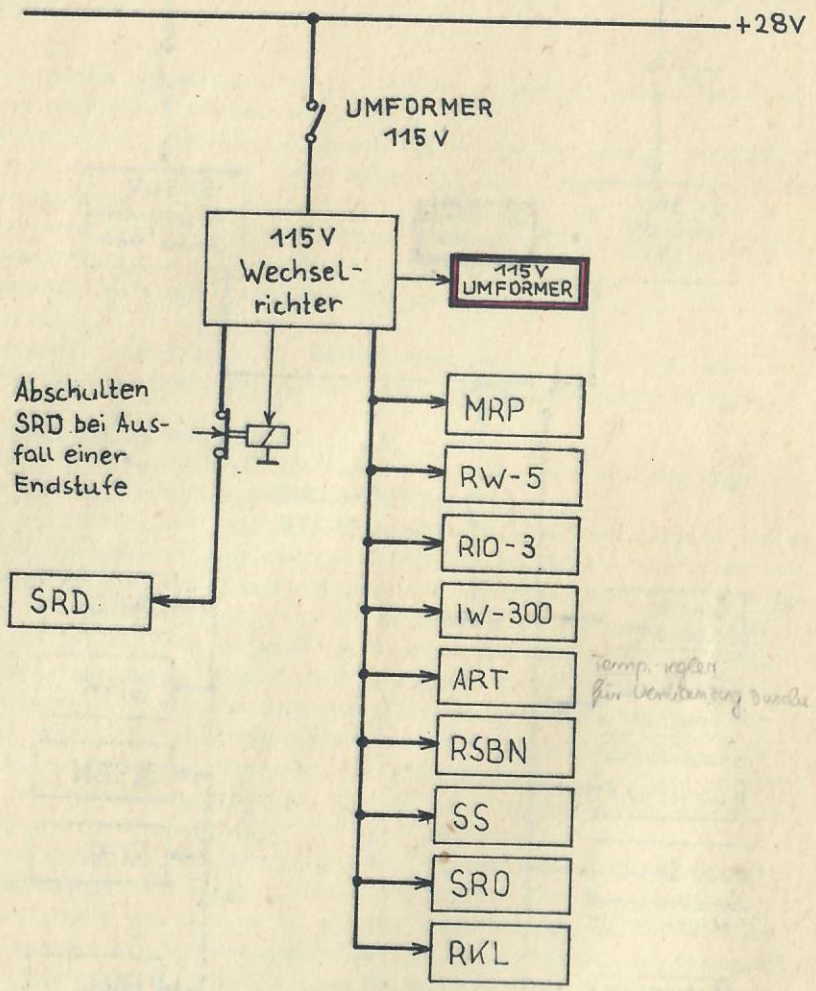


Bild 5 Die 115 V-Wechselspannungsversorgung der 10. Serie

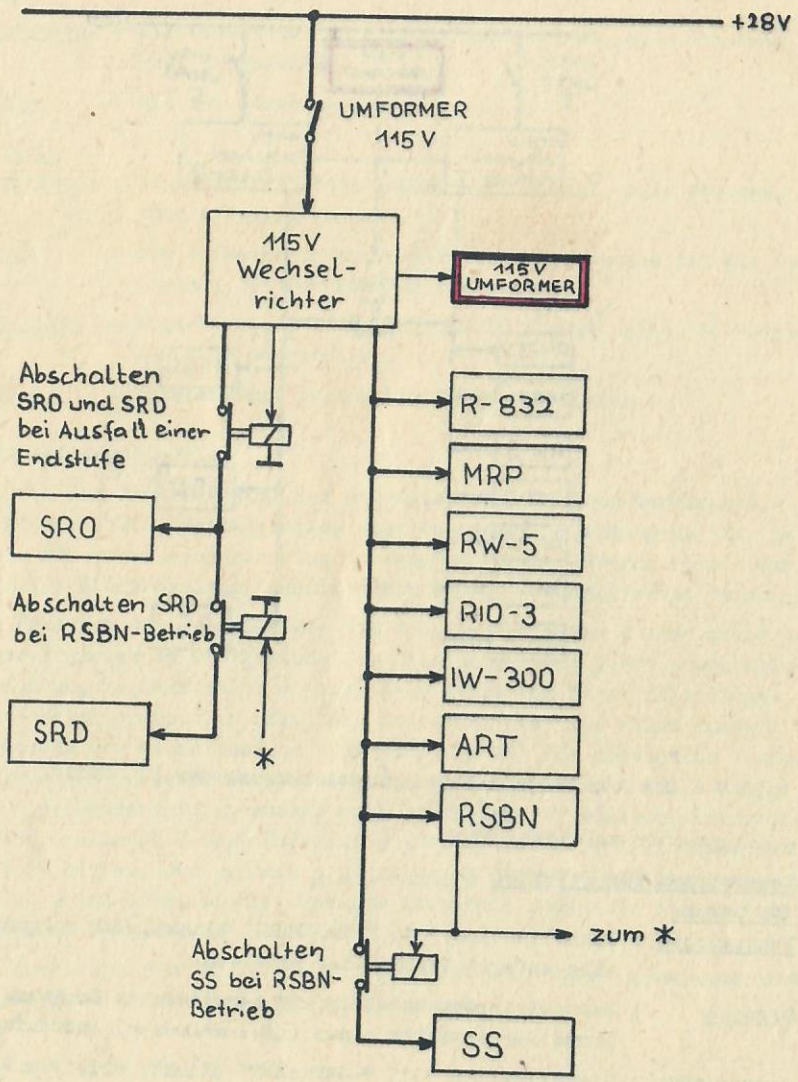


Bild 6 Die 115 V-Wechselspannungsversorgung der 11. Serie

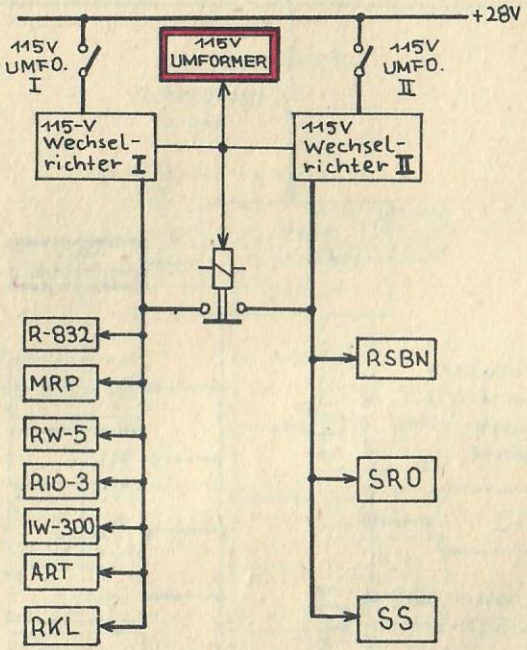


Bild 7 Die 115 V-Wechselspannungsversorgung der 23. Serie

- Verbraucher arbeiten normal.

Kennzeichen für Defekte:

10. Serie:

Kennzeichen : Signalisation "115 V-UMFORMER" blinkt, SRD ausgefallen, alle anderen Verbraucher arbeiten.

Ursache : Wechselrichter arbeitet mit verminderter Leistung auf Grund des Ausfalls einer (oder mehrerer) Endstufen.

Kennzeichen : Signalisation "115 V-UMFORMER" blinkt, alle vom Wechselrichter versorgte Verbraucher ausgefallen.

Ursache : Totalausfall des 115 V-Wechselrichters.

11. Serie

Kennzeichen : Signalisation "115 V-UMFORMER" blinkt, SRD und SRO ausgefallen, alle anderen Verbraucher arbeiten normal.

Ursache : wie 10. Serie

Kennzeichen : Signalisation "115 V-UMFORMER" blinkt, alle Verbraucher ausgefallen.

Ursache : wie 10. Serie

23. Serie

Kennzeichen : Signalisation "115 V-UMFORMER" blinkt, alle Verbraucher arbeiten normal.

Ursache : Ein Wechselrichter ausgefallen, der zweite hat die Versorgung der Verbraucher übernommen.

Kennzeichen : Signalisation "115 V-UMFORMER" blinkt, alle 115 V-Verbraucher ausgefallen.

Ursache : Totalausfall beider 115 V-Wechselrichter.

1.2.3. Nutzungshinweise

- Wie aus den Blockschemata der Wechselstromversorgung hervorgeht, kommt dem 115 V-Wechselrichter eine besondere Bedeutung zu. Die gesamte für einen sicheren Flug notwendige Funkausrüstung sowie sehr wichtige Elektroanlagen werden durch diesen Wechselrichter versorgt.
- Die Ursachen für Ausfälle des 115 V-Wechselrichters liegen meist in einer thermischen Überlastung der Leistungsstufen durch ausgefallene Kühlung bei maximaler elektrischen Belastung durch alle eingeschalteten Verbraucher. Wird der Wechselrichter bei einem Ausfall (Leuchten der Signalisation "UMFORMER 115 V") für mindestens 1 min. ausgeschaltet (Schalter "115 V-UMFORMER" am Hauptschaltpult aus) ist eine Wiederinbetriebnahme nach Abkühlung oft möglich. (Signalisation verlischt.) Beim Rückflug zum Platz ist dann allerdings darauf zu achten, daß nur die notwendigsten Verbraucher eingeschalten werden um es nicht wieder zu einer thermisch bedingten Abschaltung kommen zu lassen.
- Bei Flugzeugen der 10. Serie sollte "SRD" und "RSBN" gemeinsam nicht länger als 6 ... 10 min. in Betrieb sein.

2. Die Flugüberwachungs- und Navigationsgeräte

Die Geräte und Anlagen gestatten Flüge unter einfachen und komplizierten meteorologischen Bedingungen bei Tag und Nacht.

2.1. Aerometrische Geräte

Die aerometrischen Geräte (auch Dosengeräte genannt) reagieren auf statischen (atmosphärischen)- und Gesamtdruck. Sie dienen zur Ermittlung und Anzeige der Flughöhe, der horizontalen und vertikalen Fluggeschwindigkeit, dem Verhältnis von Flug- und Schallgeschwindigkeit (Machzahl) sowie dem Verhältnis des Kabinendruckes zum Außendruck.

2.1.1. Hauptteile

1 Hauptstaurohr
1 Notstaurohr
1 Umschalthahn "Haupt - Not" (1. Kabine)
2 Umschalthähne zur Fehlerimitation (2. Kabine)
1 Fahrt- und Machzahlmesser
1 Höhenmesser
1 Variometer (mit Wendezeiger) (in jeder Kabine)
1 Kabinenhöhen- und Differenzdruckmesser

2.1.2. Arbeitsweise und Nutzungshinweise

Vom Staurohr werden die Drücke aufgenommen und über Schlauchleitungen zu den Geräten geleitet. In den Schlauchleitungen sitzen Feuchtigkeitsabscheider. Sie verhindern das Eindringen von Wasser in die Geräte.
Sauberkeit der Staurohre ist eine wesentliche Voraussetzung für die störungsfreie Arbeit der Geräte.
Das Eindringen von Feuchtigkeit und Schmutz in das statisch-dynamische System wird am Boden durch das Aufziehen der Staurohrbezüge vermieden.
Der Gesamtdruck und der statische Druck gelangen zu den Geräten, die die Parameter in Abhängigkeit von der Fluggeschwindigkeit messen.
Der statische Druck allein wird an die Geräte geleitet, die Parameter in Abhängigkeit von der Flughöhe messen.
Fällt das Hauptstaurohr aus (z. B. durch Vereisung), hat der Flugzeugführer die Möglichkeit, mit Hilfe des Umschalthahnes "HAUPT-NOT" das Notstaurohr in Betrieb zu nehmen. Das Notstaurohr besitzt allerdings nur Öffnungen für ein statisches System. Die am zweiten statischen System des Hauptstaurohres angeschlossenen Geber (ARD, ASP, SRD, RSBN) arbeiten nach der Umschaltung auf "NOT" nicht mehr.

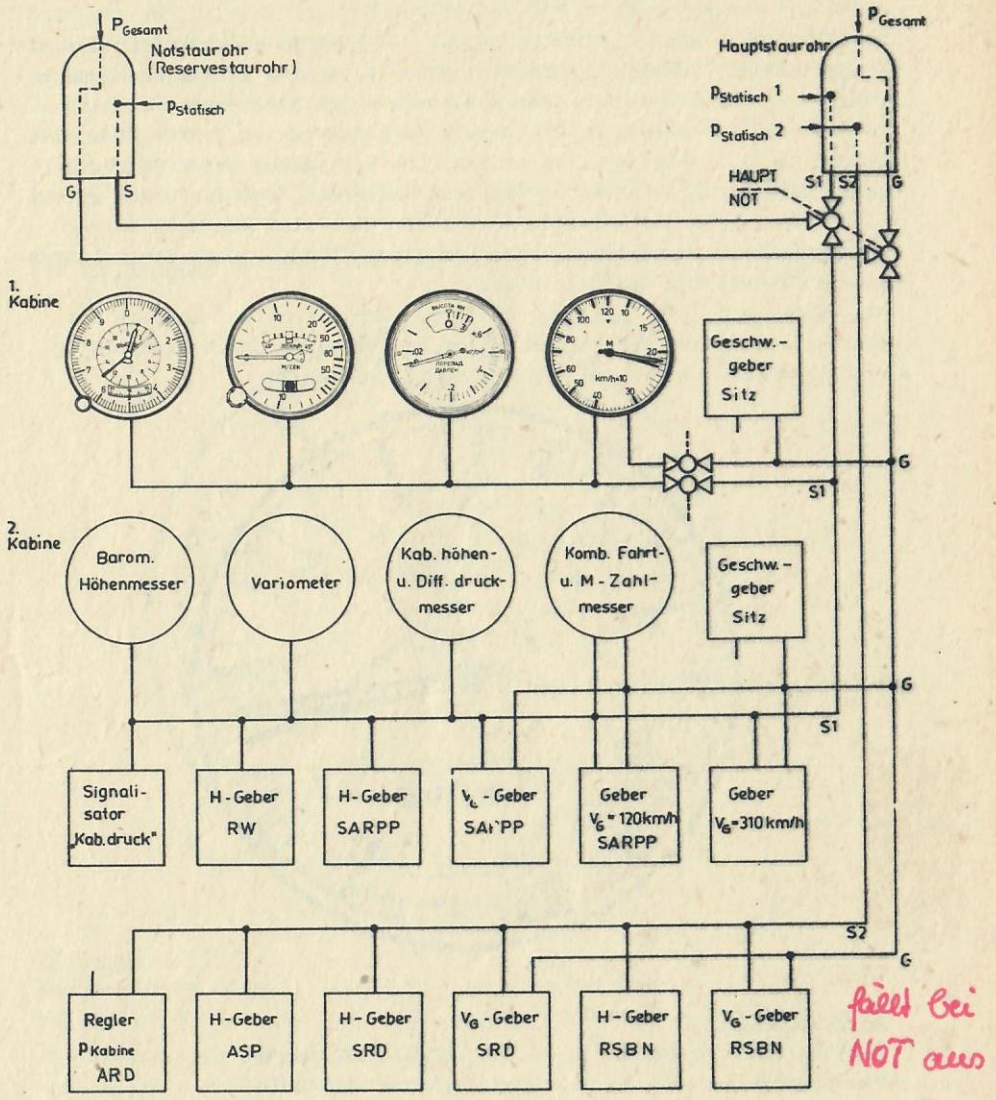
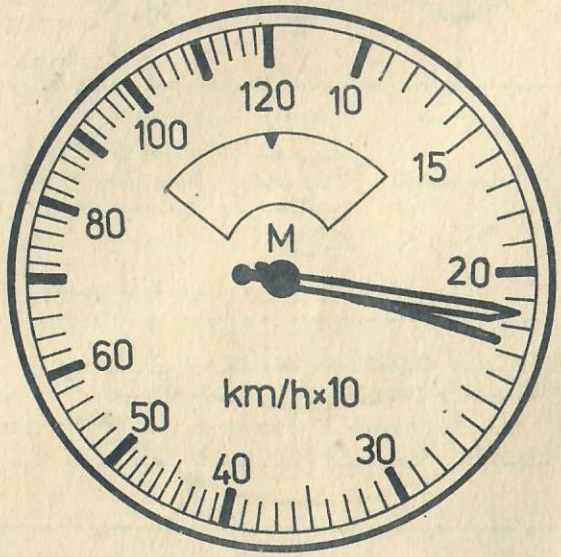


Bild 8 Das statisch-dynamische System

Der Umschalter "HAUPT-NOT-STAUROHR" muß vor dem Flug immer auf "HAUPT-STAUROHR" stehen.
Der Fluglehrer kann aus der 2. Kabine den Ausfall des statisch-dynamischen Systems für den Flugschüler in der 1. Kabine imitieren. Dazu betätigt er, für statischen- und dynamischen Druck getrennt, zwei Umschalthähne und sperrt so die jeweilige Zuführung zu den Geräten. Die Zeiger der 1. Kabine bleiben stehen. Das Variometer zeigt den Nullwert. Beim Zurückschalten muß verhindert werden, daß der Druck sofort wieder an die Geräte gelangt. Zu diesem Zweck sind Drosseln in das Leitungssystem geschalten, die in Stellung "AUSGL. 30 s" einen langsamen Druckausgleich gewährleisten.
Der Fahrt- und Machzahlmesser dient zur Ermittlung und Anzeige der wahren Fluggeschwindigkeit (schmaler Zeiger), der Gerätegeschwindigkeit (starker Zeiger) und der Machzahl (Fenster).

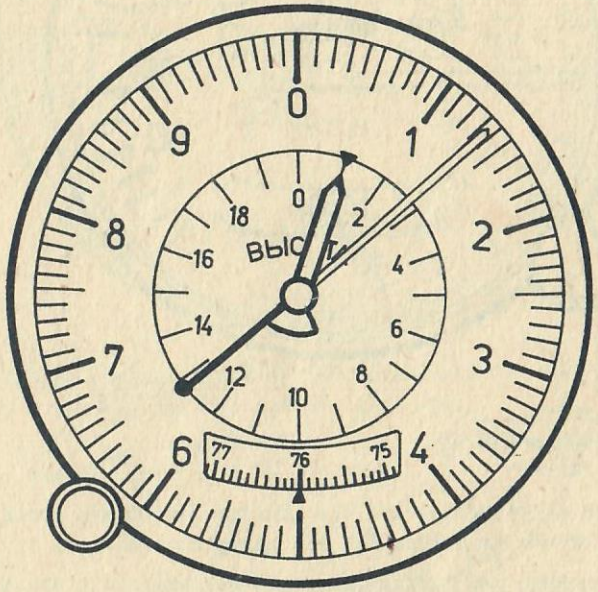


Technische Daten:

Gerätegeschwindigkeit	100 - 1200 km/h
wahre Geschwindigkeit	300 - 1200 km/h
Machzahl	0,5 - 1,5 M
Signalisation "M_{max}"	bei 0,78 M
zulässiger Fehler	± 15 km/h bis 450 km/h
	± 0,02 M bei 0,78 M

Beim Ausfall des Fahrtmessers hat der Flugzeugführer hauptsächlich die Anzeigen des künstlichen Horizontes und des Drehzahlmessers zu nutzen. 2 ... 3 % Änderung der Drehzahl entsprechen ca. 10 kmh^{-1} Geschwindigkeitsänderung. Die Landung kann auch im Paar durchgeführt werden.
Im Machzahlmesser befindet sich eine Kontaktvorrichtung, die beim Erreichen der für das Flugzeug kritischen Geschwindigkeit (Machzahl) einen Signalkreis schließt. Es leuchtet das rote Feld "M_{max}". Gleichzeitig werden automatisch die Bremsklappen ausgefahren und dsmit ein weiteres Ansteigen der Geschwindigkeit verhindert.

Der Höhenmesser ermittelt die barometrische Flughöhe und bringt sie zur Anzeige.

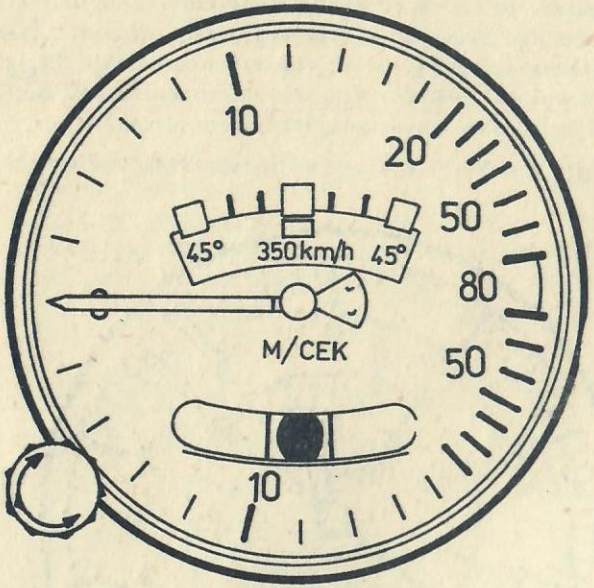


Technische Daten:

Barometrische Höhe	0 - 20.000 m
zulässiger Fehler	± 2 Torr bzw. ± 266,6 Pa am Boden

Die Einstellung der Barometerskala auf den jeweiligen Tagesdruck (QFE) wird mit der Stellschraube vorgenommen.
Nach dem Einsteigen in die Kabine ist die Nullstellung des Höhenmessers zu kontrollieren. Die zulässige Abweichung der QFE-Anzeige darf dabei ± 2 Torr nicht überschreiten.

Das Variometer dient zur Ermittlung und Anzeige der Steig- und Sinkgeschwindigkeit des Flugzeuges. Es befindet sich zusammen mit dem Wendezeiger und der Flüssigkeitslibelle in einem Gehäuse, dem kombinierten Gerät.



Technische Daten:

Vertikalgeschwindigkeit	0 - 80 m/s
zulässiger Fehler	± 1,5 m/s bei 10 m/s

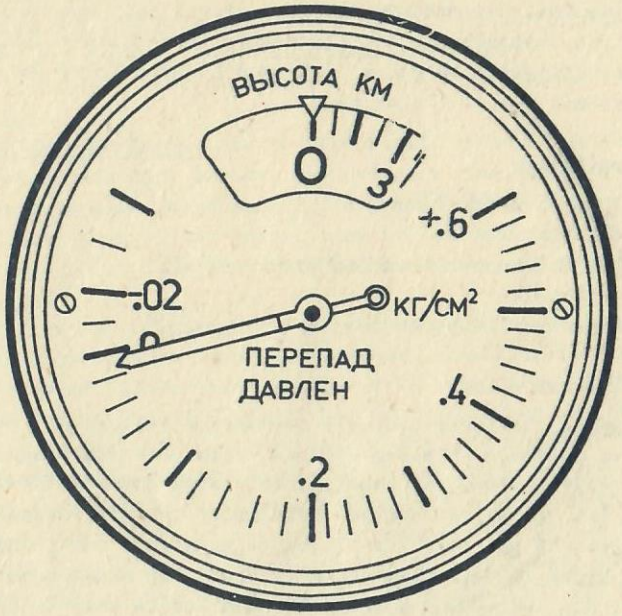
Zur besseren Ablesbarkeit ist die Anzeige bis 20 m/s gespreizt.
Die Stellschraube am Variometer ist nicht zu betätigen !

Der Kabinenhöhen- und Differenzdruckmesser ermittelt die Höhenbedingungen in der hermetisierten Kabine sowie den Druckunterschied zwischen Kabine und Atmosphäre und zeigt diese Werte an. Das Gerät besteht aus einem Höhenmesser und einem Differentialmanometer, das die Druckdifferenz Kabine - Atmosphäre mißt.

Technische Daten:

Kabinenhöhe	0 - 20 km
Differenzdruck	- 0,04 ... + 0,6 kp/cm^2
bzw.	- 4 ... + 60 kPa

Das Gerät läßt sich bei ausgefallenem Höhenmesser als Hilfshöhenmesser verwenden.



Die Kabinenhöhe (entsprecherd dem Kabinendruck) ist bis ca. 2 000 m gleich der Flughöhe. Darüber ist sie geringer.

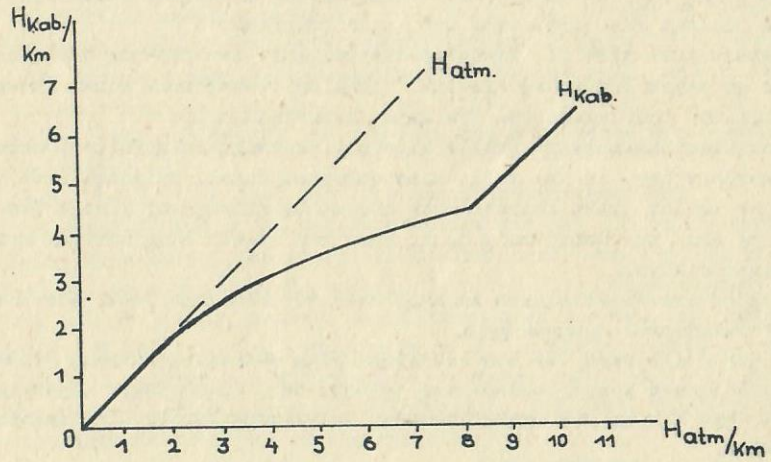


Bild 9 Die Änderung der Kabinenhöhe bezüglich der Flughöhe

2.2. Kreiselgeräte

Die Navigationsgeräte mit Kreiselgeber dienen zur Messung und Anzeige der Quer- und Längsneigung des Flugzeuges (künstlicher Horizont), der Winkelgeschwindigkeit um seine Hochachse (Wendezeiger) und des Magnet- und orthodromen Kurses (Kurssystem).

2.2.1. Hauptteile

1 Wendezeiger in jeder Kabine
1 Kurvenschalter
Gerätesatz des künstlichen Horizonts AGD-1
1 Kreiselvertikale
1 Horizontanzeiger in jeder Kabine.

2.2.2. Arbeitshinweise

Der Wendezeiger befindet sich mit dem Variometer und dem Schiebewinkelanzeiger zusammen in einem Gehäuse. Alle drei von-einander unabhängigen Meßgeräte bilden das kombinierte Gerät. Der Meßfühler des Wendezeigers ist ein halbkardanisch gelagerter Kreisel, dessen Rotationsachse waagerecht und quer zur Flugrichtung steht. Auf Grund dieser Anordnung kommt es beim Kurvenflug (Drehung des Flugzeuges um seine Hochachse) zum Abkippen des Kreisels nach rechts oder links. Der Kreisel präzessiert. Diese Präzession wird über ein Hebelsystem auf einen Zeiger übertragen, der in Drehrichtung des Flugzeuges ausschlägt. Hört die Drehung des Flugzeuges auf, führt eine Feder den Kreisel wieder in seine Nullage zurück. Zur Verhinderung laufender Zeigerschwankungen besitzt das Gerät eine spezielle Dämpfung.
Der Wendezeiger mißt die Winkelgeschwindigkeit der Drehung des Flugzeuges um seine Hochachse bis 5,7 °/sek. Das entspricht einem Kurvenflug mit 45° Schräglage und 350 km/h Geschwindigkeit.
Die Schiebewinkelanzeige stellt eine mit Flüssigkeit gefüllte, gebogene Glasröhre dar. In ihr rollt eine schwarze Kugel. Befindet sich diese Kugel in der Mitte zwischen den beiden Markierungen, fliegt das Flugzeug ohne zu "Schieben", d. h. ohne von seiner Flugrichtung seitlich abzuweichen.
Der Zeiger des Wendezeigers schlägt nach der gleichen Seite aus wie der Steuerknüppel bewegt wird.
Die Kugel rollt nach der dem Pedalausschlag entgegengesetzten Seite. Bei Turbulenzen können kurzzeitig verschiedene Schräglagen angezeigt werden. Das Halten des beabsichtigten Schräglagewinkels wird dadurch erschwert.
Der Wendezeiger wird überprüft, indem man wechselseitig rechts und links auf das Gerätebrett drückt. Der Zeiger muß dabei ohne zu hängen

ausschlagen. Abweichungen von der Nullage sind bis zu einer halben Zeigerbreite zulässig.
Wendezeiger und Schiebewinkelanzeige (Kugel) dienen gemeinsam als Hilfsgerät bei Ausfall des künstlichen Horizonts.
Gespeist wird der Wendezeiger vom 3 x 36 V-Wechselrichter (siehe Punkt 1.2.).
Im künstlichen Horizont (AGD-1) findet ein Flüssigkeitspendel als Meßelement Verwendung. Dieses, sich ständig nach dem Erdmittelpunkt ausrichtende Pendel, wird durch einen senkrecht stehenden Kreisel stabilisiert. Kreisel und Pendel sind vollkardanisch aufgehangen und behalten somit bei allen Flugfiguren ihre senkrechte Lage bei.

Der Geber und die Anzeigegeräte bilden zwei getrennte Baugruppen. Die vom Geber abgenommenen Signale werden auf elektrischem Wege zu den Anzeigegeräten geleitet. Diese Signale betreiben zwei Elektromotoren. Einen zur Auslenkung der Silhouette der Querneigung und einen zur Bewegung der Trommel für die Darstellung der Längsneigung.
Um den Kreisel bei Inbetriebnahme in die richtige Lage zu bringen, besitzt der Geber eine Arretiervorrichtung. Diese arbeitet beim Einschalten automatisch. Ist der Kreisel während des Fluges aus irgend einem Grund von seiner vertikalen Stellung abgewichen, kann der Flugzeugführer während des unbeschleunigten Horizontalfluges durch Drücken des Arretierknopfes am Anzeigegerät den Arretiervorgang auslösen. Der Kreisel wird wieder aufgerichtet.
Während des Arretiervorganges leuchtet die rote Signallampe am Anzeigegerät. Die Arretierzeit kann bis 15 s betragen.
Wie bereits erwähnt, wird die vertikale Lage der Kreiselachse mit Hilfe eines Flüssigkeitspendels gewährleistet. Während des Kurvenfluges muß dieses Flüssigkeitspendel außer Betrieb sein. Anderenfalls würde die Korrektureinrichtung fehlerhaft arbeiten, da die Fliehkräfte die Flüssigkeit verdrängen und ein falsches Ansprechen des Schalters bewirken würden.
Diese Abschaltung wird vom Kurvenschalter vorgenommen.
Das Arbeitsprinzip des Kurvenschalters ist dem des Wendezeigers ähnlich. Auch hier präzessiert ein Kreisel unter dem Einfluß der Drehung des Flugzeuges um die Hochachse. Nur wird über das Hebelsystem nicht ein Zeiger bewegt, sondern ein Kontakt geschlossen. Der Kreisel schließt den Kontakt, wenn die Drehung des Flugzeuges $\omega_y = 0{,}3$ °/s übersteigt. Über diese Kontaktvorrichtung läuft ein Elektromotor an, der nach 5 - 15 s, sofern der Kurvenflug andauert, den Stromkreis des Flüssigkeitsschalters im AGD unterbricht.
Dieses Verzögerungsglied in Form des Elektromotors ist darum notwendig, damit nicht bei jeder kurzzeitigen Kursänderung des Flugzeuges

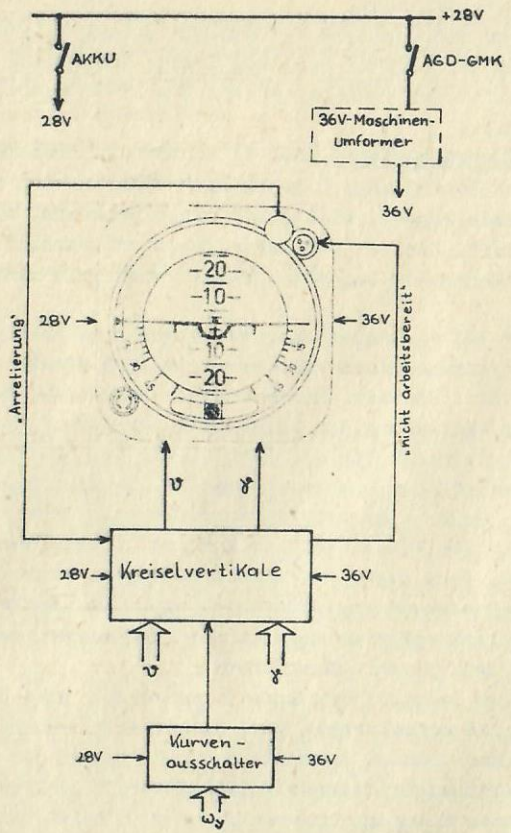


Bild 10 Der künstliche Horizont AGD-1

die Korrekturvorrichtung des AGD ab- und zuschaltet.
Hat das Flugzeug den Kurvenflug beendet, zieht eine Feder den Kreisel des Kurvenausschalters wieder in seine Normallage. Der Motor läuft zurück und die Korrektur der Kreiselachse des künstlichen Horizonts wird damit nach 2 ... 3 s wieder zugeschaltet.
Der Kurvenausschalter wirkt nicht nur auf den AGD sondern auch auf die Korrektur der waagerecht liegenden Kreiselachse im Kurssystem GMK.
Der Fluglehrer hat die Möglichkeit mit Hilfe zweier Fehlerimitationsschalter aus der 2. Kabine die Quer- und Längsneigungsanzeige des Anzeigegerätes der 1. Kabine zu stören.

Technische Daten:

zulässige Abweichungen nach dem Start	-	Längsneigung ± 3°
nach Kunstflug	-	Querneigung ± 5°
		Längsneigung ± 5°
nach Kurvenflug	-	Querneigung ± 3°

Bei Zweifel an der Richtigkeit der Anzeige ist der künstliche Horizont zu arretieren. Dazu ist nach dem Variometer und dem Wendezeiger der unbeschleunigte Horizontalflug einzunehmen. Dann ist der Arretierknopf am Anzeigegerät zu drücken. Während der Arretierung leuchtet die rote Signallampe.
Nach dem Ablaufen des Arretierens wird die Nullquer- und Nullängsneigung angezeigt.

Beachte:
Die verstellbare Längsneigungsmarkierung links neben der Silhouette muß mit der Nullinie übereinstimmen.

Bei normaler Arbeit des AGD ist es verboten, den Arretierknopf zu betätigen !

Der künstliche Horizont ist für Flüge ohne Sicht des natürlichen Horizonts das wichtigste Gerät zur Fluglagebestimmung.

2.3. Die Kreisel-Magnetkursanlage (Kurssystem) GMK

Die Anlage bildet zusammen mit dem Funknavigationssystem RSBN und dem Funkkompaß RKL einen einheitlichen Komplex, mit dem der Flugzeugführer in der Lage ist, bei Tag und in der Nacht, unter den verschiedensten meteorologischen Bedingungen seinen Kurs und seinen Standort zu bestimmen.

2.3.1. Hauptteile der Anlage GMK

1	Kreiselgerät	GA-6	
1	Induktionsgeber	ID-3	
1	Korrekturmechanismus	KM-8	in der 2. Kabine
1	Abstimmautomat	AS-1	
1	Steuerpult	PU-26	
1	Anzeigegerät	NPP	in jeder Kabine
1	Schnellabstimmknopf		in jeder Kabine
1	Signallampe "ABWEICHUNG GA"		in jeder Kabine

2.3.2. Arbeitsweise

Im Kreiselgerät GA-6 befindet sich der Kurskreisel. Seine Rotationsachse liegt waagerecht.

Ist er angelaufen, bleibt die Richtung seiner Rotationsachse, unabhängig von allen Kursänderungen des Flugzeuges, unverändert. Sie kann somit als Bezugslinie für die Kursmessung verwendet werden.

BA „ГМК"

Dies wird auch bei der Betriebsart "Kreiselhalbkompaß" (ГПК) unmittelbar getan.

Der vom Kreiselgerät GA-6 abgenommene orthodrome Kurs gelangt sofort auf das Anzeigegerät NPP und kann dort unter dem feststehenden Index auf der drehbaren Skale abgelesen werden.

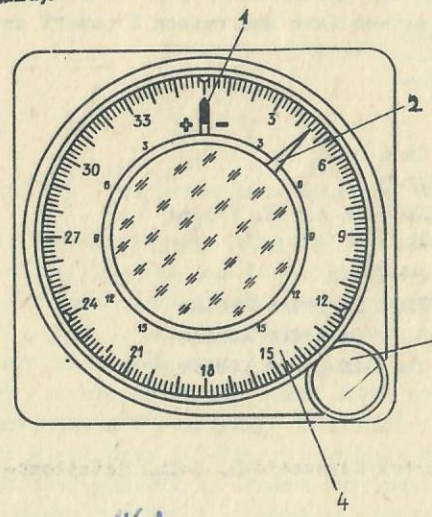
Die Skale dreht sich entgegengesetzt zur Flugrichtungsänderung.

Es muß nach links eingekurvt werden, wenn der Kurs größer als der befohlene ist und es muß nach rechts eingekurvt werden, wenn er kleiner ist.

BA „MK"

In der Betriebsart "Magnetkorrektur" (MK) wird nicht die Richtung der Kreiselachse als Bezugsachse, sondern die Richtung des Erdmagnetfeldes (Nord - Süd - Richtung) verwendet. Der Kurskreisel stabilisiert nur die Anzeige. Der Kurs wird jetzt vom Induktionsgeber ID-3 ermittelt. Das Erdmagnetfeld induziert im ID-3 Spannungen, deren Größe von der Richtung der magnetischen Feldlinien abhängt. Das Signal wird auf den Korrekturmechanismus KM-8 gegeben. Dort werden verschiedene Fehler der Magnetkursmessung (Gerätefehler, Viertelkreisdeviation) eliminiert. Der Kompaßkurs - unkorrigierter, mit Viertelkreisdeviation und Gerätefehlern behafteter Magnetkurs kann unmittelbar am Korrekturmechanismus KM-8 in der 2. Kabine abgelesen werden.

Am KM-8 kann die aktuelle Magnetdeklination eingegeben werden (siehe Bild).

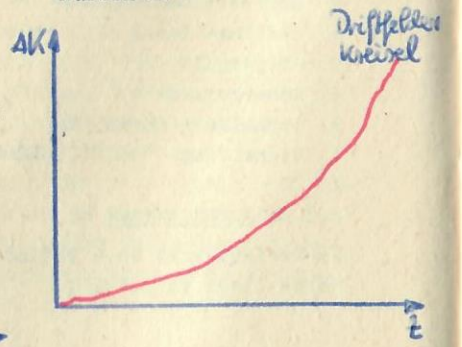


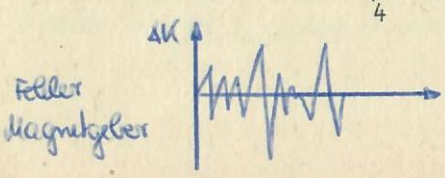
1 - einstellbare aktuelle Magnetdeklination (mit 3)

2 - Kompaßkurs

3 - Einstellschraube

4 - Kursskala





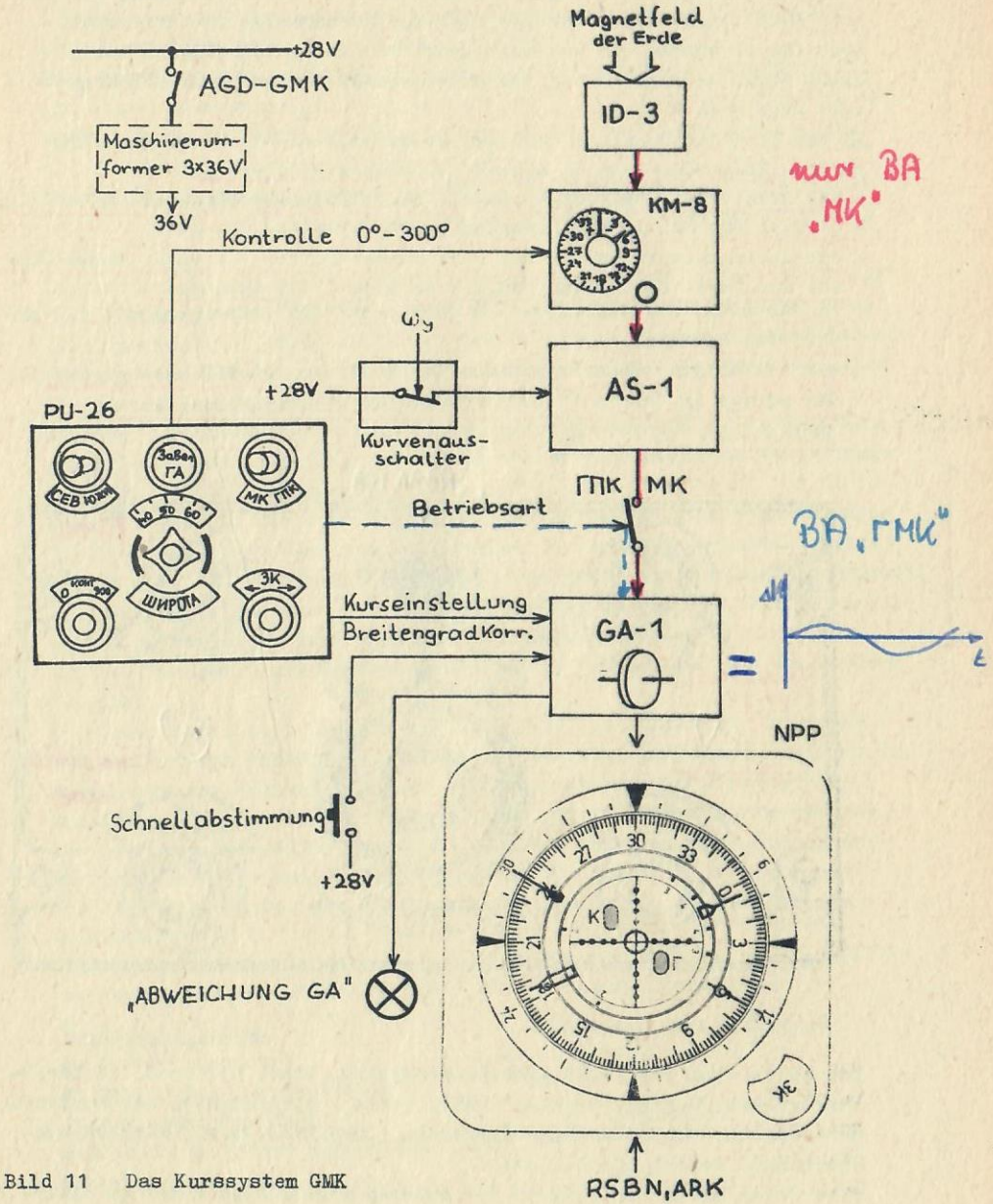


Bild 11 Das Kurssystem GMK

Weiter gelangt das Signal in den Abstimmautomaten AS-1 und wird hier verstärkt. Im AS-1 befindet sich außerdem ein Zeitrelais, das während des Einschaltens der Anlage automatisch die Schnellabstimmung zuschaltet. Damit wird eine sofortige richtige Kursanzeige gewährleistet.
Nach dem Passieren des Kreiselaggregates, in dem das Signal stabilisiert wird, gelangt es auf das Anzeigegerät NPP und kann als Magnetkurs abgelesen werden.
In der Arbeit der Anlage kann vom Steuerpult PU-26 aus eingegriffen werden. Folgendes kann am Steuerpult eingestellt werden:

- die Betriebsart "Magnetkorrektur" oder "Kreiselhalbkompaß" (MK-ГПК);
- 0° oder 300° zu Kontrollzwecken (КОНТ.);
- die geographische Breite des Flugplatzes (ШИРОТА) sowie seine Lage auf der Nord- oder Südhalbkugel der Erde (СЕВ-ЮЖН). Beides dient zur Korrektur des Einflusses der Erddrehung auf die Arbeit des Systems;
- ein beliebiger Kurswert auf der Anzeigeskala des NPP bei der Arbeit der Anlage in der Betriebsart „ГПК" und den Standkurs in der Betriebsart "MK" (3 K).

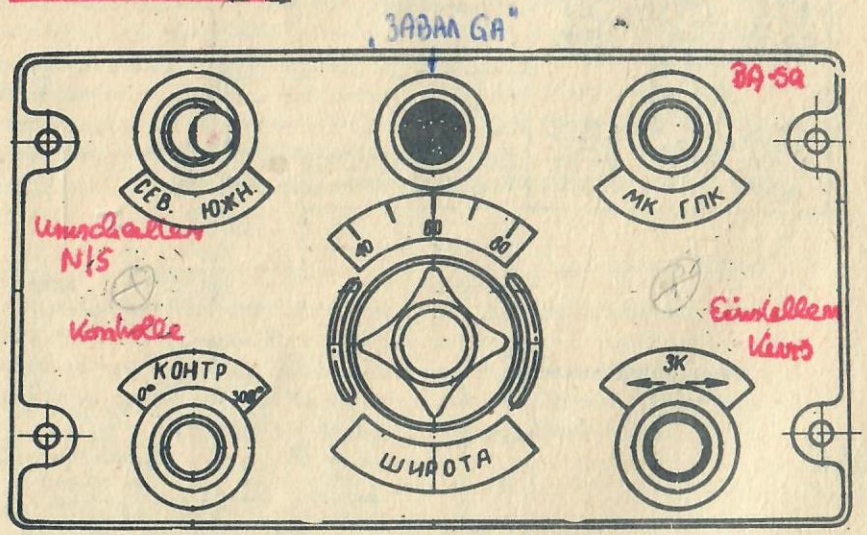


Bild 12 Das Steuerpult

Das Kurssystem ist nicht kunstflugtauglich. Daher ist auch die Hauptbetriebsart "Magnetkorrektur" (MK). Geringe Abweichungen des Kurskreisels werden durch den Magnetkorrektor (Induktionsgeber, Korrekturmechanismus) sofort ausgeglichen.
Beim Durchführen von Figuren des höheren Kunstfluges kommt es aller-

dings zu größeren Abweichungen der Kreiselachse. Es leuchten die Lampen "AUSLENKEN GA" an den Gerätetafeln beider Kabinen sowie die Lampe "ЗАБАЛ Г" auf dem Steuerpult. Das Kurssystem ist nicht mehr arbeitsbereit und muß neu abgestimmt werden.
Dazu befindet sich in beiden Kabinen neben den Lampen "AUSLENKEN GA" ein Schnellabstimmknopf. Nach Beenden des Kunstfluges und Einnahme des unbeschleunigten Horizontalfluges kann damit das System abgestimmt, d. h. wieder arbeitsbereit gemacht werden.
Der Knopf muß solange gedrückt werden, bis die Anzeige stabil steht.
Nach dem Loslassen verlöschen die Lampen "AUSLENKEN GA" und "ЗАБАЛ ГА".
Das Abstimmen kann auch durch Umschalten des Schalters "MK-ГПК" auf "ГПК" und wieder auf "MK" zurück bewirkt werden. Allerdings ist es dabei notwendig, den unbeschleunigten Horizontalflug nach dem Schaltvorgang mindestens noch 30 ... 60 s lang beizubehalten. Erst dann ist die gesamte Anlage wieder abgestimmt.
Während des Kurvenfluges (mit Schräglagen größer 15°) wird durch den schräg liegenden Induktionsgeber die Horizontalkomponente des Erdmagnetfeldes falsch gemessen.
Dies bedeutet in der Betriebsart "Magnetkorrektur" eine falsche Kursanzeige. Um das zu verhindern, schaltet der Kurvenausschalter (siehe AGD-1) über den Abstimmautomaten AS-1 die Betriebsart "Magnetkorrektur" ab. Das Kurssignal wird nur noch vom Kreisel erarbeitet. Die Anlage arbeitet praktisch in der Betriebsart "Kreiselkompaß".
Weiterhin erfüllt der Kurvenausschalter im Kurssystem noch eine zweite Aufgabe:
Die horizontale Lage des Kurskreisels wird (ebenfalls wie beim AGD) mit Hilfe eines Flüssigkeitsschalters gehalten. Um beim Kurvenflug ein Auswandern der Kreiselachse durch falsche Arbeit des Flüssigkeitsschalters (Fliehkräfte !) zu verhindern, schaltet der Kurvenausschalter auch den Flüssigkeitsschalter ab. Nach dem Einnehmen der Normalfluglage arbeitet das Kurssystem wieder wie vorher.
Zur Fehlerimitation kann der Fluglehrer aus der 2. Kabine dem Flugschüler in der 1. Kabine einen um 180° verkehrten Kurs eingeben.
Versorgt wird die Anlage mit Bordnetzgleichspannung und durch den rotierenden Umformer PT-500 C mit 3 x 36 V Wechselspannung.

Technische Daten:

Arbeitsbereitschaft	nach 3 - 5 min.
Meßfehler bei Geradeausflug	± 1,5°
(mit angehängten Bomben:	± 2° zusätzlich)
Meßfehler je Minute Kurvenflug	bis ± 0,3°
Schnellabstimmung	6 °/sek.

2.3.3. Nutzungshinweise

- Die Schalter und die Breitengradkorrektur am Steuerpult sowie die aktuelle Magnetdeklination am Korrekturmechanismus sind vor dem Einschalten entsprechend einzustellen.
- 1 ... 2 min. nach dem Einschalten des Kurssystems mit dem Schalter "AGD-GMK" am HSP ist das Einlaufen des Standkurses an den Anzeigegeräten beider Kabinen und am Korrekturmechanismus (sofern die 2. Kabine besetzt ist) zu kontrollieren.
- Nach jedem Übergang in einen anderen Flugzustand hat der Flugzeugführer die Anzeiger des künstlichen Horizonts, des M-Zahlmessers, des Variometers, des Wendezeigers und des Kurssystems zu kontrollieren.
- Nach dem Verlassen der Kunstflugzone und mindestens 30 s Flugzeit im geradlinigen unbeschleunigten Horizontalflug ist abzustimmen.

2.4. Der Reservekompaß (Nahkompaß)

Dieser Kompaß dient zur Bestimmung des Magnetkurses des Flugzeuges und wird als Reservekompaß verwendet. Der Kompaß besteht aus dem Gehäuse mit der daran angebrachten Kompensiervorrichtung und der Beleuchtung. In dem Gehäuse schwimmt in einer Dämpfungsflüssigkeit der Kessel mit dem Magnetsystem und der Gradeinteilung.

2.5. Die Borduhr

- Am "Fenster" der Uhr ist zu erkennen, welcher der drei getrennten Uhr mechanismen arbeitet.
- Die Gangzeit beträgt nach vollständigem Aufziehen mindestens 2 Tage.
- Die tägliche Gangzeitdifferenz kann ± 20 s betragen.
- Vorsicht beim Aufziehen! Den Aufzugsknopf nicht bis zum Anschlag führen.
- Beim Verstellen des Sekunden- und Minutenzeigers muß im Fenster ein weißer Hintergrund sichtbar sein. Die Flugzeitmessung ist dabei ausgeschaltet.
- Das ingenieurtechnische Personal hat bei der Vorflugkontrolle nur die ungefähre Uhrzeit einzustellen. Genau ist die Uhr durch den Flugzeugführer zu stellen.
- Die einzelnen Flugabschnitte sind auch zeitlich nach der Uhr zu überwachen.

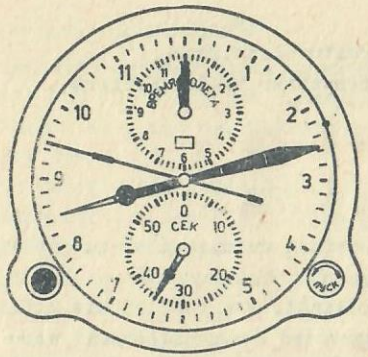
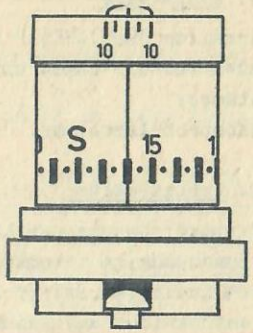


Bild 13 Die Borduhr (Variante)



Der Reservekompaß

2.6. Der Lastvielfachmesser

Der Lastvielfachmesser dient zur Bestimmung des vertikalen (normalen) Lastvielfachen n_y.
Durch einen Schleppzeiger werden die Maximalwerte festgehalten. Durch Drücken eines Knopfes geht der Schleppzeiger wieder in die Ausgangslage zurück.

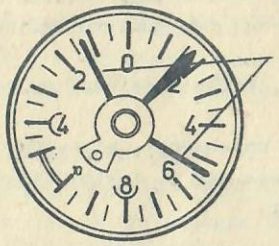


Bild 14 Der Lastvielfachmesser

Meßbereich: $-5 \leq n_y \leq +10$

- Es sind die höchstzulässigen Lastvielfache bei verschiedenen Rüstmassen des Flugzeuges zu beachten.

3. Die Lichttechnische Ausrüstung

3.1. Die Kabinenbeleuchtung

Die Kabinenbeleuchtung gewährleistet ein sicheres Arbeiten in den Kabinen bei unzureichender äußerer Beleuchtung. Beleuchtet werden die Gerätebretter und die Pulte wahlweise mit weißem oder mit rotem Licht. Die Helligkeit der Beleuchtung kann von Hand eingestellt werden. Das weiße Licht ist vor allem für Arbeiten in der Kabine am Boden vorgesehen, während das rote Licht für die Flugzeugführer bei Nachtflügen gedacht ist. Rotes Licht darum, weil es kaum Blendwirkung hervorruft und so den Flugzeugführer bei Beobachtungen des Luftraumes nicht stört.

3.1.1. Hauptteile

1 Umschalter "ROT/WEISS" mit Helligkeitseinstellung,
Leuchten für die Pulte und die Gerätebretter beider Kabinen,
1 Notlampe,
1 Notkompaßbeleuchtung.

3.1.2. Arbeitsweise

Die Stromversorgung der Kabinenbeleuchtung erfolgt über zwei voneinander unabhängige Stromkreise.
Hauptvariante der Beleuchtung ist Rotlicht. Bei Ausfall des Rotlichts wird automatisch auf Weißlicht umgeschaltet. Die Helligkeit entspricht dabei der des vorher eingestellten Rotlichtes. Sollte die Automatik versagen, kann von Hand umgeschaltet werden.
Die Skalen der Geräte werden einzeln von zwei roten und zwei weißen Lampen beleuchtet. Diese Lampen befinden sich paarweise neben jedem Gerät. Die Seitenpulte und das Mittelpult werden von Leuchten hinter dem Kabinenrahmen und am Steuerknüppel angestrahlt. Sie werden ebenfalls mit je einer roten oder einer weißen Lampe beleuchtet. Die Beleuchtung, rot oder weiß, wird mit einem 3-Stellungsschalter in jeder Kabine eingeschaltet und die Helligkeit mit dem daneben befindlichen Potentiometer eingestellt.
Der Notkompaß besitzt eine selbständige, nicht regelbare weiße Beleuchtung.
Links neben dem Visier ist die Notlampe angebracht. Sie wird mit dem Schalter "NOTLAMPE" links unter dem Rahmen der 1. Kabine eingeschaltet. Ihr weißes Licht ist nicht regelbar.

3.2. Die Positionsbeleuchtung

Die Positionsbeleuchtung signalisiert bei Dunkelheit optisch den Standort des Flugzeuges. Außerdem können mit den Positionsleuchten Signale gegeben werden. Beim Flugzeug L-39 hat der Flugzeugführer die Möglichkeit, die Helligkeit der Positionsbeleuchtung zu verändern und sie in Blink- oder Dauerbetrieb arbeiten zu lassen.

- Schalter "30 %", "60 %","100 %",
- Schalter "STÄNDIG"/"BLINKEN",
- die äußere FW-Signalisation leuchtet nur bei einer eingeschalteten Betriebsart der Positionsbeleuchtung,
- um Überhitzungen zu vermeiden, soll die Positionsbeleuchtung am Boden in der Betriebsart "STÄNDIG/100 %" nicht länger als 10 min. ununterbrochen in Betrieb sein.

3.3. Die Bordscheinwerfer

Die Bordscheinwerfer (BSW) gewährleisten eine ausreichende Sicht beim Landen oder Rollen in der Dunkelheit.
Die Anlage wird mit dem Schaltern "ROLLEN/LANDEN" in jeder Kabine in Betrieb genommen.
In den verspiegelten Scheinwerferlampen rechts und links vor den Flächenendbehältern befinden sich zwei Glühfäden. Einer für "Rollen" (130 Watt) und einer für "Landen" (200 Watt). Je nach Notwendigkeit kann der Flugzeugführer von Hand auf "ROLLEN" oder "LANDUNG" schalten. Dabei hat die Stellung "LANDUNG", gleich aus welcher Kabine geschalten, immer den Vorrang.

- Durch eine elektrische Blockierung wird verhindert, daß das Rollicht leuchtet, bevor das Fahrwerk ausgefahren und verriegelt ist. Damit hat der Flugzeugführer eine weitere Möglichkeit, bei Ausfall der FW-Signalisation in der Kabine die verriegelte Stellung des FW zu kontrollieren.
- Die Bordscheinwerfer sind entsprechend den Festlegungen des Flugleiters einzuschalten.
- Die Scheinwerfer haben bei "Landelicht" eine maximal zulässige Betriebsdauer von 5 min. Danach müssen sie abkühlen. In der Betriebsart "Rollicht" ist keine Begrenzung vorgesehen.

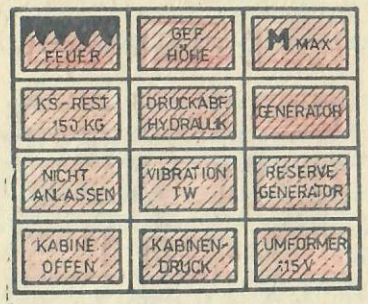
3.4. Die Signalisationen

Die Bordsignalisation informiert den Flugzeugführer optisch über die Arbeit der einzelnen Anlagen und warnt bei Gefahrenzuständen.
Die Leuchtfelder der Signalblöcke sind beschriftet und haben entsprechend ihrer Funktion verschiedene Farben:

- Havariesignale sind rot markiert und blinken,
- Warnsignale haben gelbe Farbe;
- Informationssignale leuchten grün oder weiß.

In der Mitte der oberen Blende des Gerätebrettes befindet sich die zentrale Havariesignalleuchte. Sie blinkt zusätzlich bei folgenden Havariesignalen:
"Feuer" - "KS-Rest" - "KS-Filter" - Nicht anlassen" - "Generator" - "Kabine offen" - "Vibration TW" - und "Druckabfall Hydraulik".

- Während des Fluges in der Kunstflugzone und auch bei längerem Gleitflug mit Leerlaufdrehzahl wird oft vergessen die Signaltafeln regelmäßig zu kontrollieren. Ausfälle werden so zu spät erkannt.



Rot blinkend

Gelb

Grün

Bild 15 Die Havariesignaltafel der 1. und 2. Kabine

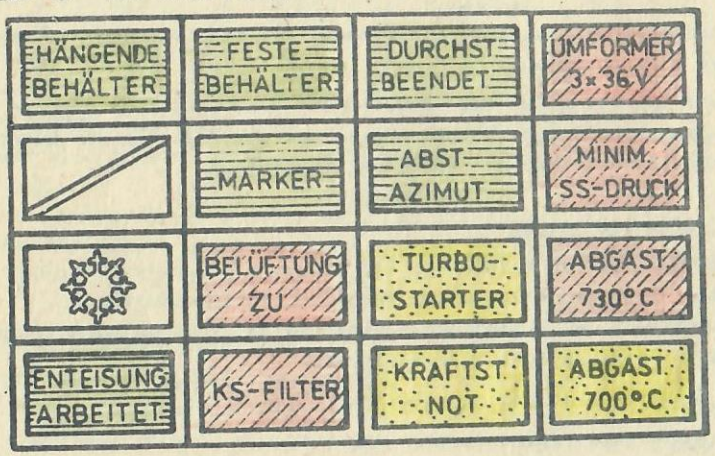


Bild 16 Die Informationstafel der 1. Kabine

- Bei der Kontrolle der Funktionsfähigkeit der Anlage, den Kontrollknopf auf dem Regelblock nicht länger als 10 sek. drücken !

3.5. Die Vereisungssignalisation

Der radioisotope Vereisungssignalisator RIO-3 signalisiert die beginnende Vereisung des Flugzeuges und steuert über Elektromechanismen das Öffnen und Schließen der Heißluftventile.

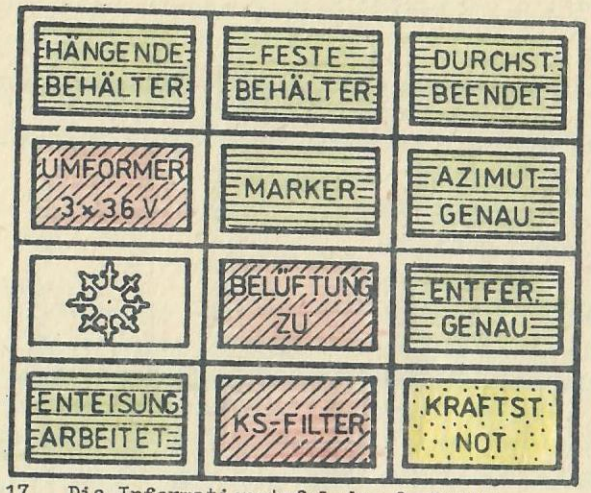


Bild 17 Die Informationstafel der 2. Kabine

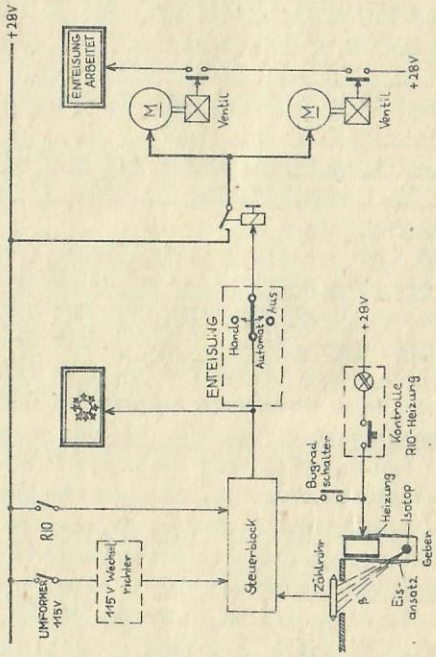


Bild 18 Die Vereisungssignalisation und die Betätigung der Enteisungsventile

3.5.1. Hauptteile

1 Signalisator mit radioisotopem Geber, Zählrohr und Geberheizung
1 Elektronikblock
1 Leuchtfeld "VEREISUNG"

Zur Enteisungsanlage gehören:
2 Elektromotoren
1 Leuchtfeld "ENTEISUNG ARBEITET"

3.5.2. Arbeitsweise

Im Geberstift, der vom Rumpfvorderteil absteht, befindet sich eine radioaktive Strahlungsquelle, das Isotop Strontium 90. Von ihm geht eine ß-Strahlung bestimmter Stärke aus. Registriert wird diese Strahlung mit Hilfe eines Zählrohres (Geigerzähler-Prinzip). Eisansatz am Geberstift schwächt die Strahlung und die vom Zählrohr zum Elektronikblock gehenden Signale verändern sich. Bei einer Eisstärke von 0,3 - 0,4 mm erarbeitet der Elektronikblock entsprechend den vom Zählrohr ankommenden Impulsen das Signal "VEREISUNG", das in Form eines Schneeflocke-Symbols in der Kabine aufleuchtet. Befindet sich der Schalter "ENTEISUNG" auf "AUTOMAT" werden automatisch die Heißluftventile zur Enteisung der Lufteinläufe, des TW-Einganges und der Frontscheibe geöffnet.
Sind die Ventile vollständig offen, leuchten die grünen Leuchtfelder "ENTEISUNG ARBEITET" in beiden Kabinen. Die Heißluft zur Enteisung wird vom Triebwerk abgenommen.
Gleichzeitig schaltet sich die elektrische Heizung des Geberstiftes ein (mindestens 5 sek.). Die Eisschicht taut ab und das Zählrohr wird wieder von ungeschwächter Strahlung getroffen. Der Elektronikblock schaltet die Geberheizung aus. Befindet sich das Flugzeug weiter in der Vereisungszone, setzt sich erneut Eis am Geber fest. Um zu verhindern, daß dabei die Heißluftventile laufend auf und zu gefahren werden, ist eine Verzögerungszeit von ca. 20 sek. zwischen dem Abtauen des Gebers und dem Schließen der Ventile vorgesehen. Setzt sich in dieser Zeit erneut Eis am Geber an, bleiben die Heißluftventile weiter offen und die Signalisation wird nicht unterbrochen. In Betrieb genommen wird die Anlage mit dem Sicherungsschalter "ENTEISUNG" und dem Schalter "UMFORMER 115 V" und "RIO". Neben der automatischen Arbeit der Anlage in Schalterstellung "ENTEIS.-AUTOMAT." ist ein Öffnen und Schließen der Heißluftventile von Hand wie folgt möglich: Steht der Schalter "ENTEISUNG" auf "HAND" werden die Ventile geöffnet und in Stellung "AUS" werden sie wieder geschlossen. Die Funktionstüchtigkeit der Geberheizung wird mit dem Kontrollknopf "KONTROLLE RIO"

überprüft. Beim Drücken des Knopfes leuchtet eine davor befindliche grüne Kontrollampe.

3.5.3. Sicherheitsbestimmungen

1. Am Boden muß die Bleischutzkappe auf dem Geberstift sein.
2. Bei Kontrollen ist der Geberstift nicht mit den Händen zu berühren und mit den Augen muß ein Mindestabstand von 0,5 m gehalten werden.

Achtung:
Einen defekten Geberstift auf keinen Fall berühren !
Werden diese Sicherheitsbestimmungen eingehalten, ist die Anlage für den menschlichen Organismus ungefährlich.

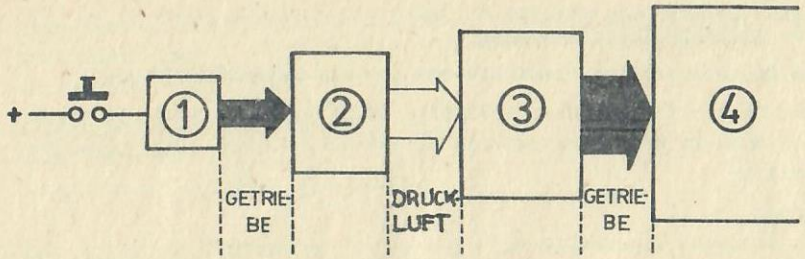
4. Die Steuerung des Anlaßprozesses

Das Anlassen des Flugzeugtriebwerkes AI-25 TL verläuft in zwei Stufen. Zuerst wird das Hilfstriebwerk gestartet. Die von diesem kleinen TL-Triebwerk erzeugte Druckluft betreibt eine Turbine (Druckluftstarter). Diese Turbine ist über ein Getriebe mit dem Flugzeugtriebwerk verbunden. Hilfstriebwerk, Druckluftstarter und die notwendigen Steuer- und Regeleinrichtungen bilden zusammen die Anlage SAPHIR-5. Hat der Druckluftstarter die Rotoren des Haupttriebwerkes auf eine bestimmte Drehzahl gebracht, wird dieses gezündet und läuft selbständig weiter. Die Anlage SAPHIR-5 wird automatisch abgeschaltet. Die Vorteile eines solchen Systems bestehen darin, daß zum Starten des Hilfstriebwerkes wenig Energie benötigt wird und daß, nach dem das Hilfstriebwerk einmal läuft, der Anlaßvorgang des Flugzeugtriebwerkes beliebig oft (in einem bestimmten Zeitraum) wiederholt werden kann. Damit wird eine relative Unabhängigkeit von Außenbordanlaßmitteln erreicht und die Gefechtsmöglichkeiten bzw. die Gefechtsbereitschaft wesentlich erhöht.

4.1. Die elektrische Steuerung der Anlaßanlage "SAPHIR"

4.1.1. Hauptteile

1 Drucktaster in jeder Kabine "ANLASSEN TURBO"
1 Schalter "STOP TURBO"
1 Steuerschaltkasten
1 KS-Pumpe
1 Elektrostarter mit Drehzahlgeber
1 Zündanlage



1 - Elektrostarter 3 - Druckluftstarter 1 - 3 "SAPHIR-5"
2 - Hilfs-TL-Triebwerk 4 - Flugzeugtriebwerk AI-25TL

Bild 19 Das Prinzip der zweistufigen Anlaßanlage der L-39

1 Leuchtfeld "TURBOSTARTER"
Teile der KS-, SS- und Druckluftanlage

4.1.2. Arbeitsweise

Beim Einschalten des Schalters "TW" läuft die KS-Pumpe des Flugzeugtriebwerks an und fördert KS zur (durch das TW angetriebenen) mechanischen Hochdruckpumpe. Die normale Arbeitsweise wird durch das Verlöschen der Signalisation "NICHT ANLASSEN" angezeigt.
Nach dem Drücken des Anlaßknopfes "ANLASSEN TURBO" läuft die KS-Pumpe des SAPHIR an. Das KS-Anlaßventil öffnet und KS gelangt in das Leitungssystem des SAPHIR-TW. Gleichzeitig beginnt der Elektrostarter zu arbeiten und dreht das SAPHIR-TW durch. Die Zündanlage bekommt Spannung und bei ca. 7.000 min^{-1} (vom Drehzahlgeber) wird das KS/Luftgemisch gezündet. Nach Abschalten des Elektrostarters bei ca. 26.000 min^{-1} und der Zündanlage bei ca. 35.100 min^{-1} wird die KS-Zufuhr weiter erhöht und die Drehzahl steigt bis zur Leerlaufdrehzahl von 43.800 min^{-1}. Die Leerlaufdrehzahl wird in 20 - 25 sek. erreicht. Gleichzeitig leuchtet die Signalisation "TURBOSTARTER" und zeigt an, daß die Anlage SAPHIR zum Anlassen des Flugzeugtriebwerkes bereit ist. Weiterhin wird über den Steuerschaltkasten die KS-Zufuhr elektronisch so geregelt, daß die Leerlaufdrehzahl konstant bleibt. Erst wenn nach 10 Minuten (600 sek.) das Flugzeugtriebwerk nicht angelassen wird, schaltet sich die Saphiranlage ab. Wird jedoch der Anlaßknopf "ANLASSEN TW" des Flugzeugtriebwerkes gedrückt, erhöht das SAPHIR-TW automatisch die Drehzahl bis zum Maximalwert von

56.000 min^{-1} und der Druckluftstarter beginnt das Flugzeugtriebwerk durchzudrehen. Beim Erreichen einer Drehzahl von 42 - 44 % wird SAPHIR automatisch abgestellt. Erreicht das Flugzeug-TW nicht die genannte Drehzahl, verringert SAPHIR nach 45 sek. seine Drehzahl bis zur Leerlaufdrehzahl und nach dem Stehenbleiben der Rotoren des AI-25 TL kann der Anlaßvorgang wiederholt werden. Nach 10 Minuten schaltet SAPHIR automatisch ab, unabhängig davon, ob das TW die Leerlaufdrehzahl erreicht hat oder nicht. Läuft allerdings gerade ein Anlaßprozeß des TW, wird der SAPHIR erst nach abgeschlossenem Anlassen abgestellt.
Das Anlaßsystem "SAPHIR-5" sichert ein zuverlässiges Anlassen des TW sowohl am Boden als auch in der Luft (bis 6.000 m Höhe). Der Bordakkumulator gewährleistet mindestens 4 Anlaßvorgänge hintereinander am Boden und in der Luft.
Die SAPHIR-Anlage kann zu jedem Zeitpunkt des Anlaßzyklus mit dem Schalter "STOP TURBO" abgestellt werden.

4.2. Die elektrische Steuerung der Anlaßanlage des AI-25

4.2.1. Hauptteile

2 Drucktaster "ANLASSEN TW"
1 Schalter "STOP TW"
1 Anlaßschaltkasten mit Zeitautomat
1 KS-Entnahmepumpe
1 Zündanlage

4.2.2. Arbeitsweise

Nach dem Drücken des Anlaßknopfes "ANLASSEN TW" beginnt der Zeitautomat im Anlaßschaltkasten zu arbeiten und nach einem festgelegten Programm läuft der Anlaßzyklus des TW ab. Nach 35 sek. ist der Zyklus abgelaufen und bei einer Drehzahl des Hochdruckrotors von 42 - 44 % schaltet ein Fliehkraftschalter die Anlage SAPHIR ab. Der Programmmechanismus läuft noch weiter bis zur 45 sek., kehrt in die Ausgangslage zurück und ist für einen erneuten Anlaßvorgang bereit. Der Anlaßvorgang kann jederzeit mit dem Schalter "STOP TW" unterbrochen werden, ohne die SAPHIR-Anlage abzuschalten.

4.2.3. Nutzungshinweise

- Muß vor dem Anlassen mit Bordakkumulator die Funkstation länger als 5 min. in Betrieb genommen werden, (Einholen der Anlaßerlaubnis) ist die Außenbordspannungsquelle anschließen zu lassen. Es wird sonst der Bordakkumulator zu stark entladen (besonders bei der 11. Serie) und ein sicheres Anlassen des Triebwerkes ist nicht mehr gewährleistet.

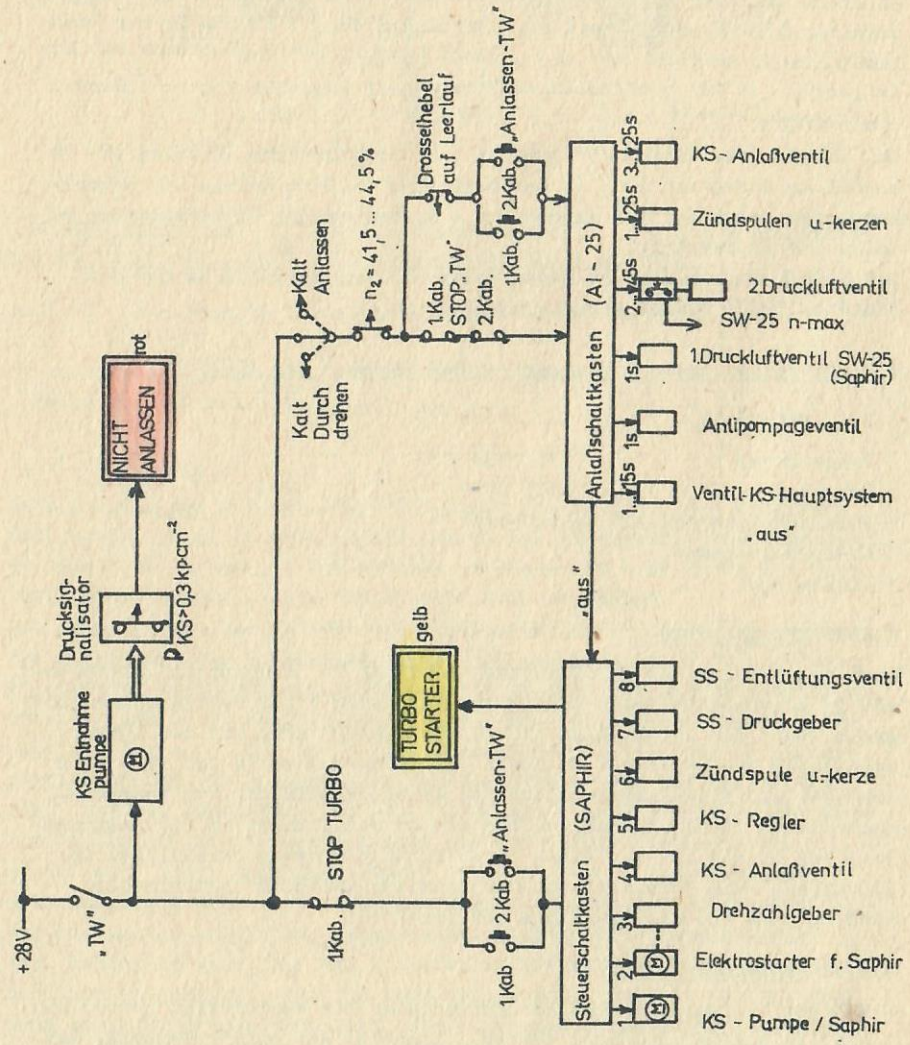


Bild 20 Die elektrische Steuerung der Anlaßanlage

- Den Anlaßknopf "TRIEBWERK" mindestens 2 s lang drücken.
- Es können beide Anlaßknöpfe ("ANLASSEN TURBO" und "ANLASSEN TW") gleichzeitig gedrückt werden. Nacheinander laufen dann automatisch die Programme "Anlassen SAPHIR" und "Anlassen TW" ab.
- Bei Ausfall des Zeitautomaten im Anlaßschaltkasten kann der Anlaßvorgang durch dauerndes Drücken des Anlaßknopfes "ANLASSEN TW" gewährleistet werden.
- Der Betriebsartenschalter "KALT ANLASSEN/KALT DURCHDREHEN" darf nicht betätigt werden. Er muß immer auf "ANLASSEN" stehen.
- Ist aus einem beliebigen Grund der erste Anlaßversuch nicht erfolgreiche, kann der zweite Versuch erst nach Stillstand des Triebwerkes, aber nicht früher als 45 s nach dem ersten Drücken des Anlaßknopfes begonnen werden (nach 45 s Rückkehr des Zeitautomaten im Anlaßschaltkasten in Ausgangsstellung).

5. Die Triebwerküberwachungsanlagen

Die Triebwerküberwachungsanlagen informieren den Flugzeugführer über die Arbeit des Triebwerkes und der dazugehörenden Systeme.
Durch die Anlage der Abgastemperaturbegrenzung wird eine Überhitzung des Triebwerkes verhindert. Man unterteilt die Triebwerküberwachungsanlagen in bordnetzunabhängige und bordnetzabhängige.

5.1. Die Drehzahlmessung

Es werden die Drehzahl des Hochdruckrotors (n_1) und des Niederdruckrotors (n_2) des Triebwerkes gemessen und in beiden Kabinen angezeigt. Die Anlage besitzt zwei getrennte Geber. Einen für die Hochdruckrotordrehzahl und einen für die Niederdruckrotordrehzahl. Die Geber arbeiten als Wechselstromgeneratoren. Die Frequenz der erzeugten Dreiphasen-Wechselspannung ist der Drehzahl proportional. In den Anzeigegeräten wird die Wechselspannung zum Antrieb von Synchronmotoren genutzt und dann weiter nach dem Tachometerprinzip in einen Zeigerausschlag umgewandelt.
Im Gehäuse der Drehzahlanzeigegeräte sind zwei selbständige Meßwerke untergebracht. Für jede Drehzahl eins. Die Anzeige ist in Prozent geeicht.

Zulässige Anzeigefehler:

0	-	60 %	±	1,0 %
60	-	100 %	±	0,5 %
100	-	108 %	±	1,0 %

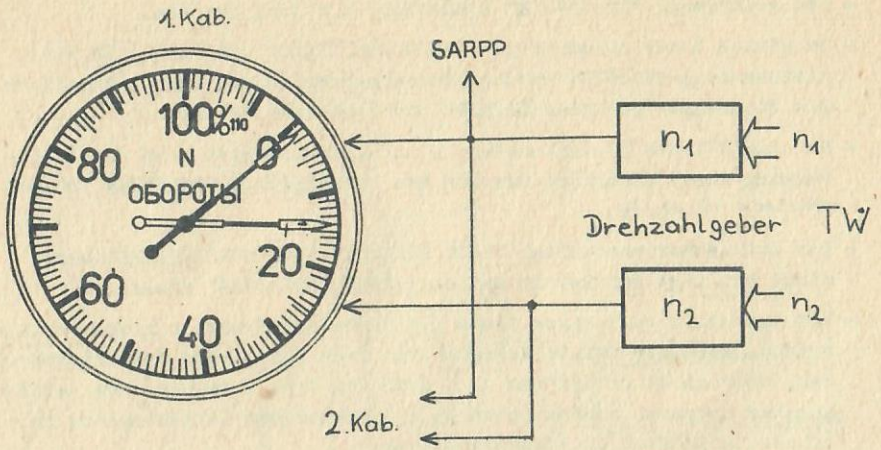


Bild 21 Die Drehzahlmessung

- 2 ... 3 % Änderung der Triebwerkdrehzahl entsprechen ca. 10 kmh^{-1} Geschwindigkeitsänderung.
- Die Drehzahlmeßanlage ist bordnetzunabhängig. Sie verfügt über keinen Anlagenschalter.

5.2. Die Abgastemperaturmessung

Die Anlage der Abgastemperaturanzeige dient zur Fernmessung der mittleren Abgastemperatur im Bereich von 0 - 900°C.
Die beiden Anzeigegeräte (in jeder Kabine eins) werden bordnetzunabhängig von 4 thermoelektrischen Gebern versorgt.
Das Wirkungsprinzip der Temperaturgeber besteht in der Ausnutzung der Thermo-EMK, die durch den Temperaturunterschied am "heißen" und "kalten" Ende des Thermoelements an den Verbindungsstellen entsteht. Die Größe der EMK hängt vom Temperaturunterschied und vom Material ab.
Der Wert wird an einem Milivoltmeter, das in °C geeicht ist, abgelesen. Mit Hilfe des Umschalters "TW-GERÄTE VORN-HINTEN" in der 2. Kabine, kann das Gerät der 1. Kabine oder das der 2. Kabine zugeschaltet werden.
Es arbeitet immer nur ein Anzeigegerät.
In jedem der vier Geber befindet sich noch ein zweites Paar Thermoelemente. An sie ist die Abgastemperaturbegrenzung (siehe Punkt 5.7.) RT-12-9 angeschlossen.

- Beim Anlassen des TW und bei Flugzuständen, bei denen das Triebwerk unregelmäßig Luft ansaugt (z.B. , hochgezogene Kehrtkurve) ist die Abgastemperatur verstärkt zu kontrollieren.

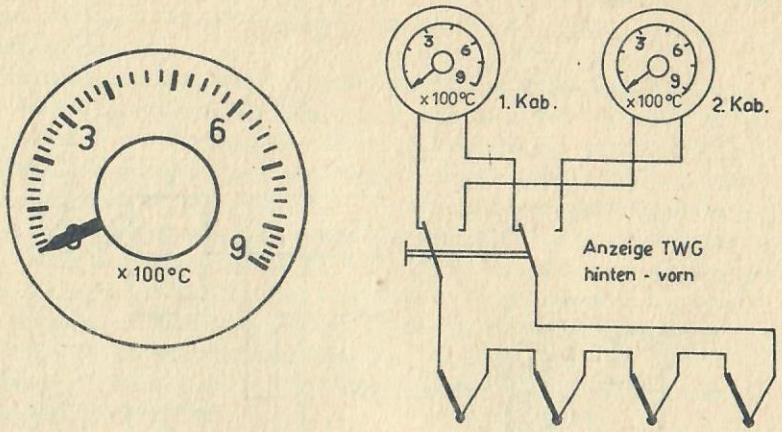


Bild 22 Die Abgastemperaturmessung

- Die Abgastemperaturmessung ist ebenso wie die Drehzahlmessung bordnetzunabhängig. Sie arbeiten auch bei Ausfall der Stromversorgung.

Die folgenden Triebwerküberwachungsanlagen sind von der Stromversorgung abhängig !

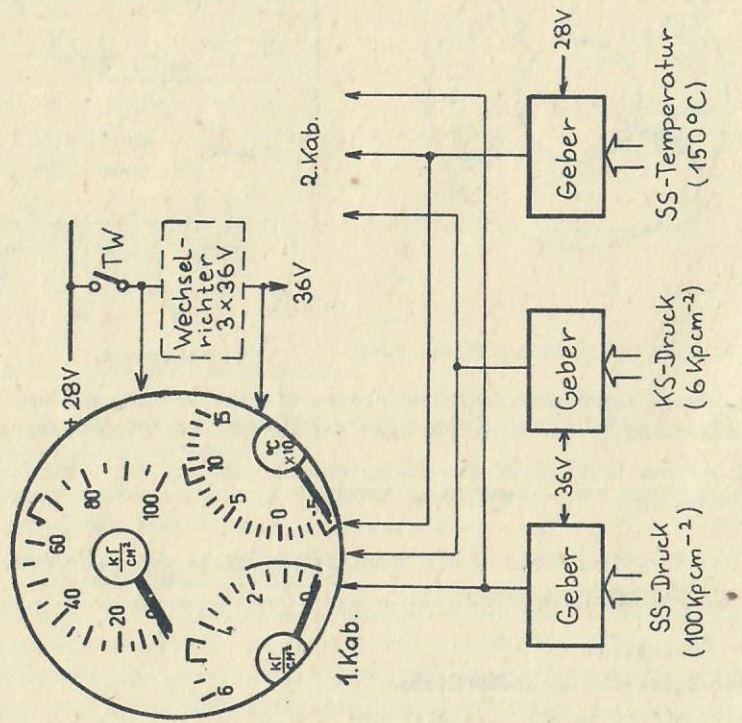
5.3. Die Kraftstoffdruck-, die Schmierstoffdruck- und die Schmierstofftemperaturmessung

5.3.1. Hauptteile

1 Dreizeigergerät in jeder Kabine
1 Kraftstoffdruckgeber (KS-Druck)
1 Schmierstoffdruckgeber (SS-Druck)
1 Schmierstofftemperaturgeber (SS-Temperatur)

5.3.2. Arbeitsweise

Das Dreizeigergerät vereinigt in einem Gehäuse drei Baugruppen, von denen jede im Komplex mit seinen Gebern ein selbständiges Meßsystem bildet.
Der Gerätesatz der Druckanzeige arbeitet nach dem Prinzip der Wechselstrombrücke. Die zu messenden Drücke (Kraftstoff- und Schmierstoffdruck) werden von Meßfühlern aufgenommen, in Wechselstromsignale umgewandelt, zum Dreizeigersystem geleitet und dort an der jeweiligen Skala zur Anzeige gebracht.
Als Meßfühler dienen biegsame Membranen. Bei einer Druckänderung wird die Membran durchgebogen und über ein Hebelsystem ein Anker in einem Magnetfeld verschoben. Das Magnetfeld bilden zwei Spulen, die



Technische Daten:

KS-Druck	0 bis 100 ± 3 kp/cm^2	(0 bis 10 MPa)
SS-Druck	0 bis 6 ± 0,12kp/cm^2	(0 bis 0,6 MPa)
SS-Temperatur	-50 bis+150 ± 3°C	

Bild 23 Die Messung des KS- und SS-Drucks und der SS-Temperatur

einen Brückenzweig der Wechselstrombrücke darstellen. Die Verschiebung des Ankers führt damit zur Störung des Brückengleichgewichtes. Es kommt zu einem Stromfluß zu den Spulen des Meßgerätes und zum Zeigerausschlag.

Das Schmierstofftthermometer arbeitet mit Hilfe eines Thermogebers, der in Abhängigkeit von der Temperatur seinen Widerstandswert ändert. Der Widerstand des Thermogebers wird ununterbrochen mit einer Gleichstrommeßbrücke gemessen und als Temperatur angezeigt. Die Schmierstofftemperaturanzeige ist in der 2. Kabine nicht angeschlossen.

Die Spannungsversorgung der Druckmesser erfolgt vom Wechselrichter mit 36 V/400 Hz Wechselspannung. Bei Ausfall des Wechselrichters können die Druckmesser des Dreizeigergerätes vom rotierenden Umformer PT-500 C gespeist werden. Dazu muß in der 1. Kabine der Schalter "NOTVERSORGUNG TW-GERÄTE" eingeschaltet werden.

Das Schmierstofftthermometer wird unmittelbar vom Bordnetz mit 28 V Gleichspannung versorgt.

5.3.3. Nutzungshinweise

- Bei negativem Lastvielfachen kann der SS-Druck bis auf Null sinken. Er muß sich aber bei positivem Lastvielfachen wieder auf den richtigen Wert einstellen.
- Beim Einschalten des Schalters "TW" müssen die Zeiger für SS-Druck und KS-Druck die Nullage einnehmen. Das SS-Thermometer zeigt einen Wert gleich oder größer den Außentemperaturen an (je nach dem, ob das Triebwerk gerade gelaufen oder schon längere Zeit abgestellt war).

5.4. Die Kraftstoffvorratsmessung

Die Anlage dient zur fernübertragenen Messung des KS-Vorrates der Hauptbehälter von 0 bis 850 kg und zur Signalisation eines noch vorhandenen Restes von 150 kg.

5.4.1. Hauptteile

1 Kraftstoffvorratsgeber
2 Anzeigegeräte
1 Stromversorgungsblock
1 Leuchtfeld in jeder Kabine (KS-REST 150 KG)

5.4.2. Arbeitsweise

Das Arbeitsprinzip beruht auf der Kapazitätsänderung eines Kondensators in Abhängigkeit vom Kraftstoffvorrat (KS-Vorrat). Der Kondensator besteht aus zwei Metallröhren (A und B), die senkrecht in KS-Hauptbehälter stehen.

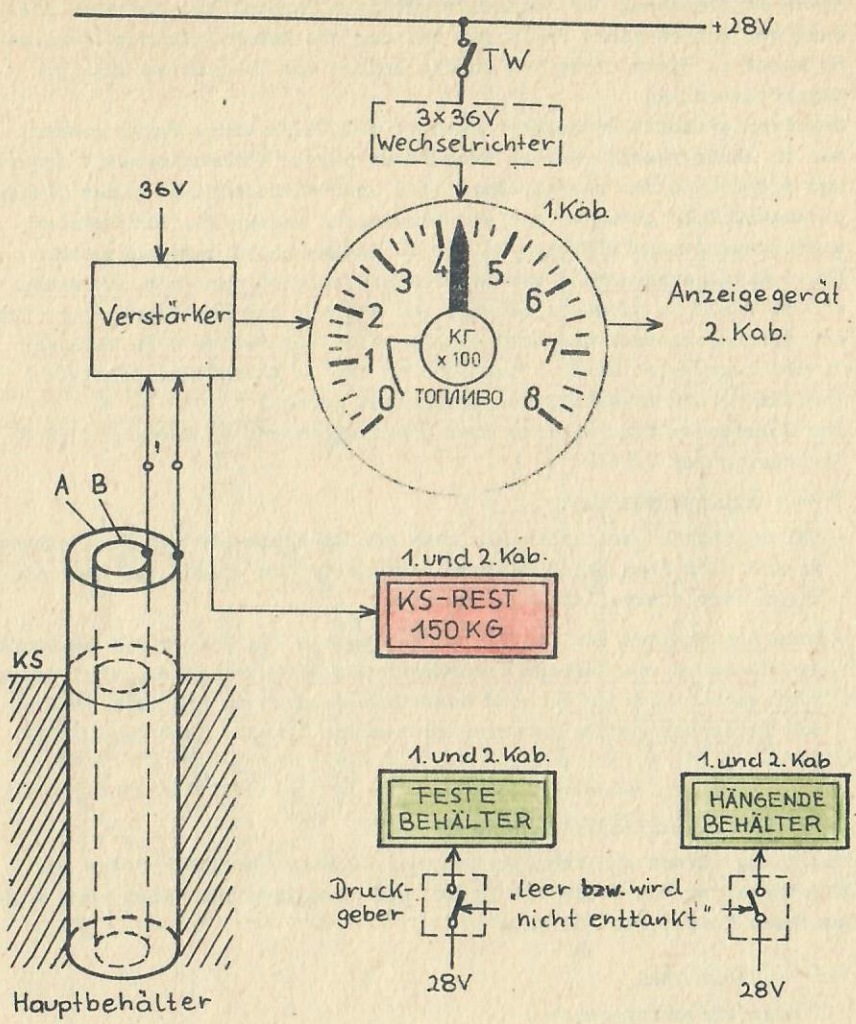


Bild 24 Die KS-Vorratsmessung

Die Platten dieses Kondensators werden durch die Dielektrika "KS" und "Luft" voneinander getrennt.
Bei einer Veränderung der Höhe des KS-Spiegels im Behälter verändert sich die Kapazität des Kondensators. Diese wird in ein Signal zur Ansteuerung eines Elektromotors im Anzeigegerät umgewandelt. Der Motor

verstellt den Zeiger des Anzeigegerätes. Jede Höhe des KS-Spiegels im Behälter entspricht einer bestimmten Stellung des Zeigers zwischen 0 und 850 kg. Sinkt der KS-Spiegel (die Kapazität) auf einen Wert unter 150 kg ab, wird ein zusätzliches Signal erarbeitet und das Leuchtfeld "KS-REST 150 KG" blinkt.
Der KS-Vorrat in den Tragflächenendbehältern (150 kg) und in den angehängten Zusatzbehältern (273 kg bzw. 117 kg je nach Behältergröße) wird nicht angezeigt.

Werden sie nicht enttankt, leuchten in beiden Kabinen die Felder "HÄNGEND/FESTE BEHÄLTER"

Die Anlage wird mit dem Schalter "TW" in Betrieb genommen. Die Versorgungsspannung liefert der Wechselrichter 3 x 36 V.
Auch der Kraftstoffvorratsmesser kann wie das Dreizeigergerät und der Wendezeiger vom rotierenden Umformer PT-500 C notversorgt werden. Dazu ist der Schalter "NOTVERSORGUNG TW-GERÄTE" einzuschalten.

5.4.3. Nutzungshinweise

- Die Anzeigegeräte der 1. und 2. Kabine haben auf Grund des Prinzips der Meßwertübertragung unterschiedliche Anzeigefehler:
  1. Kabine: ± 2,5 %
  2. Kabine: ± 4,5 %
- Eine genaue Anzeige ist nur im unbeschleunigten Horizontalflug gewährleistet.
- Ein Ausfall des Wechselrichters "3 x 36 V" bewirkt ein Stehenbleiben der Anzeige. Nach dem Einschalten der 36 V-Notversorgung läuft der Zeiger auf den richtigen, aktuellen Wert.

5.5. Die Messung der Triebwerkvibration

Die Anlage dient zur visuellen Kontrolle der Triebwerkvibration (Anlage IW-300).

5.5.1. Hauptteile

1 Vibrationsgeber
1 Elektronikblock
1 Anzeigegerät in der 1. Kabine
1 Leuchtfeld in jeder Kabine "VIBRATION TW"
1 Kontrollknopf "KONTR. IW-300"

5.5.2. Arbeitsweise

Die Schwingungen des Triebwerkes übertragen sich auf den Vibrations-

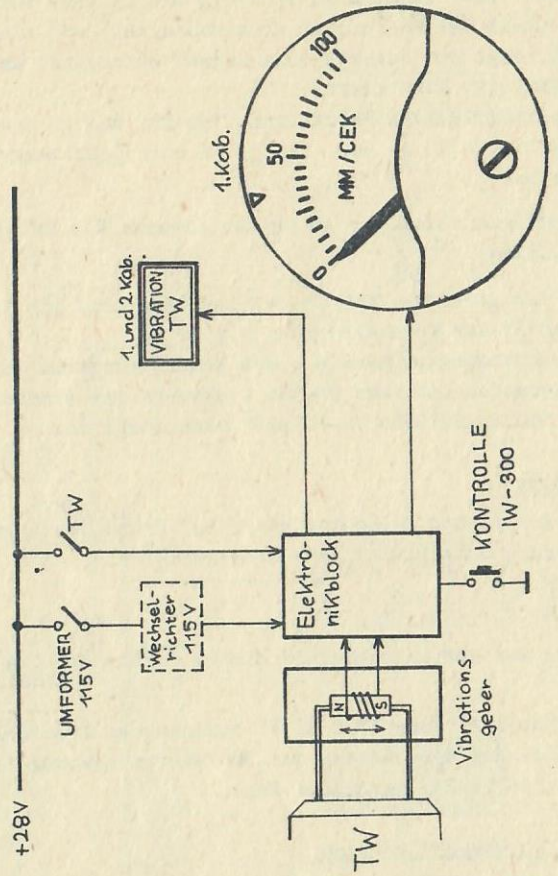


Bild 25 Die Messung der TW-Vibration

geber. Der in ihm befindliche Magnet wird in Schwingung versetzt und erzeugt in einer Spule eine Wechselspannung.
Die Größe dieser Spannung ist somit der Schwingungsamplitude des Triebwerkes proportional und die Frequenz entspricht der Frequenz der Triebwerkvibration. Im Elektronikblock wird diese Wechselspannung verarbeitet und einem Mikroamperemeter in der 1. Kabine zugeführt. Die Skala dieses Anzeigegerätes ist in mms^{-1}, als Wert der Vibrationsgeschwindigkeit, geeicht.
Gleichzeitig wird vom Elektronikblock die Warnsignalisation "VIBRATION TW" gesteuert. Übersteigt die Vibration des Triebwerkes den Normalwert von ca. 40 mms^{-1}, kommt es bis ca. 50 mms^{-1} zu einem

unregelmäßigen Blinken des Leuchtfeldes. Ab 50 mms^{-1} blinkt das Leuchtfeld regelmäßig und signalisiert den Gefahrenzustand.
Überprüft wird die Anlage durch Drücken des Kontrollknopfes in der 1. Kabine "KONTR. IW-300". Der Zeiger am Anzeigegerät muß dabei 75 bis 80 mms^{-1} ausschlagen und die Leuchtfelder müssen dabei regelmäßig blinken.
Die Speisung der Anlage erfolgt durch den Wechselrichter mit 115 V-Wechselspannung und mit Bordnetzgleichspannung von 28 V. Zur Inbetriebnahme müssen die Schalter "115 V UMFORMER" und "TW" eingeschaltet sein.

5.5.3. Nutzungshinweise

- Eine Überprüfung der Anlage mittels Kontrollknopf "KONTR. IW-300" ist nur im unbeschleunigten Horizontalflug sinnvoll.
- Bei Flügen mit großem Lastvielfachen (Zonenflüge), kann es zur zeitweiligen Auslösung der Signalisation kommen, ohne daß gefährliche Triebwerkvibration bzw. Defekte in der Anlage vorliegen.

5.6. Die Feuerwarn- und Löschanlage

Die Feuerwarnanlage signalisiert dem Flugzeugführer "FEUER" im Triebwerkraum. Daraufhin hat er die Möglichkeit durch Drücken des Feuerlöschknopfes den Brand zu löschen.

5.6.1. Hauptteile

6 Geber
1 Relaisblock
1 Leuchtfeld in jeder Kabine "FEUER"
1 Kontrollschalter "KONTR. BRANDSIGN."
Zur Feuerlöschanlage gehören:
1 Drucktaster in jeder Kabine (LÖSCHEN)
2 Pyropatronen
1 Behälter mit Löschflüssigkeit

5.6.2. Arbeitsweise

Das Arbeitsprinzip der Anlage beruht auf der Entstehung einer Spannung (Thermo-EMK) an Thermoelementen (Geber) bei Temperaturänderung. An den brandgefährdeten Stellen des Triebwerkes sind in zwei Gruppen 6 Geber eingebaut. Wenn die Temperatur im TW-Raum größer 170°C ist und weiter mit mindestens 4°C pro Sekunde ansteigt, entsteht in den in Reihe geschalteten Gebern ein genügend großer Thermospannungs-

sprung um über den Relaisblock die Signalisation "FEUER" einzuschalten. Die Funktionstüchtigkeit der Anlage wird mit dem Umschalter "KONTR. BRANDSIGN." (I. und II. Gruppe) überprüft.
Die Speisung erfolgt über Bordnetzgleichspannung von 28 V, die mit dem Schalter "TW" zugeschalten wird.

Die Feuerlöschanlage
Durch Drücken der Taster werden beide Pyropatronen des Feuerlöschbehälters gezündet und Löschflüssigkeit über ein Düsensystem in die Brandzone gesprüht.
Die Verwendung von zwei Pyropatronen, die über zwei voneinander unabhängige Stromkreise (Akku, Bordnetz) gezündet werden, dient zur Erhöhung der Zuverlässigkeit des Systems.

- Der Drucktaster "LÖSCHEN" muß immer mit der gesicherten Schutzkappe abgedeckt werden.
- Die Überprüfung der Anlage mit Hilfe des Schalters "KONTR. BRANDSIGNAL. I./II. GRUPPE" ist eine vollständige Kontrolle der Anlage und nicht nur der Signallampen. Sie muß darum unbedingt, wie festgelegt, durchgeführt werden.

5.7. Die Abgastemperaturbegrenzung (Anlage RT-12)

Das Triebwerk AI-25 TL kann bei Überhitzung zerstört werden. Um einen solchen Temperaturanstieg zu verhindern, drosselt bzw. unterbricht die Anlage RT-12 die Kraftstoffzufuhr beim Erreichen einer kritischen Abgastemperatur.

5.7.1. Hauptteile

1 Elektronikblock
4 Thermoelemente
1 Kontrollschalter
1 Rückstelltaster
2 Endschalter
2 Leuchtfelder in jeder Kabine "700°" und "730°"
1 Ausschalter
Kraftstoffventile

5.7.2. Arbeitsweise

In den Gebern wird eine der Abgastemperatur entsprechende Thermospannung erzeugt (siehe Punkt 5.2.).
Der Elektronikblock schaltet beim Erreichen der kritischen Abgastemperatur in Abhängigkeit von Fahrwerk- und Landeklappenstellung die Signalisation und die Kraftstoffventile.

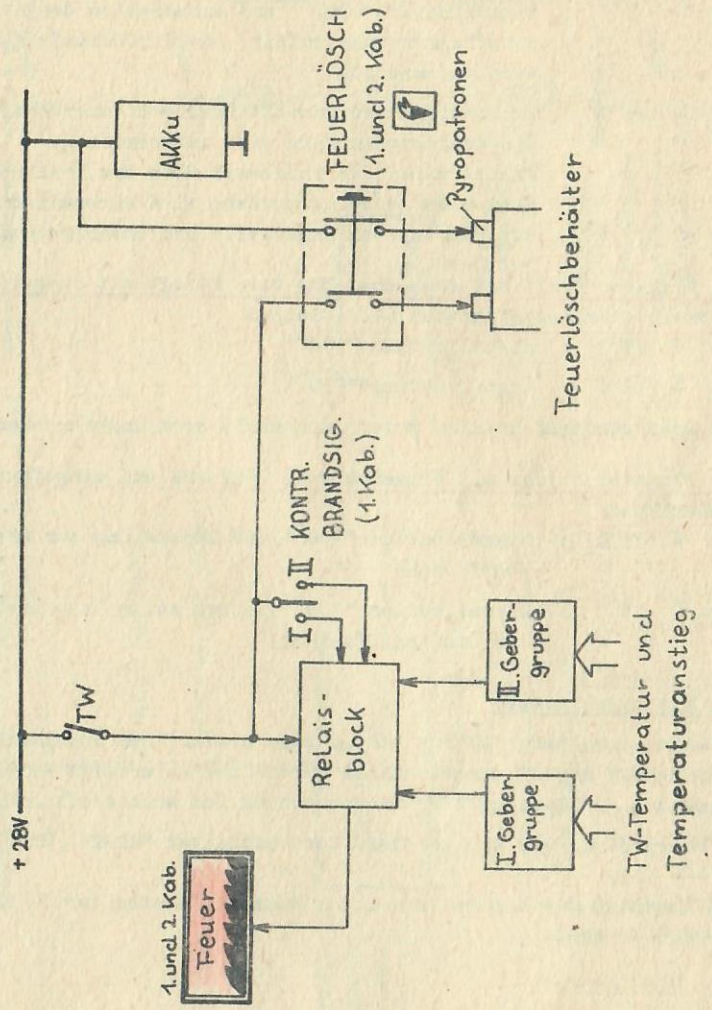


Bild 26 Die Feuerwarn- und Löschanlage

Folgende Betriebsarten sind möglich:

1. Das Flugzeug steht am Boden
   (Bugrad belastet)
   700 ± 15°C : Signalisation "700°" und Einschalten des Kraftstoffbegrenzungsventils. Die Kraftstoffzufuhr wird gedrosselt.

   730 ± 15°C : Einschalten des Kraftstoffunterbrecherventils. Die Kraftstoffzufuhr wird unterbrochen. Sollte dabei das Triebwerk über das Kraftstoffnotsystem versorgt werden, wird automatisch auf das Hauptsystem umgestellt und unterbrochen.

2. Das Flugzeug rollt mit gehobenem Bug bzw. fliegt mit ausgefahrenem Fahrwerk oder ausgefahrenen Landeklappen
   700 ± 15°C : Signalisation "700°"

   730 ± 15°C : Signalisation "730°"

   Die Kraftstoffzufuhr wird weder gedrosselt noch unterbrochen.

3. Das Flugzeug fliegt mit eingefahrenem Fahrwerk und eingefahrenen Landeklappen
   700 ± 15°C : Signalisation "700°" und Drosselung der Kraftstoffzufuhr

   730 ± 15°C : Signalisation "730°" jedoch keine Unterbrechung der Kraftstoffzufuhr.

5.7.3. Nutzungshinweise

- Im Falle eines Defektes der Anlage kann sie mit dem Schalter "AUSSCHALTEN RT-12" ausgeschaltet werden und es erfolgt keine Signalisation, Drosselung oder Unterbrechung der Kraftstoffzufuhr.
- Zur Überprüfung der Anlage dient der Umschalter "KONTR. RT-12" I. --- II.
  Nach Abschluß der Kontrolle muß der Rückstelltaster der 2. Kabine gedrückt werden.

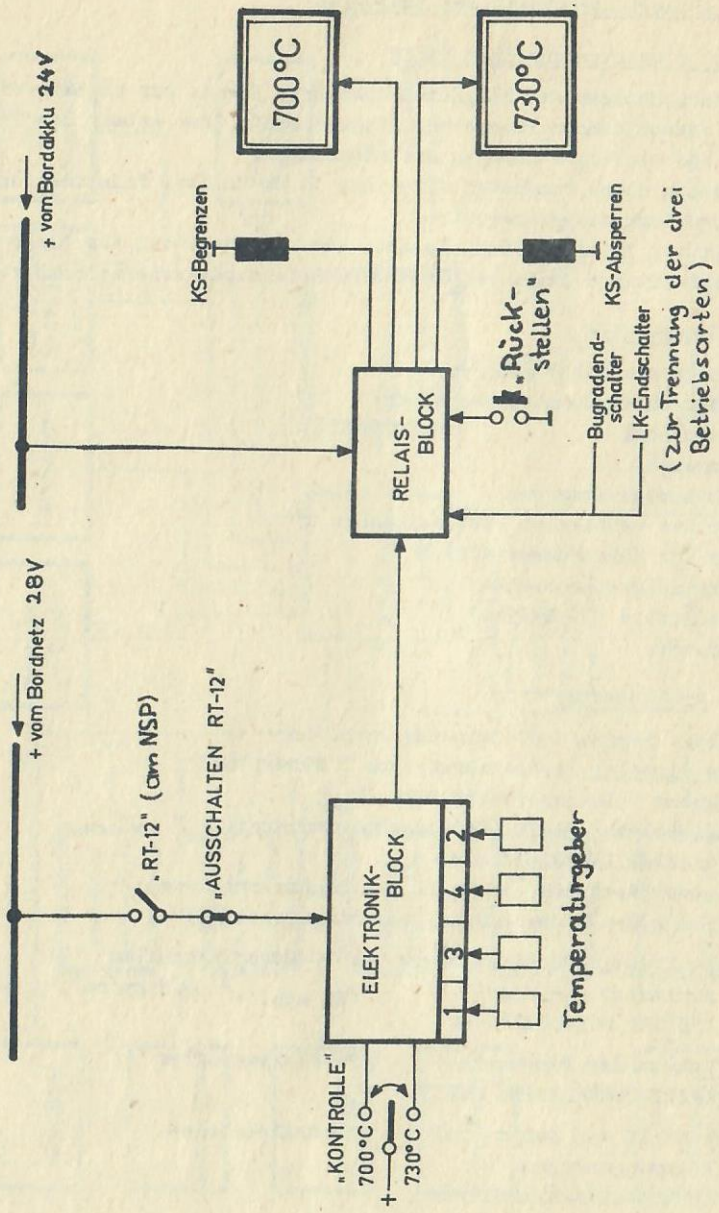


Bild 27 Die Abgastemperaturbegrenzung (Anlage RT-12)

6. Die Anlagen zur objektiven Kontrolle

6.1. Der Flugdatenschreiber SARPP

Die Aufzeichnungen des Flugdatenschreibers dienen zur objektiven Kontrolle verschiedener Parameter, Flugzuständen, der Arbeit des Triebwerkes und wichtiger Anlagen des Flugzeuges.
Dazu werden diese Parameter auf einen 35 mm breiten Filmstreifen auf optischem Wege aufgezeichnet.
Der Film ist in einer Stahlkassette links im Heckteil des Flugzeuges untergebracht und damit vor äußeren Einwirkungen relativ sicher.

6.1.1. Hauptteile

Zur Anlage des SARPP gehören:
1 Lichtstrahl-Informationsspeicher
1 Abstimmblock
1 Höhengeber
1 Geschwindigkeitsgeber
1 Geber des vertikalen Lastvielfachen
1 Geber für Höhenruderstellung
1 Geschwindigkeitsschalter
1 Blinkleuchte (1. Kabine)
1 Container.

6.1.2. Arbeitsweise

Die Anlage registriert folgende Parameter:
Analoge Signale: Aufzeichnung von 5 Meßwerten
1. Flughöhe (barometrische Höhe $H_{Bar.}$)
2. Fluggeschwindigkeit (Gerätegeschwindigkeit v_G)
3. Vertikales Lastvielfaches n_y
4. Triebwerkdrehzahl (Drehzahl des Hochdruckrotors n_1)
5. Stellung des Höhenruders (Ausschlagwinkel δ_{HR})

Diskrete Signale: Aufzeichnung von 10 Havariesignalen

K-1	minimaler KS-Druck ("NICHT ANLASSEN") *	$p_{KS\ min.} \leq 0{,}3\ kp/cm^2$
K-2	Fahren des Fahrwerkes ("FAHRWERKKLAPPEN AUS") *	FW-Klappen offen
K-3	Ausfall von Haupt- und Reservegenerator ("RESERVEGENERATOR") *	Bordakkubetrieb
K-4	1. Sitz katapultiert	Durchgehende Linie, die beim Katapultieren abreißt

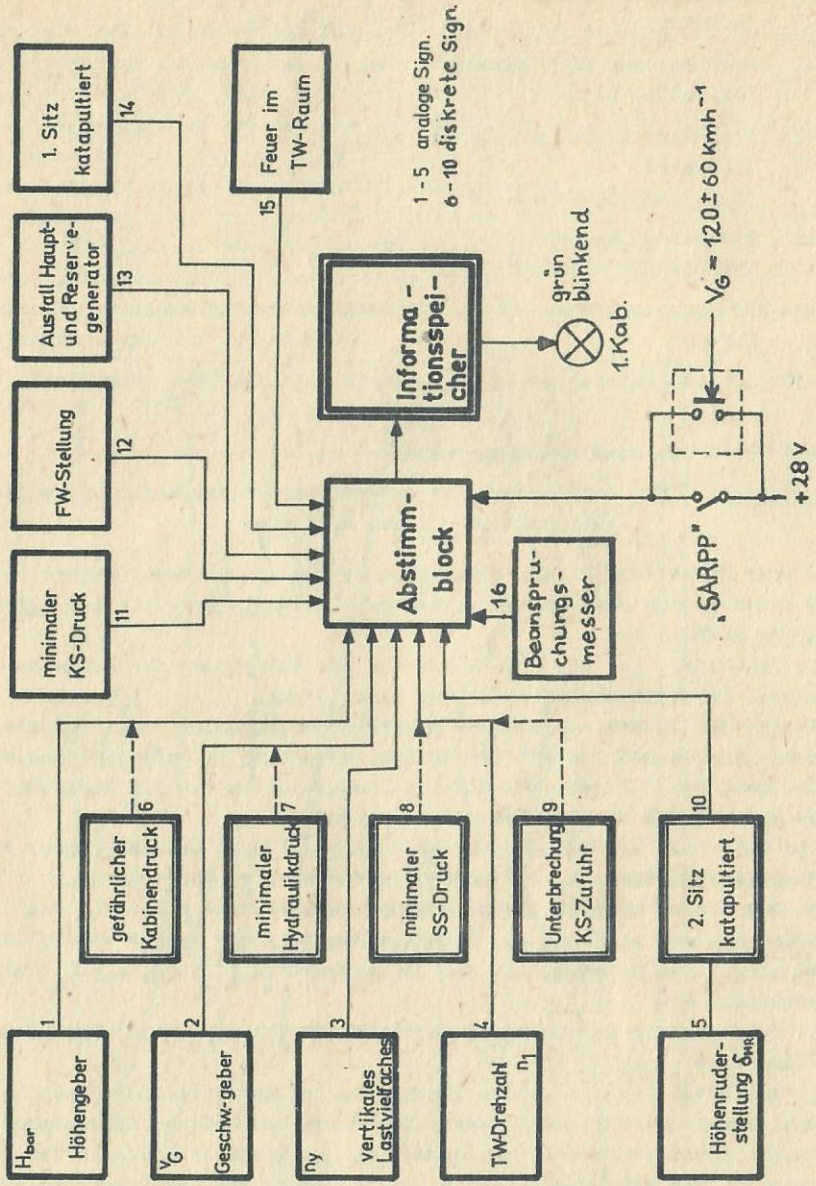


Bild 28 Der Flugdatenschreiber SARPP

K-5	Feuer im TW-Raum ("FEUER") *	$t \geq 170^{\circ}C$ $\dot{t} \geq 4^{\circ}C/sek.$
K-6	Gefährlicher Kabinendruck ("KABINENDRUCK") *	
K-7	Minimaler Druck im Hydrauliksystem ("DRUCKABFALL HYDRAULIK")*	$p_{H\ min.} \leq 60 \pm 5\ kp/cm^2$
K-8	Minimaler SS-Druck ("MINIMALER SS-DRUCK")*	$p_{SS\ min.} \leq 1{,}4\ kp/cm^2$
K-9	Unterbrechung der KS-Zufuhr	Brandhahn geschlossen
K-10	2. Sitz katapultiert	Abriß der Linie der Höhenruderstellung
K-11	Code vom Beanspruchungsrechner	

Anmerkung: * Aufleuchten der entsprechenden Signalfelder am Gerätebrett der 1. und 2. Kabine

Um eine Auswertung der Aufzeichnungen zu ermöglichen, werden zusätzlich zu den oben genannten Werten eine Basislinie (7) und Zeitmarken geschrieben.
Die Basislinie ist die Grundlinie für die Auswertung der Aufzeichnungen. Die Zeitmarken erscheinen alle 10 sek.
Die von den Gebern ausgehenden elektrischen Signale lenken entsprechend ihrer Größe Spiegel (Spiegelgalvanometer) im Informationsspeicher aus. Die Spiegel reflektieren Lichtstrahlen auf die empfindliche Schicht des abrollenden Filmstreifens.
Alle Geber für die analogen Aufzeichnungen (außer Drehzahlgeber) sind Potentiometergeber. An die Potentiometer wird vom Abstimmblock UsS-4-2 M eine stabile Gleichspannung geführt. Der Abgreifer des Potentiometers wird mit dem mechanischen Teil des Gebers verstellt und nimmt eine Spannung ab, die dem Meßwert ($H_{Bar.}$, v_G, n_y, δ_{HR}) proportional ist.
Zur Aufzeichnung der Drehzahl findet der Drehzahlgeber des Hochdruckrotors Verwendung.
Die diskreten Signale werden direkt von den entsprechenden Endschaltern, Relais oder Signalisatoren der einzelnen Anlagen abgenommen.
Beim Katapultieren der Sitze schert es die Steckverbindungen der Leitungen ab und die beiden Linien, die so lange auf den Film geschrieben werden, wie sich die Sitze im Flugzeug befinden, reißen ab.
Die Signale K-1 bis K-5 werden über feststehende Spiegelsysteme auf

bestimmte Stellen des Films fixiert, während die Signale K-6 bis K-9 auf die Kurven der analogen Signale (Aufzeichnungen) geschrieben sind. Dies erfolgt, indem die entsprechenden Spiegel periodisch zusätzlich ausgelenkt werden. Die analoge Kurve erscheint unterbrochen.
Zum Schreiben der Zeitmarken wird im Abstand von 10 sek. eine Linie quer über die ganze Breite des Filmes belichtet.
Zur Unterscheidung der einzelnen Linien der analogen Parameter haben die Kurven in einer ganz bestimmten Reihenfolge Unterbrechungen.
Diese "Erkennungslücken" bewirkt ein "Finger", der durch den Film transportmotor gedreht, die Lichtstrahlen der analogen Signale kurzzeitig nacheinander unterbricht.

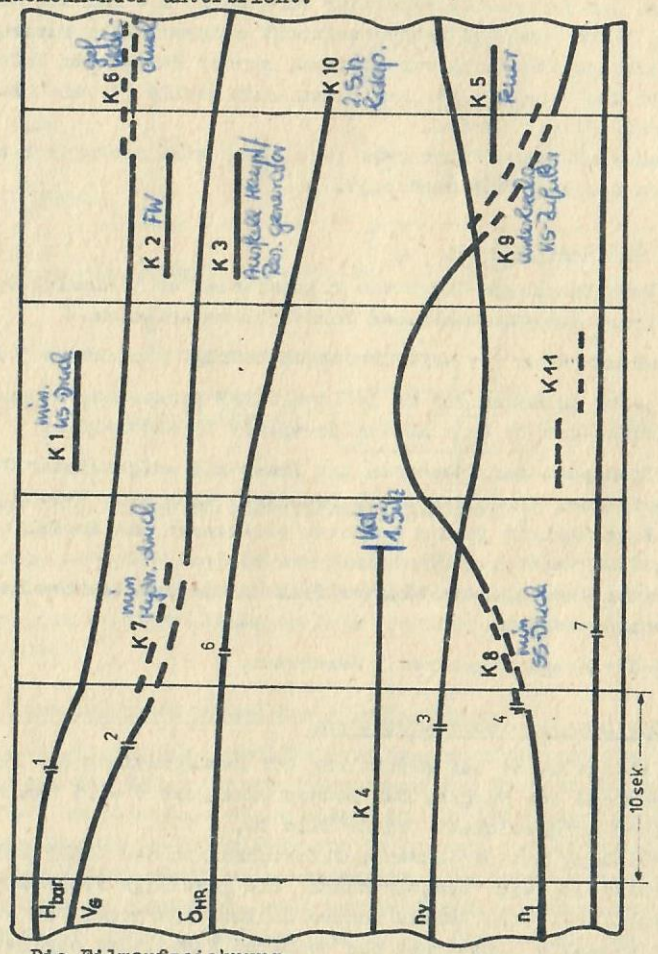


Bild 29 Die Filmaufzeichnung

Die Anlage wird bei einer Geschwindigkeit von 120 ± 60 kmh^{-1} durch den Geschwindigkeitsschalter automatisch eingeschalten.
Von Hand kann der Flugdatenschreiber mit dem Schalter "SARPP" (1. Kabine linkes Pult) in Betrieb genommen werden. Die daneben befindliche grüne Kontrollampe signalisiert (blinkt) den Filmtransport.
Eine weitere Möglichkeit der Inbetriebnahme (zu Kontrollzwecken am Boden) befindet sich unmittelbar am Informationsspeicher. Durch gleichzeitiges Drücken der beiden Knöpfe unter der Abdeckplatte, blinkt die zwischen ihnen sitzende Kontrollampe und signalisiert so den Filmtransport. Voraussetzungen dafür sind, daß die Kassette mit Film auf dem Informationsspeicher aufgesetzt ist und daß die Schalter 'AKKU", "NETZ" und das Nebenschaltpult eingeschalten wurden. Außerdem kann gleichzeitig durch ein kleines, rundes Fenster im Informationsspeicher das Leuchten der zentralen Lichtquelle für die analogen Signale kontrolliert werden.
Der noch vorhandene Filmvorrat (0 - 12 m) wird mechanisch an einer Skala an der Kassette angezeigt.

6.1.3. Nutzungshinweise

- Die Vorratsanzeige hängt vom Filmmaterial ab (Filmdicke). Sie muß nicht mit dem tatsächlichen Vorrat übereinstimmen.
- Der Gesamtfehler der Aufzeichnungen beträgt mindestens 5 %.
- Vor jedem Anlassen des TW ist der SARPP einzuschalten und nach dem Auslaufen des TW beim Abstellen wieder auszuschalten.
- Der Transport der Kassetten hat immer mit aufgesetzter Gummikappe zu erfolgen. Wird dies nicht beachtet, kann sehr leicht Schmutz und Feuchtigkeit in die Kassette eindringen und Ausfälle hervorrufen.
  Außerdem kann ein eingelegter Film durch einfallendes Licht unbrauchbar werden.
- Zu jedem Komplex gehören 3 Kassetten.

6.2. Die Beanspruchungsermittlung

Diese Anlage dient zur Ermittlung der Beanspruchung des Flugzeugführers während des Fluges. Der Beanspruchungswert wird vom Flugdatenschreiber aufgezeichnet (siehe Bild 30, K 11).
In Verbindung mit den anderen Aufzeichnungen des SARPP läßt sich damit ermitteln, wie "beanspruchend" die jeweilige Flugetappe für den Flugzeugführer war. Daraus können Schlußfolgerungen für eine optimale individuelle Gestaltung der weiteren Ausbildung abgeleitet werden.

Prinzipieller Aufbau und Arbeitsweise

Es werden die Herzschlagfrequenz (angelegter EKG-Elektrodengürtel) und die Atemfrequenz (Zuführung der Atemluft über die Sauerstoffanlage)gemessen. Aus diesen Werten bestimmt der Rechner nach einem speziellen Programm den Grad der Beanspruchung (Bg.). Zahlenmäßig ausgedrückt ist das ein Wert von $1{,}0 \leq Bg. \leq 5{,}9$.

Wobei: Bg. = 1,0 : keine Beanspruchung
Bg. = 5,9 : übermäßig hohe Beanspruchung.

Dieser Wert wird als diskretes Signal codiert dem Flugdatenschreiber zugeführt und alle 30 s auf dem Film aufgezeichnet.

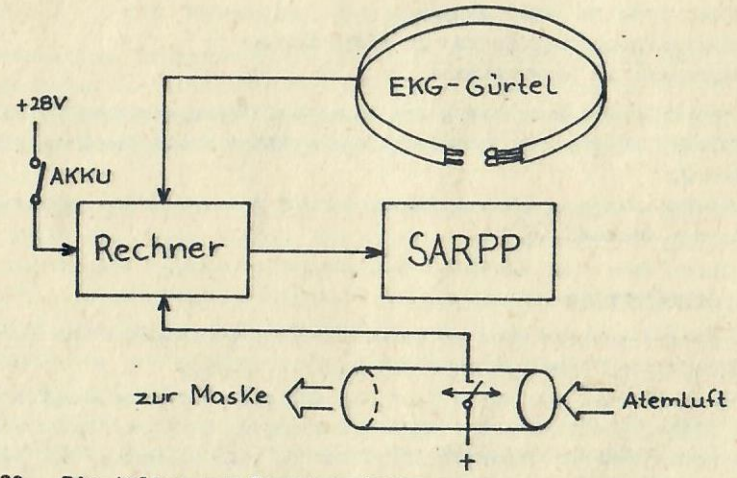


Bild 30 Die Anlage zur Beanspruchungsmessung

Die Anlage arbeitet, sobald der Flugzeugführer seine Maske aufsetzt, den Stecker des angelegten Elektrodengürtels in die Diodenbuchse des Rechners (in Kopfhöhe links am Sitz) steckt und den Schalter "AKKU" einschaltet.

7. Die Sauerstoffversorgung der Flugzeugführer

In der L-39 findet eine modifizierte Sauerstoffanlage vom Typ KKO-5 Verwendung. Die KKO-5 ist zur Versorgung des Flugzeugführers mit Sauerstoff in Höhen bis 40 km ausgelegt. Da aber das Flugzeug L-39 nur eine praktische Gipfelhöhe von 11 km hat, werden die Möglichkeiten dieser Anlage nicht voll ausgenutzt. Sie wurde vor allem darum in das Flugzeug eingebaut, weil zur Zeit alle modernen Jagdflugzeuge mit der KKO-5 ausgerüstet sind und so dem Flugschüler der Übergang vom Trainings- auf das Kampfflugzeug erleichtert wird.

7.1. Hauptteile

1 Auffüllstutzen
2 Sauerstoffdruckbehälter (2 Liter)
4 Sauerstoffdruckbehälter (4 Liter)
3 Bordventile
2 Reduzierventile
1 Manometer mit Sauerstoffwächter in jeder Kabine
1 Sauerstoffzufuhrregler in jeder Kabine
1 Schalter der Helmventilation
1 Helmventilationseinrichtung
1 Überdruckmanometer
1 Trennleiste in jeder Kabine
1 Fallschirmsauerstoffgerät in jeder Kabine
1 Höhenatmer in jeder Kabine

Zur persönlichen Ausrüstung des Flugzeugführers gehören die Sauerstoffmaske KM-32, der Höhenschutzanzug WKK-6 M mit dem Hermetikhelm Gsch-6 M.
Höhenschutzanzug und Hermetikhelm können nur in der 1. Kabine angeschlossen werden.

7.2. Arbeitsweise

Jede Kabine besitzt eine selbständige Sauerstoffanlage mit je drei Druckbehältern (zwei 4-Liter und einer 2-Liter).
Nachgefüllt wird von außen über den Auffüllstutzen am Rumpfvorderteil links. Die in den Leitungsverbindungen sitzenden Rückschlagventile gestatten den Sauerstoffluß nur in eine Richtung. Die Verbindung von den Druckbehältern in die Kabine wird mit zwei Bordventilen KW-2 MS hergestellt. Ein drittes Bordventil gestattet aus der 2. Kabine beide Systeme zusammenzuschließen. Dieses Ventil ist immer offen.
Unter normalen Bedingungen (keine Undichtheiten in der Sauerstoffanlage, hermetische Kabine, Flughöhe kleiner 11 km, keine extremen Belastungen) reicht der Sauerstoffvorrat für beide Flugzeugführer bedeutend länger als die maximale Flugdauer. Treten aber Undichtheiten auf, ist der gesamte Vorrat sehr schnell verbraucht und ein doppelter Vorrat, der durch das Verbinden beider Systeme entsteht, kann für den alleinfliegenden Flugzeugführer große Bedeutung haben.
Die Reduzierventile KR-26 A senken den von den Druckbehältern anliegenden Druck (120 - 155 kp/cm^2 bzw. 12,0 - 15,5 MPa) auf 8 - 12 kp/cm^2 bzw. 0,8 - 1,2 MPa. Der vorhandene Sauerstoffvorrat (Druck in den Behältern) wird am Manometer IK-52 angezeigt und der im Manometer

untergebrachte Sauerstoffwächter informiert über die richtige Arbeitsweise der Anlage. Wenn sich die Segmente beim Ausatmen öffnen und beim Einatmen schließen, arbeitet die Anlage einwandfrei.
Der Sauerstoffzufuhrregler RPK-52 reduziert den Sauerstoffdruck weiter auf 3 - 4 kp/cm^2 bzw. 0,3 - 0,4 MPa und reguliert zusammen mit dem Höhenatmer KP-52 M die Sauerstoffzufuhr.
Der Flugzeugführer kann nach Bedarf folgende Betriebsarten einschalten:

"СМЕСЬ"	-	Sauerstoff - Luft - Gemisch
"100 %"	-	100 % Sauerstoff bei gleichzeitiger Abschaltung der Zufuhr von Kabinenluft
"АВАРИЯ "	-	100 % Sauerstoff bei Ausfall des Zufuhrreglers
"ВЫКЛ "	-	Notatmung außer Betrieb

Der menschliche Organismus reagiert auf eine Verringerung des Sauerstoffgehaltes der eingeatmeten Luft bis zu einer Höhe von 2.000 m nicht. Der Regler des RPK-52 sperrt bis dahin die Sauerstoffzufuhr, wenn der Betriebsartenschalter auf "СМЕСЬ" steht. Es wird nur Luft geatmet.
In den Höhen von 2.000 - 8.000 m ist die Arbeitsfähigkeit des Menschen durch eine Anreicherung der Atemluft mit Sauerstoff gewährleistet. Der Regler dosiert in Abhängigkeit von der Höhe das Verhältnis Luft - Sauerstoff, bis ab 8.000 m nur noch reiner Sauerstoff geliefert wird. Um geringe Undichtheiten (z. B. schlecht sitzende Maske) auszugleichen, gewährleistet der Höhenatmer KP-52 M einen geringen Sauerstoffüberdruck.
Die eigentliche Überdruckatmung setzt ab 11.000 m ein. Da aber in diesem Bereich schon die Gipfelhöhe des Flugzeuges liegt, bleibt der Überdruck sehr gering, daß er auch ohne speziellen Höhenschutzanzug unbeschadet vertragen werden kann. Es können somit alle Flüge nur mit aufgesetzter Sauerstoffmaske KM-32 durchgeführt werden.
Außerdem wird unter normalen Bedingungen grundsätzlich mit hermetisierter Kabine geflogen. Die Dienstgipfelhöhe von 11.000 m entspricht dabei einer "Kabinenhöhe" von ca. 5.400 m. Eine reine Sauerstoffatmung oder sogar Überdruckatmung würde also nur bei Höhenflügen mit enthermetisierter Kabine (Havariefall) einsetzen. Das Überdruckmanometer M-2.000 K in der 1. Kabine zeigt den Sauerstoffüberdruck in mm/Wassersäule an. Beim Katapultieren wird das System an der Trennleiste ORK-9 AU getrennt, abgedichtet und die Versorgung des Flugzeugführers erfolgt mit reinem Sauerstoff aus dem Fallschirmsauerstoffgerät KP-27 M. Im Flug kann das Fallschirmsauerstoffgerät außerdem noch zur Notversorgung benutzt werden.

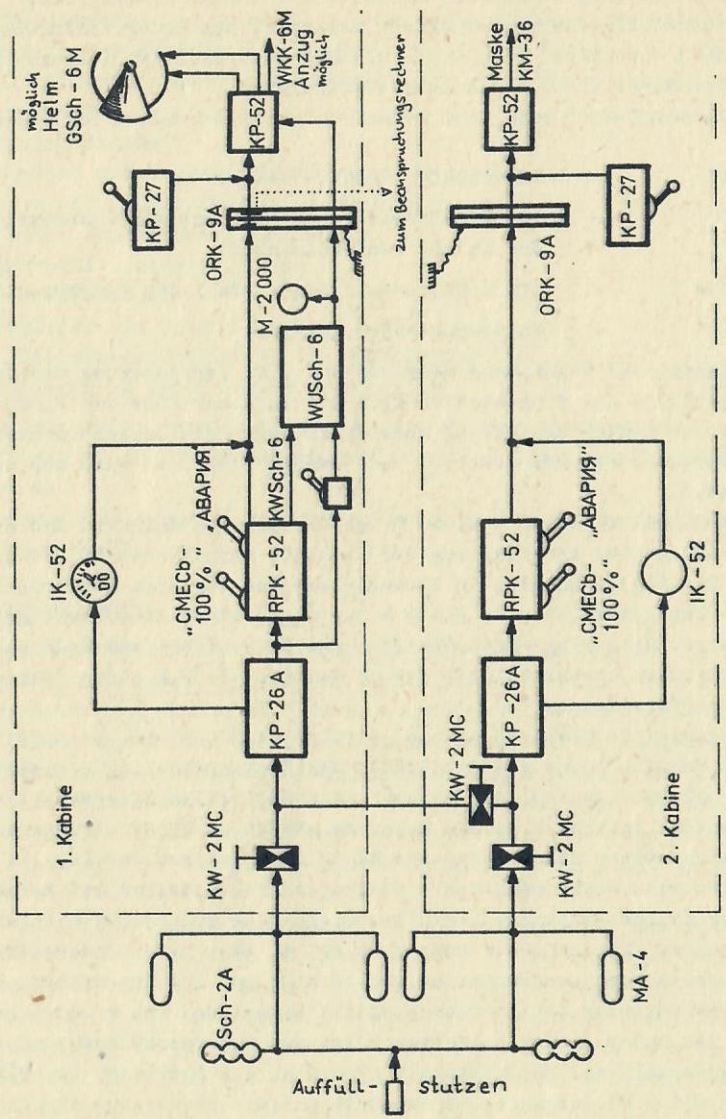


Bild 31 Die Sauerstoffversorgung

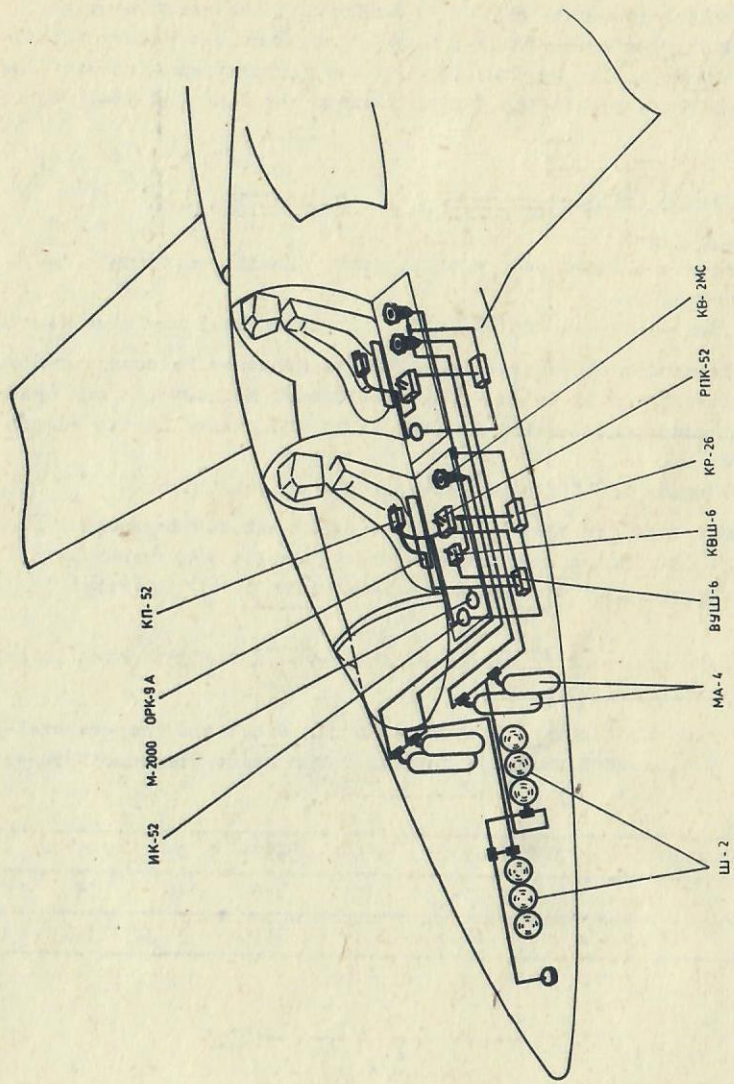


Bild 32 Die Anlage KKO-5 im Flugzeug

Beim Versagen des Systems der normalen Versorgung aus den Druckbehältern, zieht der Flugzeugführer einen roten Knebel und er erhält aus dem KP-27 M im Atemrhythmus reinen Sauerstoff.
Wird zu Trainingszwecken in der 1. Kabine mit Höhenschutzanzug WKK-6 M und Hermetikhelm GSch-6 M geflogen, kann die Helmventilation WUSch-6 eingeschaltet werden. Durch diese Ventilation wird eine Konzentration von ausgeatmeten Kohlendioxiden vor Mund und Nase verhindert.

7.3. Nutzungshinweise

Achtung:

Verbindungen von Sauerstoff mit Öl, Fett, ölhaltigem Schmutz usw. sind hochexplosiv.
Bei Arbeiten an der Sauerstoffanlage ist Sauberkeit oberstes Gebot.

- Das Sauerstoffwerkzeug des ingenieur-technischen Personals muß aus speziellem Material (nicht funkenschlagend) hergestellt und besonders gekennzeichnet sein. Es darf nicht für andere Zwecke verwendet werden.
  Zur Säuberung ist Spiritus oder Alkohol zu verwenden.
- Beim Auffüllen des Systems mit Sauerstoff muß das Bordnetz ausgeschaltet sein und die Außenbordspannungsquelle abgetrennt sein. Betankungsarbeiten sind während dieser Zeit nicht gestattet.
- Der Sauerstoffdruck in den Druckbehältern darf nicht unter 20 kp/cm^2 bzw. 2,0 MPa absinken.
- Da der Sauerstoffvorrat (Volumen) in den Behältern temperaturabhängig ist, dürfen folgende Auffülldrücke nicht überschritten werden

Temperatur	°C	+30	+20	+10	0	-10	-20
Druck	kp/cm^2	155	150	145	140	135	130
	MPa	15,5	15,0	14,5	14,0	13,5	13,0

- Wechselrichter 115V - Ausfall
  Lüfter läuft dran
  Lüfter aus
- Anlage R10 Ventile am Boden
  SB
- Nutzung Bord-SW
- Anlage RT-12
- SARPP Signale
- Besonderheiten O_2-Versorgung