



# **Boeing 707**

**Kapitel 34 - 3**

## **KIFIS**

**LUFTHANSA**

**TECHNISCHE SCHULE**

**Nur zur Schulung**

**Ausgabe: 11.65**

Eigentum der  
**Deutschen Lufthansa AG**  
Bei Ausscheiden aus der Firma zurückzugeben

I n h a l t s v e r z e i c h n i s

- 3 K I F I S (Kollsman Integrated Flight Instrument System)
  - 3.1 Aufgabe der Anlage
    - 3.1.1 Statikfehler
    - 3.1.2 Dosenfehler
    - 3.1.3 Temperaturfehler
  - 3.2 Das Synchrotel als Geber zur Fernübertragung
    - 3.2.1 Wirkungsweise
    - 3.2.2 Beispiel der Anwendung
  - 3.3 Machmeter
    - 3.3.1 Mathematische Grundlage
    - 3.3.2 Machmeter, Geräteaufbau
    - 3.3.3 Mach Servosystem
  - 3.4 Korrigierter Trommelhöhenmesser
    - 3.4.1 Allgemeines
    - 3.4.2 Static Pressure Error Correction Cam
    - 3.4.3 Scale Error Correction Cam
  - 3.5 Static (True outside) Air Temperatur (SAT)
  - 3.6 True Airspeed Indicator (TAS)
  - 3.7 Die Machinformation für das Mach Trim System
  - 3.8 Gesamtfunktion des KIFIS
  - 3.9 Geräte und Einbauorte
  - 3.10 Bodenkontrolle und Flugkontrolle des KIFI-Systems

### 3 K I F I S (Kollsmann Integrated Flight Instrument System)

#### 3.1 Aufgabe der Anlage

Nach seinen Anfangsbuchstaben wird dieses System kurz KIFIS genannt. Ins Deutsche übertragen kann man von dem "auskorrigierten Fluginstrumentensystem nach Kollsmann" sprechen.

Bedingt durch die Fluggeschwindigkeiten unserer Strahlflugzeuge ergeben sich Schwierigkeiten, wenn man wie bei Kolbenflugzeugen Statik- und Gesamt- d.h. Pitot-Druck aufnehmen und daraus Geschwindigkeit und Höhe bestimmen will. Desgleichen ist die Messung der Außentemperatur nach dem bisherigen Verfahren über einen Fühlerwiderstand ungenau.

##### 3.1.1 Statikfehler

An keiner Stelle der Flugzeugoberfläche existiert bei Geschwindigkeiten dicht unter der Schallgrenze eine völlig wirbelfreie Zone, so daß der Statikdruck kein exaktes Maß für die Höhe mehr ist.

Der Grad der Verwirbelung und die daraus resultierenden Meßfehler sind Geschwindigkeitsabhängig. Die Einführung eines Korrekturwertes - abhängig von der Machzahl, d.h. dem Verhältnis Flugzeuggeschwindigkeit zur Schallgeschwindigkeit in der betr. Höhe gestattet eine Berichtigung der Anzeigewerte.

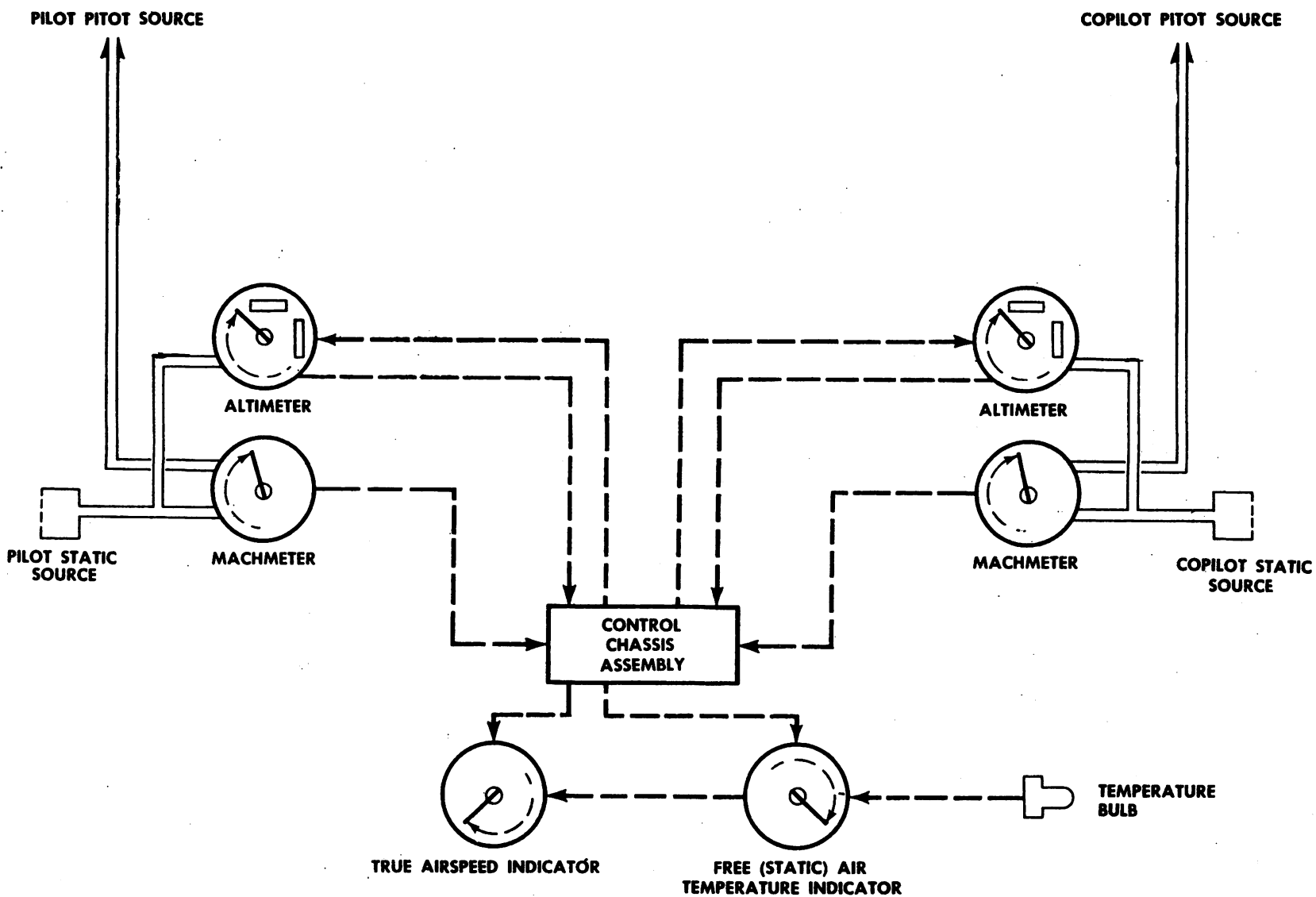
##### 3.1.2 Dosenfehler

Jedes Dosensystem erfordert, wenn hohe Genauigkeiten verlangt werden, seine individuelle Eichung. Um sie zu vermeiden, kann eine abgleichbare Skalenkorrektur in die Kette zwischen Aufnahme des Druckes und Anzeige geschaltet werden, um diese Fehler zu beseitigen.

##### 3.1.3 Temperaturfehler

Die wahre Außentemperatur ist einer direkten Messung ohne große Schwierigkeiten nicht mehr zugänglich, weil bei hoher Fluggeschwindigkeit die Luftreibung am Fühler eine Erwärmung und damit einen Meßfehler hervorruft, der wiederum abhängig von der Geschwindigkeit korrigiert werden kann.

Das auskorrigierte Meßsystem erlaubt den Flugzeugführer eine korrigierte Flugzeughöhe (Corrected altitude), die wahre Geschwindigkeit (True airspeed) und die wahre Außenlufttemperatur (Static air) direkt an den Instrumenten abzulesen. Es bleibt ihm somit Rechenarbeit erspart, die bisher notwendig war, um aus den abgelesenen Werten die Effektivwerte zu ermitteln.



**INTEGRATED AIR DATA INSTRUMENT SYSTEM**

MAY 27/58

707-1

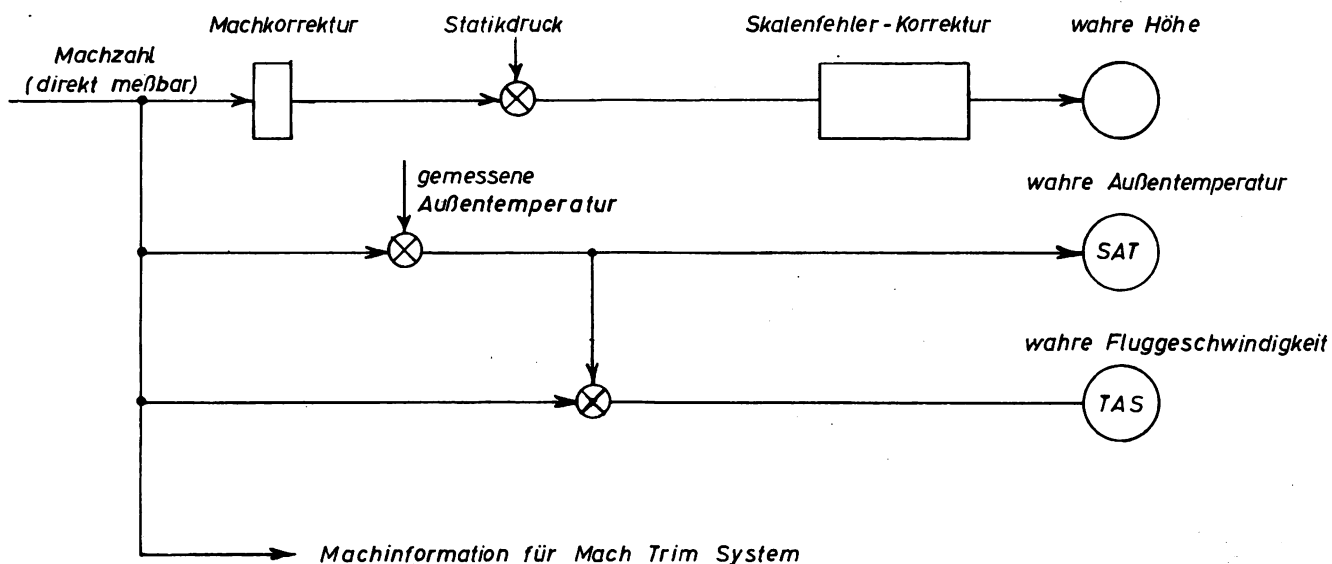
34-6 REV A

Zum vollständigen KIFI-System gehören:

- 2 Machmeter (Pilot und Co-Pilot)
- 2 Höhenmesser (Pilot und Co-Pilot)
- 1 Fahrtmesser (nur Co-Pilot) (für true airspeed)
- 1 Temperatur-Anzeiger mit Fühler (Co-Pilot) (für true outside air temperature)
- 1 Steuergerät in dem 2 Rechengenäte, 2 Skalenfehlerkorrektoren und 6 Verstärker eingebaut sind.
- 2 Testschalter (Am Pilot- und Co-Pilot-Instr. Brett)
- 1 Umschalter für das Signal zum Mach Trim System

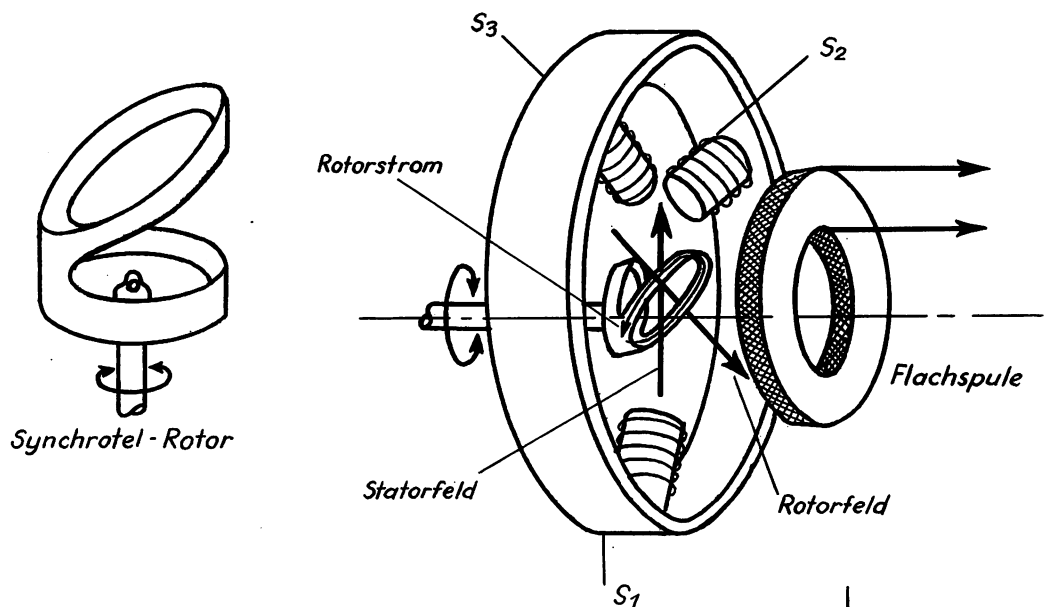
Die Grundinformation liefern:

der Machmeter und der Temperaturfühler



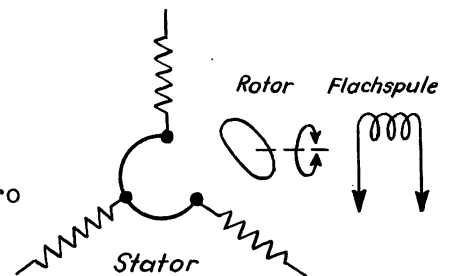
### 3.2 Das Synchrotel als Geber zur Fernübertragung (Firma Kollsmann)

Dem Synchro verwandt ist das Synchrotel. Es wird angewandt, wenn die zur Verfügung stehenden Kräfte zum Verstellen eines Synchros nicht ausreichen. Es ist als Sonderform eines Control Transformers zu betrachten, also als Fehlersignalgeber. Der Rotor besteht hier nur aus einem ganz leichten Alu-Ring, die Abnahmespule ist als feststehende Flachspule ausgebildet.



#### 3.2.1 Wirkungsweise

Dem Stator werden die Spannungen eines erregten Synchros zugeführt, dort entsteht wie beim Empf.Synchro ein resultierendes Feld. Durchsetzt dieses den Rotor-Ring, so wird in dieser kurzgeschlossenen Spulenwindung eine EMK induziert, die Kurzschlußströme zur Folge haben.



Diese Ströme erzeugen ihrerseits ein Magnetfeld, das infolge der Schräglage des Rotorringes aus der Richtung des Statorfeldes abgelenkt ist und die Flachspule durchsetzt, in dieser also eine EMK induziert.

Die elektr. Nullstellung ist dann erreicht, wenn die Rotor-schleife mit ihrer Ebene parallel zum Statorfeld steht, d.h. keine Kurzschlußströme erzeugt werden. (siehe Abb. A, Seite 6).

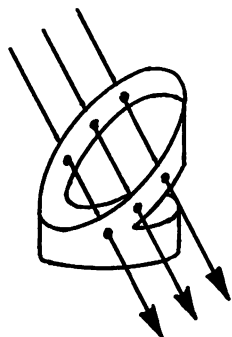


Abb. A

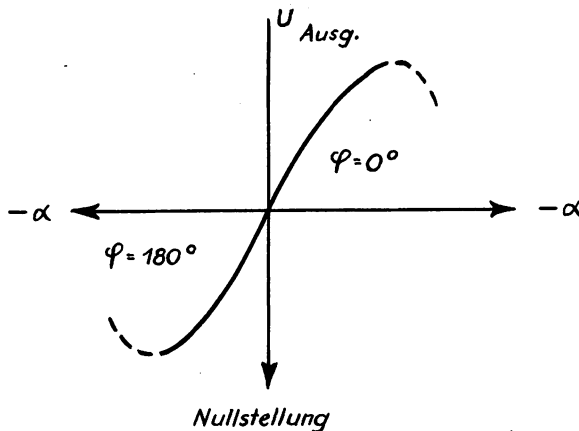


Abb. B

Die Kurve der Abb. B zeigt Spannung und Phasenlage des Ausgangssignales in Abhängigkeit von der Abweichung von der Nullstellung (wie bei C.T.).

3.2.2 Beispiel der Anwendung

Anhand der Einstellung eines mechanisch sehr schwach belastbaren Anzeigegerätes soll ein Servosystem auf korrespondierende Stellung nachgeführt werden, wobei ein nennenswertes Drehmoment für eine Betätigung zur Verfügung stehen soll.

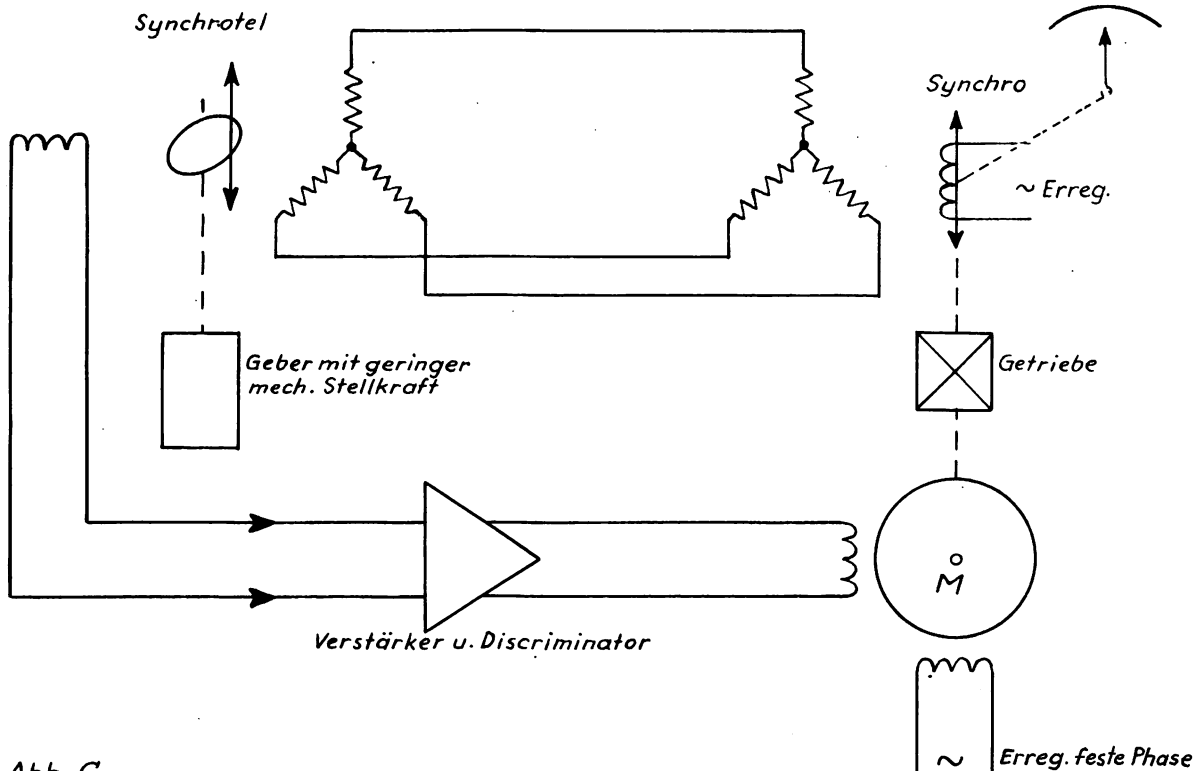
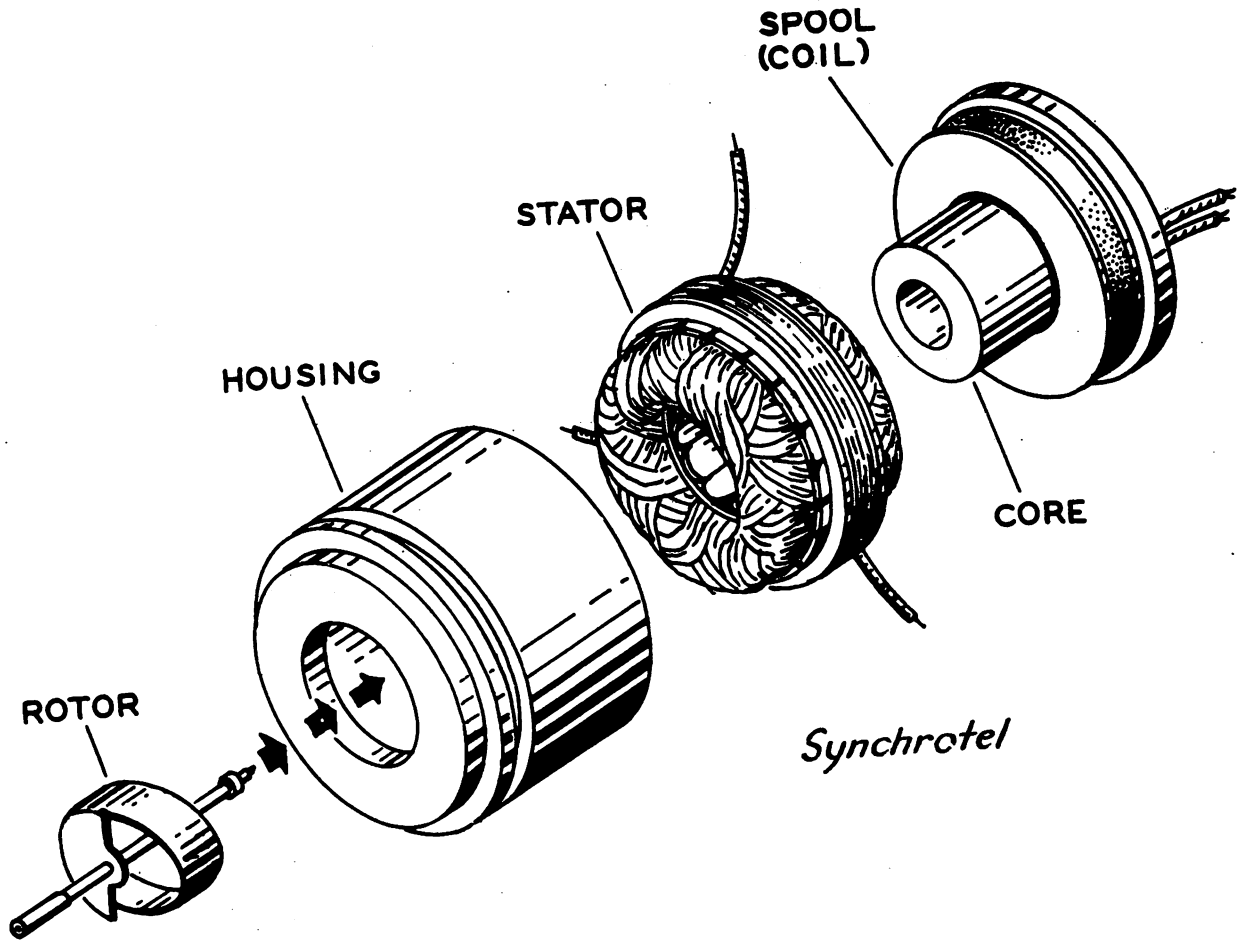


Abb. C

Ein Synchro wird erregt, im Synchrotelstator entsteht ein Wechselfeld gleicher Richtung wie im Synchro (Rotor). In der Flachspule wird eine Spannung induziert über den Rotor-Ring, der vom Geberinstrument eingestellt wird. Über einen Servo-





verstärker wird ein 2Ø Motor gespeist, der über Getriebe den Synchronrotor verdreht und das Statorfeld auch im Synchrotel dreht, bis dort die Nullstellung (Abb. A, Seite 6) hergestellt ist. Dann ist die induzierte Spannung gleich Null, der Motor bleibt stehen, d.h. die Nachstellung von Motor und Synchro ist so erfolgt, daß eine Übereinstimmung zur Geberstellung erfolgt ist.

### 3.3 Machmeter

#### 3.3.1 Mathematische Grundlage

Unter der Machzahl versteht man das Verhältnis

$$\frac{\text{True Airspeed}}{\text{Sonic Speed}} = \frac{\text{wahre Geschwindigkeit}}{\text{Schallgeschwindigkeit}}$$

$$\text{Machzahl} = M$$

$$\text{wahre Geschwindigkeit} = v_w \quad (\text{wahre Geschwindigkeit des Flugzeuges gegenüber der umgebenden Luft})$$

$$\text{Schallgeschwindigkeit} = a$$

$$1) \quad \text{demnach } M = \frac{v_w}{a}$$

Die Schallgeschwindigkeit ergibt sich aus der Formel

$$2) \quad a_H = \sqrt{k \cdot \frac{p_H}{\rho_H}}$$

k = Konstante

$p_H$  = Statischer Druck in der Höhe H

$\rho_H$  = Dichte in der Höhe H

Die wahre Geschwindigkeit in der Höhe H ( $= v_H$ ) ergibt sich aus der Druckdifferenz gemessen in der Höhe H zu

$\Delta p$  = Gesamtdruck - Stat. Druck = Pitot-Druck - Stat. Druck

$$\Delta p_H = \frac{\rho_H \cdot v_H^2}{2}$$

$$\text{daraus } v_H = \sqrt{\frac{2 \Delta p_H}{\rho_H}}$$

Damit läßt sich die Gleichung 1 auch schreiben:

$$M = \frac{v_w}{a} = \sqrt{\frac{\frac{2\Delta p_H}{\rho_H}}{\frac{k \cdot p_H}{\rho_H}}} = K \sqrt{\frac{\Delta p_H}{p_H}}$$

Die meßtechnisch schwer erfaßbare Größe  $\rho_H$ , also die Luftdichte, fällt heraus und es zeigt sich, daß die Machzahl aus dem Pitot- oder Gesamtdruck und aus dem Statikdruck abgeleitet werden kann. Dementsprechend ist das Machmeter aufgebaut.

### 3.3.2 Machmeter, Geräteaufbau

Das druckdichte Gehäuse steht unter Statikdruck, der auf eine Dose D einwirkt. Der Gesamtdruck wird in die Dose A geleitet.

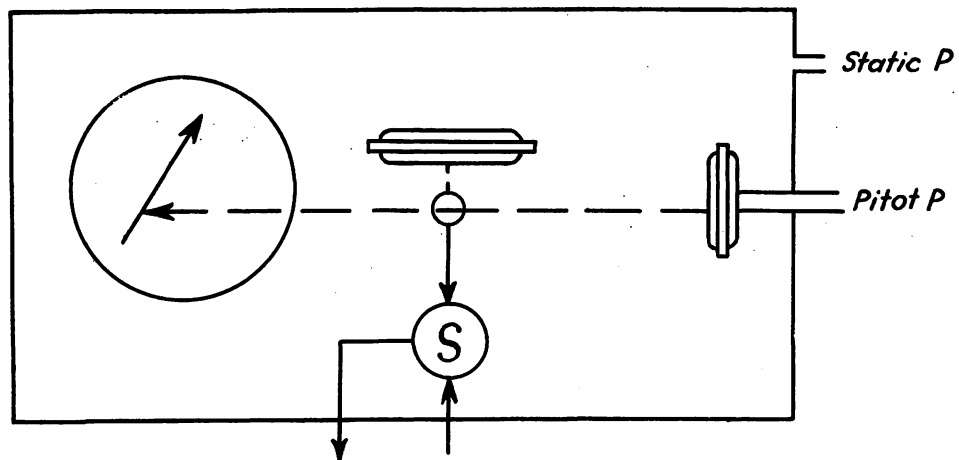
Mit steigender Fahrt dehnt sich die Pitot-Dose (A) aus. Über die Welle B und ein Hebelsystem wird die Bewegung auf die Welle C und von hier über ein Zahnsegment auf den Zeiger übertragen.

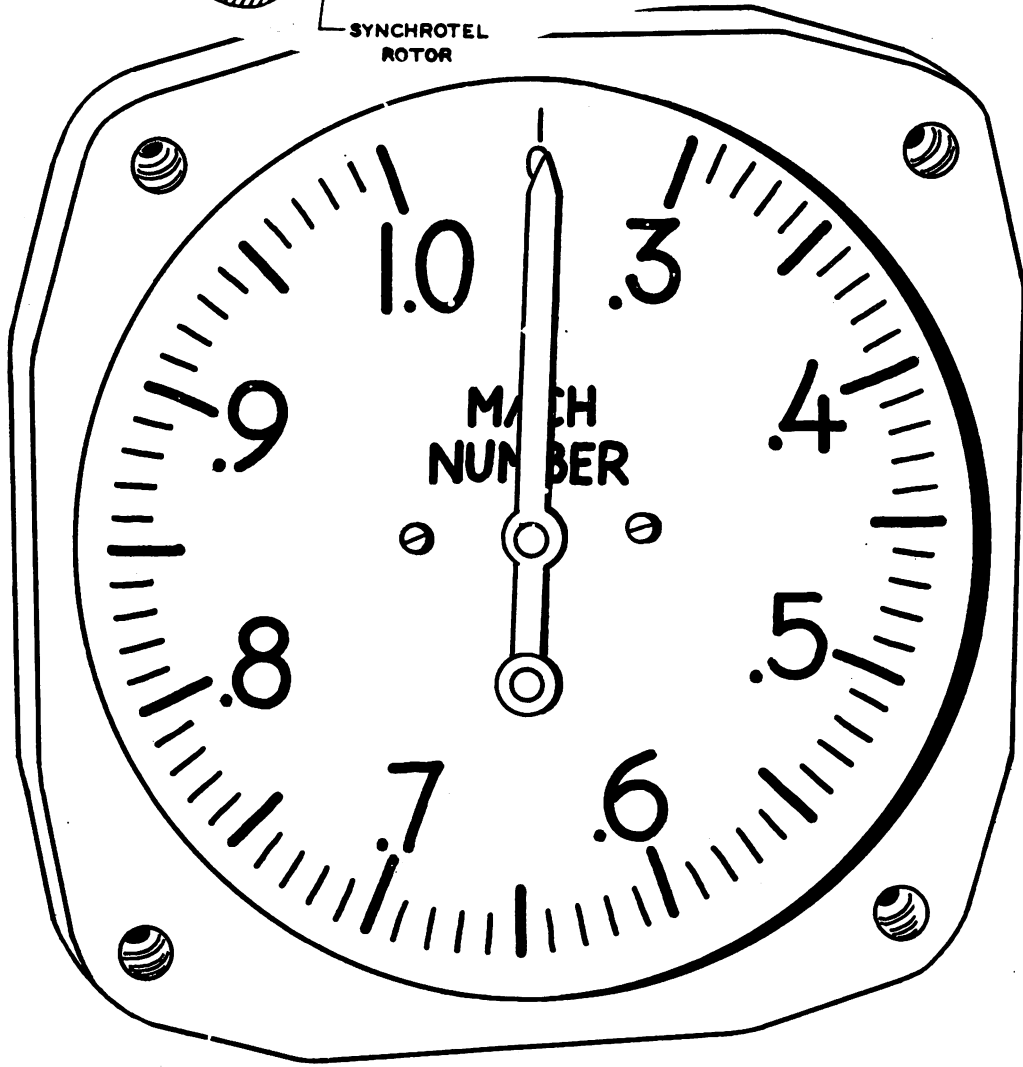
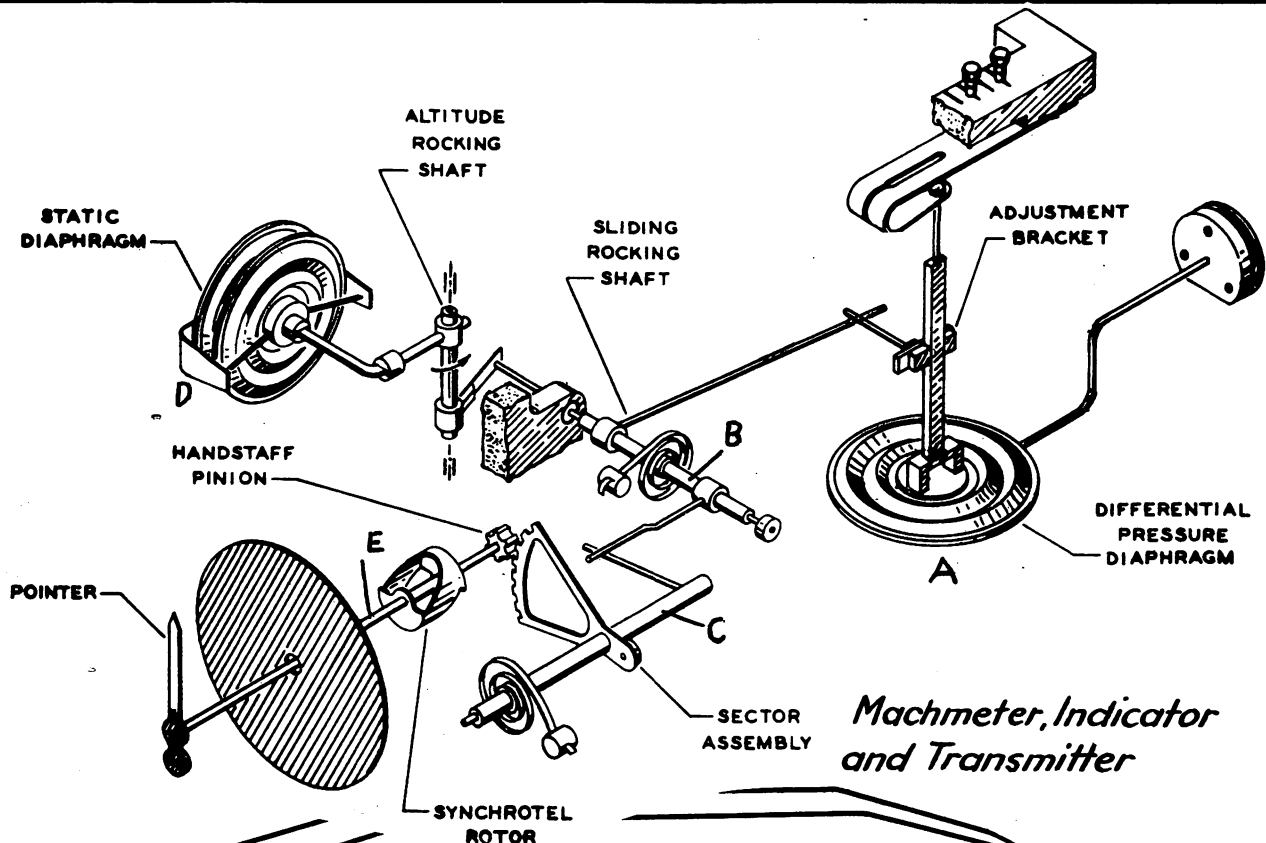
Das Übersetzungsverhältnis der Dosenausdehnung auf die Welle B ist variabel, indem die Statikdose D über ihr Hebelsystem eine axiale Verschiebung der Welle B bewirkt und damit den Angriffspunkt am C-Hebel ändert.

Der Zeigerausschlag entspricht daher bei Berücksichtigung der Konstanten der Gleichung

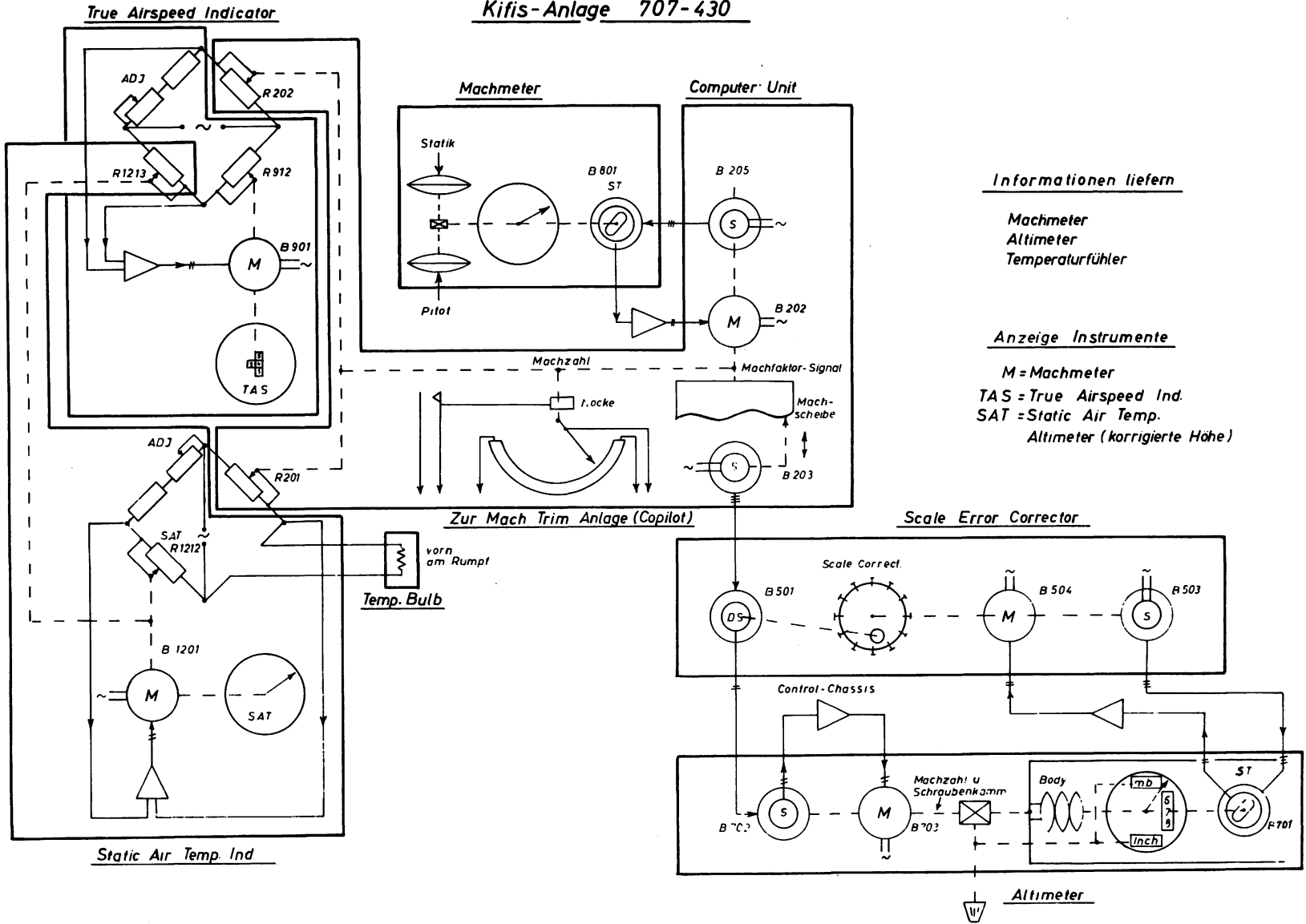
$$\text{Mach} = \sqrt{\frac{\text{Pitotdruck}}{\text{Statikdruck}}}$$

Machmeter Indicator und Transmitter





Kifis-Anlage 707-430

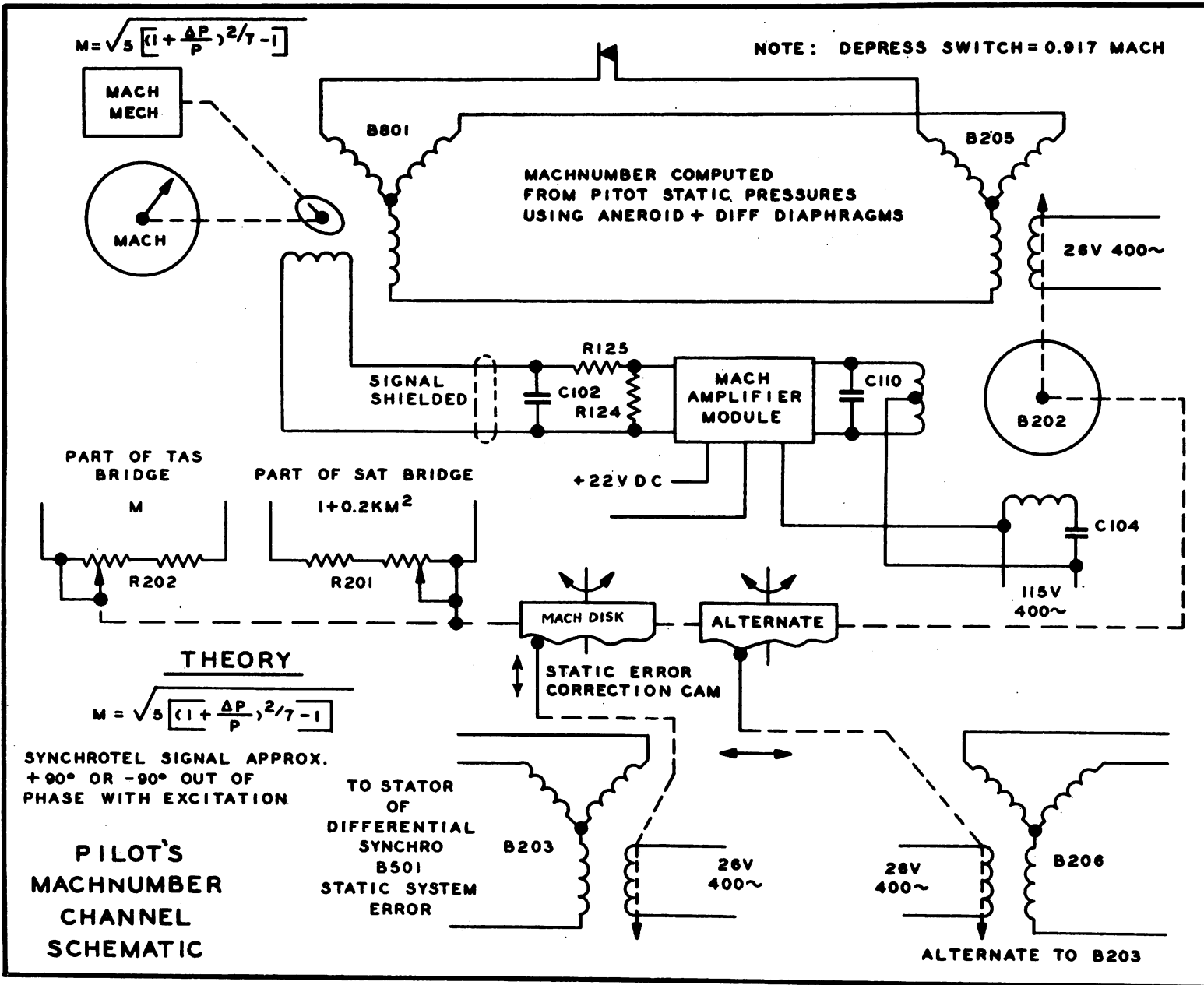


Informationen liefern

- Machmeter
- Altimeter
- Temperaturfühler

Anzeige Instrumente

- M = Machmeter
- TAS = True Airspeed Ind.
- SAT = Static Air Temp.
- Altimeter (korrigierte Höhe)



Die Machzahl ist bei großer Flughöhe wichtig, wenn Beanspruchung der Zelle im Zusammenhang mit den Schockwellen. Bei niedriger Höhe bigt die IAS die Begrenzung bezüglich Zellenbelastung.

### 3.3.3 Mach Servosystem

Die Machinformation, d.h. die Machzahl, soll nun vom Machmeter in die Computer-Unit übertragen werden, damit hier nur die Korrektursignale gebildet werden können.

Das Synchro B 205 ist erregt und liefert über seine drei Leitungen eine Erregung auf den Stator des Synchrotel im Machmeter.

In seiner Ausgangsspule (der Flachspule) wird eine Spannung induziert, die über einen Verstärker den Motor B 202 und den (über Getriebe) mit ihm verbundenen Synchrorotor B 205 verstellt, bis das Synchrotelsignal Null wurde. Damit ist diese Stellung ein Maß für die Machzahl.

Mit dieser Ausgangswelle gekuppelt ist die Machscheibe und drei Potentiometer.

Die Machscheibe ist eine Kurvenscheibe, deren Oberfläche leicht gewellt ist. Auf ihr läuft ein Fühlerhebel. Sein Hub ist der Korrekturwert für den Höhenmesser, abhängig von der Machzahl. Er verstellt einen Synchrogeber für die Mach-Korrektur des Höhenmessers. Auf die Potentiometer wird später in den entsprechenden Abschnitten des Umdruckes eingegangen.

## 3.4 Korrigierter Trommelhöhenmesser

## Corrected drum-altimeter

### 3.4.1 Allgemeines

Der Drum Altimeter ist ein Druckdosenwerk. Mit "Drum" ist eine Trommel gemeint, auf deren Umfang die Flughöhe von 1000 zu 1000 Feet aufgetragen ist. Das Meßergebnis der Dosenwege wird korrigiert. Diese Korrektur bezieht sich auf Meßfehler die entstehen, weil die Druckabnahmestellen (Static vents) in der Strömung liegen (Static error correction). Eine zusätzliche Korrektur erfordern die Anzeigefehler, die durch die Übertragungsglieder innerhalb des Instrumentes hervorgerufen werden. Die Skalenfehler werden für jedes einzelne Instrument individuell ermittelt und in Abhängigkeit des Druckes, also für die einzelnen Höhenanzeigen (Skalenwerte) mit Hilfe eines Eichgerätes besonders auskorrigiert (Scale error correction). Diese individuelle Eichung bedingt, daß beim Auswechseln eines Instrumentes der Skalenfehlerkorrektor mit ausgewechselt werden muß.

Die beiden Druckdosen arbeiten jede für sich. Ihre Dosenwege werden über 2 Zahnsegmente auf die Trommel und die übersetzte Zeigerachse übertragen.

Auf der Trommel wird die kleinere Zahl abgelesen und dazu der Zeigerwert addiert.

#### Static Pressure Error (Statikdruckfehler)

Der statische Druck läßt sich einwandfrei messen, wenn die Drucksäule in Ruhe ist. Die Abnahmestellen für den statischen Druck liegen beim Flugzeug in einer Strömung. Das Meßergebnis während des Fluges wird von der Druckmessung im ruhenden Medium immer abweichen.

#### Scale Error (Skalenfehler)

Dieser Skalenfehler ist an die Ausführung des Instrumentes gebunden. Kleine Übertragungsfehler, die sich aus dem Zusammenwirken von Dosen, Hebeln und Zahnradübersetzungen ergeben, werden unter Zuhilfenahme von einem geeichten Höhenmesser für den gesamten Höhenbereich individuell justiert.

#### 3.4.2 Static Pressure Error Correction Cam

Das Korrektionsignal für den statischen Druck, der durch die Strömung verfälscht ist, ist geschwindigkeitsabhängig und kommt daher aus dem Machmeter über die Machscheibe. Auf der Scheibe tastet ein Fühler (= Cam follower) die Höhe der Scheibenwölbung ab. Bei niedriger Machzahl ist der Abgriff an einer dicken Stelle der Scheibe. Mit zunehmender Machzahl dreht der Machmotor die Scheibe weiter, so daß der Taststift in den Bereich kleinerer Wölbung kommt.

Das Machfaktorsignal ist ein Korrektionsignal für den durch die hohe Luftstörung beeinflussten statischen Druck an den Druckabnahmestellen. Das Machfaktorsignal ist auch das Korrektursignal für den durch die Störung beeinflussten Temperaturfühler. Außerdem wird es benutzt, um die wahre Geschwindigkeit (= True airspeed) zu ermitteln.

#### 3.4.3 Scale Error Correction Cam

Zu jedem der beiden Altimeter gehört neben dem Statik Error Correction Cam noch ein Scale Error Correction Cam. Der Scale Error Correction Cam ist eine kreisrunde Scheibe, an deren Umfang 30 Justierschrauben eingedreht sind. Die Schraubenhöhe wird beim Skalenabgleich mit dem Vergleichsgerät in der Unterdruckkammer gefunden. Stimmt der Skalenwert des zu eichenden Geräts mit dem Skalenwert des Vergleichsgerätes in dem gemessenen Druckbereich nicht überein, so wird die zugeordnete Schraubenhöhe verstellt, bis die Skalenwerte übereinstimmen. Jeder Schraube und somit auch jedem Schraubenabstand entsprechen ver-



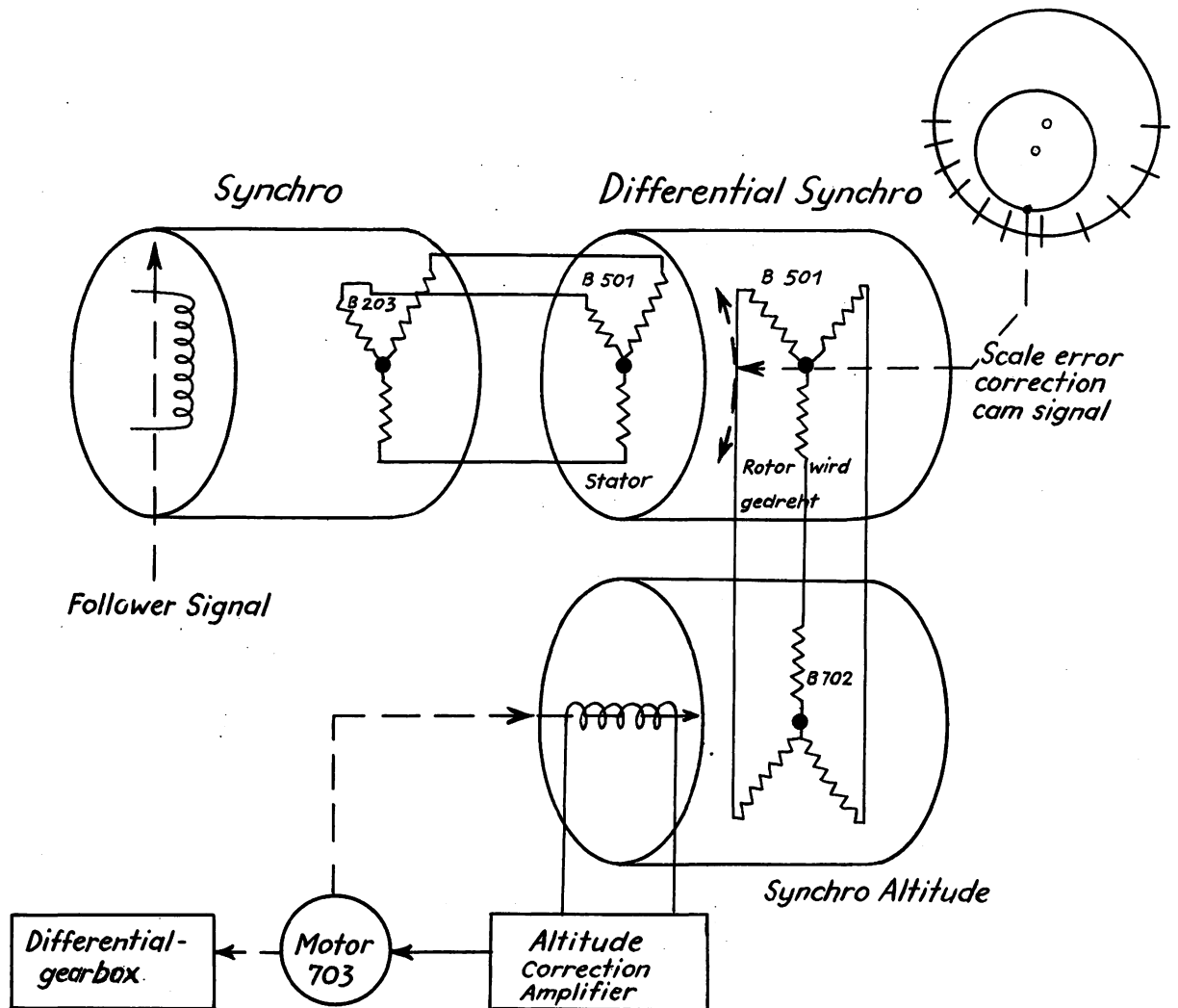
schiedene Flughöhen. Angetrieben wird dieser Schraubenkamm vom Motor B 504. Den Abgriff der Schraubenhöhe übernimmt ein Ring, dessen Lageänderung den Rotor B 501 des Differentialsynchros bewegt.

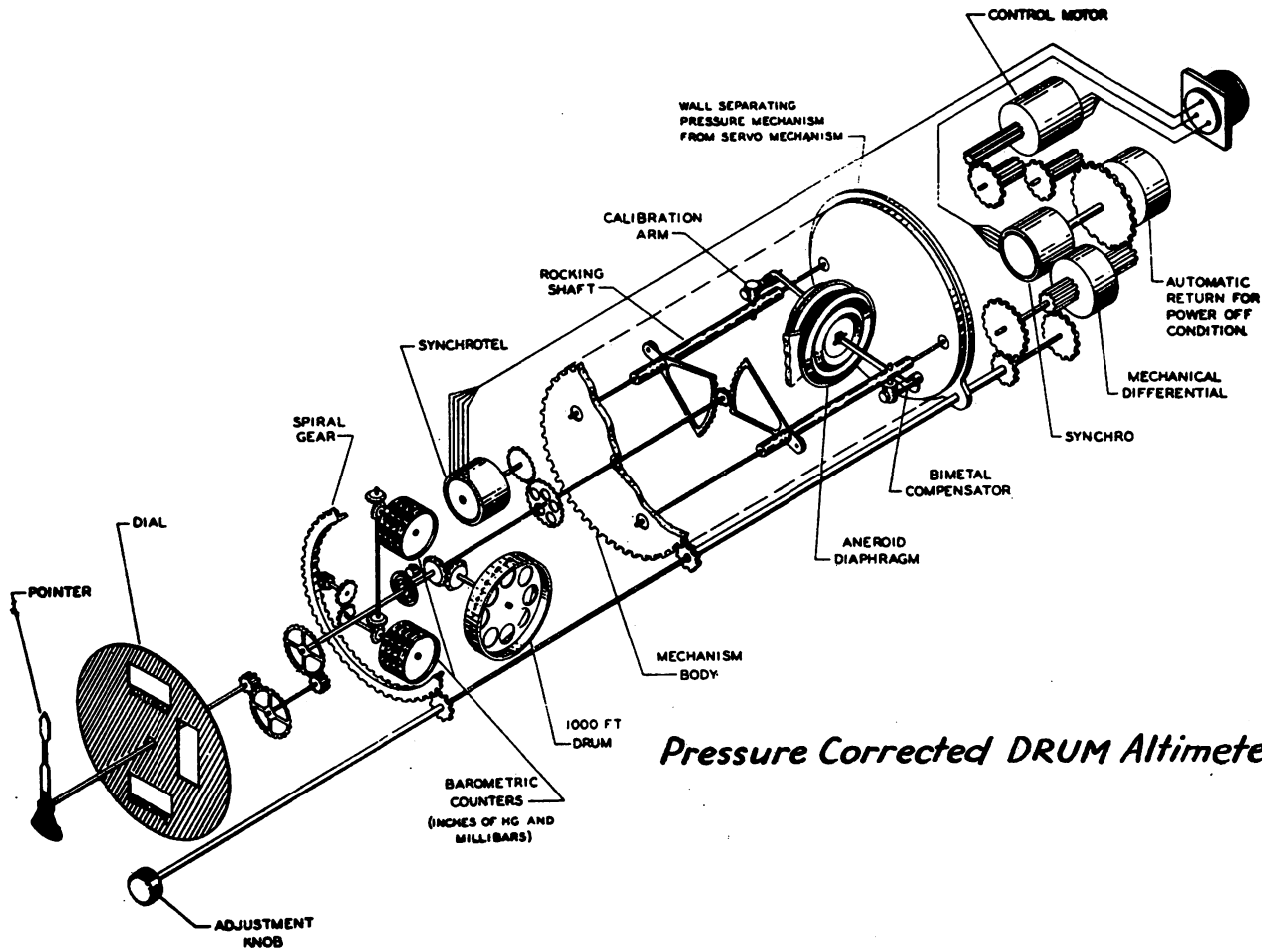
Die beiden Korrektursignale für die Höhenmessung

Das Machfaktorsignal und das Schraubenkammsignal werden im Differentialsynchro vereint. Das Differentialsynchro addiert die beiden Signale algebraisch und führt die Summensignale als Korrektursignal dem Höhenmesser zu.

In diesem Meßsystem sind Altimeter und Scale Error Corrector Einheiten, die nicht getrennt werden dürfen. Beide sind aufeinander abgestimmt und tragen dieselben Nummern. Sie dürfen nur gemeinsam ausgebaut werden.

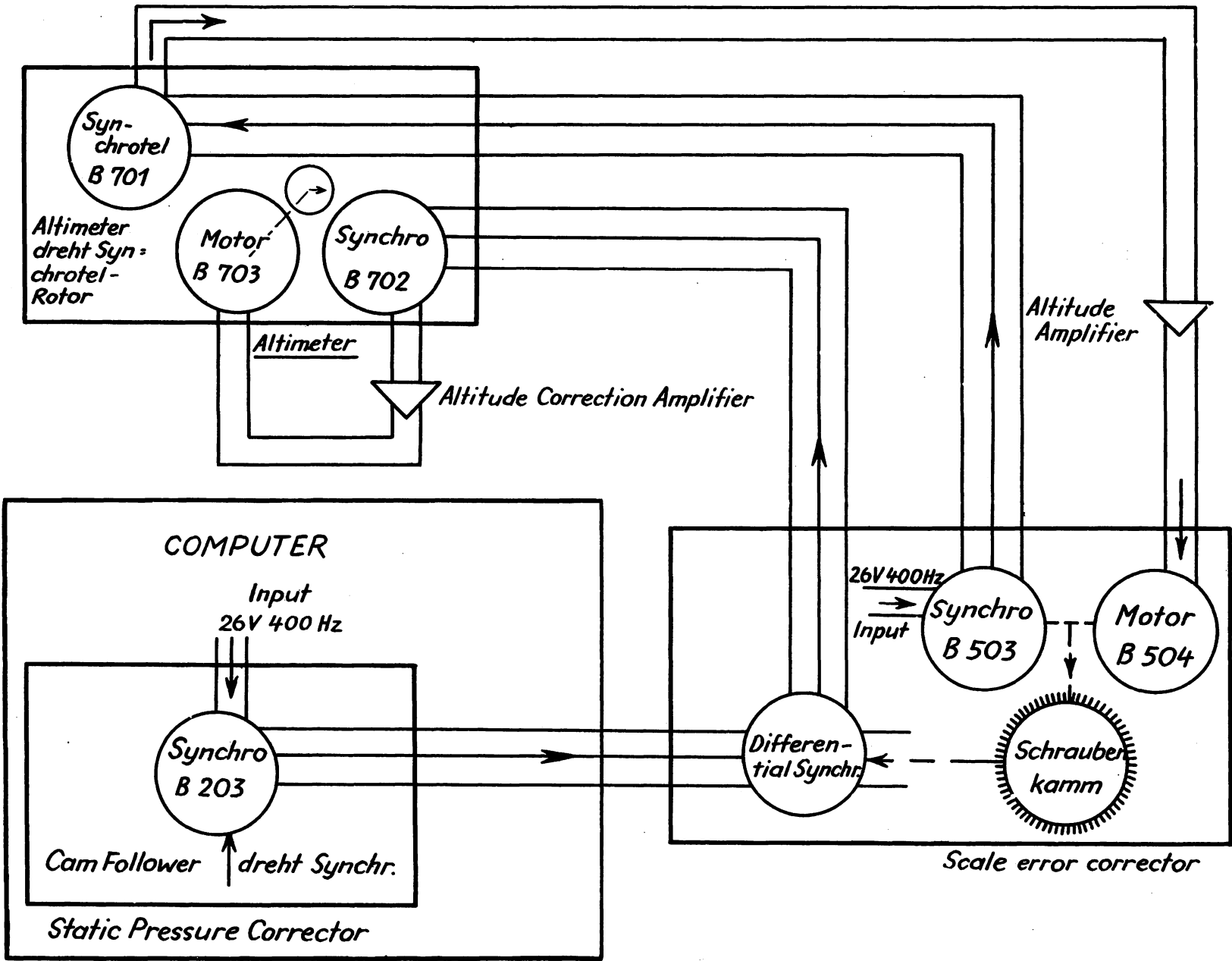
Das Differential-Synchro





*Pressure Corrected DRUM Altimeter*

Kanal-Block-Diagramm für den Corrected Drum Altimeter



**Lufthansa**

Technische Schule

Navigations Anlagen 707

K I F I S

Kap. 34-3 Seite 18  
Datum 11.65  
Bearbeiter bus  
Korrektur-Nr.Die Arbeitsweise des Instrumentes  
(Corrected Drum Altimeter)

Instrumentenzeiger, Zählwerk und Synchrotel sind mit der Hauptwelle durch Zahnräder verbunden. Sobald sich die Hauptwelle dreht, gibt das Synchrotel, entsprechend dem Drehwinkel der Hauptwelle, ein Höhensignal an den Motor B 504, der im Scale Error Corrector sitzt und den Schraubenkamm dreht. Der Schraubenkamm, der an derselben Stelle eingebaut ist, hat bis zu einer Höhe von 8000 Feet keinen Schraubenabgriff.

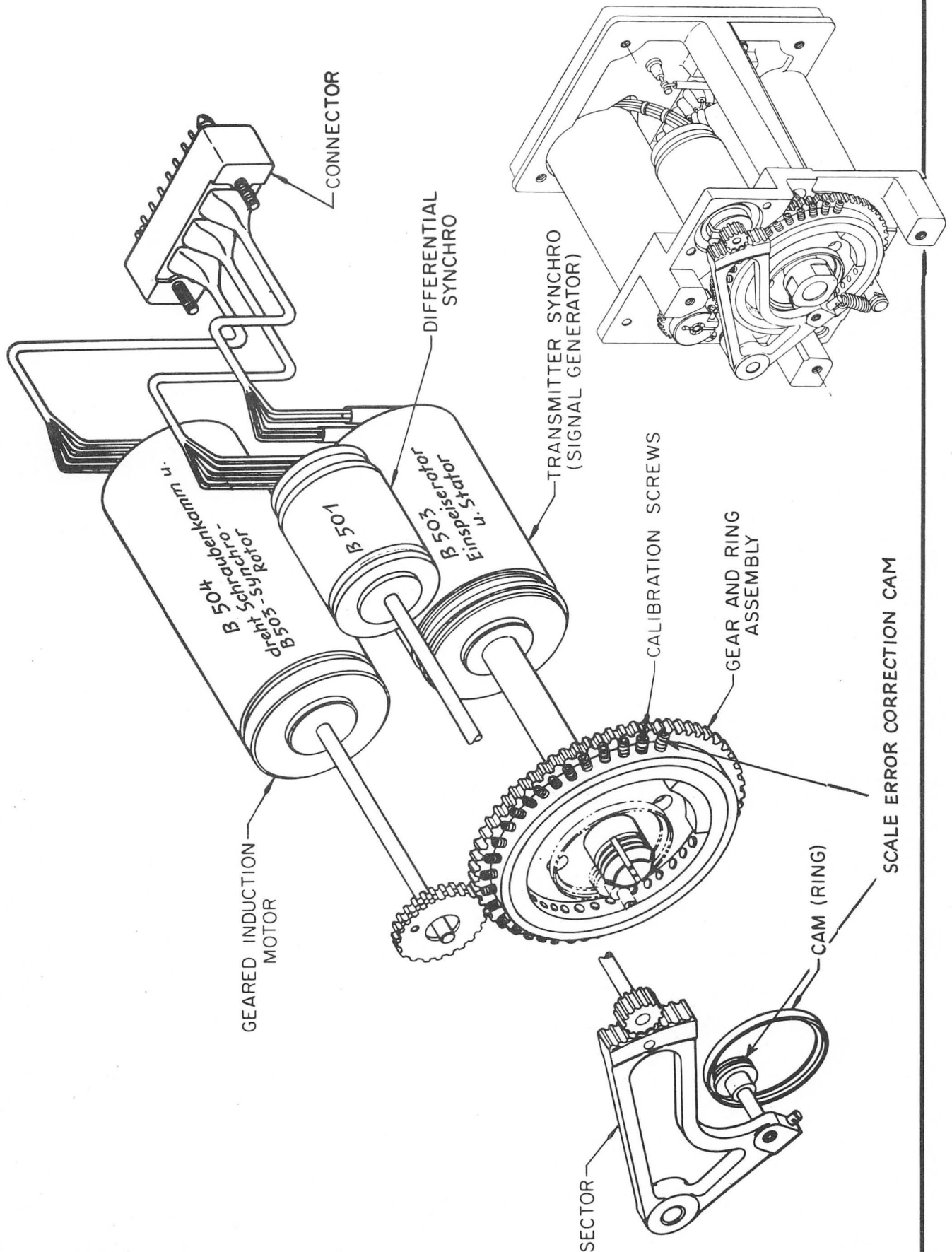
Zeiger, Zählwerk, Synchrotel und Barometerskala können - entsprechend der aktuellen Druckhöhe - mit dem Gehäuseknopf eingestellt werden. Das Druckmeßsystem ist über ein mechanisches Differentialgetriebe mit dem Servomechanismus verbunden. Damit wird verhindert, daß beim Einspeisen der Korrekturssignale die barometrische Einstellung mit verstellt wird.

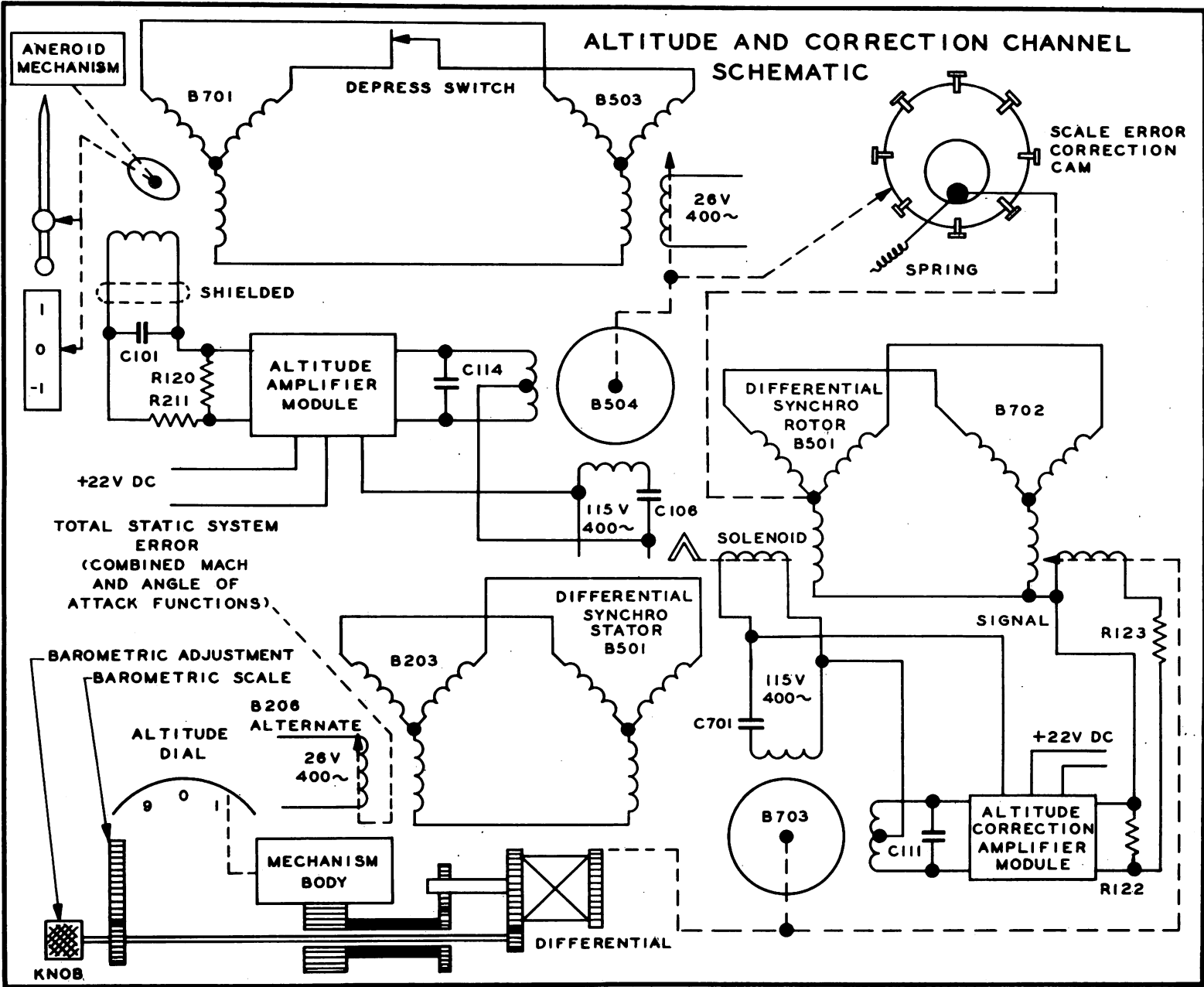


### *Corrected DRUM Altimeter*

Bei Spannungsausfall erscheint ein weißes Dreieck auf der Skala. Die Korrektursignale fallen aus. Das Instrument arbeitet dann als unkorrigierter Höhenmesser.

Am Umlenkhebel sorgt eine Bimetallkompensation dafür, daß keine Dosenwege durch den Temperatureinfluß gemessen werden. Der Druckdosenmechanismus ist vom Servomechanismus innerhalb des Gehäuses getrennt.





### 3.5 Static (True outside) Air Temperature (Die Ermittlung der wirklichen Temperatur)

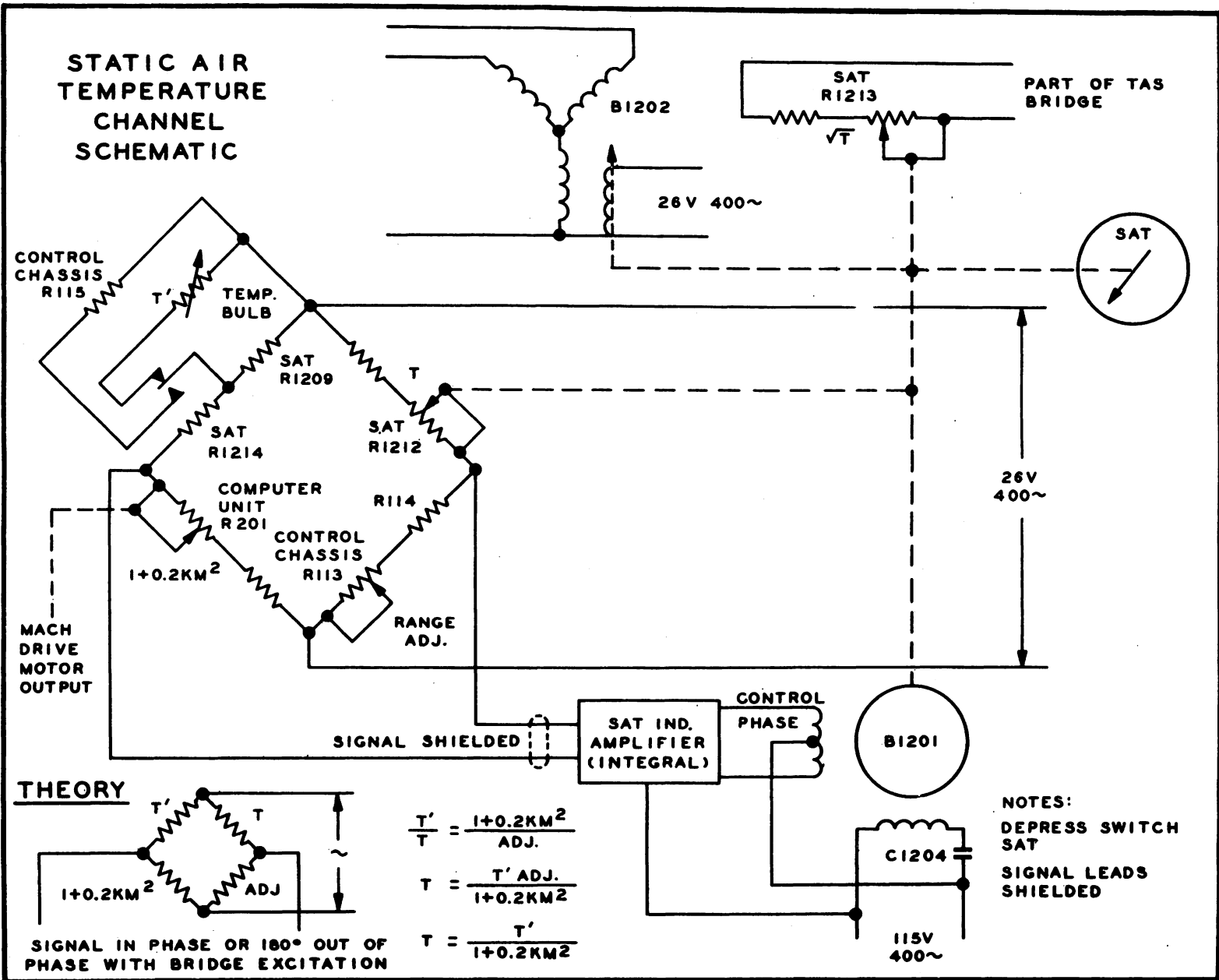
In ruhender Luft läßt sich die Temperatur sehr genau messen. In der Strömung kann man sie nur exakt messen, wenn der Temperaturfühler mit der Strömung mitfließt, so daß zwischen Temperaturfühler und strömendem Medium keine Reibung entsteht.

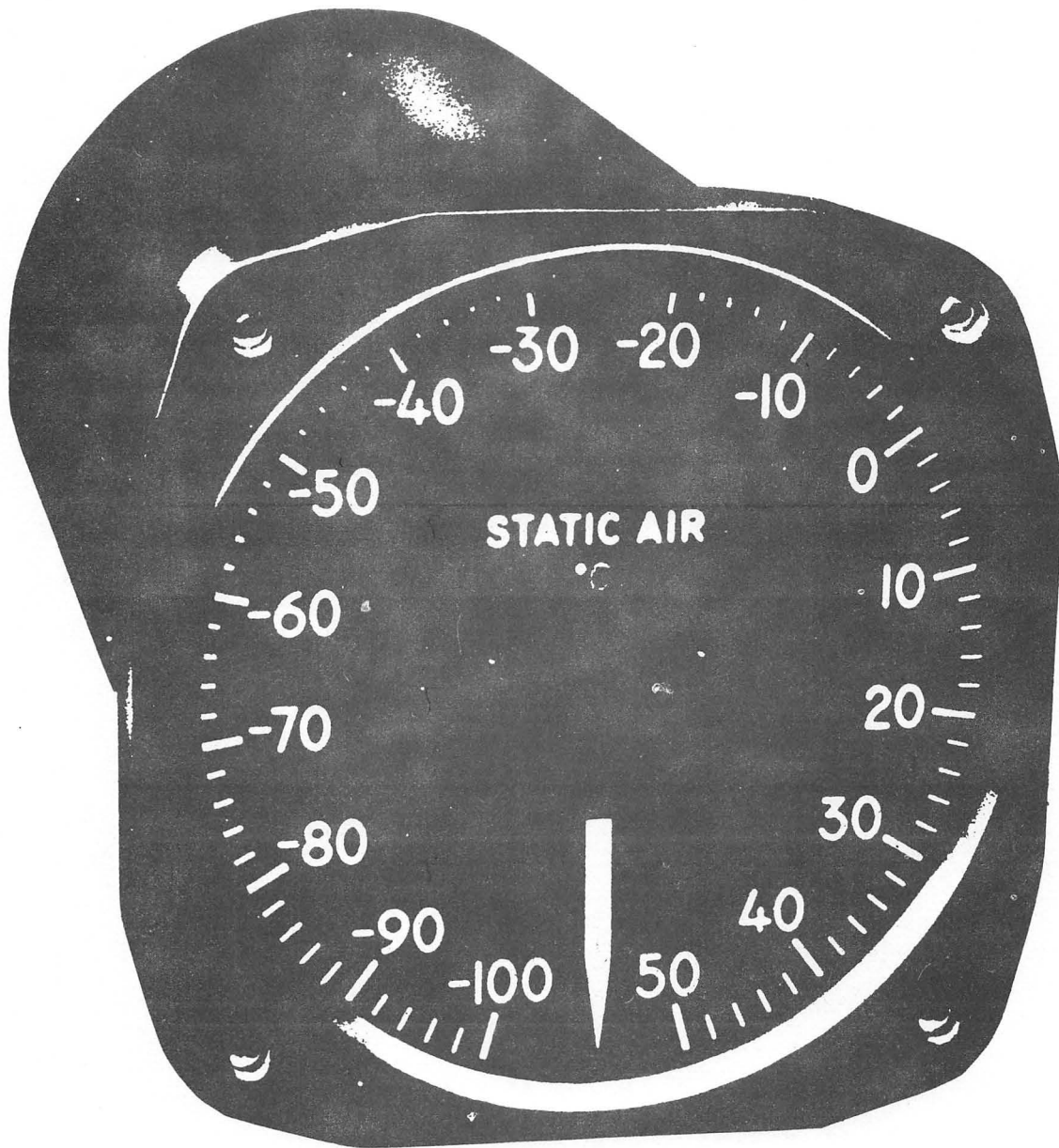
Die Messung wird also beeinflusst durch das strömende Medium, wobei nicht nur Reibungswärme, sondern auch Kompressionswärme entsteht. Man erfaßt diesen Reibungs- und Kompressibilitätsfehler mit dem Machfaktor. Unter Machfaktor verstehen wir eine Größe, die zur Machzahl in einer festen Beziehung steht. Aus einer Wheatstone'schen Brückenschaltung, die an 26 V<sub>~</sub> angeschlossen ist, ist ein Widerstand herausgeführt und als Temperaturfühler außen am Flugzeug montiert. Da der Fühler-Widerstand mit zunehmender Temperatur wächst, kann er die Änderung als ein Maß für die aufgetretene "Indicated Temperatur" verwendet werden. In die Brücke wird über Potentiometerabgriff der Machfaktor (= Kompressibilitätsfaktor) eingespeist. Ein Maß also für die Veränderung der Temperatur durch die Bewegung des Flugzeuges gegenüber der ruhenden Luft. Durch die veränderlichen Widerstände, den Fühler und den Widerstand für das Machfaktorsignal wird die Brücke aus dem Gleichgewicht gebracht. Das Ausgangssignal wird verstärkt (im SAT Ind. Amplifier) und liegt an der Steuerwicklung des Motors B 1201 der sich im Indicator befindet. Die Erregerwicklung liegt an 115 V 400 Hz. Der Motor dreht nun infolge des Störsignals einen Potentiometerschleifer solange, bis die Brücke wieder im Gleichgewicht ist. Gleichzeitig bewegt er den Instrumentenzeiger und ein zweites Potentiometer in einer zweiten Wheatstone'schen Brücke, mit deren Hilfe die True Airspeed (wirkliche Geschwindigkeit) ermittelt wird.

Außerdem kann der Motor den Rotor eines Synchros für eine Tochteranzeige mitdrehen. Ist die SAT-Brücke über die Motordrehung B 1201 und den Regelwiderstand R 1212 wieder im Gleichgewicht, so wird die Ausgangsspannung 0 und der Motor bleibt stehen. Somit bleibt auch der Zeiger stehen. Von dem Instrument kann jetzt die wirkliche Außentemperatur abgelesen werden.

Beim Drücken des Testschalters wird der Fühler durch einen Festwiderstand ersetzt. Am Boden werden dann  $-80^{\circ}\text{C}$  angezeigt.







*Static Air Temperature Indicator*

### 3.6 True Airspeed Indicator (TAS) (Die Anzeige der wahren Geschwindigkeit)

Unter der wahren Geschwindigkeit eines Flugzeuges versteht man seine Geschwindigkeit gegenüber der umgebenden Lufthülle in beliebiger Flughöhe.

$$q_H = \frac{\rho_H}{2} \cdot v_H^2$$

oder

$$v_H = \sqrt{\frac{2q_H}{\rho_H}}$$

$\rho_H$  ist die Luftdichte in der Höhe H.

Mit dem Dosenmeßgerät läßt sich die Luftdichte  $\rho_H$  in den veränderlichen Flughöhen nicht erfassen. Man mißt deshalb zunächst die Machzahl und ermittelt dann aus der Machzahl die wahre Geschwindigkeit.

Für die Machzahl hatten wir gefunden

$$M = \frac{v_w}{a},$$

worin a die Schallgeschwindigkeit sich als Funktion der Temperatur darstellen läßt. Wir erhalten für M das Machfaktorsignal und für a das  $\sqrt{T}$ -Signal.

Somit können wir - rein meßtechnisch betrachtet - sagen

$$\text{Machfaktorsignal} = \frac{v_w}{\sqrt{T}\text{-Signal}}$$

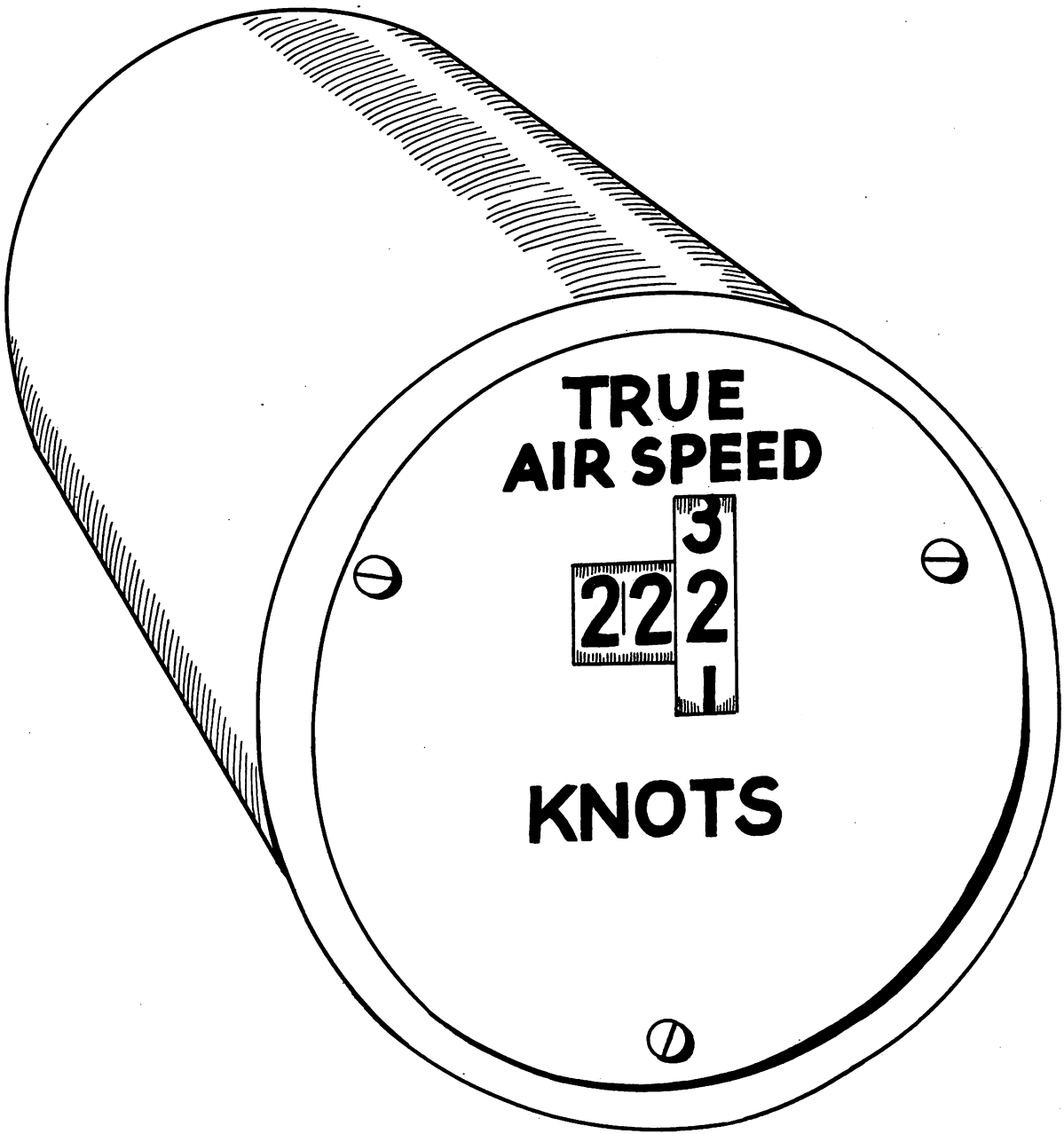
Die gesuchte wahre Geschwindigkeit ergibt sich hieraus zu

$$v_w = \text{Machfaktorsignal} \times \sqrt{T}\text{-Signal}.$$

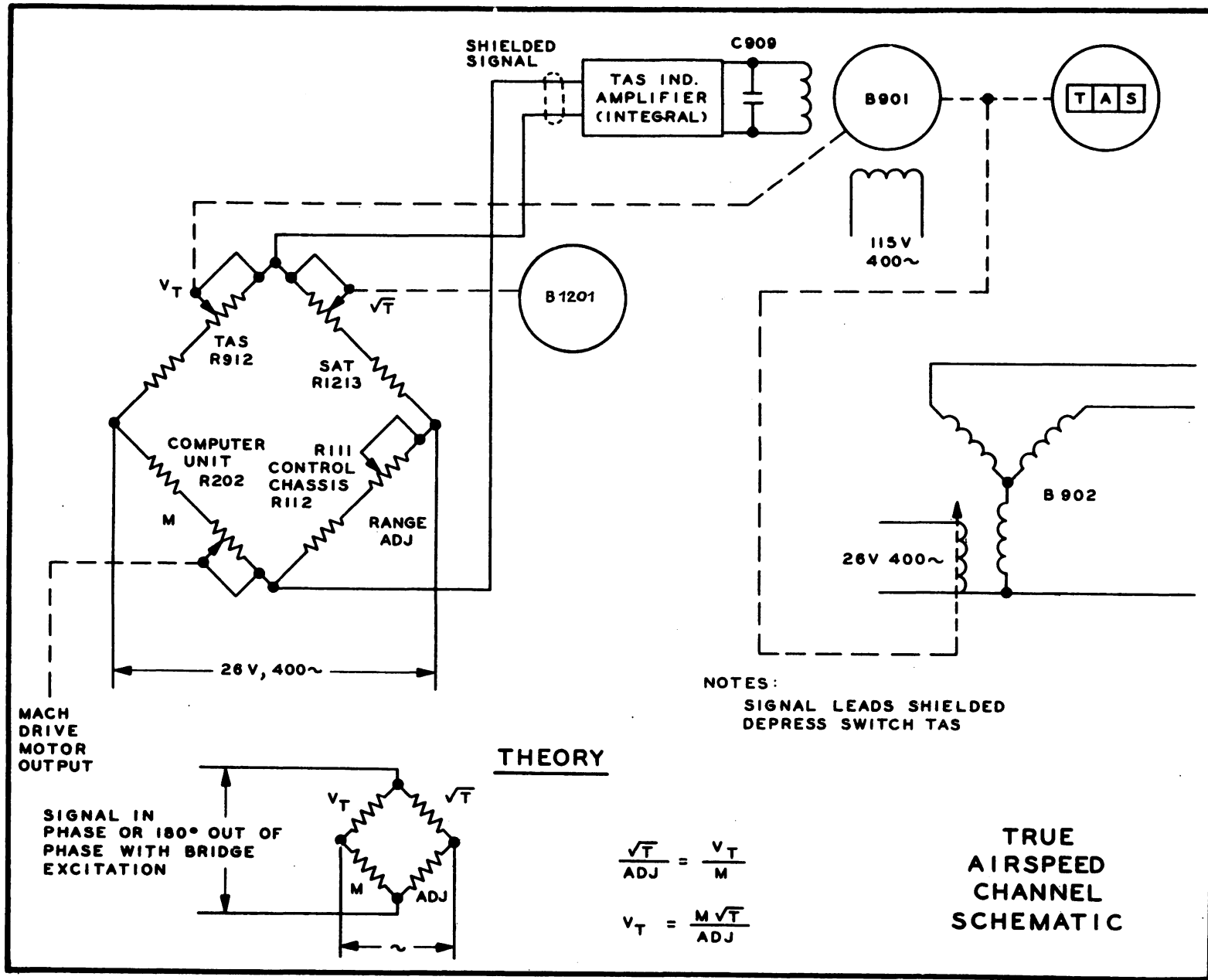
Die gesuchte wahre Geschwindigkeit erhält man also, wenn man die Machzahl oder das Machfaktorsignal mit einer Größe vervielfacht, die der Außentemperatur in der Flughöhe entspricht.

Das Instrument kann als ein elektromechanischer Rechner betrachtet werden, der aus folgenden Einzelteilen besteht:

- 1) Wheatstonesche Brücke mit veränderlichen Widerständen
- 2) Transistor Verstärker
- 3) Servomotor B 901
- 4) Zählwerk



True Airspeed Indicator



Die Wheatstone'sche Brücke wird mit 26 V 400 Hz eingespeist.

Das Brückengleichgewicht wird gestört

1. durch einen Widerstandsabgriff, dessen Stellung auf einem Brücken-  
zweig der Größe des Machfaktors entspricht. Die Bewegung steuert  
der Machmotor B 202 im Computer.
2. durch die Schleiferstellung für die Temperatur ( $\sqrt{T}$ ), bestimmt  
vom Motor B 1201, der im SAT-Indicator sitzt.

Beide Signale bringen die Brücke aus dem Gleichgewicht. Die Aus-  
gangsspannung der Brücke wird im TAS-Indicator-Amplifier der  
Steuerwicklung des Motors B 901 zugeführt. An der Erregerwicklung  
liegen wieder 115 V 400 Hz.

Dreht der Motor, so bewegt er einen Potentiometerschleifer (Follow  
Up), der die Brücke wieder ins Gleichgewicht bringt. Sobald die  
Ausgangsspannung der Brücke 0 geworden ist, bleibt der Motor stehen.  
Der Winkelstellung der Motorwelle und des Schleifens entspricht jetzt  
die wahre Geschwindigkeit, die gleichzeitig auf ein Zählwerk übertragen  
wird. Ein in gleicher Weise vom Motor gedrehtes Synchro erlaubt  
eine Tochteranzeige.

Will man zusätzlich die zurückgelegten Luftmeilen anzeigen, so ist  
die True-Airspeed-Anzeige mit der Zeit zu vervielfachen. Es muß im  
Instrument eine Uhr eingebaut werden, deren Antrieb als Faktor  
in den Mechanismus eingreift. Bei DLH nicht eingebaut.

Da beim Bodentest die SAT-Anzeige auf  $-80^{\circ}$  läuft, wird auch die  
TAS-Brücke verstimmt und es entsteht eine Anzeige von 496 Kts.

### 3.7 Die Machinformation für das Mach Trim System

Um die Längsstabilität des Flugzeuges auch bei Geschwindigkeiten  
über Mach 0,82 aufrechtzuerhalten, wird hier entsprechend der Mach-  
zahl der Stabilizer automatisch nachgetrimmt (Näheres siehe Schulungs-  
unterlage Mach Trim System).

Das Machservosystem verstellt, wie beschrieben, die Machscheibe und  
3 Potentiometer. Eines davon war für die SAT-Anzeige, das zweite  
für die TAS-Anzeige benutzt. Das dritte nun liegt an einer 5 Volt  
400 Hz-Spannung aus dem Mach Trim System und gibt ab 0,82 Mach eine  
mit der Machzahl steigende Spannung ab, die zur Nachführung des  
Stabilizers herangezogen wird.

Ab 0,82 Mach schließt ein Nockenschalter, der das MK1-Rel. im Mach  
Trim System erregt und die Automatik in Tätigkeit setzt.

Potentiometer-Signal und Schalterfunktion können mit dem Kifis-Mach  
Trim Sel. Switch (im rechten Radiogestell) von "Normal", d.h. Com-  
puter No 2 auf Alternate, Comp. No 1 umgeschaltet werden.

### 3.8 Gesamtfunktion des KIFIS

Je Flugzeug sind 2 Computer eingebaut, die untereinander gleich sind (bis auf den Skale-Corrector, der zum Höhenmesser gehört).

Jeder Computer hat folgende Möglichkeiten:

- a) Übertragung des Machwertes auf die Machscheibe und insges. 3 Potentiometer.
- b) Das korrigierte Machsignal geht zum Scale-Corrector, von dort zum Höhenmesser, so daß in seiner Anzeige sowohl der geschwindigkeitsabhängige Statikdruckfehler als auch die Dosenfehler beseitigt sind.
- c) Die Außentemperatur, mit Fehler vom Fühler aufgenommen, wird in einer Brücke gemessen, die ebenfalls machabhängig korrigiert ist. Ein Servosystem bringt die Brücke ins Gleichgewicht und bewegt den SAT-Zeiger
- d) Auch die True Airspeed wird in einer Brücke gemessen. Ein Wid. wird vom Mach-System eingestellt, ein weiterer von der SAT-Anzeige.

Ein Servosystem bedient einen weiteren einstellbaren Wid., mit dem die Brücke abgeglichen wird.

Die Stellung des Servos entspricht dem der True Air Speed.

- e) Entsprechend der Machzahl wird ein Pot. eingestellt, an dem eine Spg. abgegriffen wird, die die Mach-Info. darstellt. Sie gelangt zum Mach Trim System und stellt dort den Stabilizer - also die Längslagetrimmung des Flugzeuges - ein.

Die Aufteilung dieser Funktionen ist nun folgendermaßen getroffen:

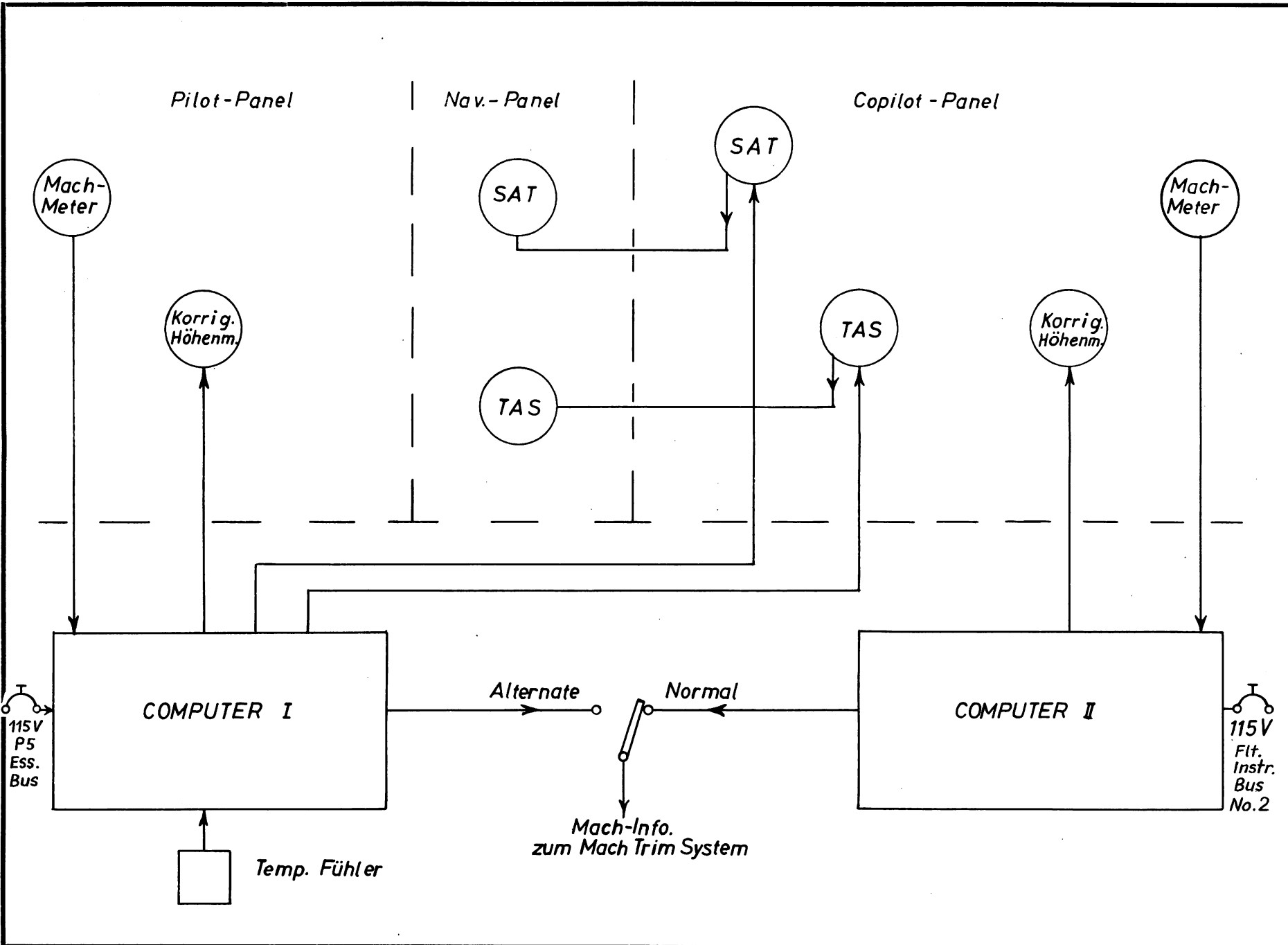
Computer No I (Cpt.) bedient:

- a) Cpt. Höhenmesser
- b) SAT und TAS auf den Copil. Instr. Brett
- c) Ausweichversorgung des Mach Trim

Computer No II (Copilot) bedient:

- a) Copilot Höhenmesser
- b) Normale Versorgung des Mach Trim

Nur der Computer No I hat einen Temp. Fühler (Bulb).





### 3.9 Geräte und Einbauorte

#### Control Chassis Assembly (Steuerzentrale)

Das Gehäuse der Steuerzentrale enthält die beiden Rechengeräte (Computer Unit), jeweils eins für den Piloten und eines für den Co-Piloten. Ferner finden wir 6 Transistor-Magnetverstärker und die beiden Skalenfehlerkorrektoren, und zwar für jeden Höhenmesser einen.

Die ganze Steuereinheit ist in Baukastenform gebaut, so daß alle Teile leicht zugänglich und ebenso leicht auswechselbar sind.

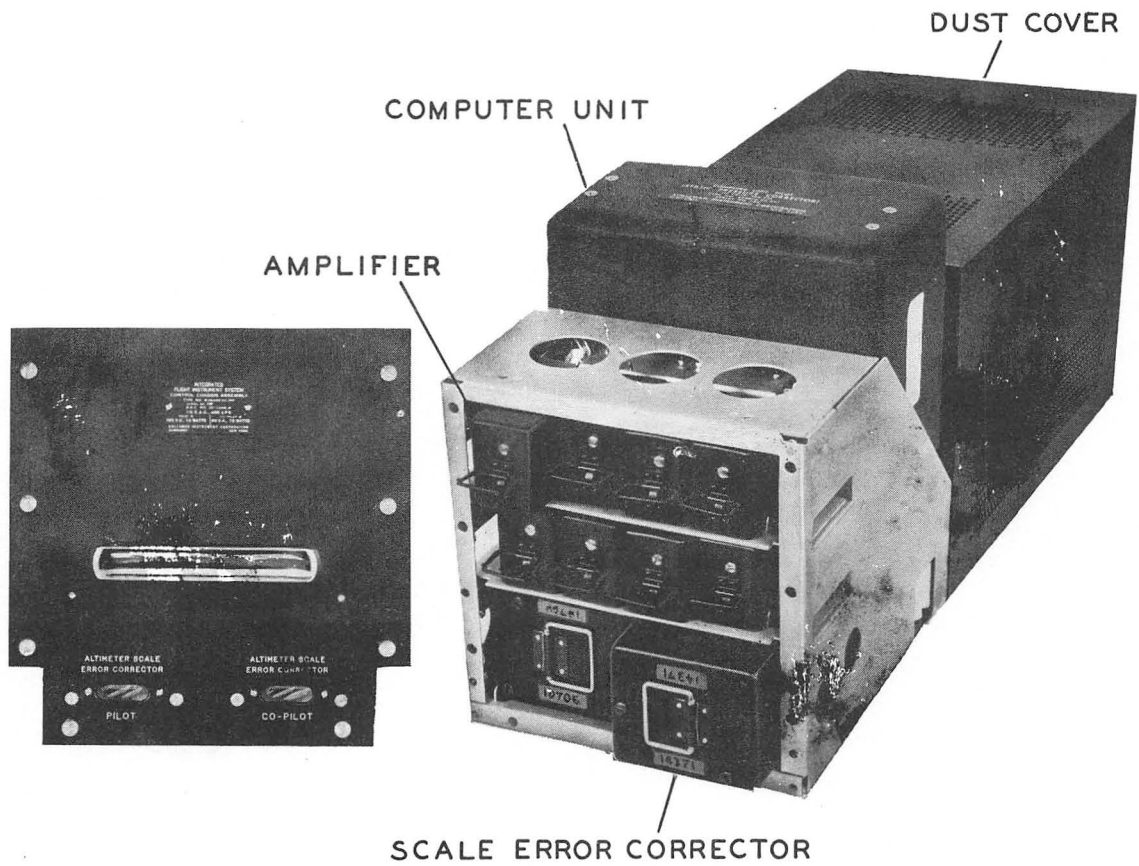
Die Seriennummern der beiden Skalenfehlerkorrektoren können durch einen Ausschnitt am Steuergehäuse (= Gehäuse der Steuereinheit) abgelesen werden. Dadurch läßt sich leicht die Übereinstimmung der Seriennummern zwischen Korrektor (Scale Error Corrector) und Höhenmesser feststellen.

Das Abdeckblech kann leicht entfernt werden. Nach dem Entfernen des Blechs hat man freien Zugang zu den dahinter liegenden Bauteilen, die alle mit abgefederten Griffen versehen sind.

Die 6 Transistor-Magnetverstärker können untereinander ausgetauscht werden.

Die Computer Unit kann allerdings nur dann herausgenommen werden, wenn die gesamte äußere Gehäuseverkleidung abgenommen wird. Um aber die Gehäuseverkleidung abnehmen zu können, muß das ganze Steuergehäuse demontiert werden.

Hinter dem Abdeckblech befinden sich 2 Justierschrauben zum Abgleichen der Widerstände für die SAT und TAS-Brücke. Beim Justieren muß zuerst die SAT Brücke abgeglichen werden.



**3.10 Bodenkontrolle und Flugkontrolle des KIFI-Systems**  
(PRE-Flight Check und In-Flight Check)

Pilot und Co-Pilot haben jeweils für ihr KIFI-System einen Testschalter am Haupt-Instrumentenbrett.

Beim Betätigen des Testschalters müssen sich folgende Anzeigen ergeben:

**1. Bodentest**

Altitude	+500 Feet
True Outside Air Temperatur (SAT)	-80°C ± 1°C
True Airspeed	496 knots ± 5

**2. Flugtest**

Altitude	angezeigte Höhe + 500 Feet
----------	----------------------------

**True Outside Air Temperatur (SAT)**

Bei Mach	0,25 - 0,30	-80°C
Bei Mach	0,73 - 0,90	-80°C
Bei Mach	0,33 - 0,70	-64°C

**True Airspeed**

Bei Mach	0,25 - 0,30	493 knts
Bei Mach	0,33 - 0,70	291 knts
Bei Mach	0,73 - 0,90	493 knts

**Machmotor dreht in eine Stellung, die der Machzahl**

Bei Mach	0,25 - 0,30	0,917
Bei Mach	0,33 - 0,70	0,517
Bei Mach	0,73 - 0,90	0,517

entspricht. Die Machzahlanzeige ändert sich dabei nicht.