

**BUNDESFACHSCHULE FÜR FLUGTECHNIK**

# **INSTRUMENTENSYSTEME**

**Sammlung der Instrumentenlehrinhalte aus den Modulen 11a, 12, 15, 16 nach European Aviation Safety Agency (EASA), Part-66. Noch fehlende Lehrinhalte sind auf der letzten Seite ersichtlich.**

**Unterrichtsvorbereitung**

**Dipl.-HTL-Ing.**

**Manfred HOLZER**

## INHALTSVERZEICHNIS

<b>1</b>	<b>ALLGEMEINES</b>	<b>6</b>
1.1	KONSTRUKTIVE UNTERSCHIEDSMERKMALE	6
1.2	EINTEILUNG DER BORDINSTRUMENTE	6
1.2.1	FLUGÜBERWACHUNGSINSTRUMENTE	6
1.2.2	TRIEBWERKÜBERWACHUNGSINSTRUMENTE	6
1.2.3	FLUGWERKÜBERWACHUNGSINSTRUMENTE	6
1.2.4	NAVIGATIONSINSTRUMENTE	7
1.2.5	INTEGRIERTES INSTRUMENTENSYSTEM	7
1.3	ANFORDERUNGEN AN DIE BORDINSTRUMENTE	8
1.4	INSTRUMENTENEINBAU	9
<b>2</b>	<b>INTERNATIONALE STANDARDATMOSPHERE (ISA)</b>	<b>10</b>
<b>3</b>	<b>DRUCKMESSSONDEN</b>	<b>11</b>
3.1	PITOTROHR, GESAMTDRUCKROHR (Pitot Probe)	12
3.2	STATISCHE DRUCKABNAHME	12
3.2.1	DRUCKSONDE (Static Probe)	12
3.2.2	MESSÖFFNUNG AM RUMPF (Static Port)	13
3.3	PRANDTLSCHESES ROHR, STAUROHR (Pitot-Static Probe)	13
3.3.1	PITOT- UND STATIKSYSTEME	14
<b>4</b>	<b>DOSENINSTRUMENTE</b>	<b>14</b>
4.1	MESSELEMENT - MEMBRANDOSE	15
4.1.1	MESSFEHLER BEI MEMBRANDOSEN	16
4.1.1.1	HYSTERESE	16
4.1.1.2	ELASTISCHE NACHWIRKUNG	17
4.1.2	VERNINGERUNG DER DOSENFEHLER	17
4.2	ÜBERTRAGUNGSMECHANISMUS	18
4.2.1	SCHUBKURBEL	18
4.2.2	GLEITHEBEL	19
4.2.3	ZAHNRADGETRIEBE	19
4.2.4	FEDERN	20
4.2.5	TEMPERATURKOMPENSATION ALLGEMEIN	20
4.3	HÖHENMESSER (Altimeter)	21
4.3.1	FUNKTION	22

4.3.2	TEMPERATURKOMPENSATION DER ANEROIDDOSE	23
4.3.3	BAUAUSFÜHRUNGEN	25
4.3.3.1	ZEIGERHÖHENMESSER	25
4.3.3.2	TROMMELHÖHENMESSER (Zählwerkhöhenmesser)	26
4.3.4	BEISPIEL EINES EINFACHEN HÖHENMESSERS	27
4.3.5	AUFBAU EINES KODIER-HÖHENMESSERS (Encoding Altimeter)	28
4.3.6	ARTEN VON FLUGHÖHEN / HÖHENMESSEREINSTELLUNGEN	31
4.3.6.1	QFE –HÖHE (FE = Field Elevation)	32
4.3.6.2	QNH - HÖHE (NH = Normal Height)	33
4.3.6.3	DRUCKHÖHE (Pressure Altitude), QNE - HÖHE (NE = Normal Elevation)	34
4.3.6.4	DICHTEHÖHE (Density Altitude)	36
4.3.6.5	WAHRE HÖHE (True Altitude)	37
4.3.7	ANZEIGEFehler	38
4.3.7.1	SYSTEMFEHLER	38
4.3.7.2	METEOROLOGISCHE FEHLER	38
<b>4.4</b>	<b>FAHRTMESSER (Airspeed Indicator)</b>	<b>39</b>
4.4.1	FUNKTION	40
4.4.2	LINEARISIERUNG DER ANZEIGESKALA (Square-law Compensation)	41
4.4.3	BEISPIEL EINES FAHRTMESSERS - SYSTEM KOLLSMAN	42
4.4.4	FAHRTMESSERMARKIERUNGEN	43
4.4.5	ANZEIGEFehler	45
4.4.5.1	SYSTEMFEHLER	45
4.4.5.2	METHODENFEHLER	46
4.4.6	ARTEN VON FLUGGESCHWINDIGKEITEN	47
4.4.6.1	ANGEZEIGTE EIGENGESCHWINDIGKEIT (Indicated Airspeed - IAS)	47
4.4.6.2	BERICHTIGTE EIGENGESCHWINDIGKEIT (Calibrated Airspeed - CAS)	47
4.4.6.3	BEZOGENE EIGENGESCHWINDIGKEIT (Equivalent Airspeed - EAS)	48
4.4.6.4	WAHRE EIGENGESCHWINDIGKEIT (True Airspeed - TAS)	48
4.4.7	GESCHWINDIGKEITSÜBERSICHT	50
<b>4.5</b>	<b>MACHMETER (Machmeter)</b>	<b>50</b>
4.5.1	FUNKTION	51
4.5.2	BEISPIEL EINES MACHMETERS	52
4.5.3	BAUAUSFÜHRUNGEN	54
4.5.3.1	MACHMETER	54
4.5.3.2	FAHRT-MACHMETER	54
<b>4.6</b>	<b>VARIOMETER (Vertical Speed Indicator, Rate Of Climb Indicator - ROC)</b>	<b>55</b>
4.6.1	FUNKTION	56
4.6.1.1	DROSSELEINHEIT (Metering Unit)	57
4.6.1.2	BEISPIEL EINES DOSENVARIOMETERS	58

4.6.2	<b>ANZEIGEFehler</b>	60
4.6.2.1	<b>SYSTEMFEHLER</b>	60
4.6.2.2	<b>METHODENFEHLER</b>	60
<b>5</b>	<b>KREISELINSTRUMENTE</b>	<b>61</b>
<b>5.1</b>	<b>ALLGEMEINES</b>	<b>61</b>
5.1.1	<b>KREISELGESETZE</b>	61
5.1.2	<b>FREIHEITSGRADE DES KREISELS</b>	63
5.1.3	<b>AUSWANDERN DES VOLLKARDANISCH AUFGEHÄNGTEN KREISELS</b>	64
5.1.3.1	<b>WIRKLICHES WANDERN (wirkliche Präzession)</b>	64
5.1.3.2	<b>SCHEINBARES WANDERN (scheinbare Präzession)</b>	65
5.1.4	<b>KREISELANTRIEB IN LFZ-INSTRUMENTEN</b>	66
<b>5.2</b>	<b>KURSKREISEL (Directional Gyro Indicator)</b>	<b>67</b>
5.2.1	<b>FUNKTION</b>	67
5.2.2	<b>PNEUMATISCH BETRIEBENER KURSKREISEL</b>	68
5.2.3	<b>ELEKTRISCH BETRIEBENER KURSKREISEL</b>	69
5.2.4	<b>STÜTZUNG DES KURSKREISELS</b>	70
5.2.4.1	<b>PNEUMATISCHE STÜTZUNG</b>	71
5.2.4.2	<b>ELEKTRISCHE STÜTZUNG</b>	72
5.2.5	<b>FÜHRUNG DES KURSKREISELS</b>	74
5.2.6	<b>ANZEIGEFehler</b>	76
5.2.7	<b>BAUAUSFÜHRUNGEN</b>	76
<b>5.3</b>	<b>KÜNSTLICHER HORIZONT (Artificial Horizon, Attitude Indicator)</b>	<b>77</b>
5.3.1	<b>FUNKTION</b>	79
5.3.2	<b>ANTRIEB DES KÜNSTLICHEN HORIZONTES</b>	80
5.3.3	<b>STÜTZUNG DES KÜNSTLICHEN HORIZONTES</b>	81
5.3.3.1	<b>PNEUMATISCHE STÜTZUNG</b>	82
5.3.3.2	<b>MECHANISCHE STÜTZUNG - SYSTEM SFENA</b>	84
5.3.3.3	<b>ELEKTRISCHE STÜTZUNG</b>	86
5.3.4	<b>ANZEIGEFehler</b>	88
5.3.5	<b>RAHMENSPERRE</b>	89
5.3.6	<b>FERNHORIZONT</b>	91
5.3.7	<b>HORIZONTKOMMANDOANZEIGE (Attitude Director - ADI)</b>	91
<b>5.4</b>	<b>WENDEZEIGER (Turn and Slip Indicator)</b>	<b>92</b>
5.4.1	<b>FUNKTION</b>	93
5.4.2	<b>FUNKTION DER LIBELLE (Ball in Tube Indicator)</b>	94
5.4.3	<b>ANTRIEB</b>	95
5.4.4	<b>BAUAUSFÜHRUNGEN</b>	96
5.4.4.1	<b>KLASSISCHER WENDEZEIGER</b>	96

5.4.4.2	KURVENKOORDINATOR (Turn Coordinator)	97
<b>6</b>	<b>KOMPASSANLAGEN</b>	<b>98</b>
6.1	ALLGEMEINES	98
6.2	MAGNETKOMPASS (Notkompass, Stand-by Compass)	100
6.2.1	KOMPASSFEHLER	101
6.2.1.1	MECHANISCHE FEHLER	101
6.2.1.2	MAGNETISCHE FEHLER (Deviation)	101
6.2.2	BAUAUSFÜHRUNGEN	103
6.3	FERNKOMPASS (Remote Indicating Compass)	104
6.3.1	KREISELKOMPASS (Gyro Compass, Slaved Gyro)	105
6.3.1.1	AUFBAU DER MAGNETSONDE (Flux Detector Element, Flux Valve)	106
6.3.1.2	FUNKTION DER MAGNETSONDE	107
6.3.1.3	ANZEIGEINSTRUMENTE	111
<b>7</b>	<b>TRIEBWERK- UND ANLAGENÜBERWACHUNGSINSTRUMENTE</b>	<b>113</b>
7.1	TEMPERATURMESSSYSTEME	113
7.1.1	BIMETALLTHERMOMETER	113
7.1.2	ELEKTRISCHE THERMOMETER	113
7.1.2.1	WIDERSTANDSTHERMOMETER (Resistance Instruments)	114
7.1.2.2	THERMOELEMENT-THERMOMETER (Thermocouple Instruments)	115
7.2	DRUCKMESSSYSTEME	116
7.2.1	BEZUGSSYSTEME	117
7.2.2	FEDERROHR (Bourdonrohr) - DRUCKMESSER	118
7.2.3	MESSDOSEN - DRUCKMESSER	118
7.2.4	DIFFERENZDRUCKMESSER (Differential Pressure Gauge)	119
7.2.5	ANSAUG- und LADEDRUCKMESSER (Manifold Pressure Gauge)	120
7.2.6	DRUCKSCHALTER (Pressure Switch)	122
7.3	DREHZAHLMESSER (Tachometer)	123
7.3.1	NAHDREHZAHLMESSER	123
7.3.1.1	WIRBELSTROM - DREHZAHLMESSER	124
7.3.2	FERNDREHZAHLMESSER	125
7.3.2.1	GLEICHSTROM - DREHZAHLMESSER	125
7.3.2.2	WECHSELSTROM - DREHZAHLMESSER	126
7.3.2.3	DREHSTROM - DREHZAHLMESSER	127
7.4	VORRATSMESSER (Quantity Indicating System)	128
7.4.1	MECHANISCHER SCHWIMMERVORRATSMESSER	128
7.4.2	ELEKTRISCHER SCHWIMMERVORRATSMESSER	129

7.4.3	KAPAZITIVER VORRATSMESSER (Capacitance Fuel Quantity System)	130
7.5	KRAFTSTOFF - DURCHFLUSSMESSSYSTEME (Fuel Flow Indicating System)	134
7.5.1	VOLUMENDURCHFLUSSANZEIGEN	134
7.5.1.1	TURBINENRADGEBER	134
7.5.1.2	STAUSCHEIBENGEBER	135
7.5.2	MASSENDURCHFLUSSANZEIGEN	136
7.5.2.1	DREHIMPULSGEBER	136
8	LITERATURVERZEICHNIS	137

# 1 ALLGEMEINES

## 1.1 KONSTRUKTIVE UNTERSCHIEDSMERKMALE

Der konstruktive Aufbau der Instrumente reicht vom einfachen, mechanischen Innenleben (z.B. Fahrtmesser) über mechanisch / elektrische Konstruktionen (z.B. künstlicher Horizont) bis zum elektronischen Instrument (z.B. GPS – siehe 4. Klasse).

## 1.2 EINTEILUNG DER BORDINSTRUMENTE

### 1.2.1 FLUGÜBERWACHUNGSMERKMALE

Sie liefern dem Piloten alle für die Durchführung eines Fluges notwendigen Informationen über Höhe, Fluggeschwindigkeit, Steig- u. Sinkgeschwindigkeit, Fluglage usw.

### 1.2.2 TRIEBWERKÜBERWACHUNGSMERKMALE

Sie dienen zur Überwachung der Triebwerksanlage und liefern Informationen über Drehzahlen, Temperaturen, Öldruck, Drehmoment, Bordnetz, Kraftstoffmenge usw.

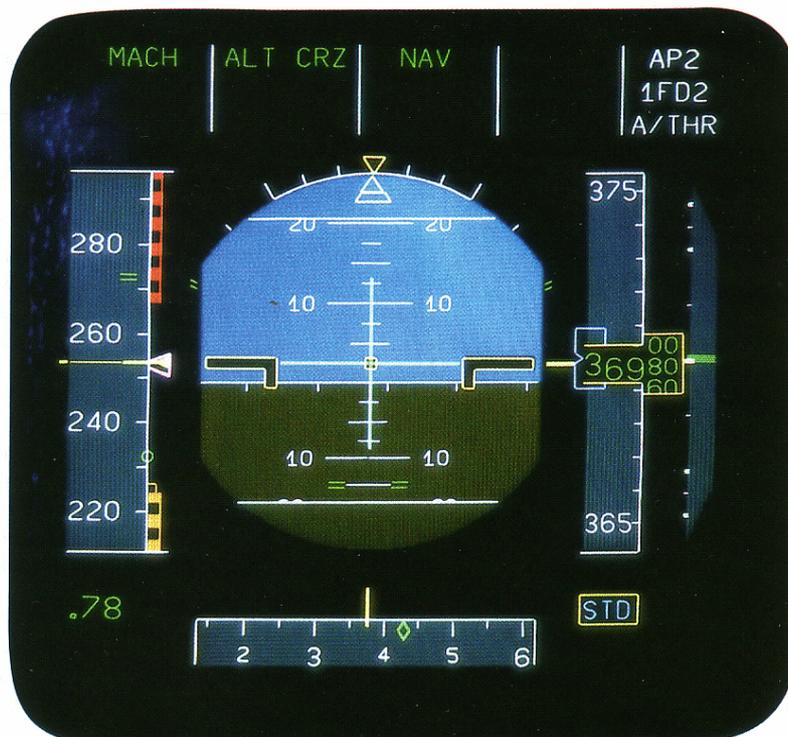
### 1.2.3 FLUGWERKÜBERWACHUNGSMERKMALE

Sie dienen zur Überwachung der Flugwerkanlage (Zelle, Struktur) und liefern Informationen über Hydraulikdruck, Kabinendruck, Landeklappenstellung, Fahrwerksstellung, Trimmruderstellung, Sauerstoffdruck usw.

## 1.2.4 NAVIGATIONSINSTRUMENTE

Sie ermöglichen die Einhaltung des geplanten Flugweges. Dazu zählen Kompasssystem, Borduhr, Funknavigationssysteme (VOR, ADF), Satellitennavigationssysteme (GPS) usw.

## 1.2.5 INTEGRIERTES INSTRUMENTENSYSTEM

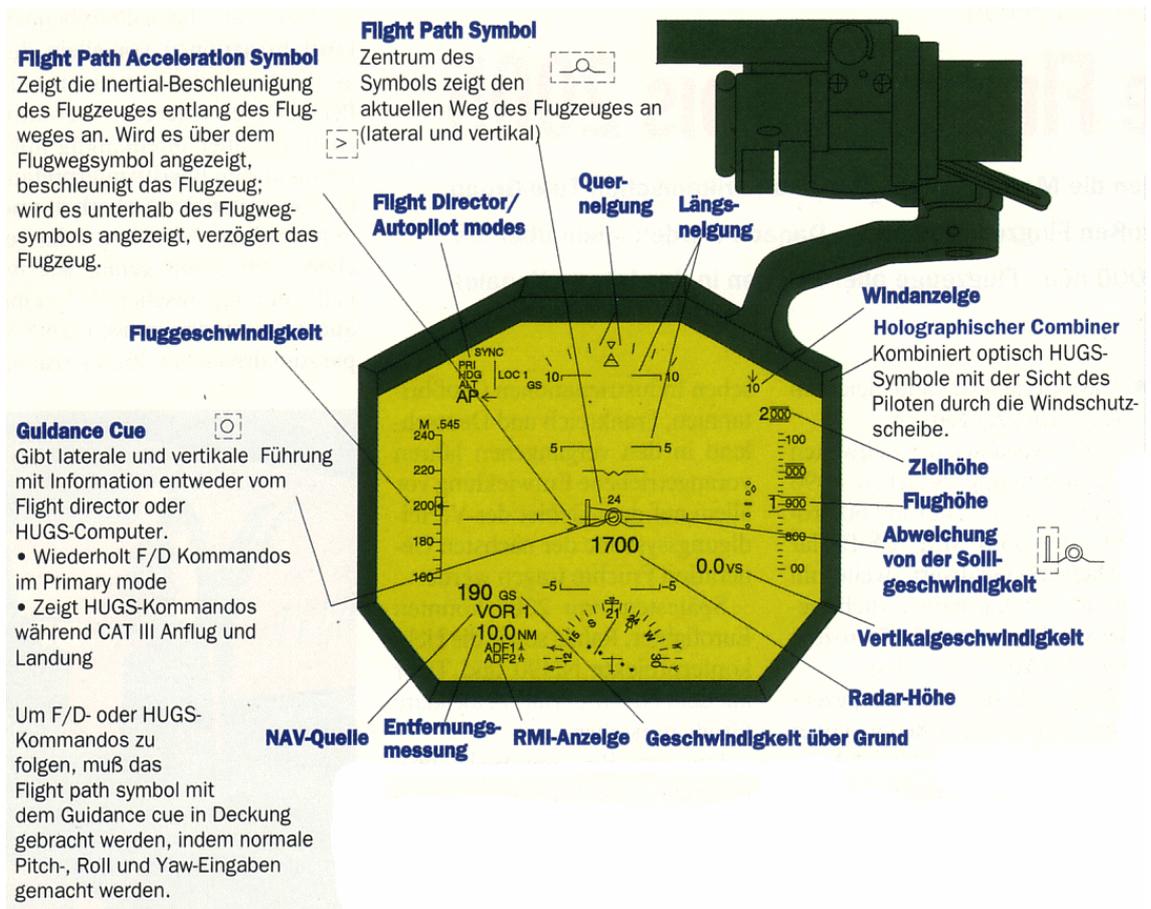


Das PFD (Primary Flight Display) integriert alle Fluginstrumente, für die früher mindestens sechs »Uhren« notwendig waren, in einer Anzeige

Der Trend geht heute zu den integrierten, vollelektronischen Instrumentensystemen (EFIS - Electronic Flight Instrument System, Glascockpit). Mechanische Kreisel werden von Laserkreisel (siehe 4. Klasse) abgelöst.

Es werden mehrere Informationen (z.B. Fluglage, Kurs, Flugeschwindigkeit, Höhe, usw.) in einem Mehrfachanzeigeinstrument vereinigt (integriert).

Die Verwendung von Farbbildschirmen (LCD) im Instrumentenbrett ermöglicht es dem Piloten, die für die momentane Flugphase benötigte Instrumentendarstellung zu wählen.



Vor allem bei Kampfflugzeugen werden diese Informationen auf dem sogenannten "Head Up Display" (HUD) im Bereich der Frontscheibe eingeblendet. Dadurch kann der Pilot während der Luftraumbeobachtung auch die Flugzeugdaten ablesen.

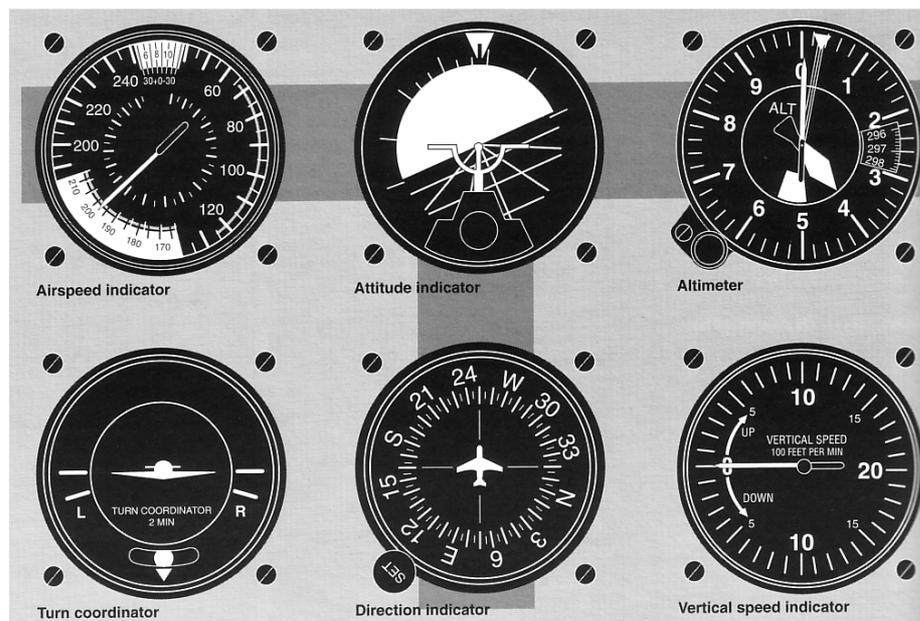
### 1.3 ANFORDERUNGEN AN DIE BORDINSTRUMENTE

- hohe Betriebssicherheit (große MBF = Meantime Between Failure)
- Temperaturfestigkeit (-70°C bis + 50°C)

- ausreichende Genauigkeit
- Beschleunigungsfestigkeit
- Druckfestigkeit
- geringes Gewicht
- geringer Energieverbrauch

## 1.4 INSTRUMENTENEINBAU

Zur Vermeidung von Vibrationsschäden wird das Instrumentenbrett auf Schwingungsdämpfer (Shock - Mounts) montiert.



Um eine einheitliche Instrumentenanordnung in allen Luftfahrzeugen zu gewährleisten, werden die wichtigsten Instrumente in einer vorgeschriebenen Reihenfolge (T-Form) angeordnet.

Dabei sind die Instrumente um den künstlichen Horizont angebracht, wodurch der "Cross - Check" mit den anderen Instrumenten erleichtert wird.

## 2 INTERNATIONALE STANDARDATMOSPHERE (ISA)

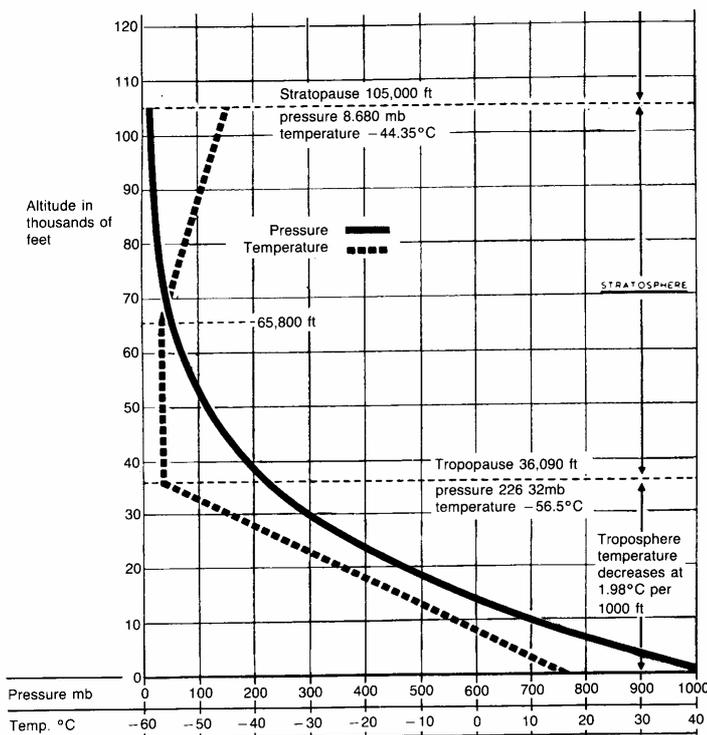
Um einheitliche Werte für die Eichung von Instrumenten (Höhenmesser) und die Festlegung von Luftfahrzeug-Leistungsdaten zu haben, hat die ICAO (International Civil Aviation Organisation) die Standardatmosphäre eingeführt.

Die Daten der Standardatmosphäre sind auf 45° geographische Breite bezogen. Sie sind langjährige Mittelwerte der Atmosphärenzustände (Druck, Temperatur, usw).

Die Standardatmosphäre weist folgende Grunddaten auf:

- Luftdruck in mittlerer Meereshöhe (Mean Sea Level - MSL) = 1013,25 hPa (29.92 in Hg). Er nimmt mit zunehmender Höhe logarithmisch ab.
- Lufttemperatur in MSL = 15°C (288 K)
- Relative Luftfeuchte = 0% (Einfluss gering  $\Rightarrow$  vernachlässigbar)
- Dichte in MSL = 1,225 kg/m<sup>3</sup>
- Temperaturabnahme mit zunehmender Höhe (Temperaturgradient) = 0.65°C pro 100 m (in 11 - 20 km = 0°C pro 100 m)
- Tropopausenhöhe = 11 km (36000 ft)
- Tropopausentemperatur = -56,5 °C

Die kompletten Standardwerte der unteren Atmosphäre sind aus folgenden Skizzen ersichtlich:

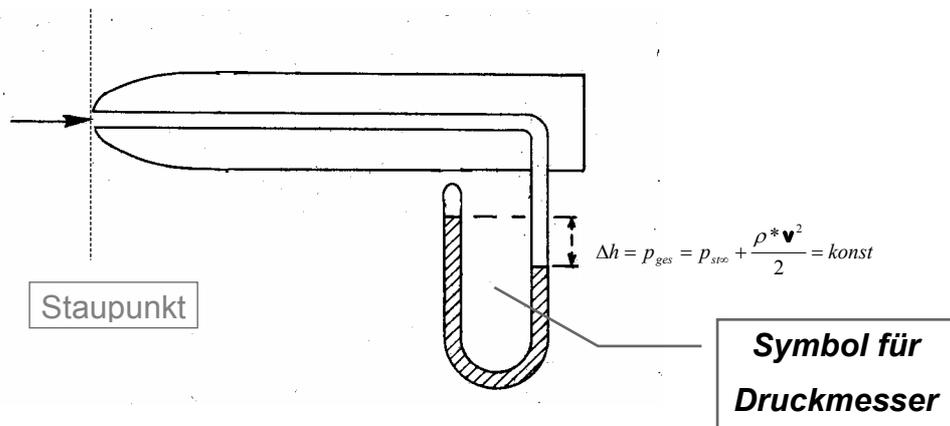


Höhe m	Temp. °C	Druck mb	Dichte kg·m <sup>-3</sup>	Schallg. m·s <sup>-1</sup>
0	15,0	1013,25	1,225	340,3
1000	8,5	898,7	1,111	336,4
2000	2,0	795,0	1,006	332,5
3000	- 4,5	701,2	0,909	328,6
4000	-11,0	616,6	0,819	324,6
5000	-17,5	540,4	0,736	320,5
6000	-24,0	472,2	0,660	316,5
7000	-30,5	411,1	0,590	312,3
8000	-36,9	356,5	0,526	308,1
9000	-43,4	308,0	0,467	303,8
10000	-49,9	265,0	0,414	299,5
11000	-56,4	227,0	0,365	295,2
12000	-56,5	194,0	0,312	295,1
13000	-56,5	165,8	0,267	295,1
14000	-56,5	141,7	0,228	295,1
15000	-56,5	121,1	0,195	295,1
16000	-56,5	103,5	0,166	295,1
17000	-56,5	88,5	0,142	295,1
18000	-56,5	75,7	0,122	295,1
19000	-56,5	64,7	0,104	295,1
20000	-56,5	55,3	0,089	295,1
21000	-55,6	47,3	0,076	295,7
22000	-54,6	40,5	0,065	296,4
23000	-53,6	34,7	0,055	297,0
24000	-52,6	29,7	0,047	297,7
25000	-51,6	25,5	0,040	298,4
26000	-50,6	21,9	0,034	299,1
27000	-49,6	18,8	0,029	299,7
28000	-48,6	16,1	0,025	300,4
29000	-47,6	13,9	0,021	301,0
30000	-46,6	12,0	0,018	301,7
31000	-45,7	10,3	0,016	302,4
32000	-44,7	8,9	0,014	303,0

### 3 DRUCKMESSSONDEN

Flugüberwachungsinstrumente wie beispielsweise Höhenmesser, Fahrtmesser und Variometer benötigen den momentanen Gesamtdruck und/oder den statischen Druck. Um diese Drücke möglichst fehlerfrei während des Fluges aus der Atmosphäre zu entnehmen, bedient man sich folgender Messsonden:

### 3.1 PITOTROHR, GESAMTDRUCKROHR (Pitot Probe)

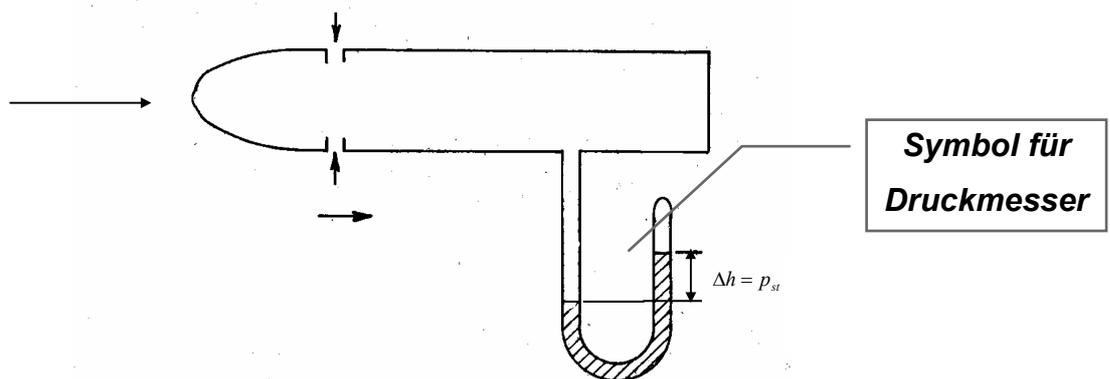


Mit dem Pitotrohr wird der Gesamtdruck gemessen, da im Staupunkt einer Strömung immer der Gesamtdruck anliegt!

### 3.2 STATISCHE DRUCKABNAHME

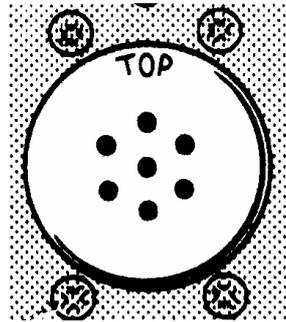
Zur Abnahme des statischen Druckes gibt es zwei Systeme:

#### 3.2.1 DRUCKSONDE (Static Probe)



Die Position der Druckabnahmebohrungen muss durch Versuche ermittelt werden (die Strömungsgeschwindigkeit an dieser Stelle muss jener der ungestörten Strömung entsprechen!). Der statische Druck an den Bohrungen entspricht dann dem statischen Druck der ungestörten Strömung.

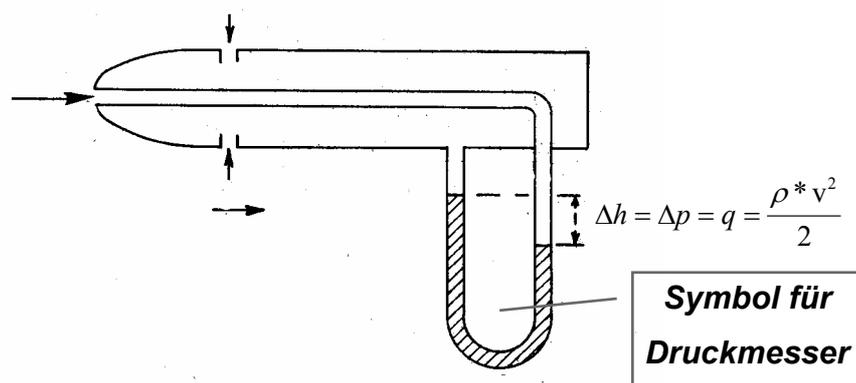
### 3.2.2 MESSÖFFNUNG AM RUMPF (Static Port)



Die statische Druckabnahme kann auch über kleine Bohrungen an beiden Seiten des Rumpfes erfolgen. Die Messstellen (werden ebenfalls durch Versuche ermittelt) müssen in einer wirbelfreien Zone liegen, damit weder Stau noch Sog auftritt.

Um Fehlanzeigen im Schiebeflug zu vermeiden, sind die beiden Abnahmen mittels T-Stück miteinander verbunden (Mittelwert).

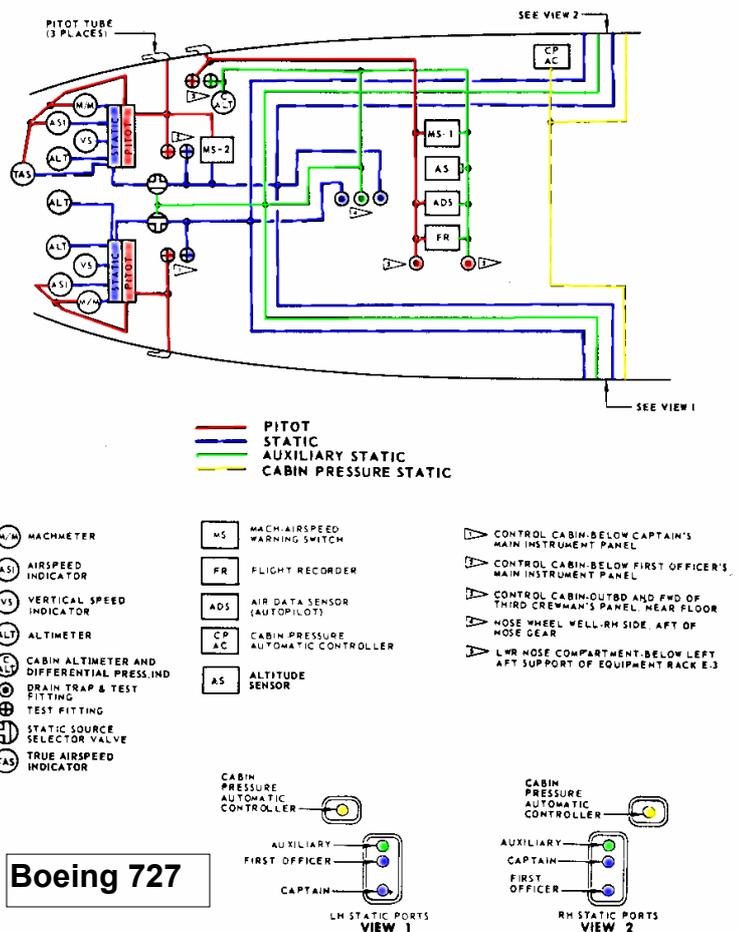
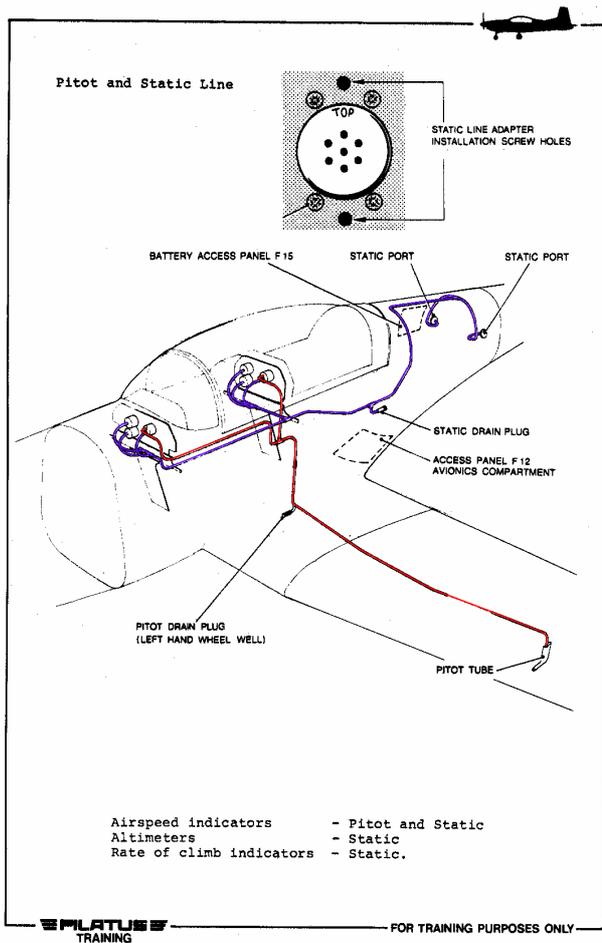
### 3.3 PRANDTLSCHESES ROHR, STAUROHR (Pitot-Static Probe)



Mit dem Staurohr wird der Druckunterschied zwischen Gesamtdruck und statischem Druck, also der Staudruck  $q$  gemessen!

Da der Staudruck  $q$  geschwindigkeitsabhängig ist, kann mit einem in Geschwindigkeit geeichten Druckmessinstrument die Fluggeschwindigkeit angezeigt werden.

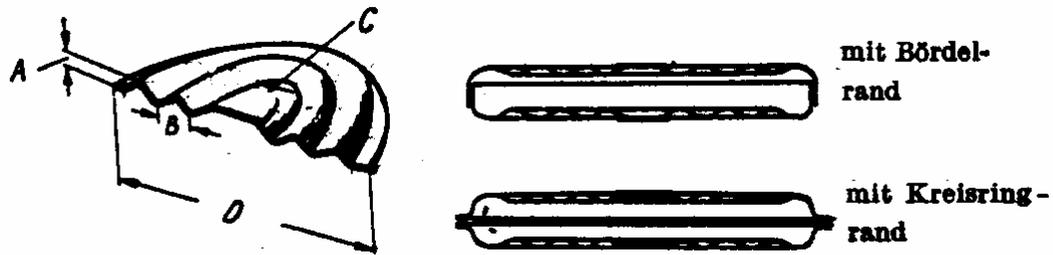
### 3.3.1 PITOT- UND STATIKSYSTEME



## 4 DOSENINSTRUMENTE

Zu den Doseninstrumenten zählen hauptsächlich Höhenmesser, Fahrtmesser, Machmeter, Variometer und diverse Druckanzeigeelemente. Die Art der Übertragungs- und Anzeigeelemente findet man in den meisten, mechanischen Instrumenten in ähnlicher Form.

## 4.1 MESSELEMENT - MEMBRANDOSE



A Wellenhöhe; B Wellenteilung; C steife Mittelplatte

### *Schnitt durch eine Membran und Beispiele für die Ausführung von Membrandosen*

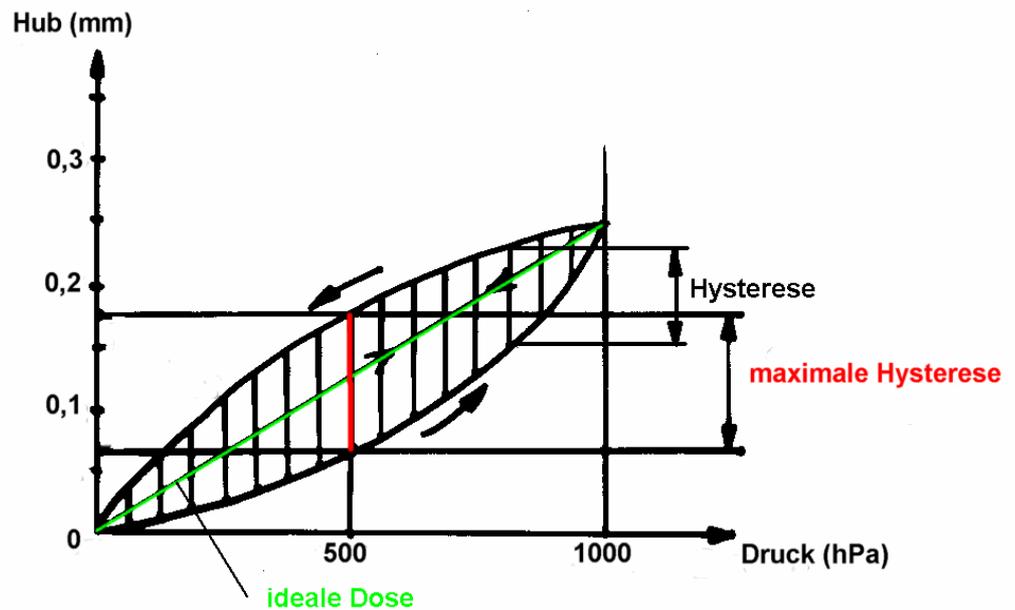
Die Membrandose ist ein verformbares Messelement, an dem Druck eine Bewegung hervorruft (Dosenhub). Sie besteht aus zwei kreisförmigen Membranen, die am Umfang verschweißt sind.

Zur Verbesserung der Verformungseigenschaften sind die Membranen mit konzentrischen Wellen versehen.

Man unterscheidet zwischen offenen und geschlossenen Membrandosen. Bei ersteren wird der zu messende Druck in das Doseninnere geleitet, die geschlossenen Dosen (Aneroiddosen) werden evakuiert.

## 4.1.1 MESSFEHLER BEI MEMBRANDOSEN

### 4.1.1.1 HYSTERESE

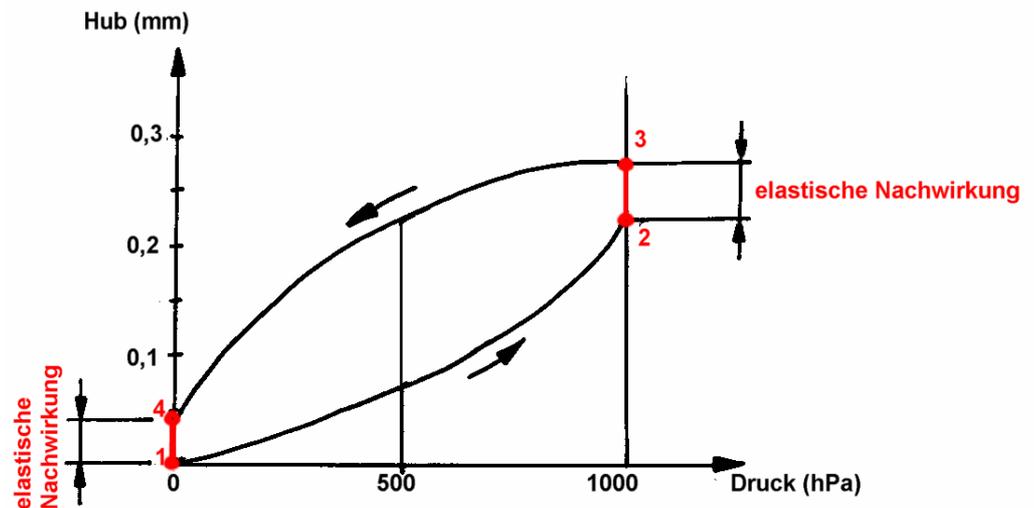


Wird das Innere einer offenen Membrandose unter Druck gesetzt (oder das Äußere einer Aneroiddose unter Unterdruck), entsteht ein Dosenhub.

Durch innere, molekulare Reibung zeigt sich jedoch ein unterschiedlicher Hub bei zunehmendem und abnehmendem Druck.

Der Hub bei abnehmendem Druck (z.B. bei einer offenen Dose) ist bei gleichem Prüfdruck immer größer als jener bei zunehmendem Druck. Diese Hubdifferenz nennt man Hysterese.

### 4.1.1.2 ELASTISCHE NACHWIRKUNG



Wird eine Dose mit Druck beaufschlagt, so erfolgt auch dann noch eine Vergrößerung des Hubes, wenn der Druck konstant gehalten wird (2-3).

Genauso kehrt die Dose nach Wegnahme des Druckes erst nach einer bestimmten Zeit in die Ausgangslage zurück (4-1). Diese Hubdifferenz nennt man elastische Nachwirkung.

### 4.1.2 VERRINGERUNG DER DOSENFEHLER

Die Hysterese und die elastische Nachwirkung lassen sich durch folgende Maßnahmen vermindern:

- künstliche Alterung (Belastung durch pulsierende Drücke über längere Zeit)
- großer Dosendurchmesser
- stärkeres Membranblech

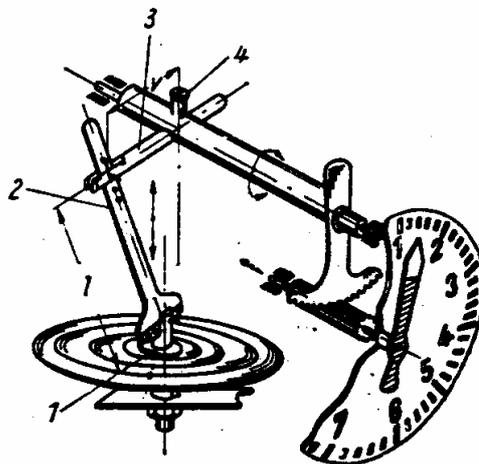
- Verwendung von Sonderwerkstoffen (z.B. Kupfer/Beryllium - Legierung)
- günstige Wellenform bei den Membranen.

## 4.2 ÜBERTRAGUNGSMECHANISMUS

Dieser hat die Aufgabe, den kleinen Hub der Dose zu vergrößern, und ihn als Zeigerausschlag sichtbar zu machen.

Temperaturschwankungen rufen im Übertragungsmechanismus Längenänderungen hervor. Diese müssen mittels Temperaturkompensation ausgeglichen werden.

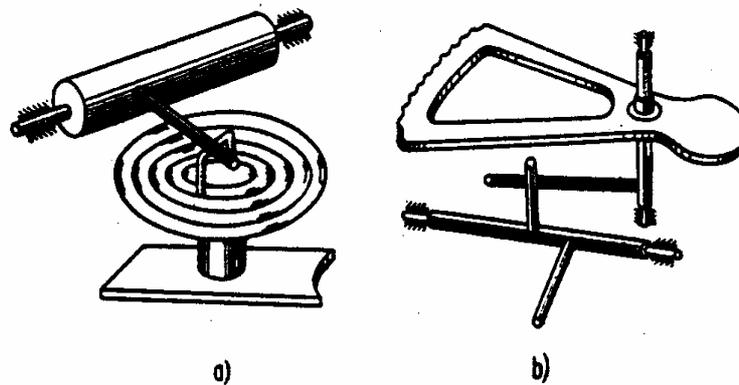
### 4.2.1 SCHUBKURBEL



1 Platte; 2 Koppel; 3 Kurbel (einstellbar); 4 Halteschraube;

Sie besteht aus den Bauteilen 1-4 und wandelt die Hubbewegung der Dose in eine Drehbewegung für die Zeigerbetätigung um.

## 4.2.2 GLEITHEBEL



a)

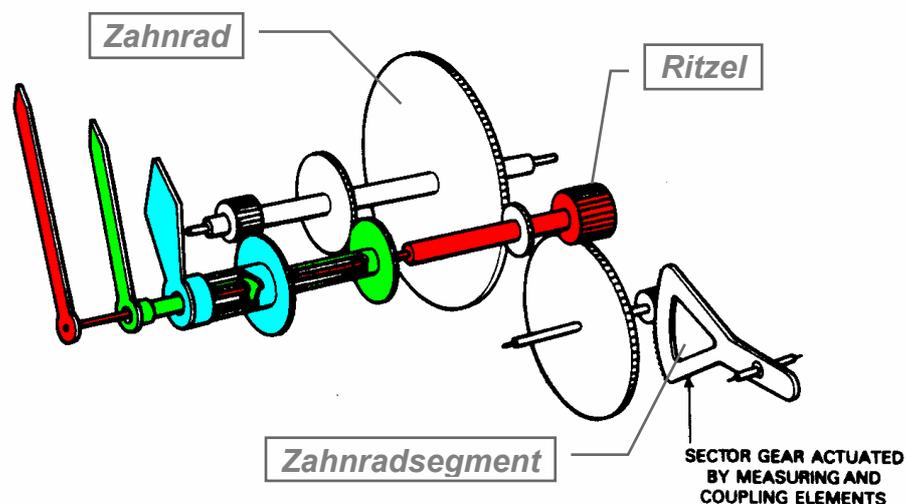
b)

*Gleithebel zur Meßwertübertragung*

a) Umformung des Dosenhubes in eine Drehbewegung einer Achse; b) Übertragung der Drehbewegung in eine andere Ebene

Gleithebel können einen Hub in eine Drehbewegung umformen, die Drehbewegung in eine andere Ebene übertragen sowie das Übersetzungsverhältnis laufend verändern. Damit sich die Bauteile ständig gegenseitig berühren, muss auf eine der Achsen eine Spiralfeder wirken.

## 4.2.3 ZAHNRADGETRIEBE



Zahnrad

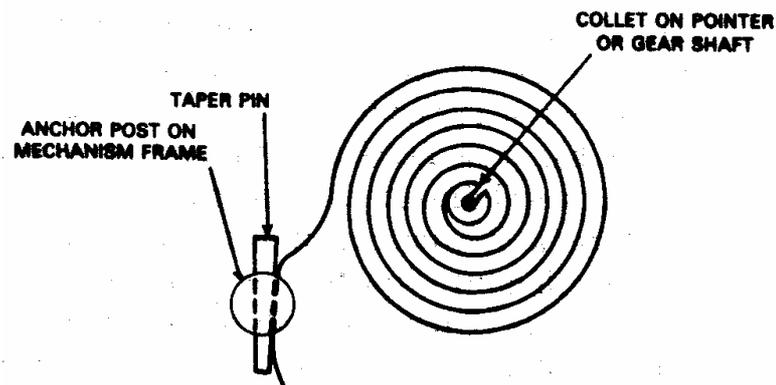
Ritzel

Zahnradsegment

SECTOR GEAR ACTUATED BY MEASURING AND COUPLING ELEMENTS

Es wird häufig als letzte Übertragungsstufe in Druckmessgeräten verwendet. Eine Spiralfeder dient zur Beseitigung des Zahnflankenspieles.

#### 4.2.4 FEDERN



Spiralfedern erzeugen ein kleines Moment und bringen dadurch zugehörige Teile des Übertragungsmechanismus zum Anliegen (z.B. Gleithebel, Zahnflanken).

#### 4.2.5 TEMPERATURKOMPENSATION ALLGEMEIN

Infolge von Temperaturschwankungen, die auf Instrumente einwirken (z.B. beim Höhenmesser durch seine Verbindung mit der Außenluft ca.  $\pm 50^{\circ}\text{C}$ ), kommt es zu Anzeigefehlern, die folgende Ursachen haben:

- Längenänderung im Übertragungsmechanismus (Kurbel, Koppel), die zur Änderung des Übersetzungsverhältnisses führt.
- Druckänderungen in den Aneroiddosen (z.B. Höhenmesser), die nicht zu 100% evakuiert sein können (Restluftmenge). Da-

durch ergibt sich eine Beeinflussung des Dosenhubes.

- Beeinflussung der Elastizität von Membrandosen (eine kalte Dose ist weniger verformbar als eine warme) und somit des Dosenhubes.

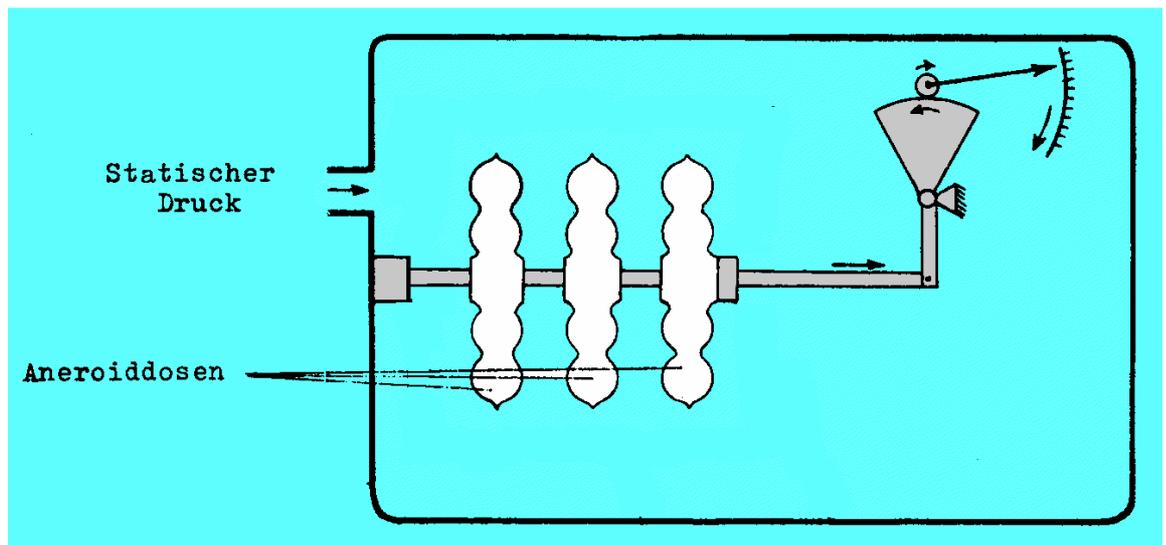


Diese Fehler werden, vor allem beim Höhenmesser, durch Einfügen von Bimetall-Temperaturkompensatoren beseitigt. Bimetallstreifen werden durch Verbinden (Walzen, Lötten u.s.w.) von Metallen mit sehr unterschiedlichen Wärmeausdehnungskoeffizienten hergestellt (z.B. Invar{Stahl+36% Nickel}/Stahl, Invar/Messing).

### 4.3 HÖHENMESSER (Altimeter)

Die barometrische Höhenmessung beruht auf der gesetzmäßigen Abnahme des Luftdrucks (logarithmisch) mit zunehmender Höhe. Der Höhenmesser misst also nicht die Höhe, sondern den am Messort herrschenden Luftdruck. Lediglich die Anzeigeskala ist in Höhen geeicht und zwar nach dem Zusammenhang zwischen Druck und Höhe in der Standardatmosphäre.

### 4.3.1 FUNKTION



Der wichtigste Teil des barometrischen Höhenmessers ist eine (fast) luftleer gepumpte Membrandose (Aneroiddose), die sich im geschlossenen Instrumentengehäuse befindet.

Der Innenraum des Instrumentengehäuses ist mit dem statischen Luftdruck verbunden, der dadurch von außen auf die Aneroiddosen wirkt. Die Dosenbewegung infolge des veränderlichen Luftdrucks wird durch ein Hebelwerk auf den Zeiger übertragen.

Heute wird vorwiegend der Feinhöhenmesser (Sensitive Altimeter) verwendet. Zum Vergrößern des Dosenhubes sind bei ihm mehrere Aneroiddosen hintereinander geschaltet. Der Messbereich geht bei Zivilflugzeugen bis 50.000 ft und bei Militärflugzeugen bis 80.000 ft (1000 ft = 305 m).

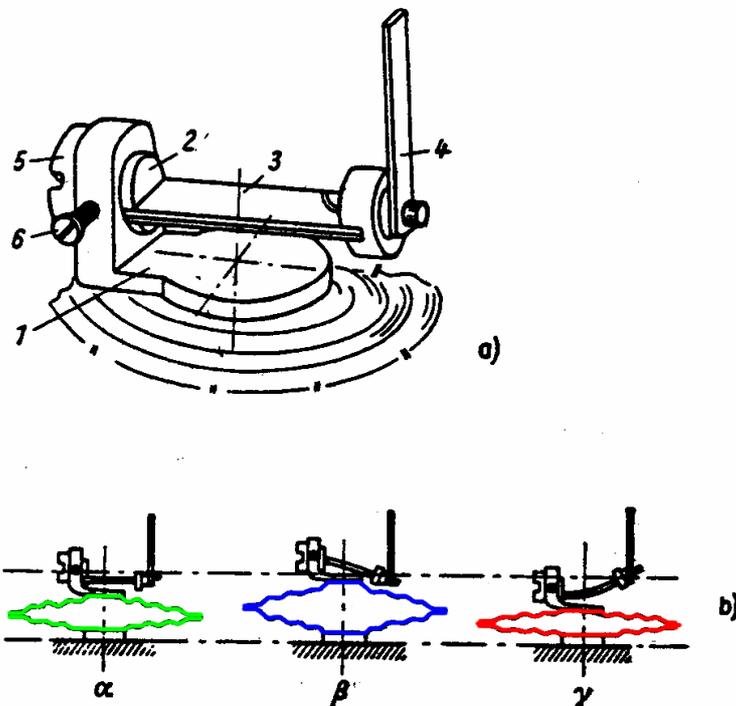
### 4.3.2 TEMPERATURKOMPENSATION DER ANEROIDDOSE

Wird beispielsweise eine Aneroiddose plötzlich abgekühlt dann wird das Material spröde. Dies bedeutet, sie ist weniger verformbar und versucht sich daher ihrer Ausgangsform vor der Evakuierung anzunähern. Dies bewirkt eine Hubvergrößerung der Dose, die kompensiert werden muss (Nullpunktkompensation).

Bei Erwärmung der Dose erfolgt der umgekehrte Vorgang {Merkhilfe: "rotglühend"  $\Rightarrow$  Dose wird "weich"  $\Rightarrow$  Hub wird kleiner}.

Am häufigsten werden folgende Methoden angewendet:

a) Kompensierung mittels Bimetallstreifen

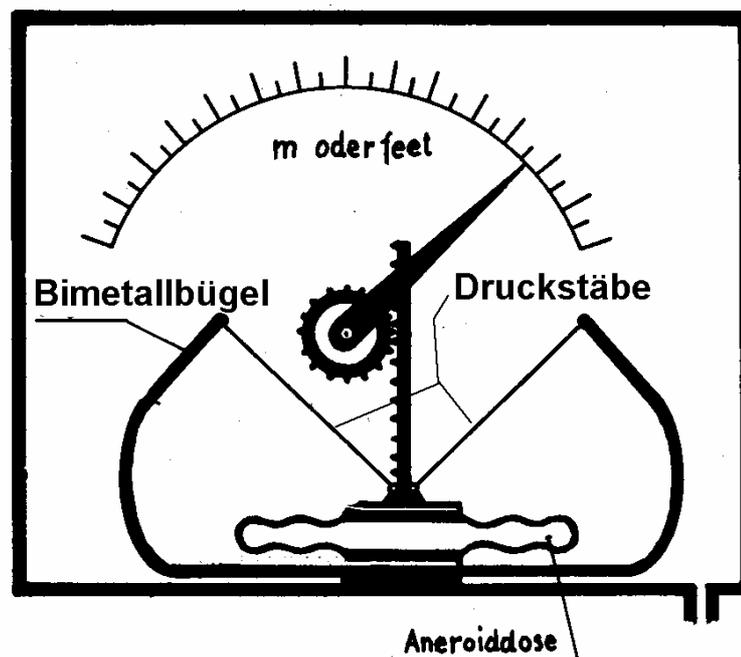


a) Gesamtansicht; b) Verformung der Druckmeßdose und Durchbiegung des Bimetallstreifens bei Temperaturänderung:  $\alpha) t = +15^\circ \text{C}$ ,  $\beta) t = -50^\circ \text{C}$ ,  $\gamma) t = +50^\circ \text{C}$   
 1 Platte; 2 Zylinderstück; 3 Bimetallstreifen; 4 Köppel; 5 Stellstück; 6 Sicherungsschraube

Die Kompensation erfolgt durch einen Bimetallstreifen. Dabei wird erreicht, dass der Angriffspunkt der Koppel seine Lage bei konstantem Luftdruck aber veränderlicher Temperatur beibehält (strichpunktierte Linie) und somit kein Einfluss auf die Instrumentenanzeige entsteht.

Die Einstellung der Kompensation erfolgt in der Klimakammer durch Verdrehen des Bimetallstreifens um seine Längsachse.

b) Kompensierung mittels Bimetallbügel und Druckstäben



Bei Eichtemperatur drücken die Druckstäbe durch die Vorspannung des Bimetallbügels mit einer bestimmten Kraft auf die Dose.

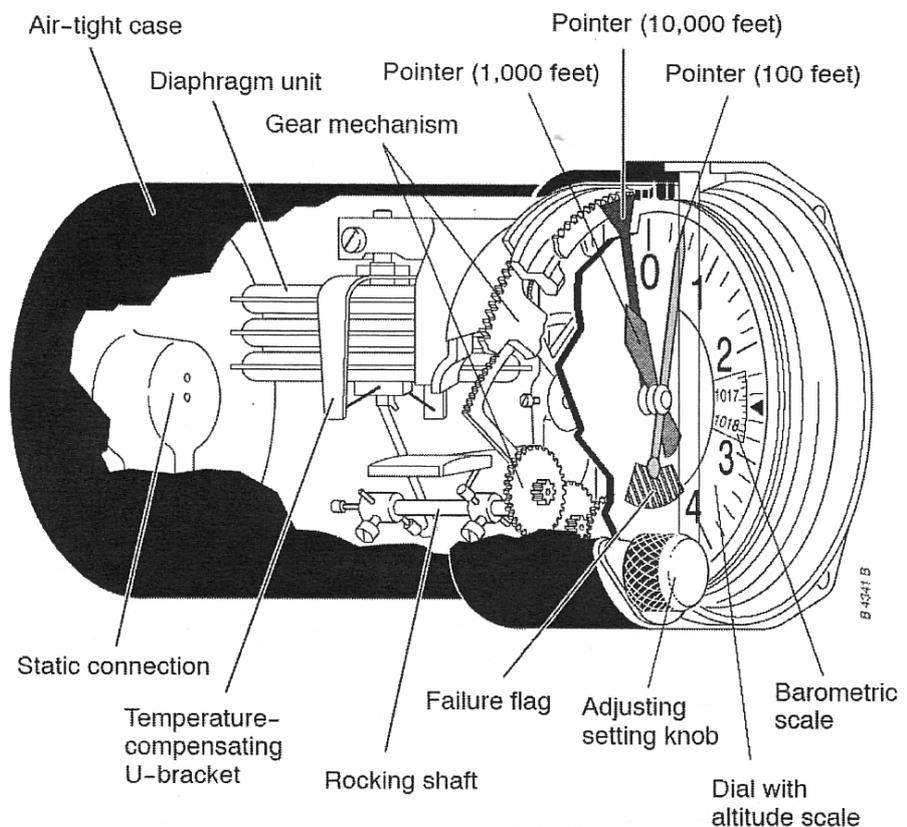
Verringert sich beispielsweise die Temperatur so hat, wie zuvor erklärt, die Dose die Tendenz sich auszudehnen.

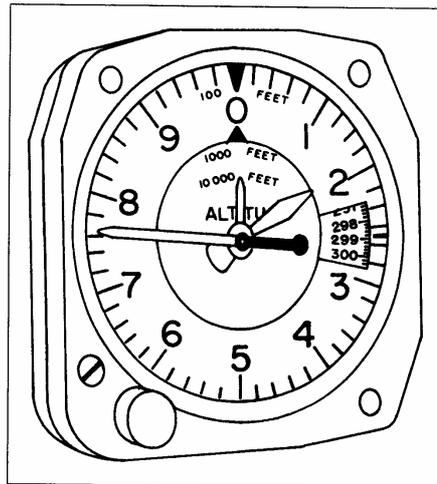
Der Bimetallbügel verformt sich jedoch gleichzeitig in Richtung Dose. Dadurch wird der Druck der Druckstäbe auf die Dose verstärkt und diese an der temperaturbedingten Ausdehnung gehindert. Bei Erwärmung verringern die Stäbe den Druck auf die Dose.

### 4.3.3 BAUAUSFÜHRUNGEN

#### 4.3.3.1 ZEIGERHÖHENMESSER

Sectional view of a typical altimeter:





The older style three-pointer sensitive altimeter.



The newer style three-pointer sensitive altimeter uses a different pointer and a striped symbol that is visible below about 15,000 ft. as aids to make reading the altimeter easier.

Abgelesene Höhe:

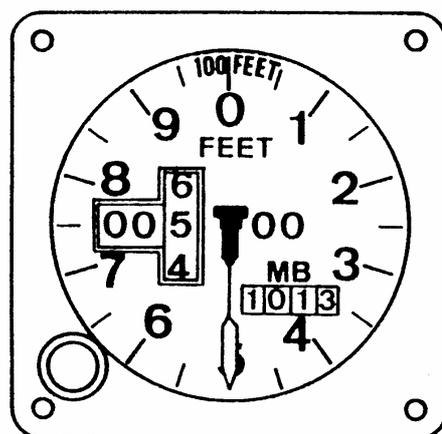
1760 ft

-620 ft

Der kleinste Zeiger (oder Dreiecksmarke) zeigt die 10.000 ft, der kleine Zeiger die 1000 ft und der große die 100 ft und die Werte dazwischen (20 ft).

### 4.3.3.2 TROMMELHÖHENMESSER (Zählwerkhöhenmesser)

Die Anzeige erfolgt mittels Zeiger und Trommel.



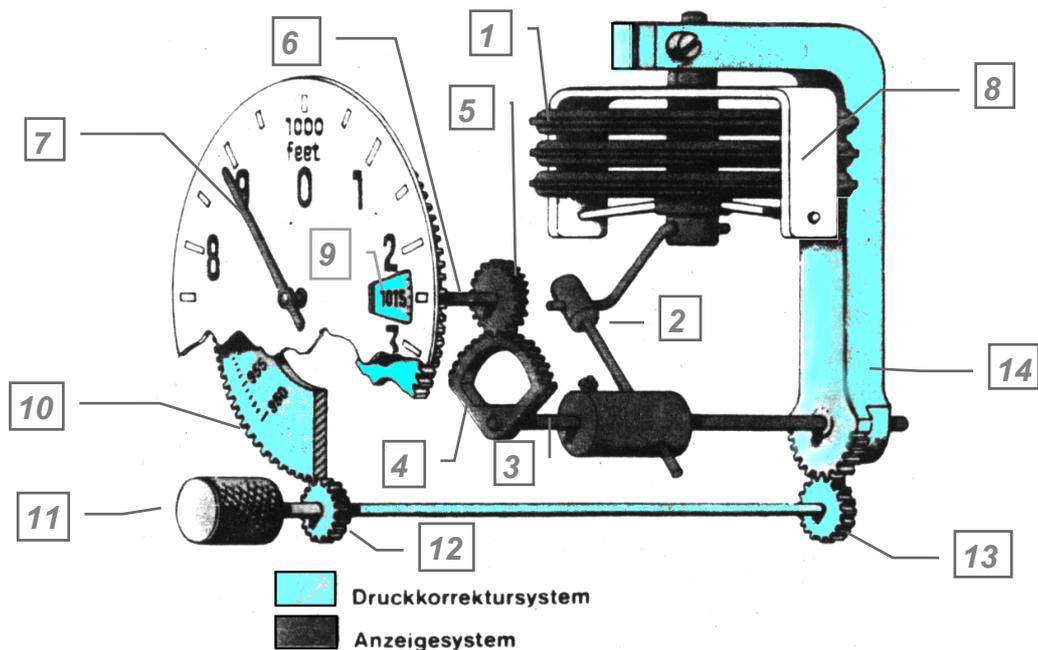
Abgelesene Höhe:

500 ft



2660 ft

### 4.3.4 BEISPIEL EINES EINFACHEN HÖHENMESSERS



Funktion des Höhenmessers (Schematische Darstellung)

Dieser Höhenmesser besitzt drei Aneroiddosen (1), die sich bei Änderung des atmosphärischen Druckes (statischer Druck) verformen. Der Druck wird an der Rückseite des Instrumentes in das abgedichtete Gehäuse geführt.

Bei Höhenänderung ändert sich somit der auf die Dosen von außen wirkende Druck. Der dadurch hervorgerufene Hub wird mittels Schubkurbel (2) in eine Drehbewegung der Zahnsegmentwelle (3) umgewandelt. Das Zahnsegment (4) greift in ein Ritzel (5), auf dessen Welle (6) beispielsweise ein Zeiger (7) aufgesetzt ist.

Der durch die Abweichung von der Eichtemperatur hervorgerufene Fehler wird mittels Temperaturkompensation (8) beseitigt.

Da der Druck in der Atmosphäre im Tagesverlauf und bei Ortsveränderungen schwankt (Hoch- und Tiefdruckgebiet), kommt es zur Verfälschung der Höhenanzeige. Um dies zu korrigieren, ist jeder Höhenmesser mit einer Druckkorrekturereinrichtung ausgerüstet. Im Korrekturfenster (9) lässt sich jener Druck einstellen, auf den die vom Höhenmesser angezeigte Höhe bezogen werden soll (Nullebene). Beispielsweise wird bei Platzrunden der Platzdruck eingestellt. Der Höhenmesser zeigt dann die Höhe über Platz. Befindet sich das Luftfahrzeug auf der Piste, dann zeigt der Höhenmesser bei dieser Einstellung 0 ft.

Der eingestellte Druck ist von Zeit zu Zeit durch den aktuellen Wert zu ersetzen (Funk). Dazu kann die Druckskala (10) mittels Rändelknopf (11) über das Zahnrad (12) verdreht werden. Gleichzeitig wird über das Zahnrad (13) der ganze Mechanismus (14) samt Zeigerwelle gedreht. Somit verstellen sich beim Verdrehen des Rändelknopfes gleichzeitig der Druck im Korrekturfenster (Subskala, Druckskala, usw.) und die angezeigte Höhe.

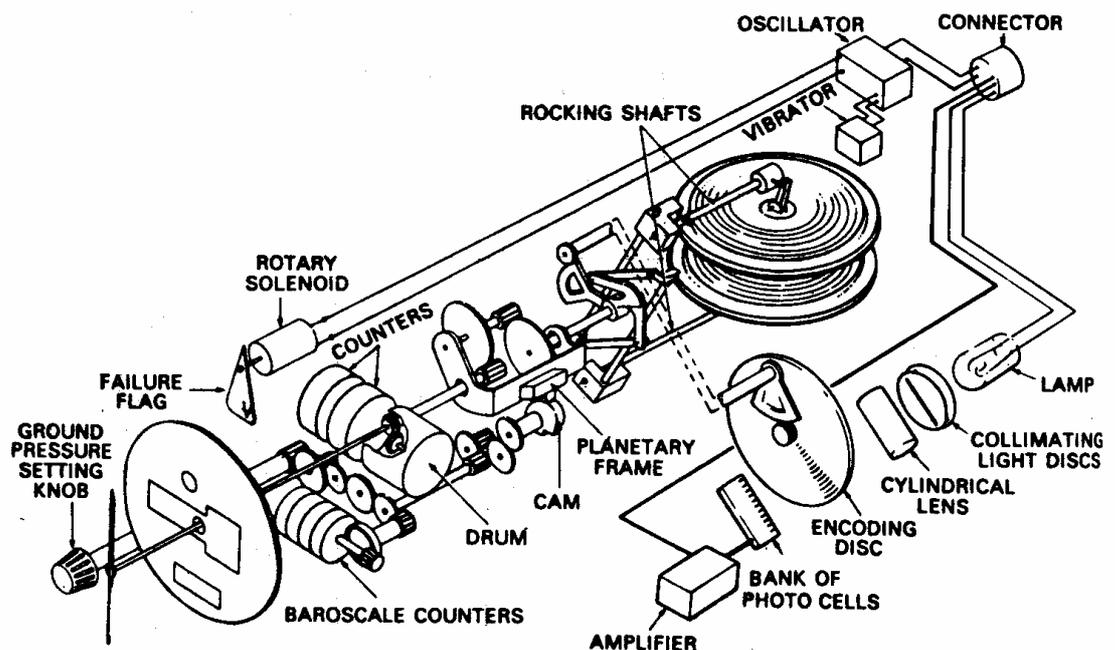
#### 4.3.5 AUFBAU EINES KODIER-HÖHENMESSERS (Encoding Altimeter)

Luftfahrzeuge, die für Instrumentenflug zugelassen sind, müssen einen Transponder eingebaut haben. Er ist der bordseitige Teil der Sekundärradaranlage {Stoff 4. Klasse} und wird von der Bodenanlage (Radarkontrolle) automatisch abgefragt. Er dient zur eindeutigen Identifikation von Luftfahrzeug am Radarschirm

(Kennzeichen, Flugrichtung, Notfall, Flugzeugentführung).

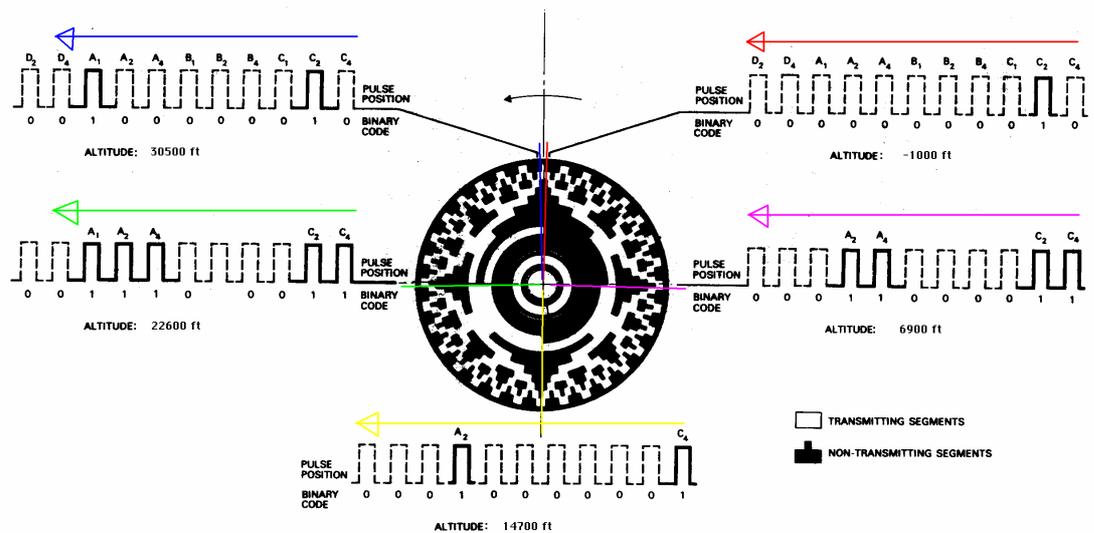
Um der Flugverkehrskontrolle auch automatisch die Flughöhe übermitteln zu können, liefert der Kodierhöhenmesser Höhen-signale über das bordeigene Transpondersystem auf den Radar-schirm der Bodenstelle.

Er übermittelt in Schritten von 100 ft die Flughöhe, welche auf die Druckebene 1013 hPa bezogen ist. Dieser Übermittlungsmo-dus muss jedoch am Transponder extra eingestellt werden (Mode C).



Der Höhenmesser besteht aus einem Aneroiddosensatz und ei-nem mechanischen Anzeigemechanismus. Der Anzeigemecha-nismus könnte auch mittels Elektromotor angetrieben werden (Servo-Höhenmesser). Dabei wird der Dosenhub in ein elektri-sches Signal umgewandelt, das den Elektromotor steuert.

Die Kodiereinheit besteht aus einer Lichtquelle (Lamp), deren Licht über eine Schlitzeblende (Collimating Light Disc) und eine zylinderförmige Linse (Cylindrical Lens) als feine Linie fokussiert wird. Dieses Licht fällt auf die Kodierscheibe aus Glas (Encoding Disk), auf der durchlässige und undurchlässige Segmente aufgebracht sind. Dieser Binärkode fällt auf eine Fotozellenreihe (Bank of Photocells). Die dabei entstehenden Spannungen werden verstärkt (Amplifier) und verlassen den Höhenmesser über einen Stecker (Connector) zum Transponder. Die Kodierscheibe macht im gesamten Anzeigebereich des Höhenmessers (z.B. -1000 bis 30.000 ft) nur eine Umdrehung.



Der Bereich der Scheibe, der sich zwischen Lichtlinse und Fotozelle befindet, entspricht dem, von der Kodiereinheit zur Bodenstelle übermittelten Höhenwert (100 Fuß Schritte). Es entsteht, ein der Höhe entsprechender, modifizierter Binärkode (Licht  $\Rightarrow$  Spannung = 1, kein Licht  $\Rightarrow$  keine Spannung = 0). Dieser ist ein so genannter "Gray-Code" mit mehreren Binärstellen (siehe Skizze davor).

Von der Luftfahrtbehörde wurde auch ein Code mit zwölf Binärstellen in seinem Aufbau festgelegt und wird als "Gilham-Code" bezeichnet.

Bei einem „Graycode“ ändert sich zur vorhergehenden Zahl immer nur ein Bit. Die ausgelesene Zahl (siehe Skizze) wird dann vom Transponder für die Höhenübermittlung verwendet.

Gegenüberstellung von Dezimal-, Binär- und Grayzahlen:

Dezimal	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
Binär	0000	0001	0010	0011	0100	0101	0110	0111	1000	1001	1010	1011	1100
Gray	0000	0001	0011	0010	0110	0111	0101	0100	1100	1101	1111	1110	1010

*Eine rote Ziffer entspricht einem geänderten Bit.*

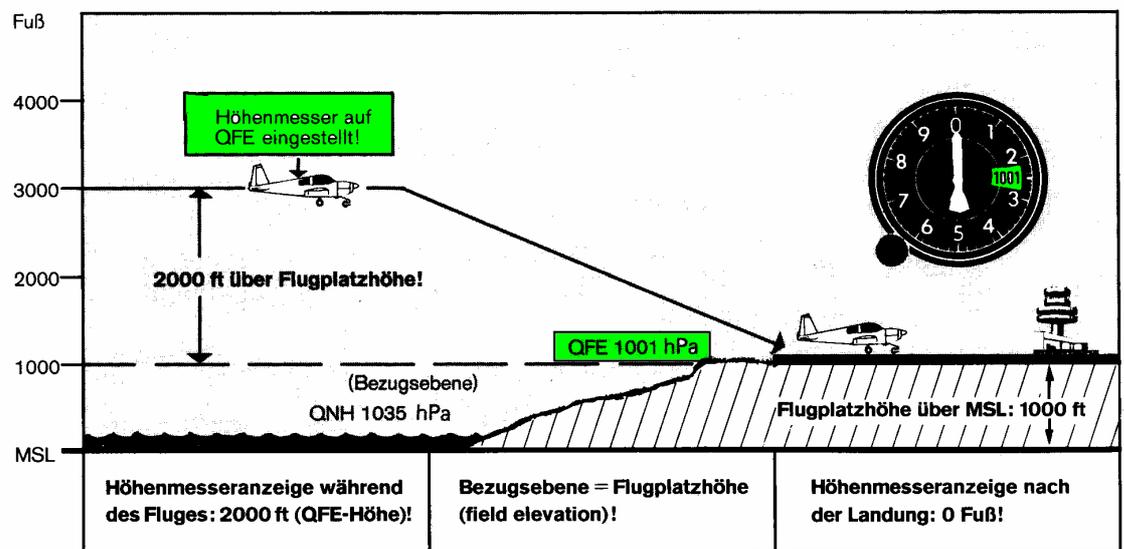
In der Fliegerei sind auch so genannte „Blindhöhenmesser“ in Verwendung. Dieses billigere Instrument ist meist im Rumpf eingebaut und zeigt dem Piloten keine Höhe an, sondern übermittelt diese (QNE-Höhe) nur über den Transponder zur Radarkontrollstelle.

#### 4.3.6 ARTEN VON FLUGHÖHEN / HÖHENMESSEREINSTELLUNGEN

Im Korrekturfenster des Höhenmessers können, je nach Art des durchzuführenden Fluges (Platzrunden, Reiseflug nach Sicht- oder Instrumentenflugregeln), bestimmte Druckwerte eingestellt

werden. Der eingestellte Druckwert entspricht dann der jeweiligen Null-Höhenebene, auf die der Höhenmesser die angezeigte Höhe bezieht. Die eingestellten Druckwerte werden mit "Q-Codes" bezeichnet, die noch aus der Morsezeit stammen:

#### 4.3.6.1 QFE –HÖHE (FE = Field Elevation)

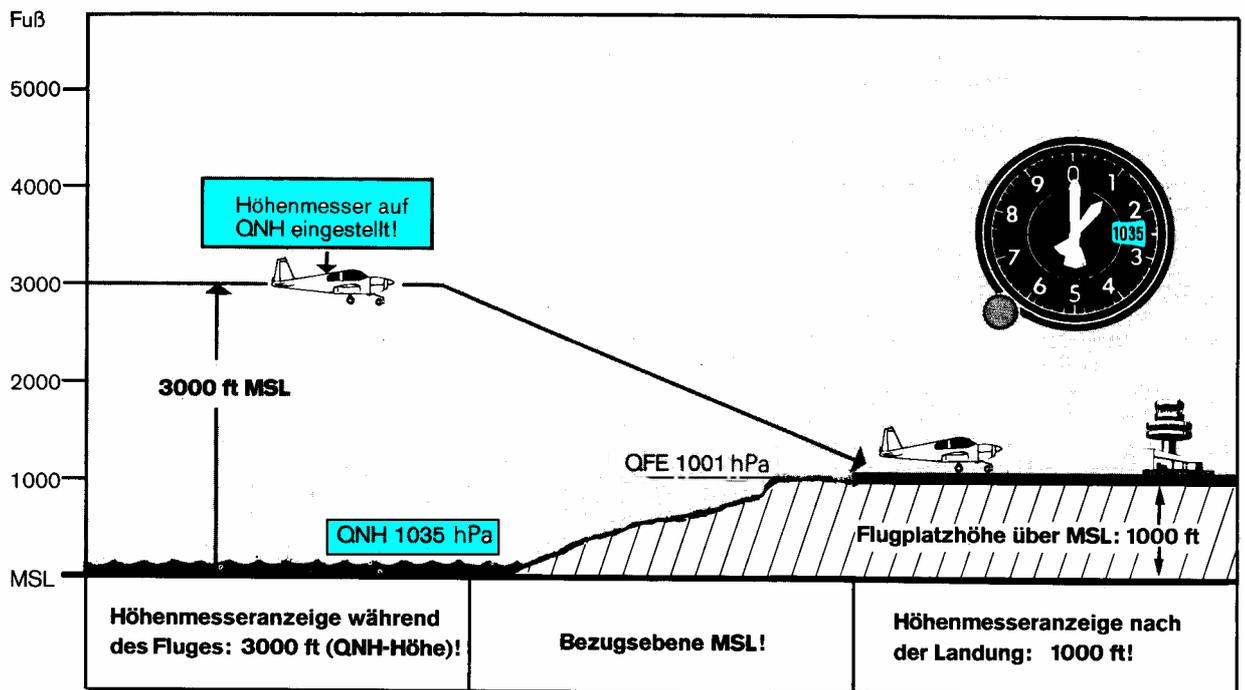


Höhenmesseranzeige bei der QFE-Einstellung

Mit QFE bezeichnet man den augenblicklich am Flugplatz herrschenden Luftdruck (Barometerstand). Stellt der Pilot auf der Piste diesen Druck im Korrekturfenster ein, dann zeigt der Höhenmesser die QFE-Höhe 0 ft/m an.

Startet nun das Luftfahrzeug mit dieser Einstellung, so zeigt der Höhenmesser immer die Höhe über dem Flugplatz (GND = GrouND), sofern sich der Platzdruck nicht ändert. Die QFE - Einstellung ist nur für Platzflüge sinnvoll.

### 4.3.6.2 QNH - HÖHE (NH = Normal Height)



Höhenmesseranzeige bei der QNH - Einstellung

Das QNH ist jener Luftdruck, der nach dem Druckverlauf der Standardatmosphäre vom momentanen Platzdruck (QFE) auf den mittleren Meeresspiegel (MSL = Mean Sea Level, in Österreich bezogen auf den "Molo Sartorio" in Triest von 1875) zurückgerechnet wird. Das QNH ist somit der theoretische Luftdruck in MSL!

Stellt der Pilot im Korrekturfenster das QNH ein, so zeigt der Höhenmesser die Höhe über MSL an. Dies ist für den Piloten beim bergnahen Fliegen eine wichtige Hilfe für das Überqueren von Bergketten und Pässen. Diese Höhenanzeige ist meist noch mit einem Temperaturfehler behaftet (siehe wahre Höhe, Punkt 5.1.6.5).

Eine Voraussetzung für die korrekte QNH-Höhenanzeige ist jedoch, dass sich das QNH während des Fluges nicht ändert. Da dies jedoch höchst unwahrscheinlich ist, muss der Pilot entlang der Flugroute das jeweils aktuelle QNH vom nächstgelegenen Flugplatz über Funk erfragen. Nach der Landung wird die jeweilige Flugplatzhöhe angezeigt.

Diese Höhenmessereinstellung wird üblicherweise bei Reiseflügen nach Sichtflugregeln (VFR = Visual Flight Rules) meist außerhalb von kontrollierten Lufträumen verwendet.

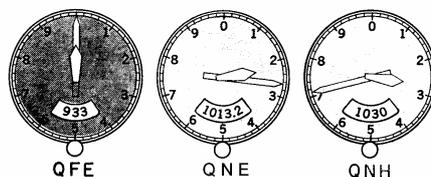
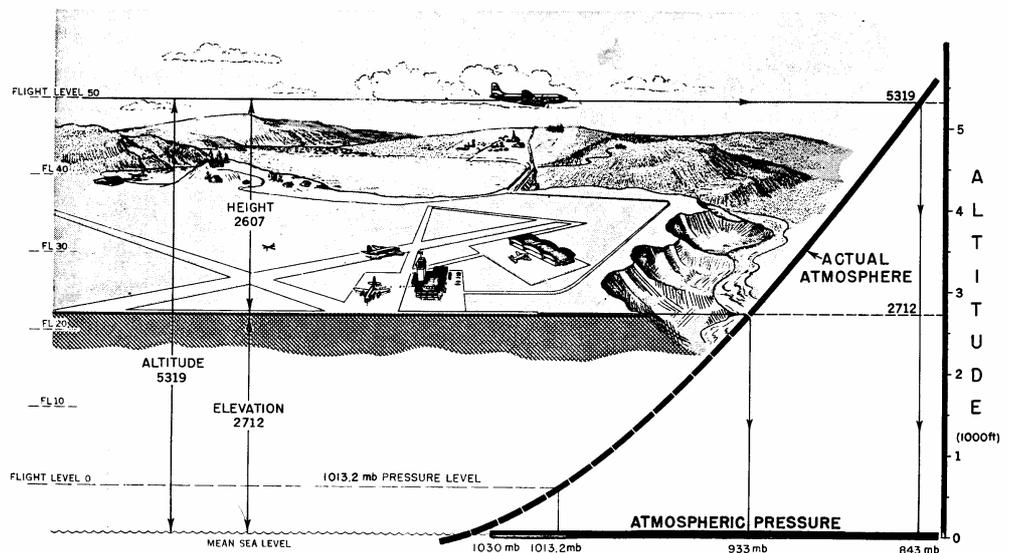
#### 4.3.6.3 DRUCKHÖHE (Pressure Altitude), QNE - HÖHE (NE = Normal Elevation)

Bei Flügen nach Instrumentenflugregeln (IFR = Instrument Flight Rules) in kontrollierten Lufträumen, wird ab einer bestimmten Höhe (Transition Level = 5000 ft MSL oder 2000 ft GND) im Fenster des Höhenmessers der Wert 1013hPa (29,92 inch mercury) eingestellt. Der Höhenmesser zeigt dann die Höhe über der Druckfläche 1013hPa (Flugfläche 0), die sogenannte Druckhöhe an.

Im kontrollierten Luftraum werden diese Höhen, die in 500ft-Schritten steigen, als Flugflächen (Flight Level - FL) bezeichnet.

z.B.	5000 ft	FL 050
	5500 ft	FL 055
	18000 ft	FL 180

Flugflächen dienen zur Höhenstaffelung von Luftfahrzeugen (500 ft Abstände). Es ist dabei nicht wichtig, dass die angezeigte Höhe mit der tatsächlichen übereinstimmt. Es müssen jedoch die Höhenmesser aller Luftfahrzeuge, die sich z.B. zur gleichen Zeit, auf gleicher Position und gleicher Höhe befinden würden, auch den gleichen Wert anzeigen. Im Laufe des Fluges können die tatsächlichen Höhen variieren (aktueller Luftdruck ändert sich) wenn die Höhenmesseranzeige vom Piloten immer gleich gehalten wird (sofern er keinen Höhenwechsel durchführt).



← Anzeige des Höhenmessers beim Aufsetzen auf der Landebahn

#### 4.3.6.4 DICTEHÖHE (Density Altitude)

Für die ICAO - Standardatmosphäre ist für jede Höhe ein bestimmter Druck- und Temperaturwert festgelegt. Daraus ergibt sich auch für jede Höhe ein bestimmter Dichtewert.

Die Dichtehöhe ist gleich der Druckhöhe, wenn der tatsächliche Temperaturverlauf den Standardwerten entspricht (siehe Punkt 2.4). Da dies aber meist nicht der Fall ist, muss die momentane Dichtehöhe aus der Druckhöhe errechnet werden.

Die Umrechnung erfolgt mittels Diagramm oder Navigationsrechner. Dazu wird die abgelesene Druckhöhe (QNE - Einstellung) mit der, in der Flughöhe gemessenen Außentemperatur (OAT - Outside Air Temperature) in die Dichtehöhe umgerechnet.

Da für die Flugleistungen eines Luftfahrzeuges die Luftdichte maßgebend ist, sind sämtliche Flugleistungsdaten im Flughandbuch auf die Dichtehöhe bezogen.

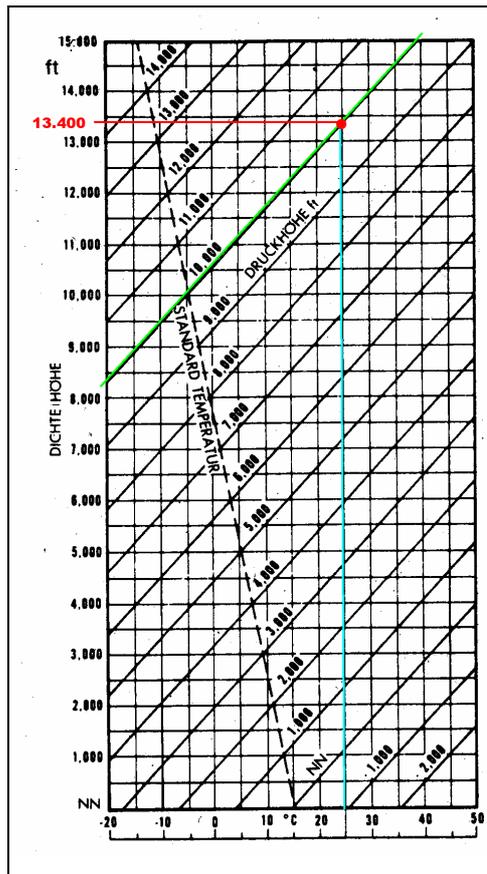
**Beispiel:**

*Druckhöhe 10.000 ft (FL 100).*

*Temperatur in dieser Höhe 25°C*

---

*Gesucht: Dichtehöhe*



**Die Dichtehöhe beträgt 13.400 ft.**

**Obwohl der Pilot in 10.000 ft fliegt, muss er die Leistungen für 13.400 ft aus dem Flughandbuch entnehmen (Leistung ist kleiner).**

#### 4.3.6.5 WAHRE HÖHE (True Altitude)

Die wahre Höhe über dem Meeresspiegel entspricht der temperaturkorrigierten QNH - Höhe. Sie muss vom Piloten mittels Navigationsrechner, unter Berücksichtigung der momentanen Außentemperatur in Flughöhe, berechnet werden.

Würde zufällig Standardatmosphäre herrschen, dann wären QNH – Höhe, Druckhöhe und Wahre Höhe gleich.

## 4.3.7 ANZEIGEFehler

### 4.3.7.1 SYSTEMFEHLER

- **Instrumentenfehler**

Er entsteht durch unvermeidliche Toleranzen bei der Herstellung und bei der Eichung ("Hardwarefehler"). Weitere Ursachen sind schlechte Temperaturkompensation sowie Hysterese- und Elastizitätsfehler der eingebauten Dose.

- **Entnahmefehler, Einbaufehler**

Seine Ursache liegt in der Schwierigkeit der Entnahme des statischen Druckes aus der strömenden Luft (statische Druckabnahme am Rumpf muss in einer wirbelfreien Zone liegen, damit weder Stau noch Sog auftritt).

### 4.3.7.2 METEOROLOGISCHE FEHLER

Sie entstehen nicht durch ungenaue Instrumentensysteme sondern durch die Änderung des aktuellen Luftdruckes (QNH) oder der aktuellen Lufttemperatur (Wahre Höhe) während des Fluges.

## 4.4 FAHRTMESSER (Airspeed Indicator)

Der Fahrtmesser misst eigentlich nicht die Geschwindigkeit sondern den Staudruck  $q$ , also die Druckdifferenz zwischen Gesamtdruck (Pitotdruck) und statischem Druck ( $q = p_{\text{ges}} - p_{\text{stat}}$ ). Die Druckwerte werden dann in km/h, Knots (1Kt = 1 Seemeile/h = 1,852km/h) oder Miles Per Hour (1MPH = 1 Statute Mile/h = 1,609km/h) geeicht, zur Anzeige gebracht. Für langsame Luftfahrzeuge lautet die, aus der Bernoullischen Gleichung abgeleitete Eichformel bei Standardatmosphäre in MSL:

$$q = \frac{\rho_0 * v^2}{2}$$

Der Zeigerausschlag des Fahrtmessers entspricht dem Dosenhub und dieser wiederum dem Staudruck  $q$ .

Bei schnellen Flugzeugen würde jedoch ein derart geeichter Fahrtmesser zuviel anzeigen (ab ca. 360 km/h in MSL,  $M=0,3$ ). Der Grund liegt in der Kompression der Luft im Staurohr und somit in der Vergrößerung des Gesamtdruckes:

$$q_{\text{kompressibel}} = \frac{\rho_0 * v^2}{2} * \left(1 + \frac{M^2}{4}\right)$$

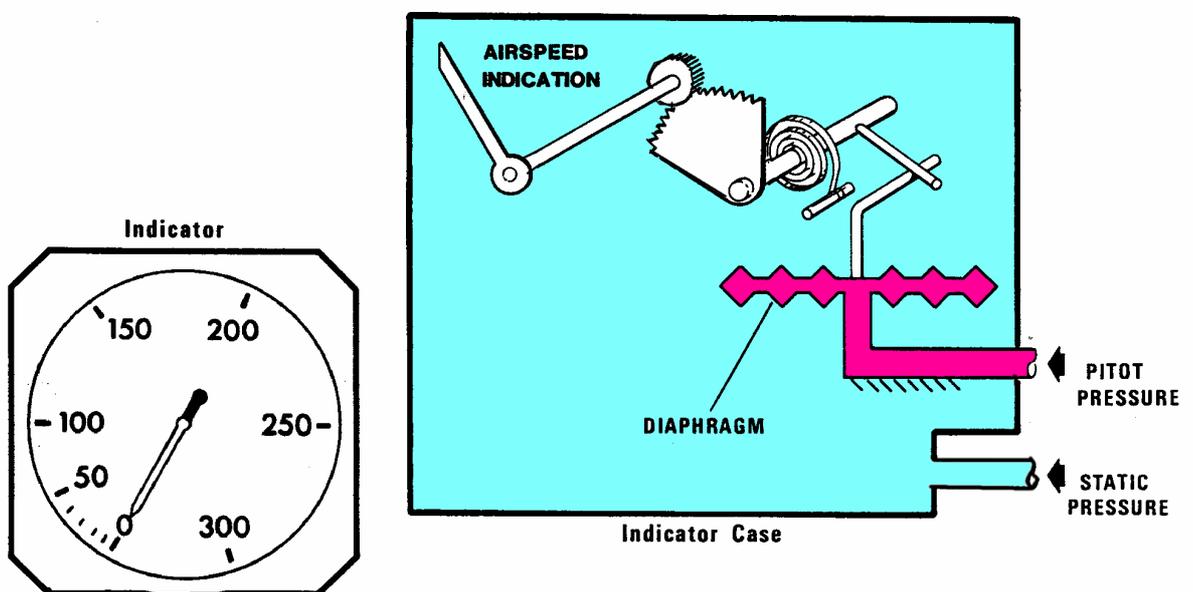
$q$  inkompressibel
Kompressibilitätsfaktor  $C$

Der Kompressibilitätsfaktor ist immer größer als 1. Daher wird bei verdichteter Luft  $q$  größer. Dadurch wird auch der Dosenhub vergrößert. Der Zeiger des Fahrtmessers bewegt sich dadurch auf einen größeren Wert. Dies muss bei der Eichung berücksichtigt werden (z.B. der 500

km/h - Strich muss auf der Skala etwas höher angebracht werden)!

Mit dem Fahrtmesser kann natürlich nur die relative Geschwindigkeit gegenüber der umgebenden Luft und nicht die Geschwindigkeit über Grund gemessen werden.

#### 4.4.1 FUNKTION



Eine offene Membrandose im dichten Fahrtmessergehäuse wird von innen mit dem Gesamtdruck (Staudruck + statischer Druck) und von außen mit dem statischen Druck belastet. Sie stellt sich dadurch auf die Differenz der Drücke, dem Staudruck  $q$ , ein. Dieser wird in Geschwindigkeit geeicht zur Anzeige gebracht.

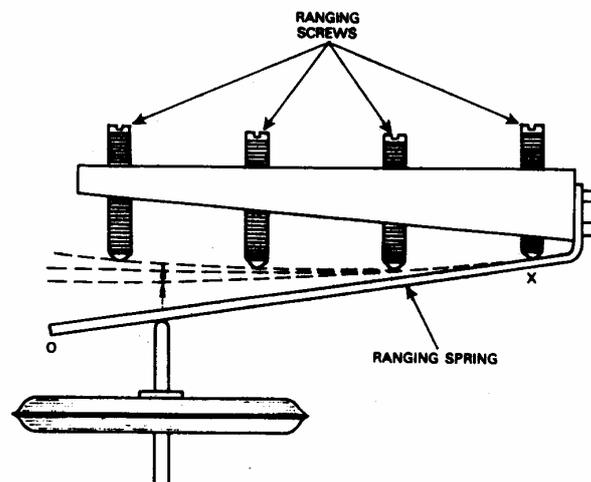
## 4.4.2 LINEARISIERUNG DER ANZEIGESKALA (Square-law Compensation)

### Verständnisbeispiel:

Ein Fahrtmesser wird in einem Windkanal zunehmender Strömungsgeschwindigkeit ausgesetzt um die Geschwindigkeitsmarkierungen am Zifferblatt aufzumalen. Da sich der Staudruck  $q$  und somit der Dosenhub laut Eichformel mit dem Quadrat der geflogenen Geschwindigkeit erhöht (quadratische Abhängigkeit, square-law), werden die Skalenteilungswerte mit zunehmender Geschwindigkeit in der Regel immer größer (siehe Skizze davor).

Um die Skalenteilungswerte möglichst gleich groß zu halten kann eine Gleitbelübersetzung eingebaut werden die ein laufend kleiner werdendes Übersetzungsverhältnis ergibt.

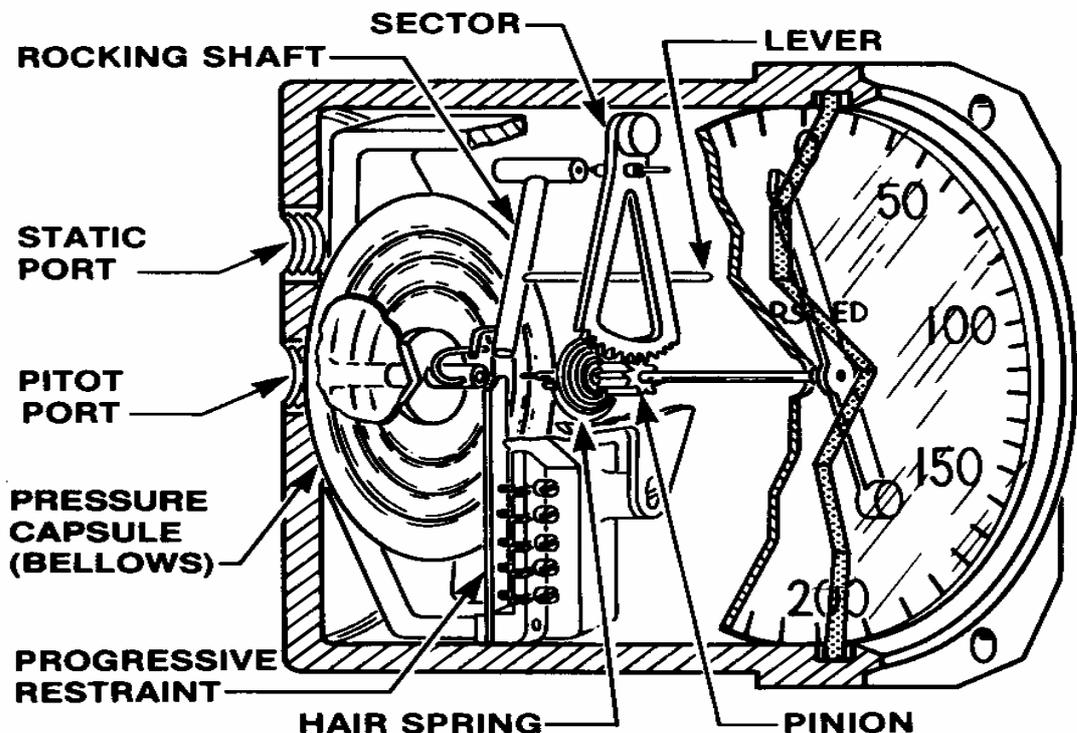
Eine weitere, häufig angewandte Methode der Kompensation dieses Effektes ist die Steuerung der Ausdehnungscharakteristik der Dose.



Hier rollt eine Blattfeder (Ranging oder Restraining Spring) entlang einer Schraubenreihe (Ranging Screws) ab. Mit zunehmender Ausdehnung der Dose wird der Hebelarm, der für die Erzeugung des Momentes, das zum Biegen der Feder zur Verfügung steht, fortschreitend (progressiv) immer kürzer. Die erforderliche Kraft zum Biegen der Feder steigt somit ( $M_b = F \uparrow * l \downarrow = \text{konstant}$ ), was der Ausdehnung der Dose entgegenwirkt.

Zusätzlich dient diese Einrichtung zur Justierung der Anzeigenauigkeit des Fahrtmessers.

#### 4.4.3 BEISPIEL EINES FAHRTMESSERS - SYSTEM KOLLSMAN



*Internal mechanism of an airspeed indicator.*

An der Dosenplattensäule ist ein Stift befestigt (er liegt im spitzen Winkel zur Dosenoberfläche). Wenn sich die Dose ausdehnt betätigt dieser Stift eine Kurbel (Rocking Shaft) und, über einen an ihr befestigten Hebel (Lever), ein Zahnradsegment (Sector). Das Segment dreht dann über ein Ritzel (Pinion) die Zeigerwelle.

Die Anzeigegenauigkeit und die lineare Teilung des Ziffernblattes kann durch die Rückhaltefeder (Progressive Restraint) beeinflusst werden.

#### 4.4.4 FAHRTMESSERMARKIERUNGEN



Die für die Festigkeit und Flugeigenschaften eines Luftfahrzeuges wichtigen Geschwindigkeiten und Geschwindigkeitsbereiche werden am Fahrtmesser übersichtlich markiert.

**Beispielsweise hat ein einmotoriges Flugzeug folgende Fahrtmessermarkierungen:**

<b>Markierung</b>	<b>Bedeutung</b>
<b>Weißer Bogen</b>	<b>Zulässiger Bereich zur Betätigung der Landeklappen.</b>
<b>Anfang des weißen Bogens</b>	<b><math>v_{s0}</math> (stalling speed) = Mindestgeschwindigkeit ohne Triebwerksleistung, bei maximalem Fluggewicht mit ausgefahrenem Fahrwerk und Landeklappen.</b>
<b>Ende des weißen Bogens</b>	<b><math>v_{fe}</math> (maximum flaps extended speed) = Höchstgeschwindigkeit mit ausgefahrenen Landeklappen.</b>
<b>Grüner Bogen</b>	<b>Normaler Betriebsbereich</b>
<b>Anfang des grünen Bogens</b>	<b><math>v_{s1}</math> (stalling speed) = Mindestgeschwindigkeit ohne Triebwerksleistung, bei maximalem Fluggewicht und mit eingefahrenem Fahrwerk und Landeklappen.</b>
<b>Ende des grünen Bogens</b>	<b><math>v_{no} / v_c</math> (normal operation speed/ cruising speed) = Höchstzulässige Reisegeschwindigkeit bei stark böigem Wetter (Böen bis 15m/s).</b>
<b>Gelber Bogen</b>	<b>Vorsichtsbereich! Flug nur bei ruhiger Luft (Böen bis 7,5m/s).</b>
<b>Roter Strich am Ende des gelben Bogens</b>	<b><math>v_{ne}</math> (never exceed speed) = Höchstgeschwindigkeit in ruhiger Luft.</b>

**Zweimotorige Flugzeuge besitzen zusätzlich einen blauen Strich oder Bereich für die Geschwindigkeit des besten Steigens mit einem Motor ( $v_{ySE}$  - best rate of climb speed single engine operation) und einen roten Strich im unteren Geschwindigkeits-**

bereich für die Mindestgeschwindigkeit, bei der das Flugzeug noch steuerbar ist, wenn ein Motor ausfällt ( $v_{mc}$  - minimum control speed).

## 4.4.5 ANZEIGEFehler

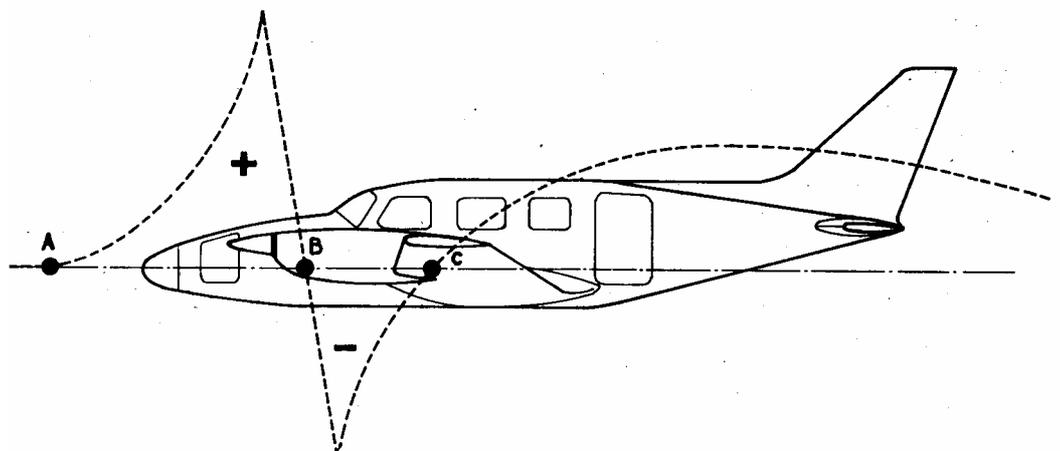
### 4.4.5.1 SYSTEMFEHLER

- **Instrumentenfehler**

Er entsteht durch unvermeidliche Toleranzen bei der Herstellung und Eichung. Weitere Ursachen sind Hysteres- und Elastizitätsfehler der eingebauten Dose.

- **Entnahmefehler (Einbaufehler, Position Error)**

Er entsteht durch nicht optimalen Einbau des Stau- bzw. Pitotrohrs und/oder der statischen Druckabnahme am Rumpf (Undichtheit, nicht wirbelfreie Stelle, örtliche Unter- oder Überdruckgebiete, Schräganblasung).



Für das fliegende Flugzeug gibt es nur wenige, optimale Anbringungsstellen für die Druckmesssonden. Diese ver-

schieben sich außerdem bei Fluggeschwindigkeitsänderungen und beim Ausfahren der Landeklappen.

#### 4.4.5.2 METHODENFEHLER

Da der Fahrtmesser für die Standardatmosphäre in MSL geeicht wird, entstehen bei Abweichungen von dieser folgende Methodenfehler:

- **Dichtefehler**

Mit zunehmender Flughöhe sinkt die Luftdichte  $\rho$  infolge der raschen Druckabnahme unter den Eichwert. Somit verringert sich die Dichte und in der Folge auch der Staudruck ( $q \downarrow = \frac{\rho \downarrow \cdot v^2}{2}$ ).

Dies führt zu einem verringerten Dosenhub und der Fahrtmesser zeigt daher zu wenig an.

- **Kompressionsfehler**

Selbst wenn die Kompression der Luft bei hoher Geschwindigkeit in MSL berücksichtigt wurde (siehe Punkt 4.4), spielt mit zunehmender Höhe die Erhöhung des Kompressibilitätsfaktors ( $C \uparrow = 1 + M^2 \uparrow / 4$ ) eine immer größere Rolle ( $M$  steigt mit zunehmender Höhe da  $a$  sinkt). Der Fahrtmesser zeigt in diesem Falle zuviel an. Die korrekte Geschwindigkeit kann mittels NAV-Rechner ermittelt werden.

## 4.4.6 ARTEN VON FLUGGESCHWINDIGKEITEN

Abhängig davon, wie viele der Fahrtmesserfehler bei der Korrektur der Fluggeschwindigkeit berücksichtigt werden, ergeben sich verschiedene Fluggeschwindigkeitsarten:

### 4.4.6.1 ANGEZEIGTE EIGENGESCHWINDIGKEIT (Indicated Airspeed - IAS)

Die IAS wird direkt am Fahrtmesser abgelesen. Sie ist noch mit sämtlichen System - und Methodenfehlern behaftet.

### 4.4.6.2 BERICHTIGTE EIGENGESCHWINDIGKEIT (Calibrated Airspeed - CAS)

<b>FLAPS UP</b>									
<b>KIAS</b>	<b>80</b>	<b>100</b>	<b>120</b>	<b>140</b>	<b>160</b>	<b>180</b>	<b>200</b>	<b>210</b>	
<b>KCAS</b>	<b>81</b>	<b>101</b>	<b>120</b>	<b>139</b>	<b>159</b>	<b>177</b>	<b>196</b>	<b>206</b>	
<b>FLAPS 10°</b>									
<b>KIAS</b>	<b>70</b>	<b>80</b>	<b>90</b>	<b>100</b>	<b>120</b>	<b>140</b>	<b>160</b>	<b>175</b>	
<b>KCAS</b>	<b>72</b>	<b>81</b>	<b>91</b>	<b>100</b>	<b>119</b>	<b>138</b>	<b>157</b>	<b>171</b>	
<b>FLAPS 30°</b>									
<b>KIAS</b>	<b>60</b>	<b>70</b>	<b>80</b>	<b>90</b>	<b>100</b>	<b>110</b>	<b>125</b>	<b>- - -</b>	
<b>KCAS</b>	<b>64</b>	<b>72</b>	<b>80</b>	<b>89</b>	<b>98</b>	<b>108</b>	<b>123</b>	<b>- - -</b>	
<b>Note: For illustration only; not to be used for flight planning</b>									

*The table of calibrated airspeed corrections for a twin-engine airplane. (Courtesy Cessna Aircraft Co.)*

Sie ist die, um den Entnahmefehler korrigierte IAS. Dieser ist speziell im Langsamflug bei ausgefahrenen Klappen bedeutsam. Korrigiert wird mittels Tabelle im Flughand-

buch (das "K" vor der Geschwindigkeitsbezeichnung bedeutet "Knots").

Die CAS gilt für die Standardatmosphäre in MSL. Sie ist die Grundlage für die Farbmarkierung des Fahrtmessers.

#### 4.4.6.3 BEZOGENE EIGENGESCHWINDIGKEIT (Equivalent Airspeed - EAS)

Ist die, um den Kompressionsfehler korrigierte CAS. Da Fahrtmesser für MSL und meist auch unter Berücksichtigung des Kompressibilitätsfaktors geeicht sind, tritt dieser Fehler in MSL bei Standardatmosphäre nicht auf. In größerer Höhe jedoch erhöht sich der Kompressibilitätsfaktor ( $C_{\uparrow} = 1 + M^2_{\uparrow}/4$ ), und der Pilot müsste die Anzeige mittels Rechner, Tabelle oder Diagramm korrigieren.

#### 4.4.6.4 WAHRE EIGENGESCHWINDIGKEIT (True Airspeed - TAS)

Da die Luftdichte  $\rho$  mit zunehmender Höhe abnimmt (Luftdruck sinkt), wird der Staudruck  $q$  immer kleiner. Somit wird auch die Fahrtmesseranzeige kleiner. Der Fahrtmesser zeigt in der Höhe zuwenig an.

$$q_{\downarrow} = \frac{\rho_{\downarrow} \cdot v^2}{2}$$

Ist der Pilot beispielsweise bestrebt, auch in großer Höhe die einmal gewählte, angezeigte Geschwindigkeit (IAS) beizubehalten, erhöht er die Leistung und somit die wahre Geschwindigkeit (TAS). Dadurch könnte er jedoch unbe-

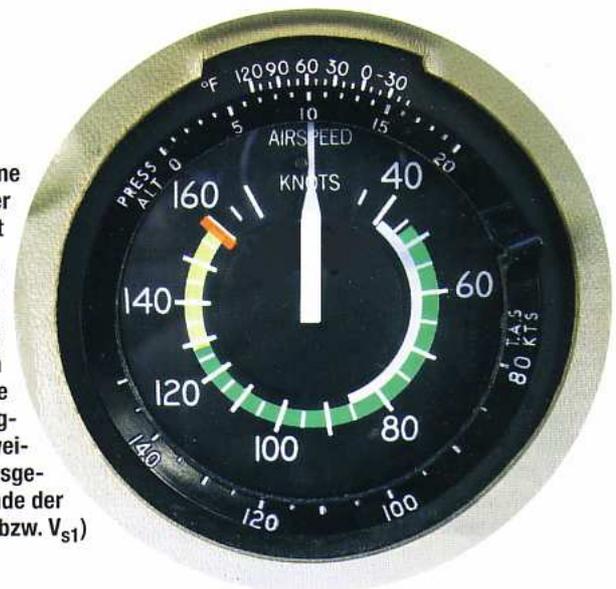
wusst die höchstzulässige Geschwindigkeit ( $v_{NE}$ ) überschreiten (Überbelastung, kritische Machzahl, Flattern).

Der normale Fahrtmesser kann Dichteänderungen der Atmosphäre (durch Druck- und Temperaturänderungen hervorgerufen) nicht berücksichtigen. Die Dichtekorrektur des Fahrtmessers erfolgt entweder mittels NAV-Rechner (momentane Druckhöhe und Außentemperatur) oder der Faustformel:

***DER FAHRTMESSER ZEIGT PRO 1000 ft HÖHE  
UM ZIRKA 2% ZU WENIG AN!***

Die TAS lässt sich auch bei einigen Fahrtmessern mit einer verdrehbaren Skala bestimmen:

Am oberen Rand der Skala ist eine Flughöhe von 10 000 Fuß bei einer Temperatur von 59 Grad Fahrenheit (= 15 Grad Celsius) eingestellt. Unten können wir ablesen, dass bei diesen Bedingungen eine Fahrtmesseranzeige von 100 Knoten (auf dem inneren Ring) einer TAS von 121 Knoten entspricht. Der grüne Bogen zeigt die  $V_{no}$ , die Geschwindigkeit für die normal operation, der weiße den Bereich fürs Fliegen mit ausgefahrenen Flaps ( $V_{FE}$ ). Am unteren Ende der Bögen lauert die Stall speed ( $V_{s0}$  bzw.  $V_{s1}$ )



Bei modernen Flugzeugen kann die genaue TAS vom "Air Data Computer" auf dem EFIS-Bildschirm angezeigt werden.

## 4.4.7 GESCHWINDIGKEITSÜBERSICHT



## 4.5 MACHMETER (Machmeter)

Durch die Anzeige der aktuellen Machzahl am Machmeter, können die Piloten von schnellen Unterschallflugzeugen immer genügend Abstand von der kritischen Machzahl einhalten.

$$M = \frac{v}{a} = \frac{\text{aktuelle Fluggeschwindigkeit}}{\text{aktuelle Schallgeschwindigkeit}}$$

$$a = \sqrt{\kappa * R * T} \approx 20 * \sqrt{T}$$

$\kappa = 1,4$  {Verhältnis der spez. Wärmekapazitäten  $c_p/c_v$  für zweiatomige Gase (Luft)}

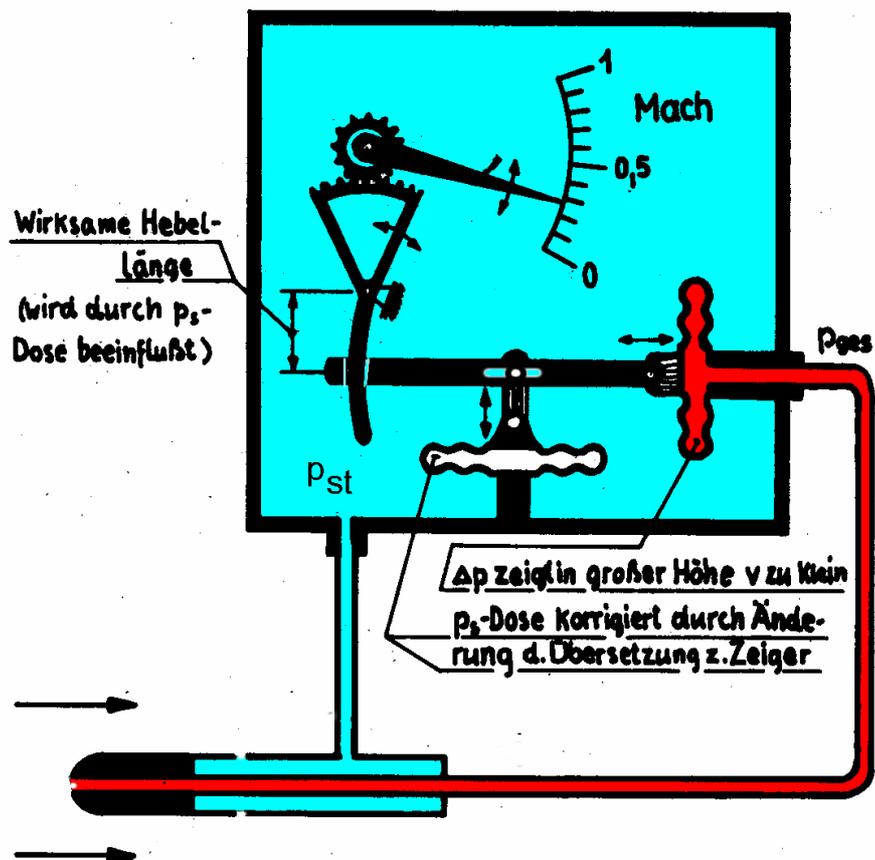
$R = 287\text{J/kg}\cdot\text{K}$  {Gaskonstante der Luft}

Die Schallgeschwindigkeit in Luft hängt hauptsächlich von der Temperatur ab und sinkt somit mit zunehmender Flughöhe. Die geflogene und somit angezeigte Machzahl steigt daher, wenn beispielsweise die Ge-

schwindigkeit beim Steigen konstant gehalten wird ( $M \uparrow = v/a \downarrow$ , z.B. bei konstant 800 km/h TAS wird in MSL  $M=0,65$  und in 10000m  $M=0,74$  angezeigt).

Die Machanzeige ist eine Funktion von Staudruck und Flughöhe. Es ist im Prinzip ein in Machzahlen geeichter Fahrtmesser, der durch einen eingebauten Höhenmesser temperaturkorrigiert wird (Temperatur ist Funktion der Höhe).

### 4.5.1 FUNKTION



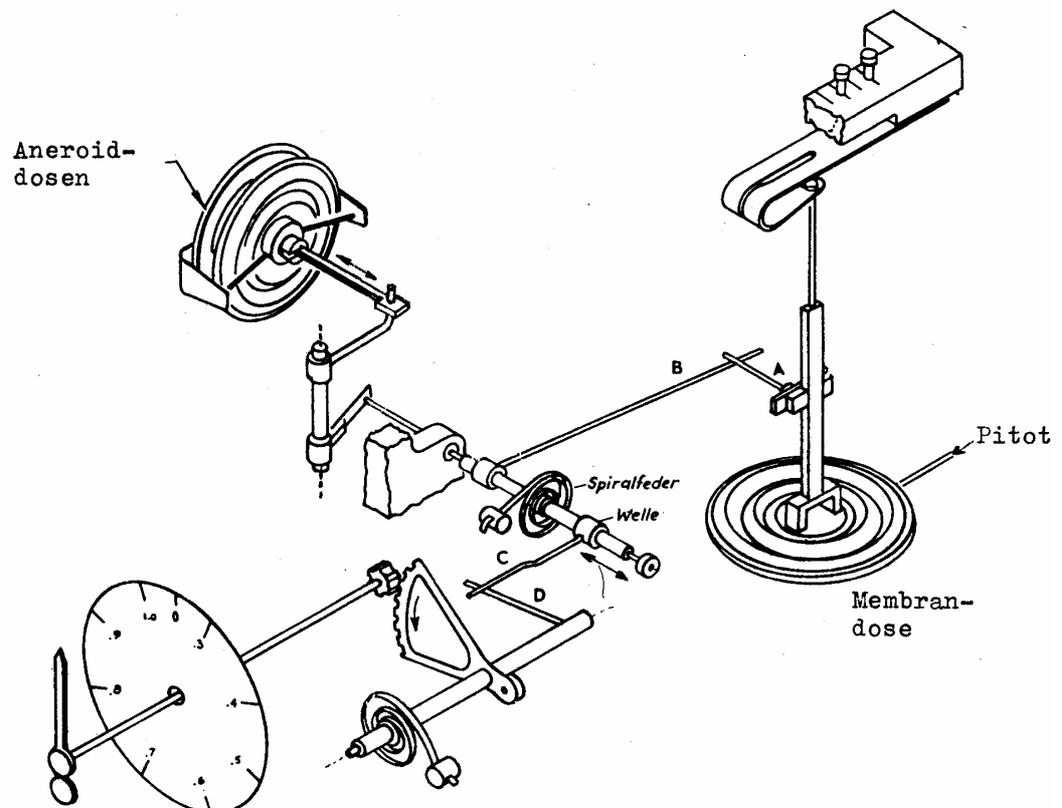
Im luftdicht geschlossenen Instrumentengehäuse befindet sich der statische Druck, der auf beide Dosen von außen wirkt. Der Gesamtdruck ( $p_{ges}$ ) wirkt im Inneren der Membrandose die sich

somit entsprechend dem Staudruck ausdehnt ( $q = p_{ges} - p_{st}$ ).

Fällt beispielsweise der statische Druck (größere Flughöhe – Temperatur sinkt), dann dehnt sich die Aneroiddose aus und verändert das Übersetzungsverhältnis zum Zeiger so, dass die der Höhe entsprechende, größere Machzahl angezeigt wird (und umgekehrt).

Das Machmeter berücksichtigt den Kompressionsfehler. Nicht korrigiert wird jedoch der Dichtefehler.

#### 4.5.2 BEISPIEL EINES MACHMETERS



Bei Geschwindigkeitserhöhung dehnt sich, unter Einwirkung des Staudruckes, die Fahrtmesserdose (Membrandose) aus und hebt den Stift „A“.

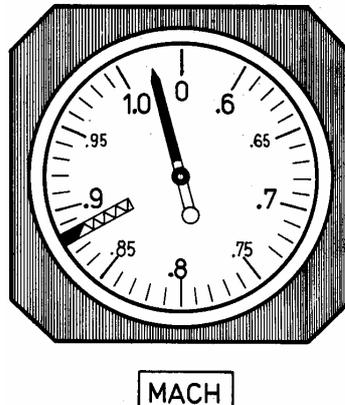
Dadurch hebt sich der federbelastete Gleithebel „B“ und die horizontale Welle verdreht sich. Über die Gleithebelübersetzung (C+D) wird die Zahnradsegmentwelle und in weiterer Folge der Zeiger in Richtung größerer Machzahl verdreht (bei Geschwindigkeitsverminderung umgekehrt).

Durch eine Blattfeder wird die Dose "Square-law"-kompensiert (siehe Punkt 4.4.2) und das Machmeter justiert.

Mit zunehmender Flughöhe wird die Schallgeschwindigkeit kleiner. Bei beispielsweise konstant gehaltener Geschwindigkeit sollte somit die angezeigte Machzahl steigen. Dies wird dadurch erreicht, dass die sich ausdehnenden Aneroiddosen über eine vertikale Welle die horizontale Welle nach rechts verschiebt. Dadurch wandert der Berührungspunkt zwischen Hebel „C“ und „D“ näher an die Drehachse der Zahnradsegmentwelle. Es entsteht daher, bei beispielsweise gleichem Hub der Fahrtmesserdose, ein größerer Winkelausschlag der Zahnradsegmentwelle und somit eine höhere Machanzeige (bei abnehmender Flughöhe umgekehrt).

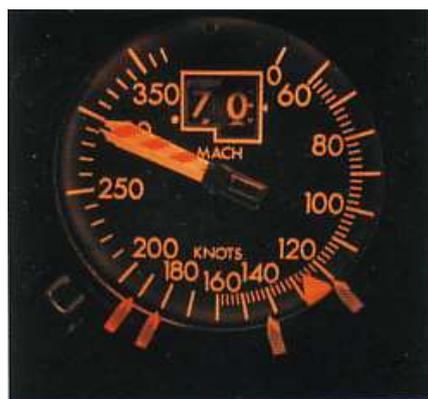
## 4.5.3 BAUAUSFÜHRUNGEN

### 4.5.3.1 MACHMETER



Es zeigt nur die Machzahlen an. Eine Markierung (Barberpole) auf der Skala bezeichnet die Grenzmachzahl ( $M_{krit}$ ) für das jeweilige Flugzeug, die nicht überschritten werden darf. Bei dieser wird an einigen Bauteilen des Flugzeuges (z.B. Flügeloberseite) Schallgeschwindigkeit erreicht.

### 4.5.3.2 FAHRT-MACHMETER



Der Barberpole ist fast erreicht. Bei weiterer Beschleunigung wird gleich die laute Hupe der Over-speed warning ertönen. Mehr als  $M .70$  (hier entsprechend einer IAS von 292 kt) gibt diese Maschine zumindest in dieser Höhe nicht her

Die Fahrt wird an der äußeren Skala abgelesen (Fahrtmesser). Im Fenster erscheint die geflogene Machzahl.

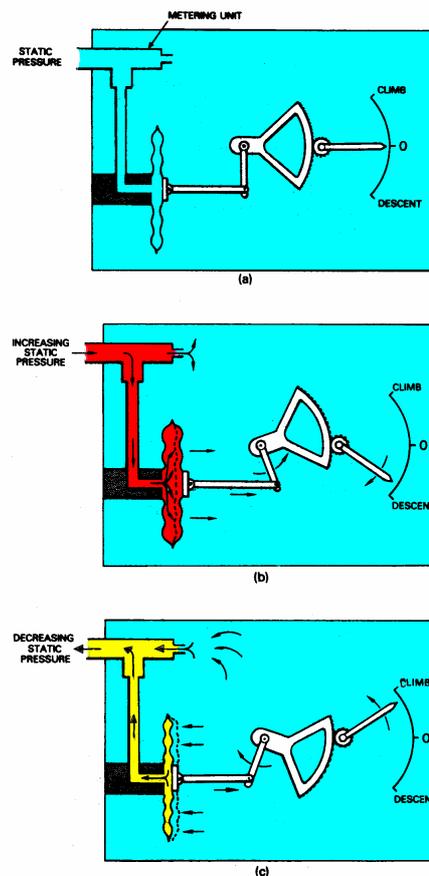
Ein gestreifter Balken (Barberpole) auf der Fahrtmesserskala, zeigt die Grenzmachzahl an. Da diese jedoch als Geschwindigkeit angezeigt wird, muss mit zunehmender Höhe der Balken in Richtung kleinerer Geschwindigkeit wandern. Dies erreicht man, indem man ihn mittels Übertragungsmechanismus mit der Aneroiddose verbindet.

#### 4.6 VARIOMETER (Vertical Speed Indicator, Rate Of Climb Indicator - ROC)

Das Variometer zeigt Steig- oder Sinkgeschwindigkeiten eines Luftfahrzeuges an. Es ist ein Differenzdruckmessgerät und reagiert auf die Veränderung des statischen Druckes infolge der Flughöhenänderung. Genauer gesagt, misst es eine Druckänderung (=Höhenänderung = vertikaler Weg) in einer bestimmten Zeitspanne. Daraus ergibt sich die Vertikalgeschwindigkeit. Das Vario wird entweder in ft/min oder m/s geeicht (Umrechnung:  $100 \text{ ft/min} = 0,508 \text{ m/s}$  ).

Der Zeitfaktor wird durch eine geeichte Kapillare (haarfeines Röhrchen) erreicht. Durch sie wird außerhalb der Messdose ein zweiter Bezugsdruck erzeugt. Je größer die Differenz zwischen diesem und dem statischen Druck ist, umso größer ist der Zeigerausschlag.

## 4.6.1 FUNKTION

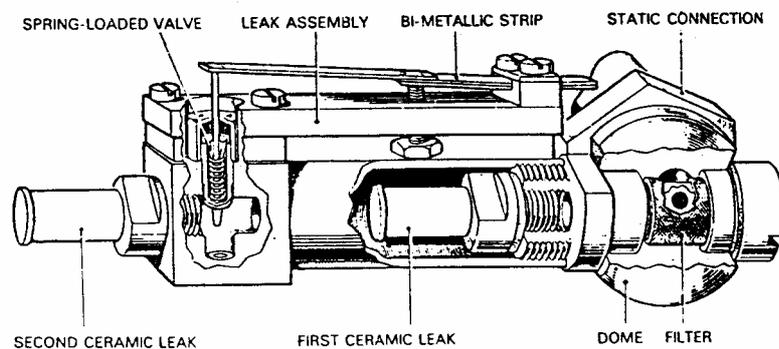


Das Messelement besteht aus einer offenen Membrandose. Im Horizontalflug ist der Druck in der Dose und im Gehäuse gleich und der Zeiger steht auf 0 (a).

Sinkt das Luftfahrzeug (b), so steigt der statische Druck. Dieser wird direkt in die Dose weitergeleitet. Der Weg in das Gehäuse ist jedoch durch ein geeichtes Kapillarröhrchen erschwert. Dadurch dauert es länger bis sich der Druck im Gehäuse aufbaut. Es entsteht eine Druckdifferenz zwischen Dose und Gehäuse. Diese ist umso größer, je schneller das LFZ sinkt. Die Druckdifferenz bewirkt ein Ausdehnen der Dose und somit das Ausschlagen des Zeigers in Richtung sinken.

Steigt das Luftfahrzeug (c), so sinkt der statische Druck. Wiederum kann sich der Druck in der Dose schneller anpassen als der Gehäusedruck. Der höhere Gehäusedruck drückt die Dose zusammen und der Zeiger schlägt nach oben aus.

#### 4.6.1.1 DROSSELEINHEIT (Metering Unit)



Qualitätsvariometer sind temperaturkompensiert und haben anstatt eines einfachen Kapillarröhrchens eine Drosseleinheit eingebaut. Diese hat einerseits, wie eine normale Kapillare, die Funktion eines Strömungswiderstandes (Luft muss durch porösen Keramikkörper fließen). Sie kompensiert jedoch zusätzlich durch ein Ventilsystem die Abnahme der Luftviskosität (Zähigkeit) mit abnehmender Temperatur.

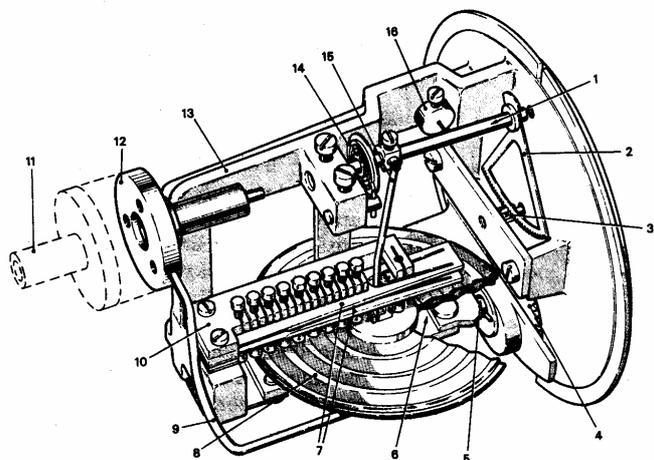
Da die Zähigkeit von kalter Luft geringer ist als die von warmer, fließt die kalte (z.B. in großer Höhe) leichter durch eine Kapillare oder einen Keramikkörper. Der Druck im Instrumentengehäuse nimmt dadurch beim Steigen zu

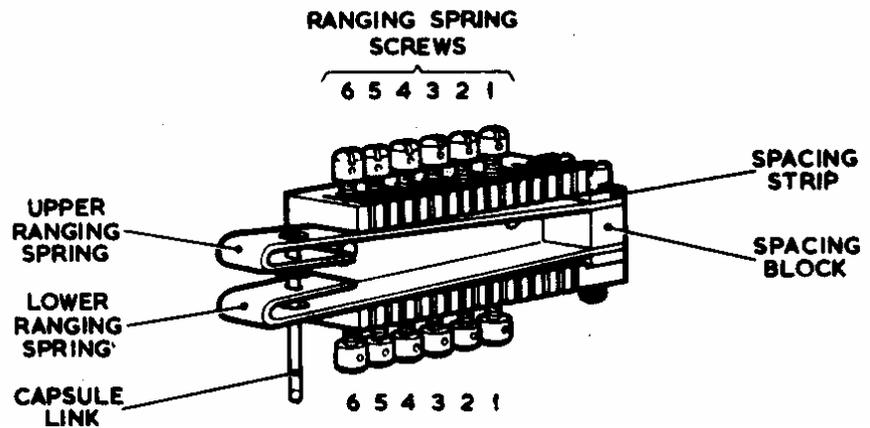
schnell ab und beim Sinken zu schnell zu. Somit ist der Differenzdruck zu gering und das Vario zeigt bei Kälte zu wenig an!

Bei der Drossleinheit dieser Bauart fließt beispielsweise beim Sinken die Luft bei hohen Temperaturen nur durch den ersten Keramikkörper (First Ceramic Leak) und dann über das geöffnete Ventil (Spring Loaded Valve) in das Instrumentengehäuse. Bei tiefen Temperaturen verbiegt sich der Bimetallstreifen (Bi-Metalic Strip). Dadurch schließt sich das Ventil und die Luft wird gezwungen zusätzlich durch einen zweiten Keramikkörper zu fließen, bevor sie ins Gehäuse gelangt. Somit ist der korrekte Strömungswiderstand wieder hergestellt. Je nach Temperatur ist jede Zwischenstellung des Ventils möglich. Beim Steigen fließt die Luft den gleichen Weg in umgekehrter Richtung.

#### 4.6.1.2 BEISPIEL EINES DOSENVARIOMETERS

Typical vertical speed indicator mechanism. 1 rocking shaft assembly, 2 sector, 3 hand-staff pinion, 4 gearwheel, 5 eccentric shaft assembly, 6 capsule plate assembly, 7 calibration springs, 8 capsule, 9 capillary tube, 10 calibration bracket, 11 static connection, 12 metering unit, 13 mechanism body, 14 hairspring, 15 link, 16 balance weight.





Die Kurbel (1) samt Zahnradsegment (2) des Zeigerwellen-  
antriebes wird durch das Ausgleichsgewicht (16) gegen  
Vertikalbeschleunigungen ausgewogen. Am Flansch der  
Drosseleinheit (12) zweigt der statische Druck zur Dose ab.  
Dazu wird zur Vermeidung von Druckstößen ein langes,  
dünnes Rohr (9) verwendet. Weiters fließt der statische  
Druck über die Drosseleinheit (12) auch ins Gehäuse.

Um den Hub der Dose zu beeinflussen (Linearisierung der  
Skala und Instrumentenjustierung) sind zwei einstellbare  
Blattfedern (7) vorgesehen (Funktion siehe Punkt 5.2.2).  
Dabei beeinflusst die obere Feder die Ausdehnung und  
die untere die Zusammenziehung der Dose. Die jeweils  
nicht betroffene Feder hebt durch den langen Hebelsarm,  
ohne nennenswerten Widerstand und somit ohne Beein-  
flussung des Dosenhubes, von den Schrauben ab.

Um den Zeiger bei der Justierung auf Null stellen zu kön-  
nen, ist ein Exzenter (5) vorgesehen. Er wird mittels  
Schraubendreher von der Gerätefront aus betätigt und

hebt oder senkt die Dosenbefestigungsplatte (6) und somit die Dose.

## 4.6.2 ANZEIGEFehler

### 4.6.2.1 SYSTEMFEHLER

- **Falsche Nullpunkteinstellung**

Die korrekte Nullpunkteinstellung kann mittels Schraubenzieher an der Vorderseite der Geräte durchgeführt werden.

- **Instrumentenfehler**

Er entsteht durch Toleranzen bei Herstellung und Eichung.

- **Entnahmefehler (Einbaufehler, Position Error)**

Dieser kann bei Variometer vernachlässigt werden.

### 4.6.2.2 METHODENFEHLER

- **Große Flughöhe**

Infolge der sinkenden Temperatur mit zunehmender Höhe (Zähigkeit der Luft wird geringer) kommt es zu Fehlanzeigen. Diese können mittels Drosseleinheit u. ä. kompensiert werden.

- **Anzeigeempfindlichkeit**

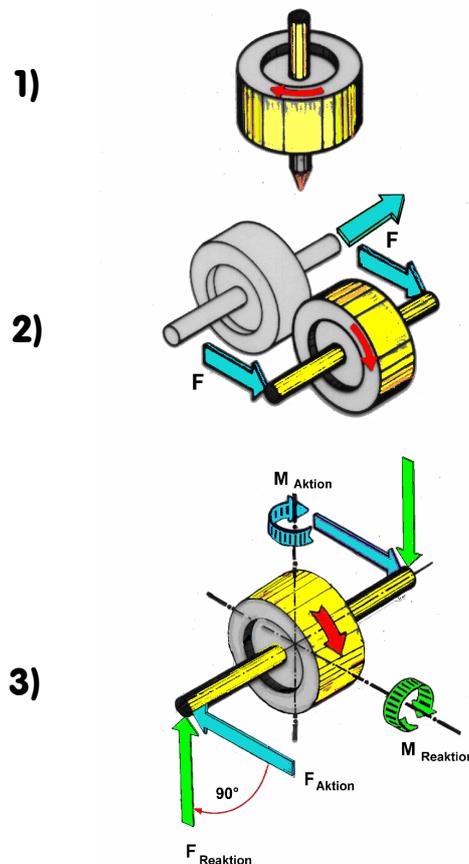
Bei Variometer muss berücksichtigt werden, dass die Anzeige nachhinkt. Die Anzeigeverzögerung eines Dosenvariometers beträgt 6 - 10 Sekunden.

## 5 KREISELINSTRUMENTE

### 5.1 ALLGEMEINES

Ein Kreisel (Gyroscope, Gyro) ist ein rotationssymmetrischer Körper, der sich um seine Achse dreht.

#### 5.1.1 KREISELGESETZE



1) Der rotierende Kreisel ist bestrebt die Lage seiner Drehachse, bezogen auf den Weltraum, beizubehalten.

Seine Lagestabilität ist dabei umso größer, je größer seine Drehenergie (Arbeitsfähigkeit) ist.

Entsprechend  $E_{\text{geradlinig}} = \frac{m \cdot v^2}{2}$  ergibt sich für

$$E_{\text{rotierend}} \uparrow = \frac{J * \omega^2}{2} = \frac{\sum (\Delta m \uparrow * r^2 \uparrow) * \omega^2 \uparrow}{2}$$

**E... kinetische Energie**

**J... Trägheitsmoment**

**$\Delta m$ ... Teilmasse**

**r... Radius der Teilmasse**

**$\omega = 2 * \pi * n$ ... Winkelgeschwindigkeit**

**Er ist also umso stabiler:**

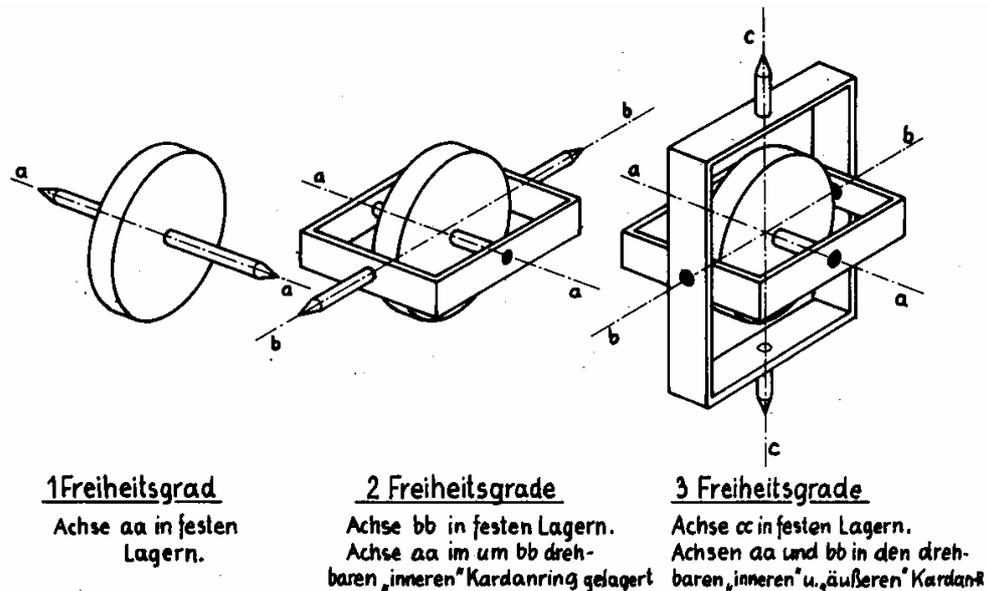
- **Je größer seine Masse ist.**
- **Je größer sein Durchmesser ist (r geht quadratisch ein!).**
- **Je schneller er sich dreht ( $\omega^2 \Rightarrow n$  geht quadratisch ein!).**

**Da bei Luftfahrzeug-Instrumenten Masse und Abmessung möglichst klein sein sollten, muss aus Energiegründen die Drehzahl hoch sein (24.000 RPM).**

**2) Parallel- und Längsverschiebungen der Drehachse haben keinen Einfluss auf Lage und Drehzahl des Kreisels.**

**3) Versucht eine Kraft die Achse des Kreisels zu kippen, so wird diese erst nach 90° in Kreiseldrehrichtung wirksam (Wanderung oder Präzession).**

## 5.1.2 FREIHEITSGRADE DES KREISELS



Die Freiheitsgradüberlegung ist verständlicher, wenn man sich den Kreisel vorerst als nicht angetrieben vorstellt.

- **Ein Freiheitsgrad:**

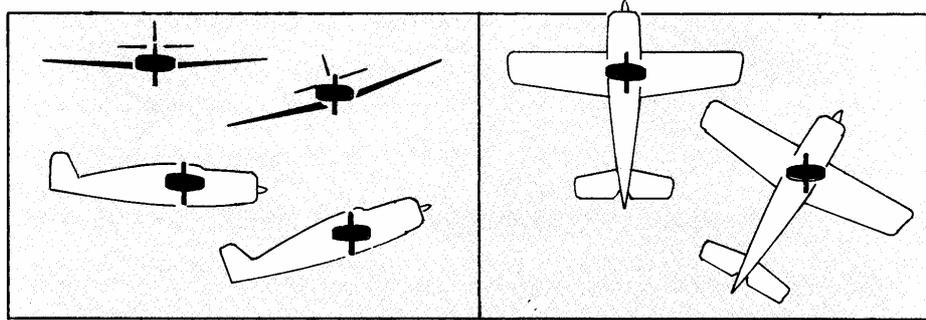
Der Kreisel kann nur um eine Achse gedreht werden (Drehachse).

- **Zwei Freiheitsgrade:**

Der Kreisel kann um seine Drehachse, sowie um eine weitere, 90° dazu versetzte Achse gedreht werden (halbkardanische Aufhängung).

- **Drei Freiheitsgrade:**

Der Kreisel kann um seine Drehsachse und um zwei weitere Achsen gedreht werden. Durch zwei Kardanrahmen ist es möglich, dass sich der Kreisel in alle Richtungen des Raumes einstellen kann (vollkardanische Aufhängung).



Die gezeigten Kreisel behalten ihre Lage im Raum bei. Das Flugzeug dreht sich um den raumfesten Kreisel!

Die vollkardanische Aufhängung in Verbindung mit dem Bestreben des rotierenden Kreisels seine Lage beizubehalten (solange man ihn nicht gewaltsam kippt), wird als Bezugssystem beim künstlichen Horizont und Kurskreisel ausgenützt.

### 5.1.3 AUSWANDERN DES VOLLKARDANISCH AUFGEHÄNGTEN KREISELS

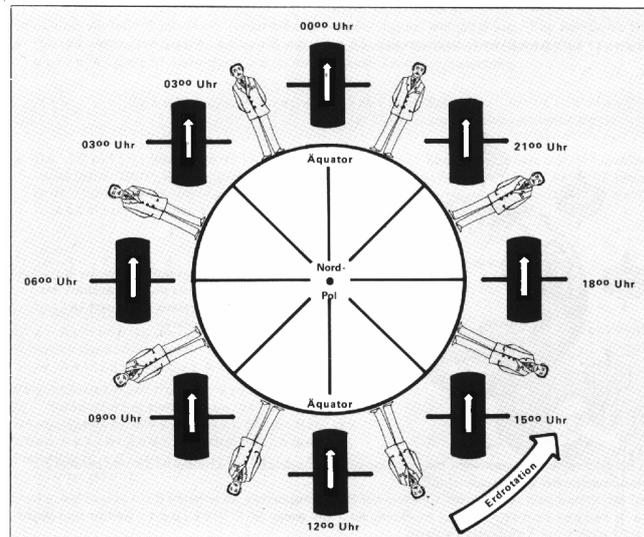
Die Achse dieses Kreisels behält theoretisch ihre Lage im Welt- raum bei. In der Praxis wandert (präzediert) die Kreiselachse jedoch aus. Die Ursachen sind folgende:

#### 5.1.3.1 WIRKLICHES WANDERN (wirkliche Präzession)

Dieses entsteht aus der Unmöglichkeit den Kreisel hundertprozentig optimal aufzuhängen und zu lagern. Haupt- ursachen für das wirkliche Wandern sind Kreiselunwucht sowie Lagerreibung in den Kreisel- und Rahmenlagern.

### 5.1.3.2 SCHEINBARES WANDERN (scheinbare Präzession)

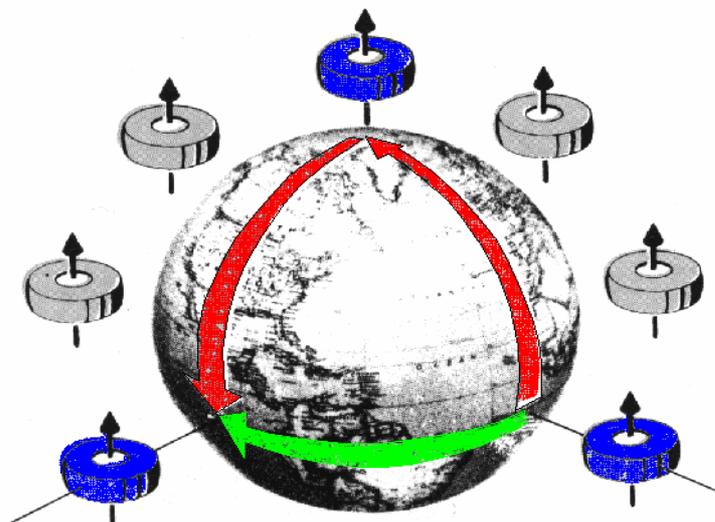
#### a) INFOLGE DER ERDDREHUNG



Scheinbare Präzession des Kreisel durch Erdrotation

Ist ein Kreisel an einem bestimmten Punkt der Erde (z.B. Prüfstand am Äquator) vollkardanisch aufgehängt, so scheint es für einen Beobachter, als verändere die Rotationsachse ihre Lage im Raum (in 24 Stunden dreht sich die Kreiselachse scheinbar um  $360^\circ = 15^\circ/\text{h}$ ).

#### b) INFOLGE DER ORTSVERÄNDERUNG



**Eine zweite Möglichkeit der Entstehung des scheinbaren Wanderns ist der Transport eines Kreisels (eingebaut im Flugzeug) über große Entfernungen.**

**Dabei scheint auch die Drehachse ihre Lage zu verändern (z.B. ist die Größe des scheinbaren Wanderns in der Skizze, vom Äquator zum Nord- oder Südpol, 90°!).**

**Das gesamte Wandern (Gesamtpräzession) des vollkardanisch aufgehängten Kreisels ist die Summe aus wirklichem und scheinbarem Wandern.**

**Die Kreisel in Luftfahrzeuginstrumenten haben, je nach Einsatzzweck, eine horizontale (Kurskreisel) oder vertikale (künstlicher Horizont) Lage der Drehachse. Das horizontale Auswandern der Achse eines Kurskreisels nennt man auch "Drift", das vertikale Auswandern beider Kreiselarten "Kippen".**

#### **5.1.4 KREISELANTRIEB IN LFZ-INSTRUMENTEN**

**Instrumentenkreisel können wie folgt angetrieben werden:**

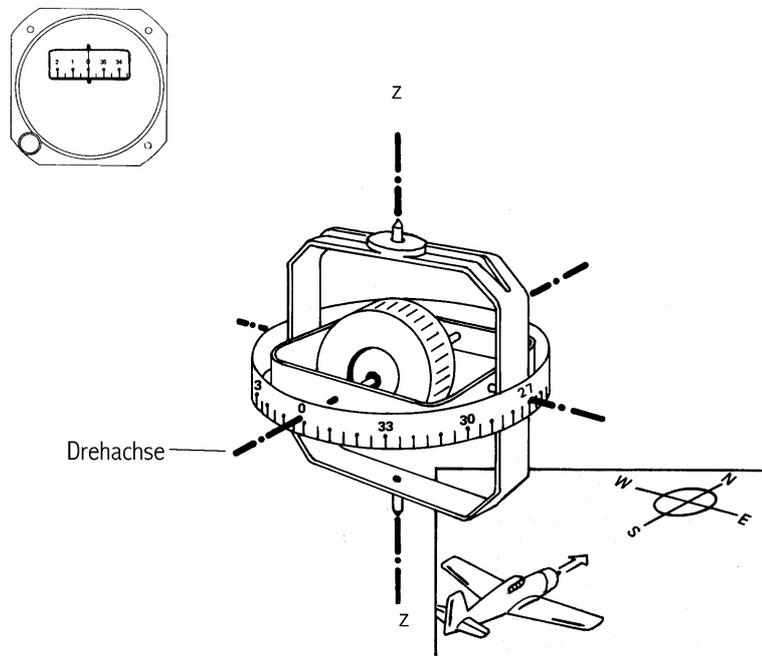
- **Pneumatisch (Sog) durch eine Sogpumpe am Triebwerk**
- **Elektrisch, wobei der Kreisel als Rotor eines Elektromotors ausgeführt ist.**

## 5.2 KURSKREISEL (Directional Gyro Indicator)

Er dient zur Kursüberwachung speziell in Flugsituationen, in denen der Magnetkompass falsch anzeigen würde (im Kurvenflug, bei Einwirkung störender Magnetfelder, bei Beschleunigungen, im Steig- und Sinkflug).

Der Kurskreisel in seiner ursprünglichen Form hat jedoch keinerlei nord-suchende Funktion und zeigt den Kurs bezogen auf eine, vom Piloten eingestellte Bezugsrichtung (meist Norden) an. Er unterliegt wie jeder Kreisel dem wirklichen und dem scheinbaren Wandern und muss daher vom Piloten von Zeit zu Zeit (zirka 30`) nach dem Magnetkompass (hat immer Bezugsrichtung Nord) eingestellt werden (Manual Slaving).

### 5.2.1 FUNKTION



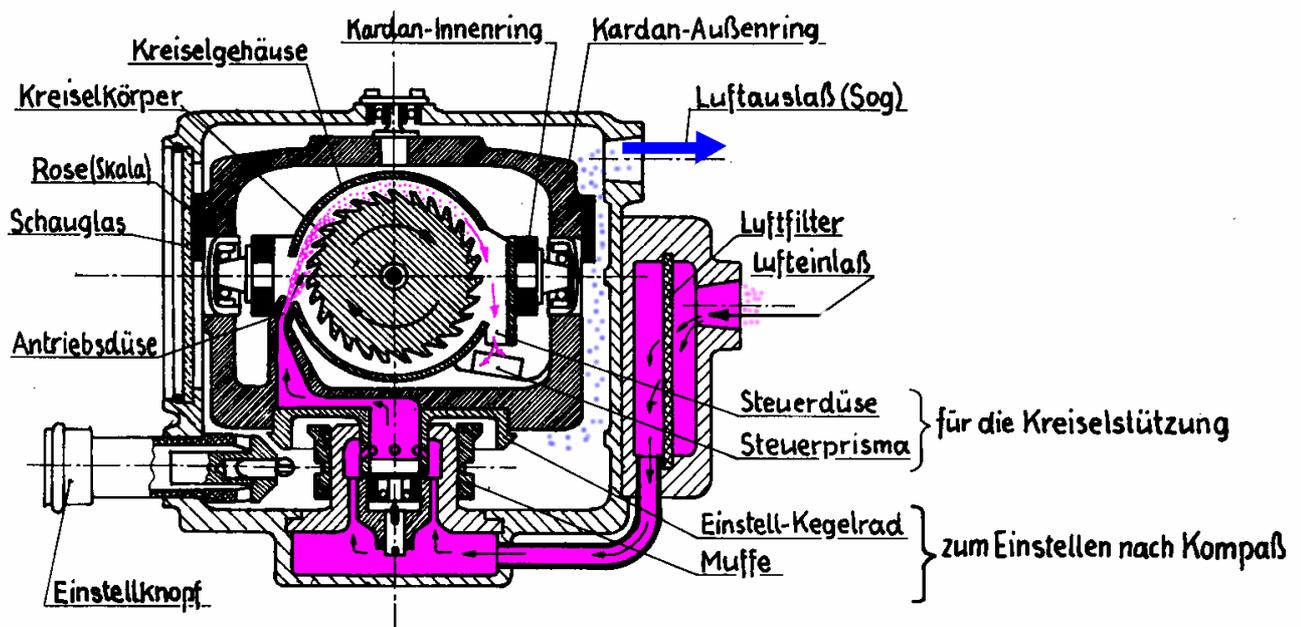
Schematische Darstellung des Kurskreisels (stark vereinfacht)

Der Kurskreisel ist vollkardanisch aufgehängt (3 Freiheitsgrade). Die im Instrumentengehäuse gelagerte Achse des äußeren Kardanrahmens (z-z) liegt parallel zur Luftfahrzeug-Hochachse. Die Drehachse des Kreisels ist im inneren Kardanrahmen horizontal gelagert.

Am äußeren Kardanrahmen ist die Kursrose befestigt. Durch ein Sichtfenster ist sie unter einem Ablesestrich zum Teil sichtbar.

Dreht sich das Luftfahrzeug um die Hochachse, so dreht sich auch das Gehäuse und mit ihm das Fenster um die stillstehende Kursrose (Kreiselschale behält Lage bei). Der Pilot hat dabei den Eindruck, als ob sich die Kursrose drehen würde.

### 5.2.2 PNEUMATISCH BETRIEBENER KURSKREISEL

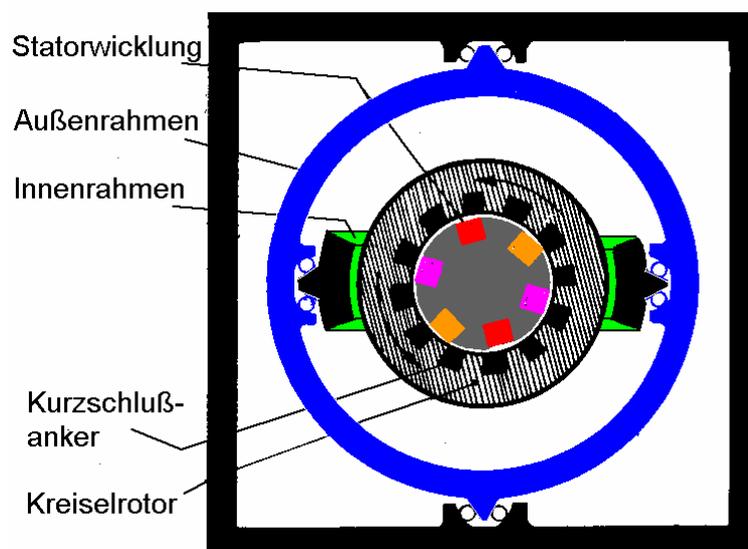


Der innere Kardanrahmen umschließt den Kreiselrotor als Kreiselgehäuse. Sein Kippwinkel ist auf ca.  $\pm 60^\circ$  begrenzt. Der äußere Kardanrahmen trägt die Rose und ist vertikal im Gehäuse gelagert.

Eine Sogpumpe am Motor saugt die Luft aus dem Instrumentengehäuse. Die dadurch über einen Filter in das Gehäuse nachströmende Luft fließt über einen Kanal im äußeren Rahmen in das Kreiselgehäuse und treibt den schaufelradähnlich geformten Kreisel an (12000 - 15000 RPM).

Die Einstellung der Rose erfolgt meist durch Drücken (Einstellkegelräder kommen in Eingriff) und Verdrehen des Einstellknopfes. So kann der Kurskreisel nach dem Magnetkompass eingestellt werden.

### 5.2.3 ELEKTRISCH BETRIEBENER KURSKREISEL

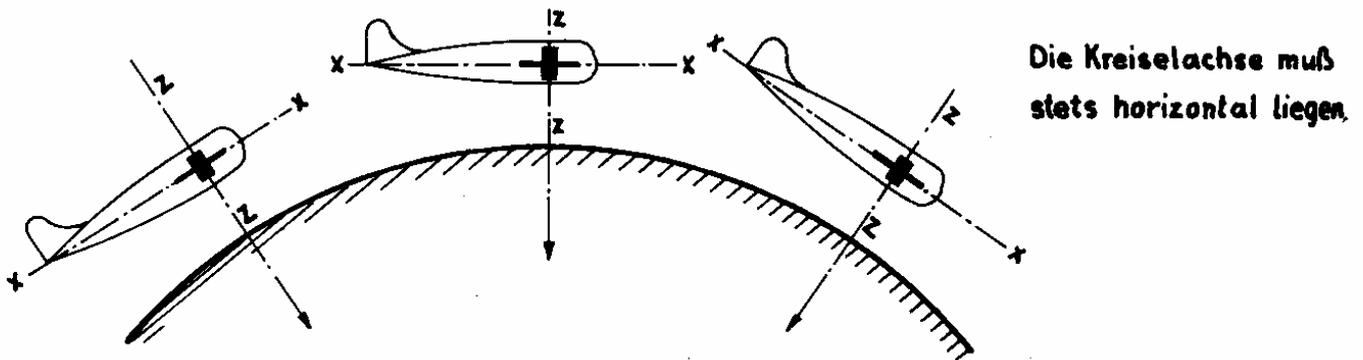


AC 115 V, 400 Hz, 20 000 - 40 000 RPM

Er wird meist durch Drehstrom (115V, 400Hz) betrieben. Der drehende Kreiselkörper ist dabei der außen liegende Kurzschlussanker (Rotor) eines Asynchronmotors. Dieser besitzt keine Bürsten die Reibung verursachen würden.

Gleichstrombetriebene Kreisel (28V) finden in kleineren Luftfahrzeugen Verwendung.

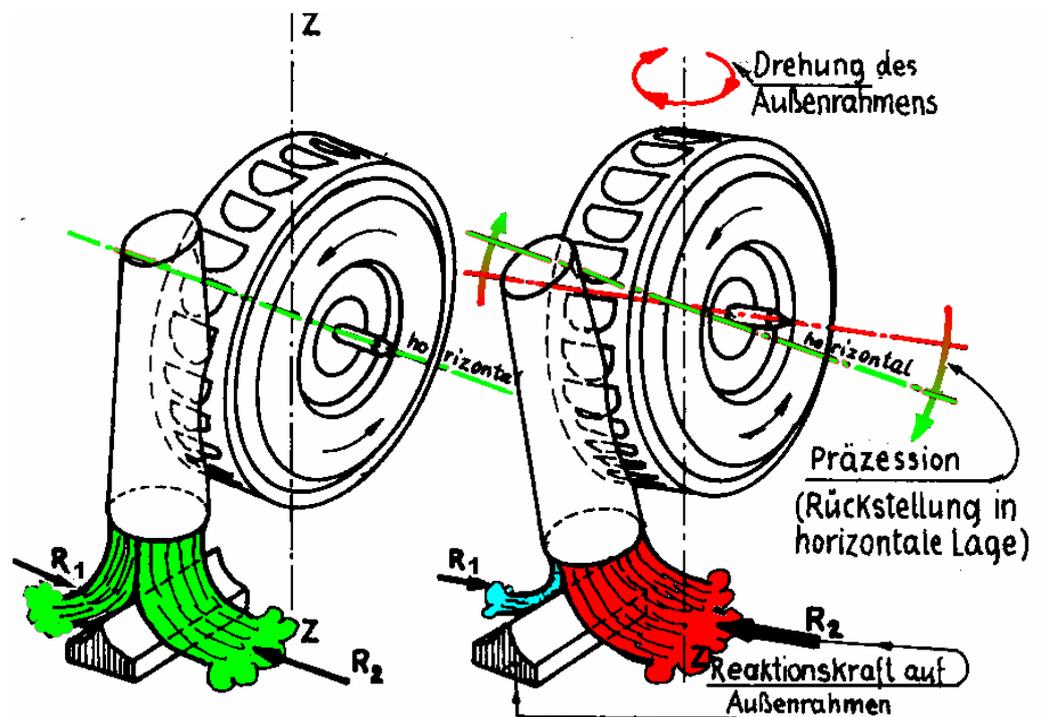
### 5.2.4 STÜTZUNG DES KURSKREISELS



Die Drehachse des Kurskreisels muss immer parallel zur Erdoberfläche (waagrecht) liegen. Ein Kreisel unterliegt jedoch bekanntlich dem wirklichen und dem scheinbaren Wandern (Präzession). Das Rückstellen der Achse in die Waagrechte bezeichnet man allgemein als "Stützen".

Aus der Vielzahl der mechanischen und elektrischen Stützmöglichkeiten zwei Beispiele:

## 5.2.4.1 PNEUMATISCHE STÜTZUNG



Sie verhindert das Kippen der Kurskreiselachse. Am Außenrahmen befindet sich ein keilförmiges Steuerprisma (siehe auch Skizze in 5.2.2). Am Innenrahmen befindet sich eine Leitdüse. Durch sie strömt die Luft, die den Kreisel angetrieben hat, ab.

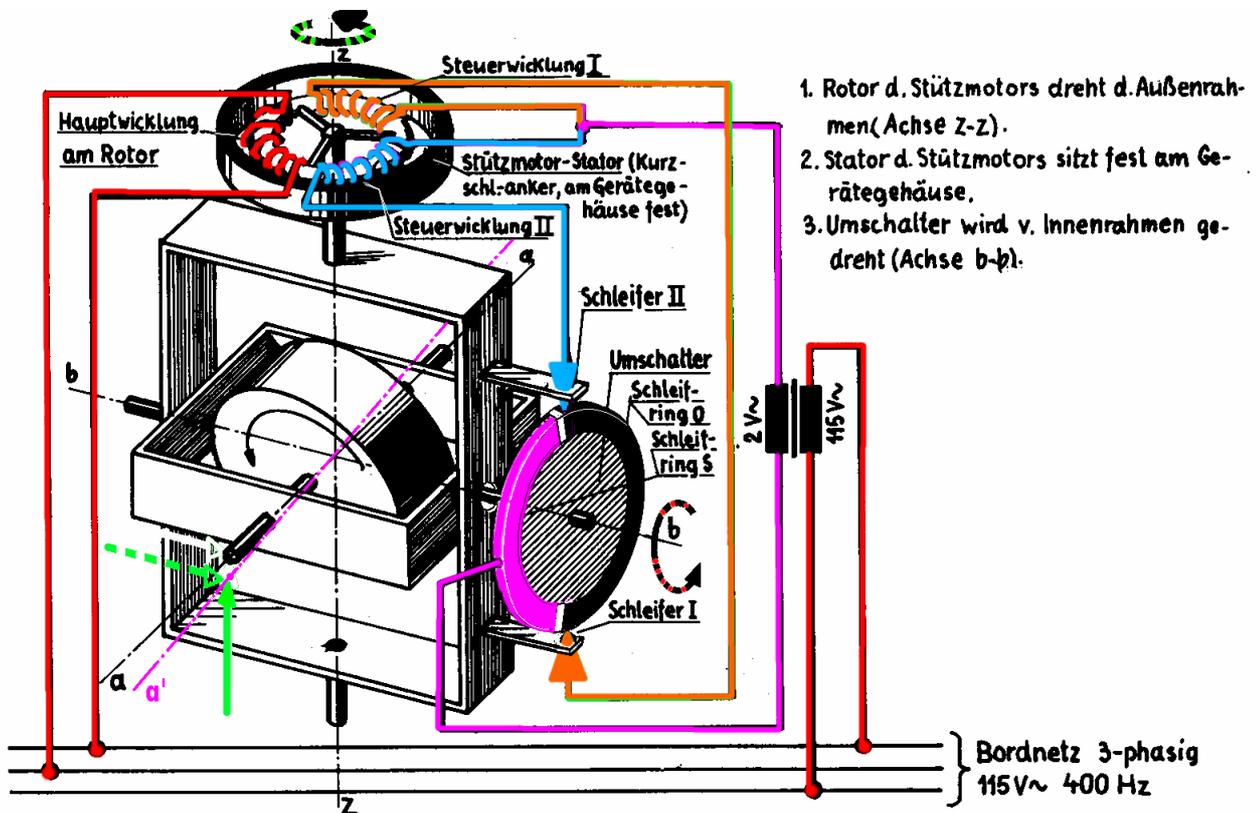
Die abströmende Luft trifft, wenn die Kreiselachse genau horizontal liegt, auf die Mitte des Prismenkeils und teilt sich symmetrisch nach beiden Seiten. Die beiden entstehenden Reaktionskräfte  $R_1$  und  $R_2$  sind gleich groß und entgegengesetzt gerichtet. Ihre Wirkung auf den Keil hebt sich somit auf.

Liegt die Kreiselachse nicht mehr horizontal, dann trifft der abströmende Luftstrahl nicht mehr die Mitte des Kei-

les. Dadurch teilt sich der Strahl nicht mehr symmetrisch und es entstehen verschieden große Reaktionskräfte (in der Skizze überwiegt  $R_2$ ). Die resultierende Kraft wirkt somit nach links und versucht den Außenrahmen samt Innenrahmen und Kreisel um die z-Achse zu drehen.

Diesem Drehimpuls folgt der Kreisel bekanntlich nicht, sondern er dreht sich um eine um  $90^\circ$  verschwenkte Achse. Somit kippt die Kreiselachse wieder in die geforderte horizontale Lage (grün). Der abströmende Luftstrom trifft dann wieder die Mitte des Prismenkeiles und die resultierende Reaktionskraft ist wieder null.

### 5.2.4.2 ELEKTRISCHE STÜTZUNG



An der Achse des Innenrahmens ist ein Umschalter befestigt. Dieser besteht aus zwei Halbschleifringen, die gegeneinander isoliert sind. Ein Halbschleifring (S) ist leitend mit der Phase des Transformators (115V~/2V~) verbunden, der zweite (O) ist spannungslos. Oben und unten gleiten zwei Schleifer (I und II), die isoliert am äußeren Kardanrahmen befestigt sind.

Der Stützmotor ist ein zweiphasiger Umkehr-Asynchronmotor. Sein Stator ist im Instrumentengehäuse befestigt. Der Rotor ist fest mit der z-Achse des Außenrahmens verbunden und besitzt drei Wicklungen. Diese sind die Hauptwicklung, die dauernd an zwei Phasen des Bordnetzes (115V~/ 400Hz) liegt und zwei Steuerwicklungen (I und II), die einseitig an der Sekundärseite des Trafos (2V~) liegen.

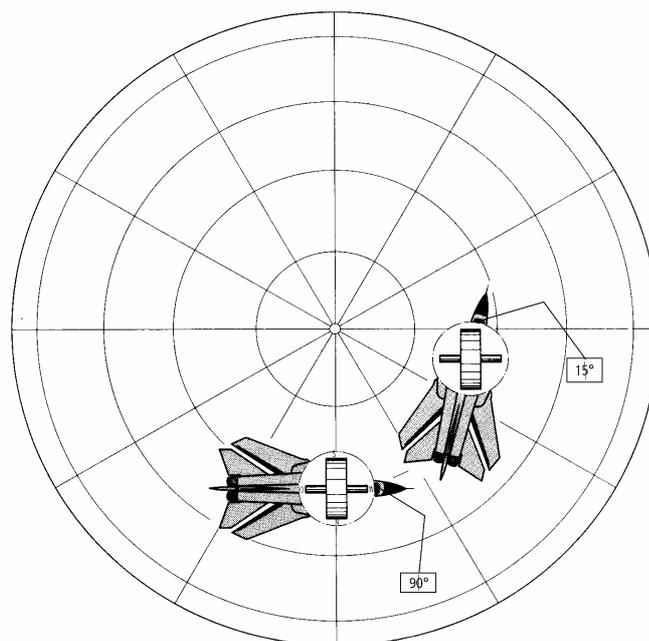
Stehen Kreiselachse und z-Achse des Außenrahmens senkrecht zueinander, dann sind beide Schleifer mit dem spannungslosen Halbschleifring (O) verbunden. Durch beide Steuerwicklungen fließt kein Strom. Dadurch kann sich das Instrumentengehäuse, entsprechend der Flugrichtung, ungehindert um den stationären Außenrahmen des Kurskreisels horizontal drehen.

Wenn die Kreiselachse kippt (z.B. vorne nach unten), dann gelangt der Schleifer I auf den spannungsführenden Ring

(S) und durch die Steuerwicklung I fließt Strom. Zusammen mit der dauernd stromdurchflossenen Hauptwicklung entsteht im Stützmotor ein magnetisches Drehfeld, welches den Rotor dreht.

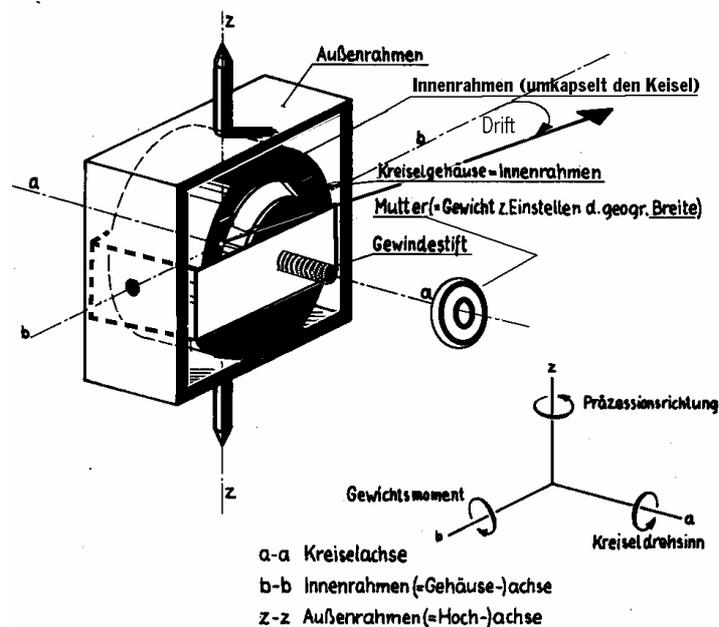
Der Rotor versucht nun seinerseits den Außenrahmen gegen den Uhrzeigersinn zu verdrehen. Dieser gibt das Drehmoment über den Innenrahmen an die Kreiselachse weiter und versucht diese um die z-Achse zu schwenken. Der Kreisel (samt Innenrahmen) präzediert jedoch so lange um die b-Achse, bis Innen- und Außenrahmen wieder rechtwinkelig zueinander stehen. In diesem Augenblick werden beide Schleifkontakte wieder spannungslos und es wirkt kein Moment mehr auf den Außenrahmen.

### 5.2.5 FÜHRUNG DES KURSKREISELS



Die Achse des Kurskreisels wird bekanntlich durch die Stützung immer parallel zur Erdoberfläche gehalten.

Infolge der Erddrehung und/oder bei Ortsveränderung entlang eines Breitenkreises, wandert die Drehachse eines Kurskreisels scheinbar seitlich aus (Drift). Der Pilot muss den Kurskreisel daher laufend nach der Magnetkompassanzeige korrigieren (in Polnähe größte, am Äquator keine Drift).



Die Breitenmutter

Durch eine Führungseinrichtung kann die Kreiselachse immer in einer bestimmten Himmelsrichtung gehalten werden.

Bei einer einfachen Führung (Skizze) wird beispielsweise ein Gewicht (Breitenmutter) am inneren Kardanrahmen, in der Verlängerung der Kreiselachse, befestigt. Das geringe Gewicht der Breitenmutter wirkt ständig, senkrecht auf die Kreiselachse und

erzeugt ein Moment um die b-Achse. Als Folge präzediert der Kreisel dauernd um die z-Achse.

Dadurch wird andauernd die Kreiselachse und somit die Kursrose gerade soweit verdreht, dass sie, bezogen auf das Luftfahrzeug, ihre Lage beibehält (Drift wird dauernd korrigiert - Kursanzeige in der 1. Skizze bleibt bei  $90^\circ$ ).

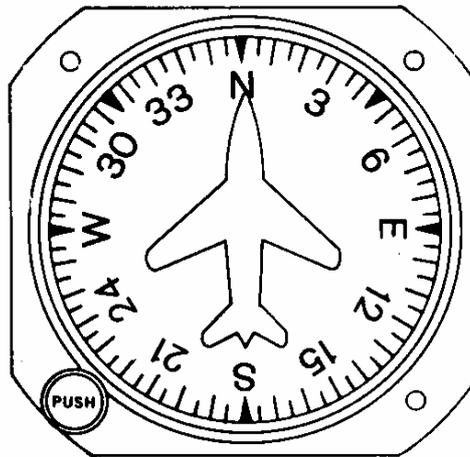
Da die Drift von der geographischen Breite abhängt, muss das Gewicht so verstellbar sein (Mutter), dass der Kurskreisel auf jene Breite, auf der er hauptsächlich eingesetzt wird, einjustiert werden kann (Techniker). Für die südliche Halbkugel wird die Mutter auf der anderen Seite des Innenrahmens montiert.

### 5.2.6 ANZEIGEFehler

Bei zu großer Quer- oder Längsneigung ( $60^\circ$ -  $85^\circ$ ) führt das Anfahren des inneren Kardanrahmens an einem Anschlag zum gewaltsamen Kippen der Kreiselachse.

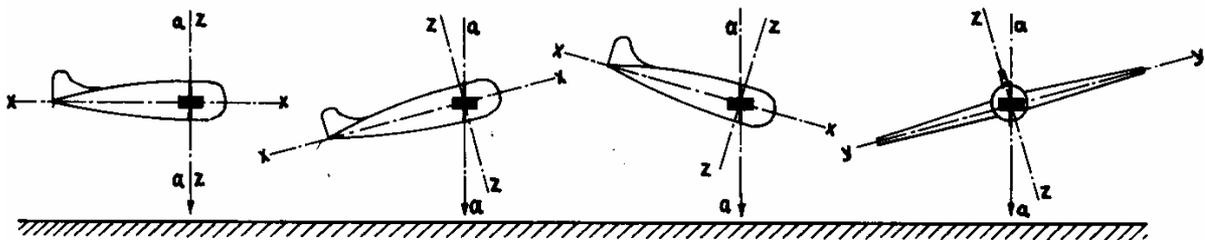
### 5.2.7 BAUAUSFÜHRUNGEN

Ältere Kurskreisel besitzen ein rechteckiges Fenster (siehe Skizze in Punkt 5.2.1), in dem der Pilot den Kurs unter einem Steuerstrich ablesen kann.

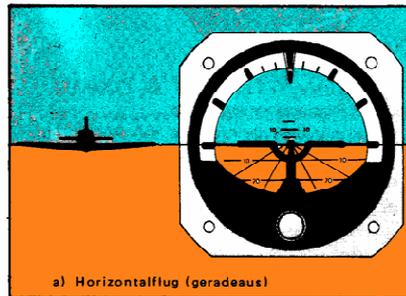


Moderne Kurskreisel besitzen eine vertikale, scheibenförmige Kursrose, die sich scheinbar um ein fixes Flugzeugsymbol dreht. Dies hat für den Piloten den Vorteil des besseren Überblickes über die gesamten 360°.

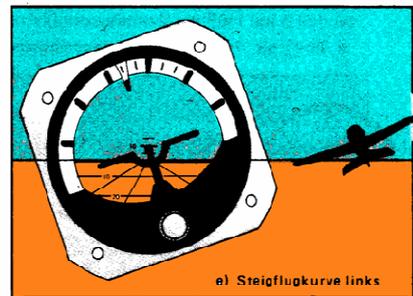
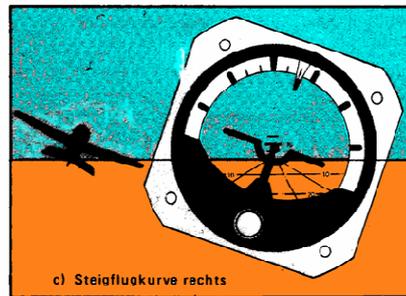
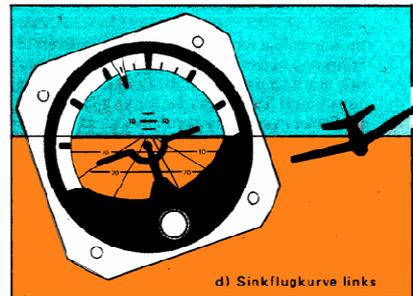
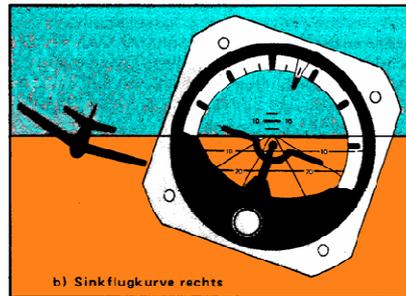
### 5.3 KÜNSTLICHER HORIZONT (Artificial Horizon, Attitude Indicator)



Er dient zur Überwachung der Fluglage speziell bei Instrumentenflugbedingungen (IFR - Instrument Flight Rules). Während der Pilot bei Sichtflugbedingungen (VFR - Visual Flight Rules) den natürlichen Horizont als Bezugsebene zur Beurteilung seiner Fluglage heranziehen kann, fehlt ihm dieser bei schlechter Sicht (z.B. in Wolken). Dies führt nach kurzer Zeit zum Verlust seines Gleichgewichtsgefühles und endet oft mit dem Absturz.

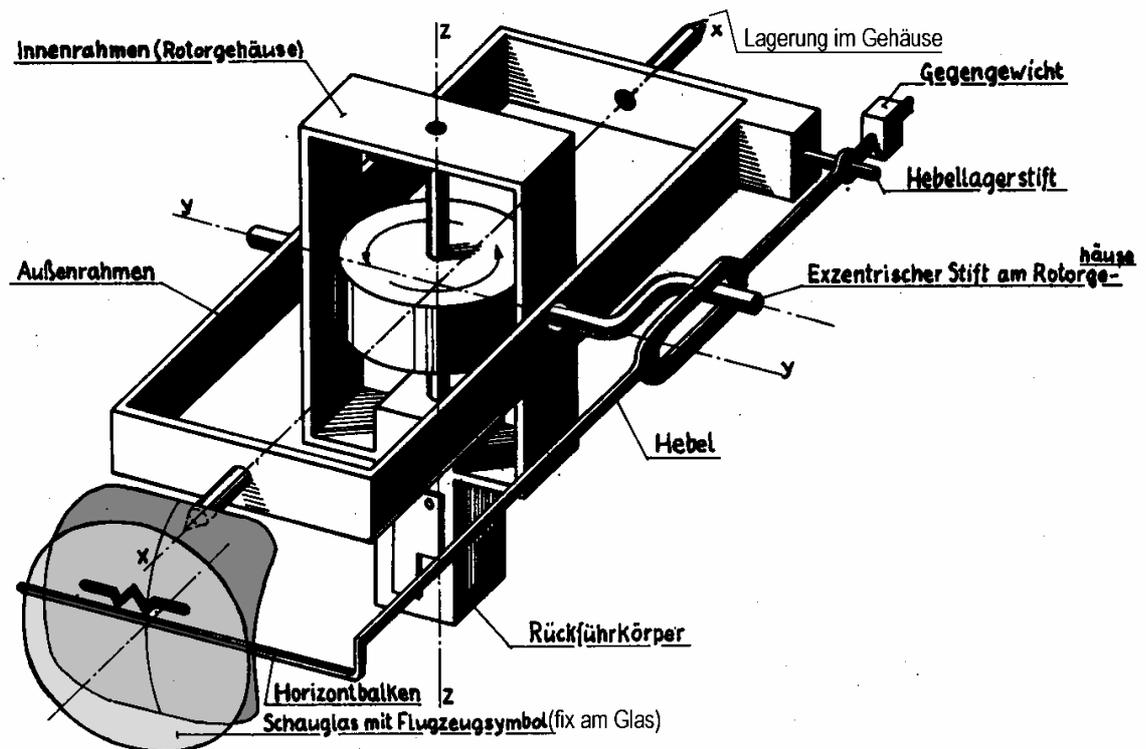


Das Gehäuse des künstlichen Horizonts ist fest mit dem Flugzeug verbunden. Flugzeugsymbol und Anzeigeindex sind mit dem Gehäuse des künstlichen Horizonts ebenfalls fest verbunden!  
Der Kreisel, der seine Lage im Raum immer beibehält, liefert uns über einen Übertragungsmechanismus die Anzeigen bezüglich der Schräglage (Querneigung) und zeigt außerdem an, ob wir uns im Horizontal-, Steig- oder Sinkflug befinden.



**Der künstliche Horizont zeigt die Quer- und Längsneigung bezogen auf die Horizontalebene an.**

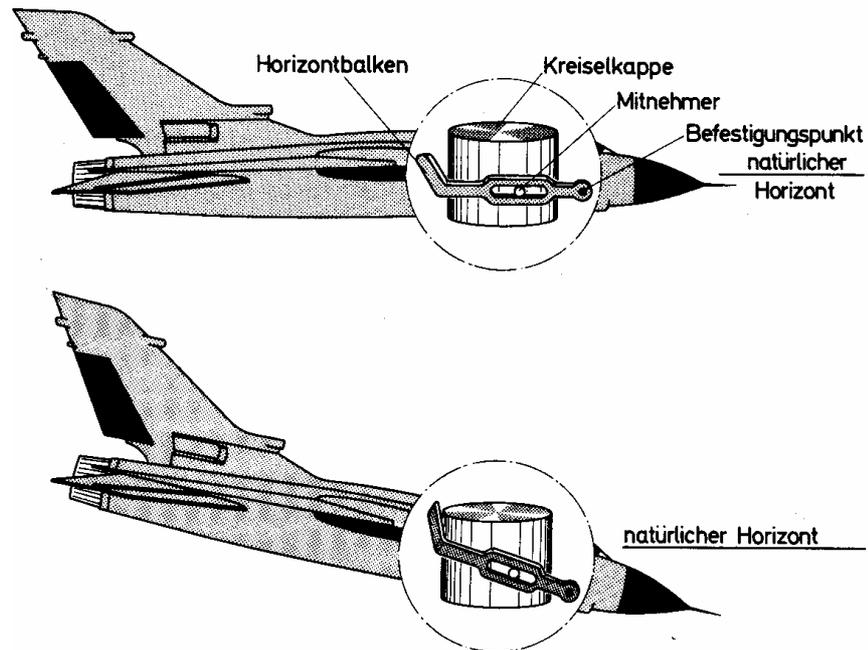
### 5.3.1 FUNKTION



Der künstliche Horizont besitzt einen vollkardanisch aufgehängten Kreisel, dessen Achse lotrecht steht. Die Achse des Außenrahmens (x-x) liegt parallel zur Flugzeugsängsachse.

Am inneren Kardanrahmen sitzt eine Art Kurbel, die in einen Schlitz am Hebel des Horizontbalkens eingreift.

Neigt sich das Luftfahrzeug um seine Längsachse (Rollen) beispielsweise nach links, dann neigt sich auch das mit dem Gehäuse und daher mit dem Luftfahrzeug fest verbundene Schauglas samt Flugzeugsymbol nach links. Kreisel, innerer und äußerer Kardanrahmen mit Hebel und Horizontbalken bleiben, wegen der Kreiselstabilität, in ihrer Lage.

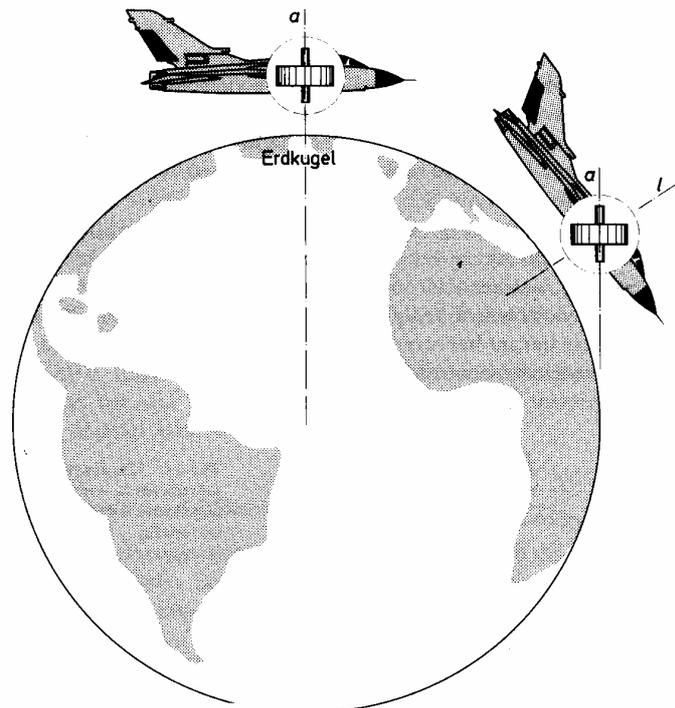


Neigt beispielsweise das Luftfahrzeug seine Nase nach unten (Nicken), dann neigt sich gezwungener Maßen auch das Gehäuse des Horizontes. Der im Gehäuse gelagerte Außenrahmen folgt dieser Bewegung. Kreisel, Innenrahmen und Mitnehmer (exzentrischer Stift) bleiben jedoch, wegen der Kreiselstabilität, unverändert. Durch das Mitnehmen der Balkenhebellagerung nach unten, bewegt sich der Horizontbalken zwangsläufig nach oben. Der Horizontbalken kommt somit oberhalb des Flugzeugsymbols zu liegen.

### 5.3.2 ANTRIEB DES KÜNSTLICHEN HORIZONTES

Der Antrieb erfolgt wie beim Kurskreisel pneumatisch oder elektrisch (siehe 4.2.2 und 4.2.3).

### 5.3.3 STÜTZUNG DES KÜNSTLICHEN HORIZONTES

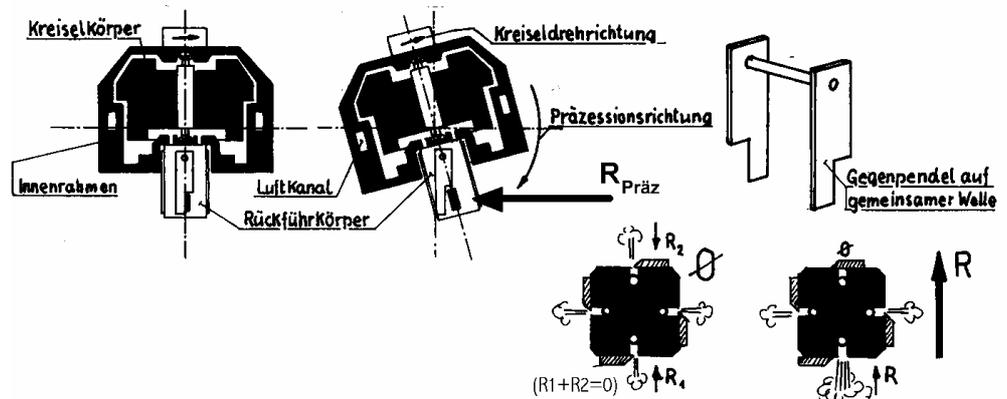


Da auch die Achse des Horizontkreises stabil im Weltraum steht, würde sie durch das scheinbare Wandern (Kippen) infolge der Ortsveränderung die lotrechte Lage verlassen.

Auch das wirkliche Wandern (mechanisch bedingt) bewirkt ein Kippen.

Beides würde zu Fehlanzeigen führen. Es muss daher die Kreisachse laufend so gestützt werden, dass sie immer zum Erdmittelpunkt zeigt. Aus der Vielzahl der Stützmöglichkeiten drei Beispiele:

### 5.3.3.1 PNEUMATISCHE STÜTZUNG



Am Ende des Kreiselgehäuses (am Innenrahmen) befindet sich der Rückführkörper. Durch ihn fließt die Luft, die den Kreisel antreibt (pneumatischer Antrieb) durch vier Öffnungen (paarweise gegenüberliegend) in das Instrumentengehäuse aus.

Alle Öffnungen werden durch herabhängende Pendelklappen zur Hälfte abgedeckt. Die einander gegenüberliegenden Klappen sitzen immer auf einer gemeinsamen Welle und bewegen sich gleichsinnig. Durch die vier austretenden, gleich großen Luftströme, entstehen vier gleich große Rückstoßkräfte, die sich gegenseitig aufheben.

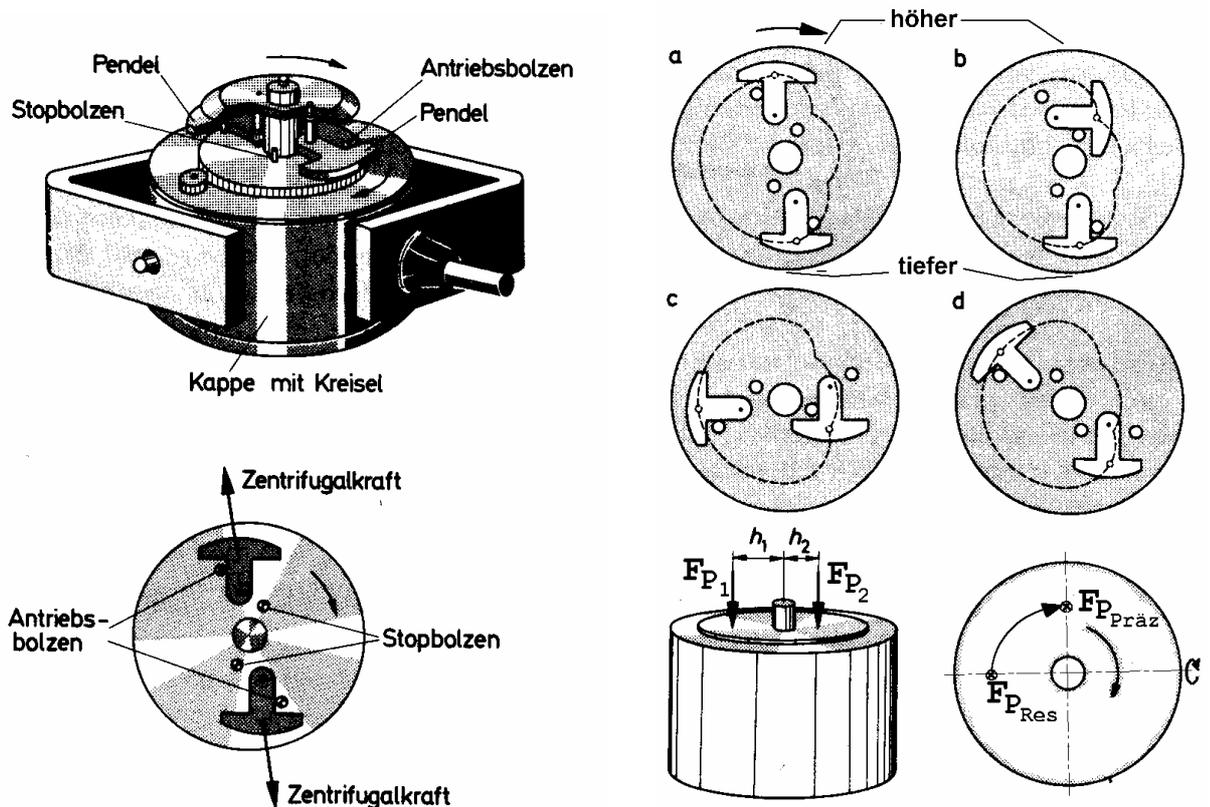
Weicht die Kreiselachse von der Lotrechten ab (die Pendelklappen hängen weiterhin lotrecht nach unten!), dann öffnet beispielsweise in der Skizze die Klappe  $R_1$  auch ihre, normalerweise abgedeckte Hälfte der Luftöffnung. Die Klappe der gegenüberliegenden Öffnung  $R_2$  bewegt sich dagegen in Schließrichtung. Die Rückstoßkraft  $R_1$  wird

groß,  $R_2$  klein (maximal 0) und es entsteht eine resultierende Rückstoßkraft  $R$ .

Da der Kreisel entgegen dem Uhrzeigersinn dreht (in der Skizze von oben gesehen), wirkt die Präzessionskraft  $R_{\text{Pröz}}$  von rechts nach links. Da diese Kraft unter dem Schwerpunkt angreift, dreht sie die Kreiselachse wieder lotrecht. Durch die gegenüberliegenden Luftöffnungen strömt nun wieder gleich viel Luft aus und die Rückstoßkräfte heben sich auf.

Auch elektrisch angetriebene Horizonte nützen vielfach das Prinzip der pneumatischen Stützung. Der nötige Luftstrom wird bei ihnen durch ein Gebläserad erzeugt, das am drehenden Kreisel befestigt ist.

### 5.3.3.2 MECHANISCHE STÜTZUNG - SYSTEM SFENA



Diese Stützmethod wird beispielsweise auch für den elektrisch betriebenen Horizont des Kampfflugzeuges Tornado verwendet. Damit soll sichergestellt werden, dass bei Ausfall des Bordnetzes die Stützung noch funktioniert, solange der auslaufende Kreisel noch einen brauchbaren Drehimpuls besitzt (ca. 10 Minuten).

Auf dem Kreiselgehäuse (Innenrahmen) ist eine Scheibe angebracht, die sich um die Kreiselachse dreht. Die Scheibe wird durch den Kreiselmotor über ein Untersetzungsgetriebe langsam angetrieben (ca. 35 RPM). Ihre Drehrichtung stimmt mit der, des Kreisels überein.

**Die Scheibe trägt zwei Pendel. Je ein Antriebsbolzen und ein Stoppbolzen begrenzen den Schwenkwinkel der Pendel. Diese würden sich bei genau lotrecht stehendem und nicht angetriebenem Kreisel im indifferenten Gleichgewicht befinden (d.h. sie würden in jeder eingestellten Lage verbleiben).**

**Durch die langsame Drehung der Scheibe und die dabei auftretende Fliehkraft werden die Pendel jedoch nach außen geschwenkt. In dieser Stellung liegen sie an den Antriebsbolzen an (Skizze links unten) und ihre Pendelschwerpunkte haben den gleichen Abstand von der Drehachse des Kreisels. Auf das Kreiselgehäuse (Innenrahmen) wird, wegen der symmetrischen Lage der Pendel, kein Kippmoment ausgeübt.**

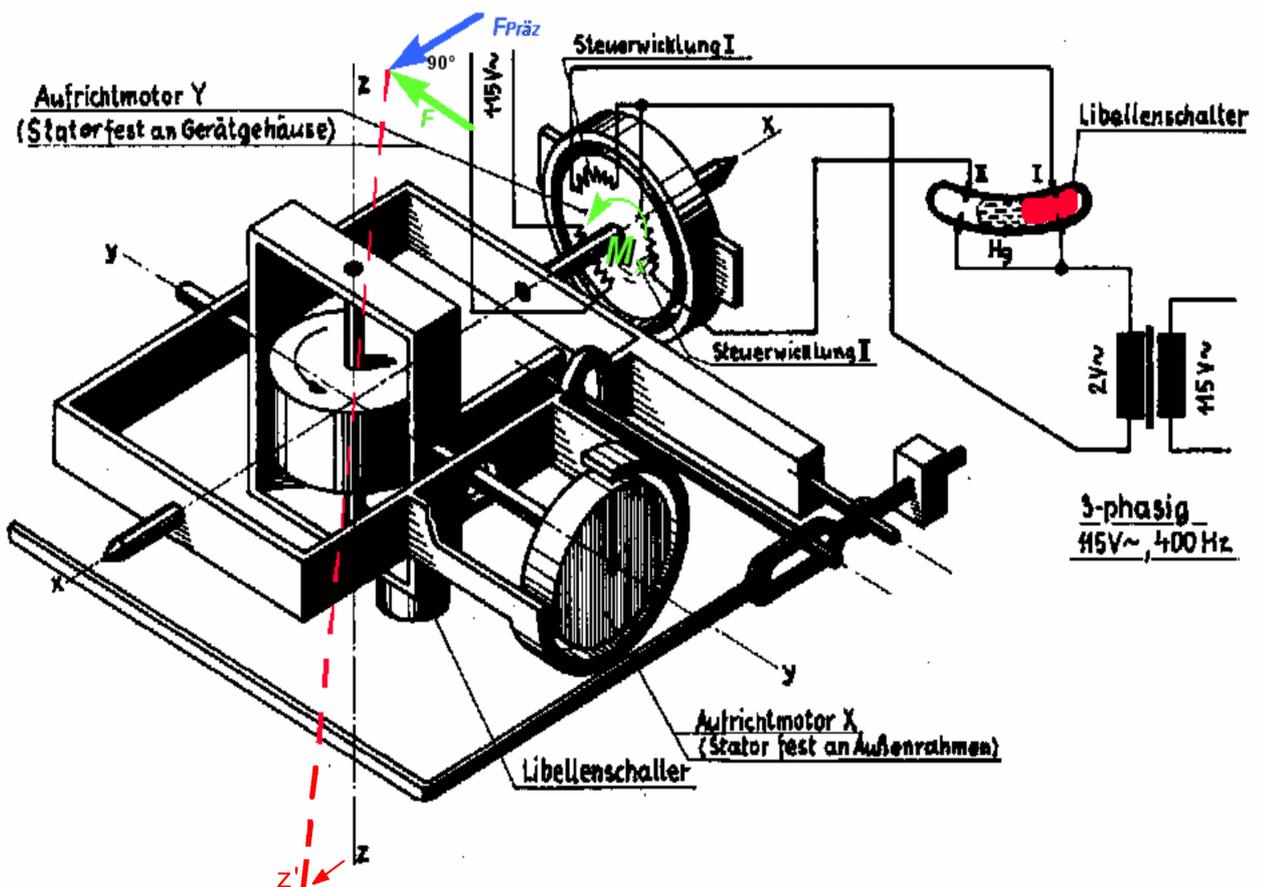
**Steht jedoch die Kreiseldrehachse nicht mehr im Erdlot, dann sind Kreisel und Scheibe geneigt. Im ansteigenden Teil seiner Bahn liegt das jeweilige Pendel am Antriebsbolzen an. Im absteigenden Teil dagegen löst sich das Pendel vom Antriebsbolzen und schwenkt an den Stoppbolzen. Im weiteren Verlauf der absteigenden Bahn verliert das Pendel auch noch den Kontakt mit dem Stoppbolzen und pendelt frei in Richtung der Scheibenneigung aus.**

**Dadurch haben die Pendelschwerpunkte im absteigen-**

den Teil der Bahn einen geringeren Abstand zur Kreiselachse als im aufsteigenden (strichlierte Schwerlinie).

Die resultierende Pendelschwerkraft  $F_{P_{Res}}$  wirkt somit außermittig auf das Kreiselgehäuse. Bekanntlich bewirkt diese Kraft mit einer  $90^\circ$ -Verzögerung ein Zurückdrehen der Kreiselachse ins Lot ( $F_{P_{Pr\ddot{a}z}}$ ).

### 5.3.3.3 ELEKTRISCHE STÜTZUNG



Die Rückführung der Kreiselachse erfolgt durch 2 Asynchron-Aufrichtmotoren.

Der Aufrichtmotor Y korrigiert Abweichungen um die y-

**Achse durch Drehung des Außenrahmens um die x-Achse. Der Rotor ist mit dem Außenrahmen verbunden, der Stator ist im Gerätegehäuse befestigt.**

**Wandert beispielsweise die Kreiselachse durch Kippen um die y-Achse aus (rot - obere Hälfte neigt sich in Flugrichtung), dann nimmt sie den Innenrahmen mit. Unten am Innenrahmen ist ein, um die y-Achse mitschwenkender Libellenschalter (Quecksilber) befestigt. Dieser schließt beim Kippen den Kontakt I, beim Kippen in die Gegenrichtung den Kontakt II.**

**Der Kontakt I verbindet die Steuerwicklung I mit dem Trafo ( $2 V_{\sim}$ ) und erzeugt zusammen mit der Hauptwicklung, die ständig an einem Leiter des Bordnetzes ( $115 V_{\sim}$ ) liegt, ein Drehmoment, welches über den Rotor auf den Außenrahmen wirkt (vom Piloten aus gesehen gegen den Uhrzeigersinn). Dieses Drehmoment um die x-Achse erzeugt jedoch bekanntlich eine Präzessionskraft auf der Kreiselachse (oben entgegen der Flugrichtung). Das dadurch entstehende Moment um die y-Achse dreht die Kreiselachse wieder lotrecht.**

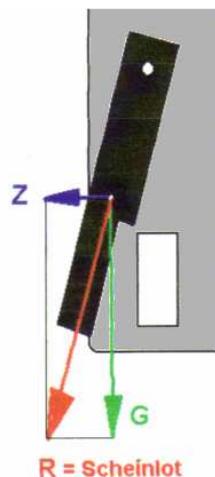
**Der Aufrichtmotor X korrigiert über einen zweiten, um die x-Achse schwenkenden Libellenschalter (sitzt am Außenrahmen), das Wandern der Kreiselachse um die x-Achse (Links- oder Rechtsneigung) . Der Rotor ist fest mit dem**

Innenrahmen verbunden und versucht diesen zu drehen.  
Der Stator ist am Außenrahmen befestigt.

### 5.3.4 ANZEIGEFEHLER

Da alle Stützsysteme mit der Schwerkraft arbeiten, unterliegen sie Störungen durch:

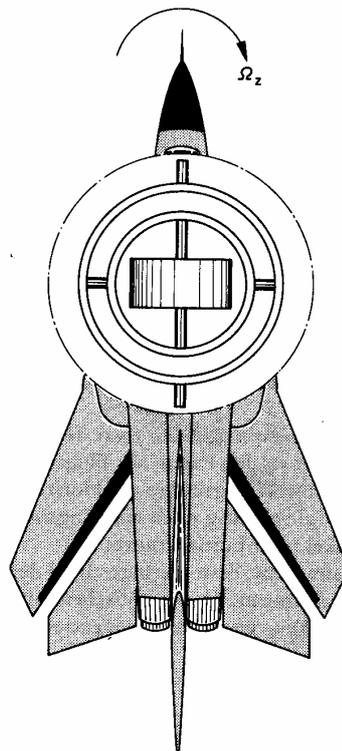
- Beschleunigungs- und Verzögerungskräfte (z.B. durch Leistungsänderungen und Betätigung der Luftbremsen) und Fliehkräfte (durch Schieben, Schmieren und Kurvenflug).



Diese Kräfte wirken auf die Pendelklappen und Libellenschalter, die sich dann in Richtung des Scheinlotes einstellen und den Kreisel präzedieren lassen. Da aber die Stützsysteme mit geringen Aufrichtgeschwindigkeiten arbeiten (ca. 5°-8°/min), entsteht in der kurzen Einwirkdauer der Störkräfte (Vollkreis dauert standardmäßig 2 Minuten) kein allzu großer Anzeigefehler. Moderne Systeme schalten in dieser Zeit die Stützung automatisch ab.

- Kippen der Kreiselachse bei zu großen Quer- oder Längsneigungen des Luftfahrzeuges (Anfahren am Anschlag).

### 5.3.5 RAHMENSPERRE



Kreiselinstrumente besitzen Anschläge an den Kreiselrahmen. Diese sind notwendig, um die sogenannte Rahmensperre zu verhindern. Sie tritt immer dann auf, wenn Außen- und Innenrahmen ineinander in einer Ebene zu liegen kommen (Winkel zwischen den Rahmen  $< 30^\circ$ ).

Die Rahmensperre würde beispielsweise bei einem künstlichen Horizont, der keine Anschläge besitzt, bei einem senkrechten Steigflug (Skizze) vorkommen. Würde das Flugzeug dann noch zusätzlich um die Hochachse drehen ( $\Omega_z$ ), kann der Kreisel we-

gen der "gesperrten" Rahmen seine stabile Lage im Raum nicht mehr beibehalten und wird gewaltsam mitgerissen. Die dabei auftretenden Kräfte können zum Verbiegen der Lagerachsen und zu Lagerschäden führen.

Weiters bewirkt das Gegendrehmoment des Kreiselmotors bei dieser Rahmenstellung eine schnelle Drehung beider Rahmen entgegen der Kreisdrehrichtung (bei pneumatischem Antrieb drehen die Rahmen in Kreisdrehrichtung). Dafür ist die Rahmenlagerung nicht ausgelegt (hohe Drehzahl, Unwucht) und wird beschädigt.

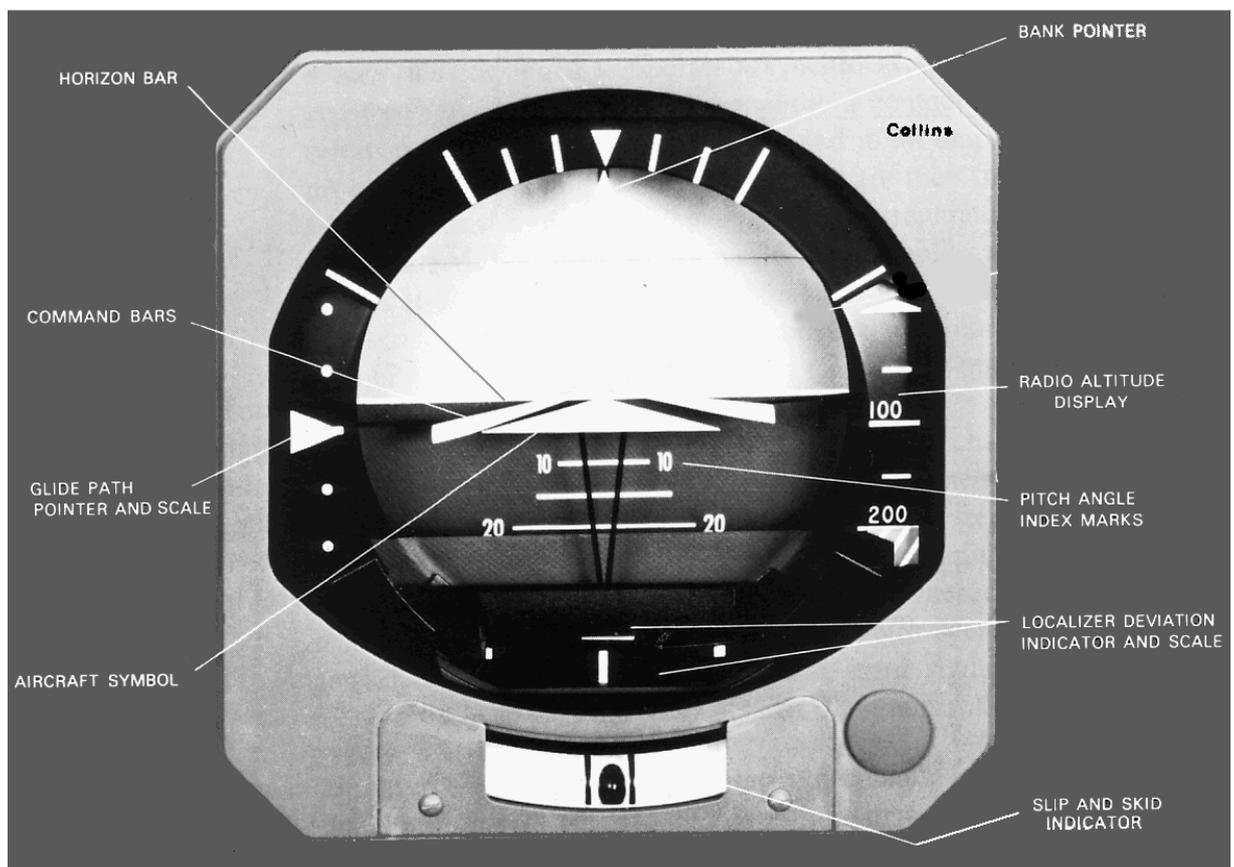
Dies wird durch den Einbau von Anschlägen verhindert. Der Kreisel ist jedoch dadurch nicht mehr in jeder Fluglage vollkardanisch aufgehängt. Bei zu großer Neigung ( $>60^\circ$ ) führt das Anfahren der Kardanrahmen an den Anschlägen dadurch zum schnellen Präzedieren des Kreisels. Das Instrument wird dabei zwar nicht beschädigt, die momentane Anzeige ist jedoch unbrauchbar.

Kreisel, die durch extreme Flugmanöver aus ihrer stabilen Lage geraten sind, können vom Piloten, mittels mechanischer oder elektrischer Schnellaufrichtung (Fast Erection), wieder in ihre korrekte Lage gebracht werden. Das Luftfahrzeug muss sich dabei in Horizontalfluglage (Reiseflug) befinden.

### 5.3.6 FERNHORIZONT

Dabei ist der Kreisel außerhalb des Anzeigeelementes im Rumpf montiert. Durch elektrische Fernübertragungssysteme wird die Lageinformation vom Kreisel zum Anzeigeelement, Autopilot, Bordcomputer und Flugschreiber übertragen. Dies gilt natürlich auch für den Kurskreisel bzw. den Kreiselkompass.

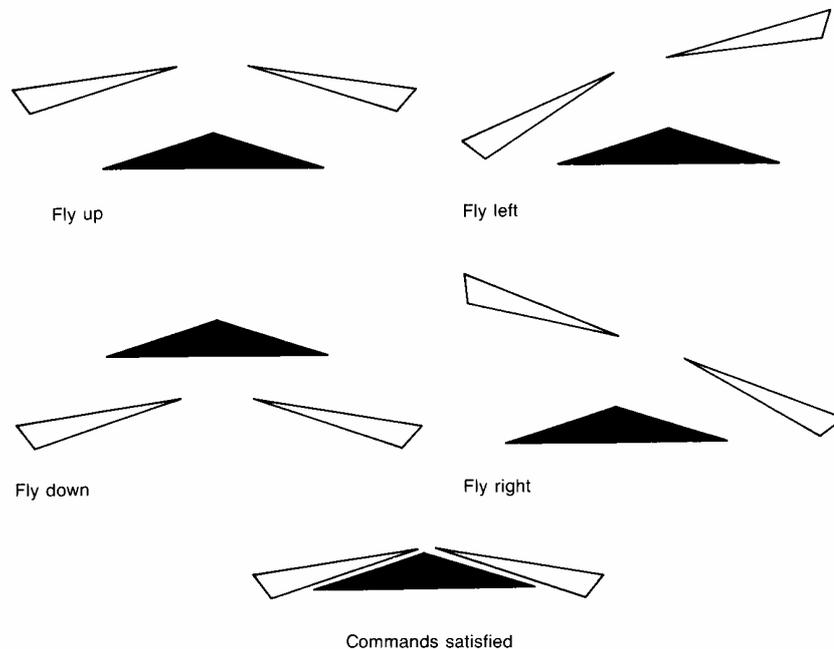
### 5.3.7 HORIZONTKOMMANDOANZEIGE (Attitude Director - ADI)



Der "Attitude Director" ist ein Bestandteil des "Flight Director Systems" – FDS (siehe "Digitaltechnik und Instrumentensysteme", 4. Klasse). Er zählt zu den integrierten Instrumentensystemen und beinhaltet eine Libelle, die Anzeigen eines künstlichen Horizon-

tes (Fernhorizont), sowie das Instrumentenlandesystems (ILS).

Die ILS-Anzeige ist eine Kommandoanzeige (siehe "Digitaltechnik und Instrumentensysteme", 4. Klasse). Auch die Anzeige der Fluglage zählt, im Gegensatz zur Anzeige des normalen künstlichen Horizontes, zu den Kommandoanzeigen. Diese nehmen dem Piloten die Entscheidung ab, in welcher Weise eine Abweichung korrigiert werden muss.



Der Pilot muss das Luftfahrzeug so steuern, dass die V-förmige Oberkante des Luftfahrzeugsymbols (Aircraft Symbol) an den Unterkanten der Kommandobalken (Command Bars) anliegt.

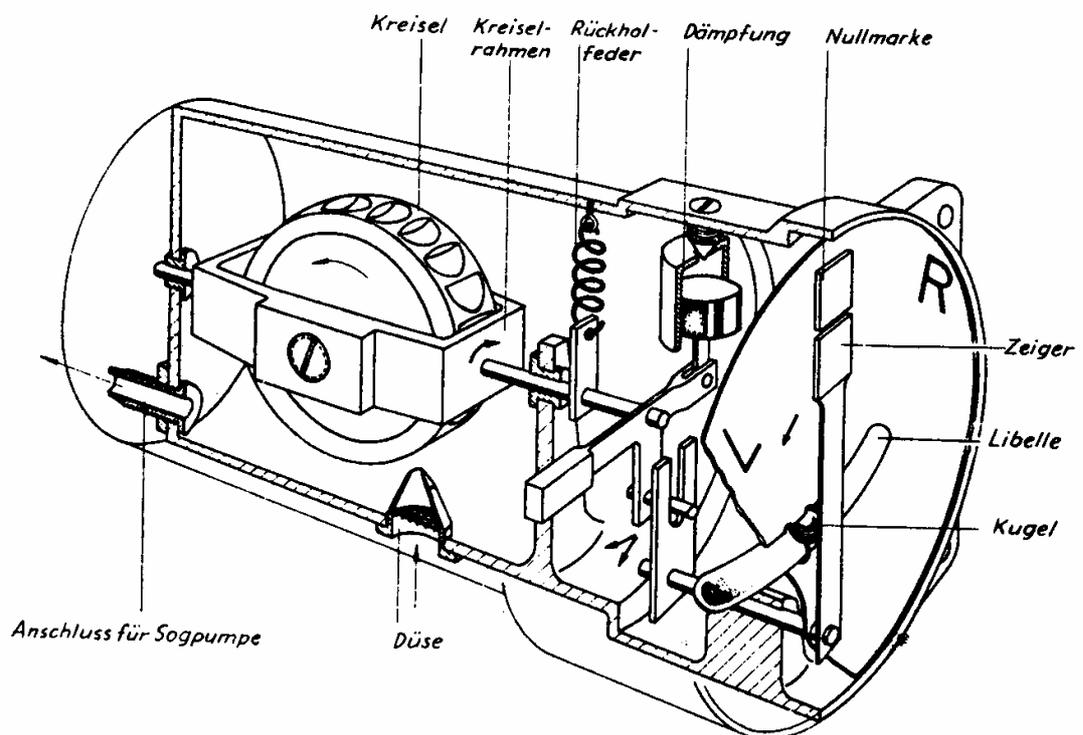
## 5.4 WENDEZEIGER (Turn and Slip Indicator)

Der künstliche Horizont vermittelt dem Piloten zwar einen Eindruck über die Lage seines Luftfahrzeuges, eine Information über die Drehge-

schwindigkeit, wie sie beim natürlichen Horizont durch das Vorbeidrehen der Geländemerkmale sichtbar wird, kann jedoch nicht abgelesen werden.

Dies ist die Aufgabe des Wendezeigers. Er war das erste Instrument auf Kreiselbasis, das für den Instrumentenflug eingesetzt wurde. Er zeigt die Drehgeschwindigkeit und Drehrichtung um die Luftfahrzeug-Hochachse an. Eine zusätzlich eingebaute Libelle dient zur Kontrolle der Kurvenqualität.

### 5.4.1 FUNKTION



Der Wendezeiger funktioniert nach dem dritten Kreiselgesetz. Die Kreiselachse liegt parallel zur Querachse des Luftfahrzeuges. Er hat nur einen Kardanrahmen und somit nur zwei Freiheits-

grade (eigentlich nur  $1\frac{1}{2}$ , da eine Rückholfeder die Rahmenschwenkung erschwert).

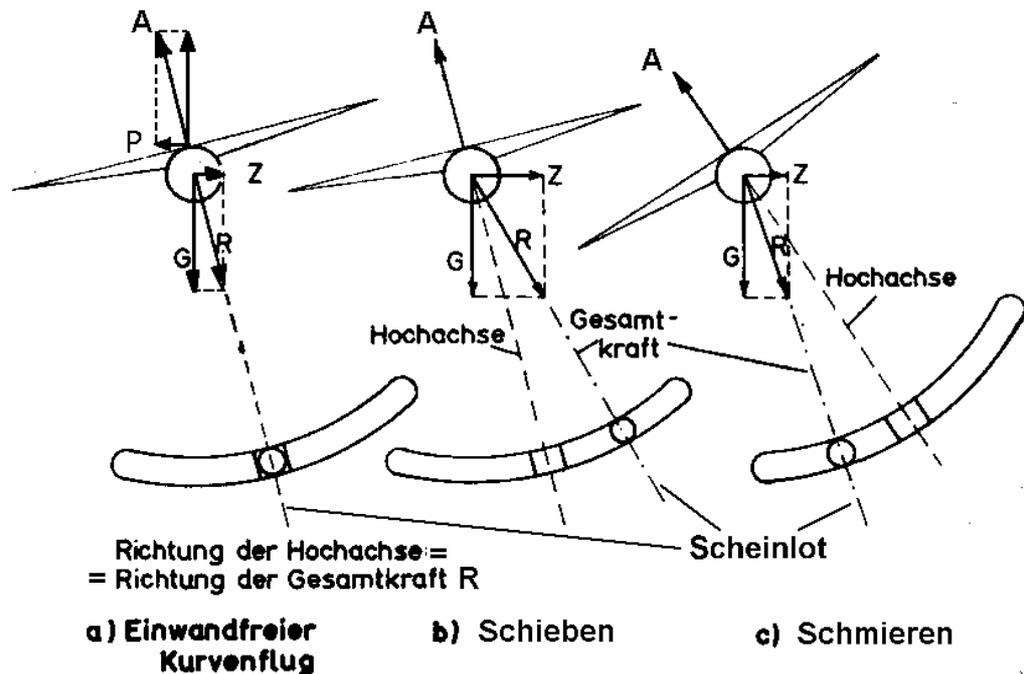
Der Kardanrahmen ist seinerseits im Instrumentengehäuse gelagert. Der Wendekreisel bleibt somit beim Gieren des Luftfahrzeuges nicht stabil im Raum, sondern wandert (präzediert).

Kurvt beispielsweise das Luftfahrzeug nach links, so dreht es sich auch um die Hochachse. Dabei wird (über Gehäuse und Rahmen) die Kreiselachse zwangsweise horizontal mitgedreht. Dadurch kippt der Kreisel samt Rahmen um die Gerätelängsachse im Uhrzeigersinn (vom Piloten aus gesehen). Diese Schwenkbewegung wird durch ein Hebelsystem in ihrer Richtung umgekehrt und durch einen Zeiger (Pinsel) angezeigt. Eine Dämpfung (z.B. Kolben- oder Wirbelstromdämpfung) beruhigt die Anzeige.

Bei einer reinen Drehung um die Längsachse (Rolle) würde ein Wendezeiger nicht ausschlagen, da das entstehende Präzessionsmoment um die Hochachse des Instrumentes von der Rahmenlagerung aufgenommen wird.

#### 5.4.2 FUNKTION DER LIBELLE (Ball in Tube Indicator)

Dieses Zusatzinstrument zeigt seitliche Bewegungen (Slip) an. Der Pilot kann dadurch erkennen, ob er im Kurvenflug schiebt (nach außen) oder schmiert (nach innen).



In einem gekrümmten Glasröhrchen befindet sich eine Stahlkugel in einer Dämpfungsflüssigkeit. Die Kugel stellt sich immer in Richtung des Scheinlotes ein.

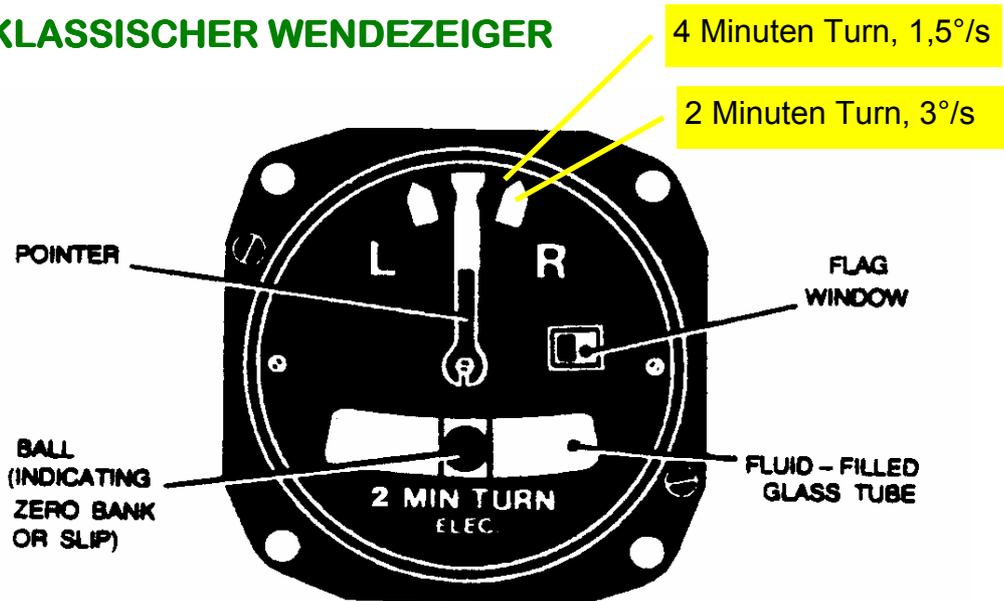
In einer sauber geflogenen Kurve befindet sich die Kugel in der Mittelstellung ( $Z=P$ ), in der Schiebekurve ( $Z>P$ ) außen (freie Kraft  $\Rightarrow$  Luftfahrzeug beschleunigt nach außen) und in der Schmierkurve ( $Z<P$ ) innen.

### 5.4.3 ANTRIEB

Der Antrieb erfolgt pneumatisch oder elektrisch. Die Drehzahl liegt bei etwa 5000 RPM.

## 5.4.4 BAUAUSFÜHRUNGEN

### 5.4.4.1 KLASSISCHER WENDEZEIGER

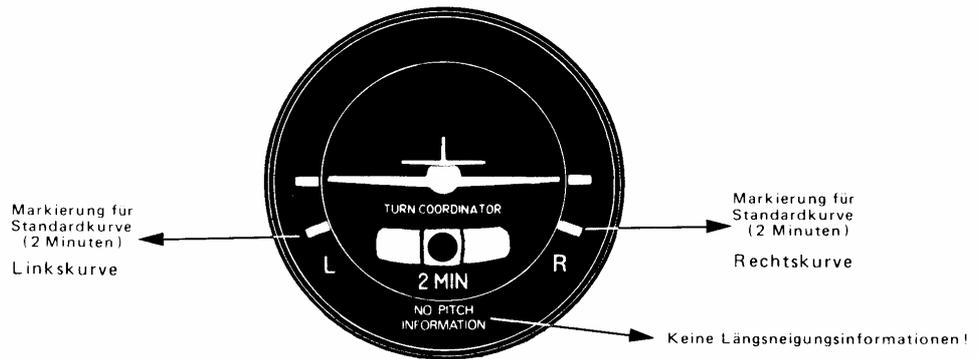


Dieser Wendezieger wird in der modernen Ausführung mit Markierungen (Dog House) für eine Drehgeschwindigkeit von  $3^\circ/s$  versehen.

Fliegt ein Luftfahrzeug mit dieser Anzeige, dann braucht es für einen Vollkreis zwei Minuten. Dies ist die sogenannte Standardkurve (Standard Rate of Turn) des Instrumentenfliegers (z.B. Warteschleife).

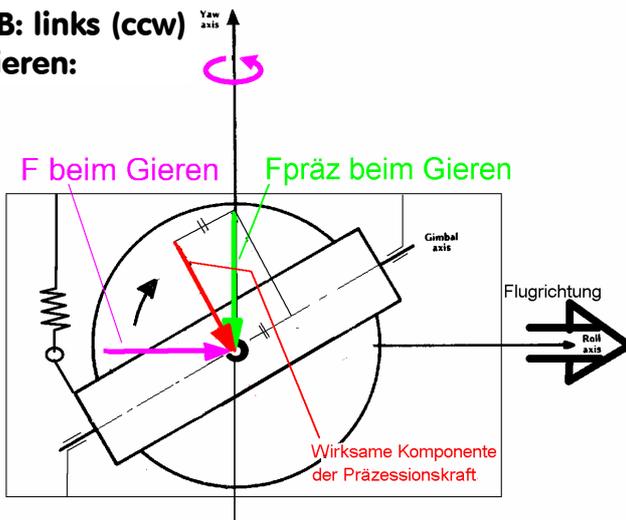
Steht der Pinsel (Pointer) genau zwischen der Nullmarkierung und der Standardkurvenmarkierung, dann dreht das Luftfahrzeug mit  $1,5^\circ/s$  (Vollkreis in vier Minuten).

### 5.4.4.2 KURVENKOORDINATOR (Turn Coordinator)

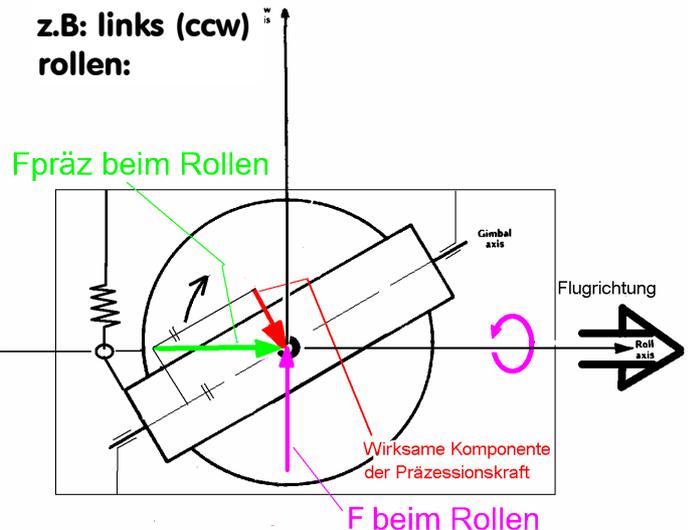


Dieser stellt die Situation im Kurvenflug anschaulicher dar. Der Pinsel wurde durch ein Flugzeugsymbol ersetzt, das die Drehgeschwindigkeit anzeigt.

z.B: links (ccw) gieren:



z.B: links (ccw) rollen:



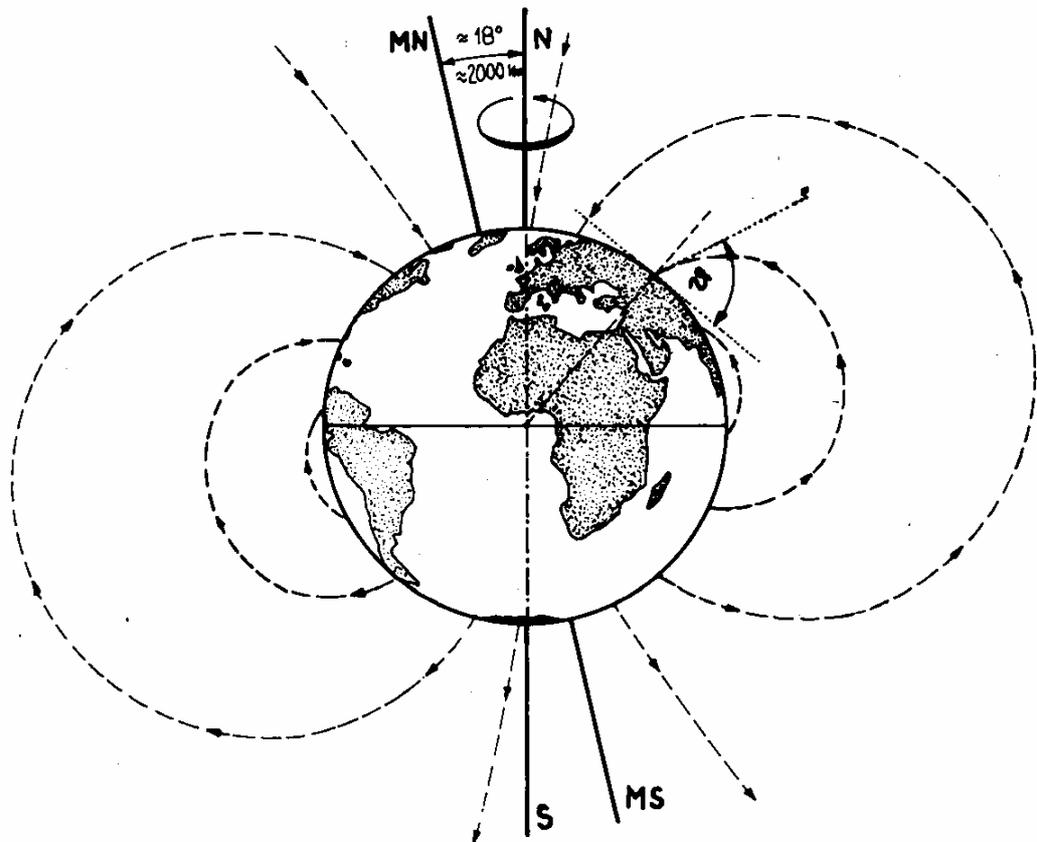
Da sein Kreiselrahmen etwas schräg im Gehäuse gelagert ist (ca. 30°), zeigt das Instrument zusätzlich zur Drehung um die Luftfahrzeug-Hochachse auch die Drehung um die Längsachse an. Der Pilot erhält dadurch auch eine Kurvenanzeige, wenn diese durch einen Querruderausschlag ein- oder ausgeleitet wird.

Der Kurvenkoordinator wird auch als Basis für einfache Autopiloten verwendet (ansteuern der Ruder um Querlage und Kurs zu halten).

**ACHTUNG:** Dieses Instrument ist kein künstlicher Horizont und zeigt keine Lageinformationen (in Grad) um die Längs- und Querachse!

## 6 KOMPASSANLAGEN

### 6.1 ALLGEMEINES



Das Erdmagnetfeld

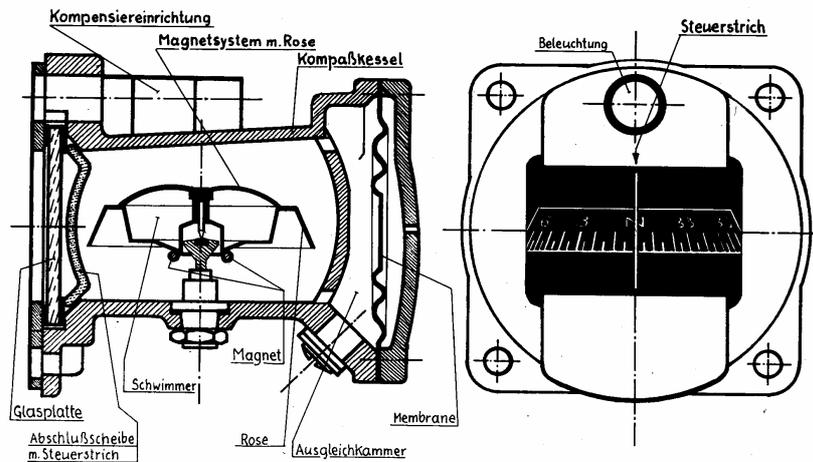
**Die Erde besitzt bekanntlich ein magnetisches Feld. Eine Kompassnadel richtet sich daher in Richtung der magnetischen Kraftlinien aus und kann zur Richtungsbestimmung verwendet werden.**

**Die Pole des Erdfeldes sind nicht mit den geographischen Polen identisch. Sie liegen ca. 2000km auseinander.**

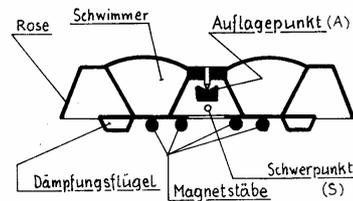
**Da sich die Landkarten immer auf geographisch Nord beziehen (rechtweisender Kurs), muss die Kompassanzeige vom Piloten korrigiert werden (missweisender Kurs). Der örtliche Fehler wird als Ortsmissweisung oder Deklination bezeichnet. Seine Größe hängt vom jeweiligen Standort ab und ist in den Fliegerkarten verzeichnet (Isogonen).**

**Den Winkel, den die Feldlinien mit der Erdoberfläche einnehmen, nennt man Inklination. Er ist an den Polen am größten (zirka  $90^\circ$ ), im Bereich des Äquators am geringsten und in Mitteleuropa zirka  $65^\circ$ . Im Polbereich ist der Kompass unbrauchbar aber auch an anderen Punkten der Erde würde sich das Magnetsystem des Kompasses (Kompassrose) durch die Inklination neigen. Dies muss durch Anbringen eines Gegengewichtes am Magnetsystem verhindert werden (seine Größe ist abhängig von der geographischen Breite).**

## 6.2 MAGNETKOMPASS (Notkompass, Stand-by Compass)

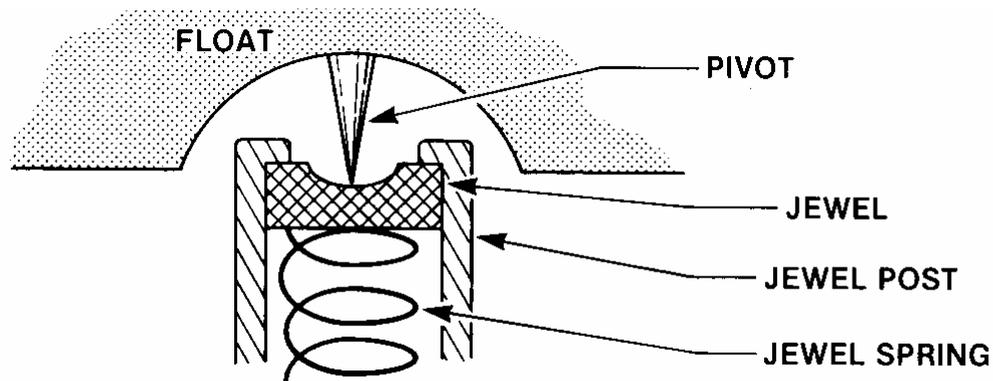


Aufbauschema des Magnetkompasses



Das Kompassgehäuse (Kompasskessel) ist zur Dämpfung der Anzeige und zur Verringerung der Lagerreibung mit Kompassflüssigkeit (Petroleum oder Alkohol) gefüllt. An der Rückseite befindet sich eine Membrane, welche die Volumsänderung der Flüssigkeit bei Temperaturschwankungen ausgleicht. An der Vorderseite ist das Sichtfenster mit dem Steuerstrich angebracht.

Das Magnetsystem besteht aus mehreren Magnetstäben, die zusammen mit der Kompassrose an einem Schwimmer befestigt sind. Der Schwimmer kompensiert weitgehend (ca. 90%) das Gewicht des Magnetsystems und der Rose, sodass die Lagerreibung minimiert wird.



Der Lagerstein, der die Lagerspitze des Magnetsystems aufnimmt, ist oftmals gegenüber dem Gehäuse abgefedert, sodass auch eine harte Landung keine Beschädigung verursachen kann. Das Magnetsystem kann sich prinzipiell nicht nur um die Rotationsachse drehen, sondern sich auch etwas um die anderen Achsen neigen (ca. 40°).

## 6.2.1 KOMPASSFEHLER

### 6.2.1.1 MECHANISCHE FEHLER

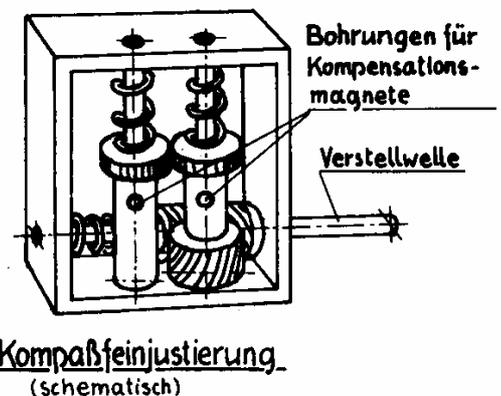
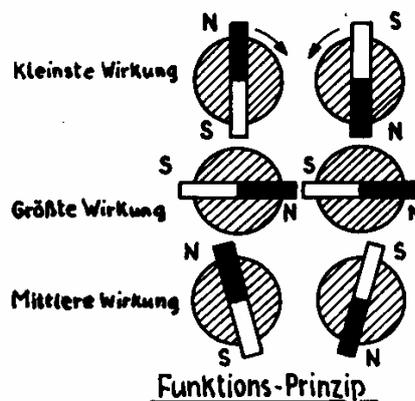
Sobald der Kompass beschleunigt oder verzögert wird, wenn er Fliehkräften unterworfen ist (Kurvenflug) oder eine stärker geneigte Lage einnimmt (Steig- und Sinkflug), zeigt er fehlerhaft an (ein vorhandener Kurskreisel würde dies ersparen!).

### 6.2.1.2 MAGNETISCHE FEHLER (Deviation)

Jedes Luftfahrzeug besitzt einen Eigenmagnetismus, der die Kompassanzeige stört. Die Ursachen des Flugzeugmagnetismus sind:

- dauernd magnetisch gewordene Stahlteile (lange Abstellzeit, Blitzschlag usw.)
- vorübergehend magnetisch gewordene Weicheisenteile (z.B. von Motoren, Instrumenten usw.)
- das Magnetfeld von stromdurchflossenen Gleichstromleitungen.

Der Winkel, um den die Kompassnadel unter dem Einfluss der LFZ-eigenen, magnetischen Störfelder von der missweisenden Anzeige abweicht, wird als **Deviation** bezeichnet.



Die Deviation wird durch die Kompensiereinrichtung am Kompass korrigiert. Sie besteht aus zwei kleinen Stabmagneten, die in zwei drehbaren Säulen sitzen.

Für jede Hauptrichtung (O-W und N-S) gibt es je ein Säulenpaar. Mit einem nichtmagnetischen Schraubendreher (Messing) können die Säulen gegenläufig, nach einem

festgelegten Verfahren, von der Vorderseite des Kompasses aus, verdreht werden. Dadurch erhöht oder verringert sich die Wirkung des Magnetfeldes der jeweiligen Kompensiermagnete. Zusätzlich kann meist der ganze Kompass in seiner Halterung verdreht werden.

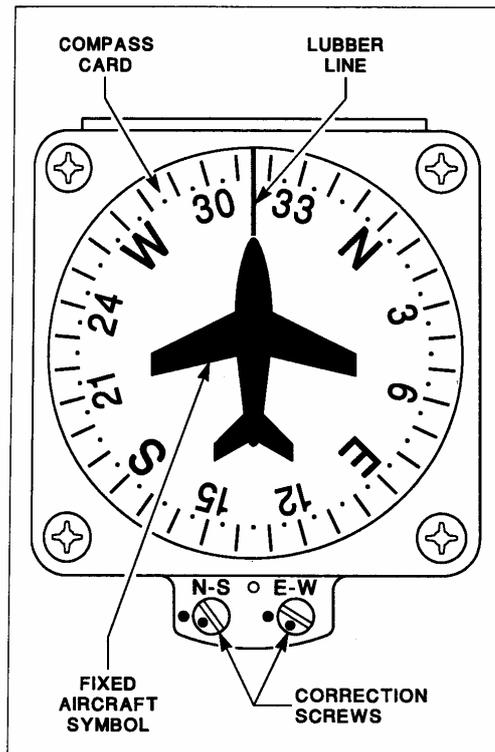
Da ein Kompass nie hundertprozentig kompensiert werden kann (Toleranz  $\pm 5^\circ$ ), wird der Restfehler (in  $30^\circ$ -Schritten) dem Piloten durch eine, in Kompassnähe angebrachte, Deviationstabelle mitgeteilt.

Eine Kompensierung des Kompasses muss durchgeführt werden:

- jährlich
- wenn seine Genauigkeit bezweifelt wird
- nach harter Landung
- bei Einbau eines neuen Kompasses
- bei Reparaturen oder Umbauten, welche die Kompassanzeige beeinflussen könnten (z.B. Triebwerkwechsel)
- bei Abstellung des Luftfahrzeuges über längere Zeit (1-2 Monate) in gleicher Richtung
- nach Blitzschlag

## 6.2.2 BAUAUSFÜHRUNGEN

Die übliche Ausführung ist in der ersten Kompassskizze dargestellt.



*The vertical card compass displays a complete compass card and is easier to read than the older type. (Courtesy Canadair Group, Bombardier Inc.)*

Moderne Kompass haben ein Flugzeugsymbol und eine drehbare, vertikal liegende Kompassrose. Damit hat der Pilot einen besseren Überblick.

### 6.3 FERNKOMPASS (Remote Indicating Compass)

Die Tatsache, dass der Magnetkompass sehr empfindlich auf den Flugzeugmagnetismus reagiert (Deviation), führte schon sehr früh zur Entwicklung des Fernkompasses. Hier wird eine Magnetsonde an einer störungsarmen Stelle des Luftfahrzeuges (Rumpfheck, Flügelspitze) untergebracht. Ihre Signale werden dann mittels Fernübertragungssystem ins Cockpit und bei Großflugzeugen zum Bordrechner übertragen.

Eine moderne Fernkompassanlage für die Luftfahrt ist der kompassge-

führte (slaved) Kurskreisel, der sogenannte Kreiselkompass.

***ANMERKUNG: Der Schiffskreiselkompass funktioniert nach anderen Prinzipien, er zeigt immer nach geographisch Nord. Wegen der relativ hohen Geschwindigkeit ist dieses Prinzip bei Luftfahrzeugen nicht anwendbar.***

### 6.3.1 KREISELKOMPASS (Gyro Compass, Slaved Gyro)

Bekanntlich driftet ein Kurskreisel und zeigt nach einer gewissen Zeit falsch an. Die Drift kann zwar beispielsweise durch die Breitenmutter verringert werden. Der Kurskreisel muss aber trotzdem vom Piloten von Zeit zu Zeit nach dem Magnetkompass eingestellt werden (Manual Slaving).

Kombiniert man den Kurskreisel mit einer nordsuchenden Magnetsonde spricht man nun von einem Kreiselkompass. Er zeigt, wie ein Kompass, immer den Winkel zwischen Nordrichtung und Flugzeuglängsachse (Automatic Slaving).

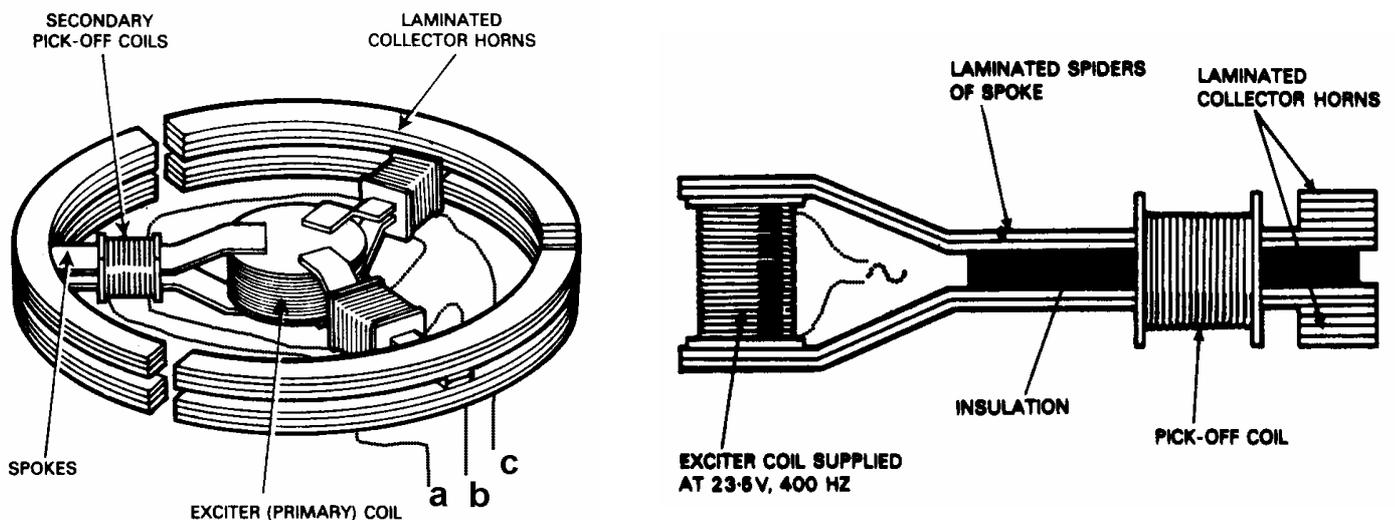
Der Pilot erspart sich somit das dauernde Nachstellen. Das Instrument verbindet den Vorteil der Kompassanzeige mit dem Vorteil der Lage- und Beschleunigungsunempfindlichkeit des Kurskreisels.

Die Kursinformation kann auf einem speziellen Kreiselkompass-Anzeigeelement oder auf den integrierten Instrumenten (mechanisch oder elektronisch) dargestellt werden.

Ein Kreiselkompass besteht aus folgenden Komponenten:

- Magnetsonde
- Kurskreiseinheit
- Anzeigeelement

### 6.3.1.1 AUFBAU DER MAGNETSONDE (Flux Detector Element, Flux Valve)

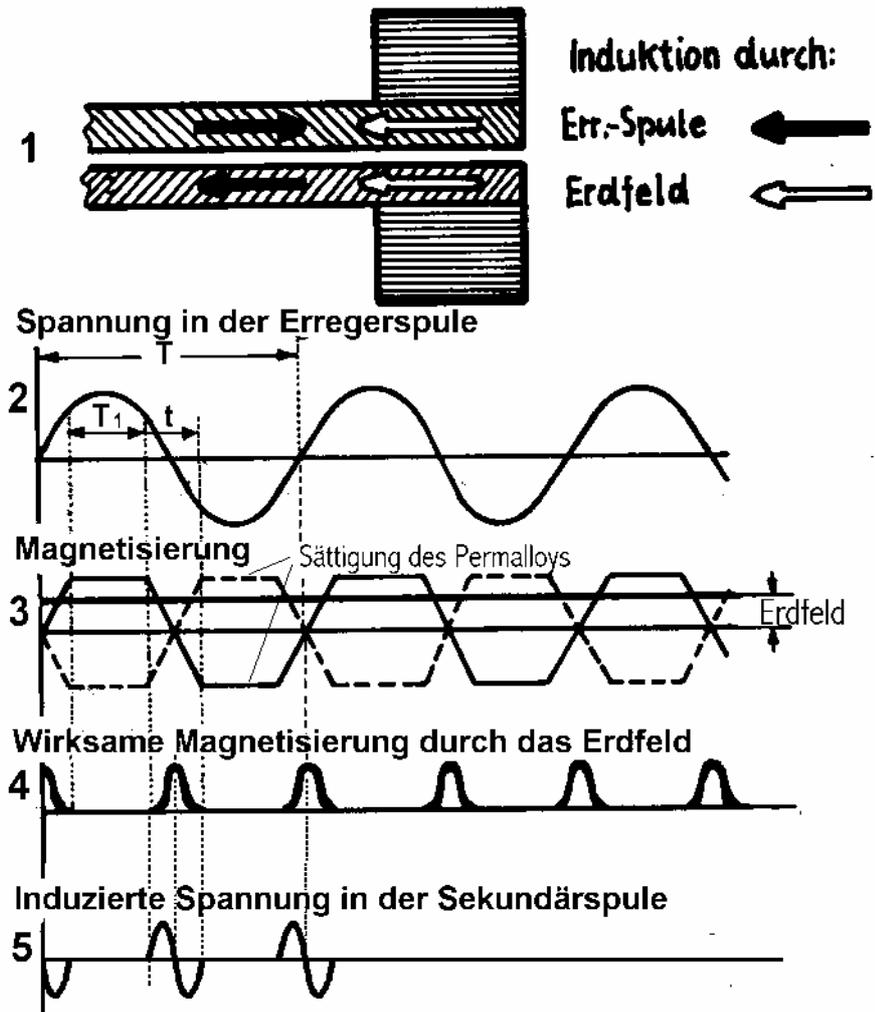


Die Magnetsonde ist meist eine sogenannte Sternsonde. Sie besteht aus drei, sternförmig angeordneten Speichen (Spoke) aus Permalloy-Blechstreifen (Legierung mit hoher magnetischer Flussdichte {magnetischer Fluss pro  $m^2$ }), die den Primärspulenkern erweitern.

Die angefügten Ringstücke (Collector Horn) verstärken die Magnetisierung durch das Erdmagnetfeld. Die oberen und unteren Blechstreifen sind gegeneinander isoliert (Insulation). In der Mitte sitzt die Erregerspule (Exciter/Primary Coil) und auf jeder Speiche eine Sekundärspule (Pick-off Coil).

Die Sonde ist in einem halbkugelförmigen Kunststoffgehäuse, meist in der Flügelspitze untergebracht.

### 6.3.1.2 FUNKTION DER MAGNETSONDE



Die Erregerspule wird mit Wechselstrom 23,5V, 400Hz gespeist (Skizzenabschnitt 2) und erzeugt im oberen und unteren Speichenblech eine sinusförmige und somit in ihrer Richtung wechselnde, Magnetisierung (magnetischer Fluss – eigentlich magnetische Flussdichte = magnetischer Fluss

pro Querschnittsfläche =  $B = \Phi/A$  [ $\text{Vs}/\text{m}^2$ ]).

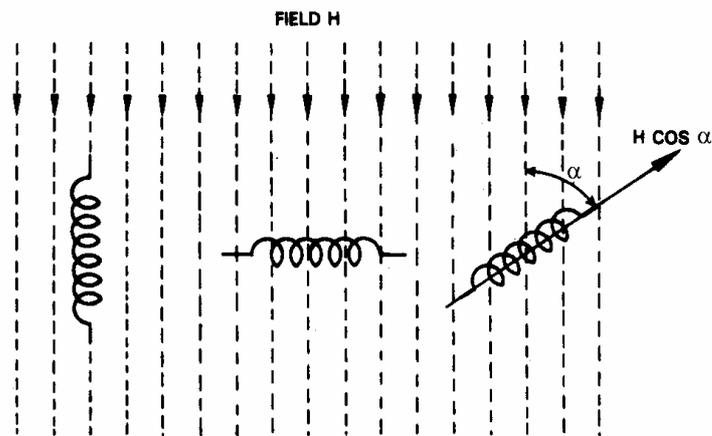
Da jedoch die Magnetisierung der Speichen nur bis zur Sättigung des Kernmaterials (Permalloy) erfolgen kann (auch wenn die Stromstärke des Erregerstromes noch so groß würde), ist die Sinuslinie der Magnetisierung abgeschnitten (Skizzenabschnitt 3, Bereich "T").

Da die Magnetisierung in den oberen und unteren Speichenhälften entgegengesetzt gerichtet ist (Skizzenabschnitt 1 und 3), hebt sie sich nach außen hin auf und es werden in den Sekundärspulen keine Spannungen induziert.

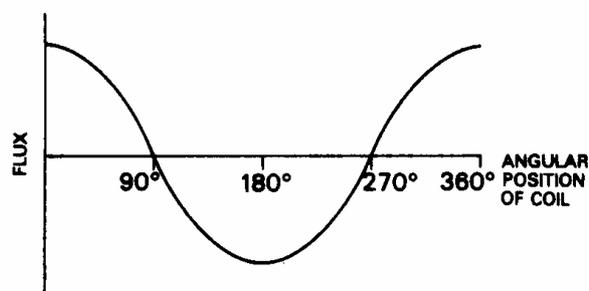
Das Erdmagnetfeld ist jedoch in beiden Speichenhälften gleichgerichtet (Skizzenabschnitt 1) und ergibt eine konstante Magnetisierungslinie (Skizzenabschnitt 3).

Da die Gesamtmagnetisierung jedoch nicht über die Sättigung des Permalloys hinaus steigen kann, kommt das Erdmagnetfeld immer nur dann zur Wirkung, wenn die Magnetisierung durch die Erregerspule unter die Sättigungsgrenze abfällt (Skizzenabschnitt 3, Bereich "t" - "Flussventil" ist geöffnet). Es kann daher die Magnetisierung, die durch das Erdmagnetfeld hervorgerufen wird nur im Bereich t wirksam werden.

Daraus resultiert die wirksame Magnetisierung (Skizzenabschnitt 4), die aus einer Reihe von magnetischen Impulsen besteht (2 pro Schwingungsdauer  $T$ ), und ihrerseits in der Sekundärspule eine 800 Hz - Wechselspannung erzeugt (Skizzenabschnitt 5).



(a)



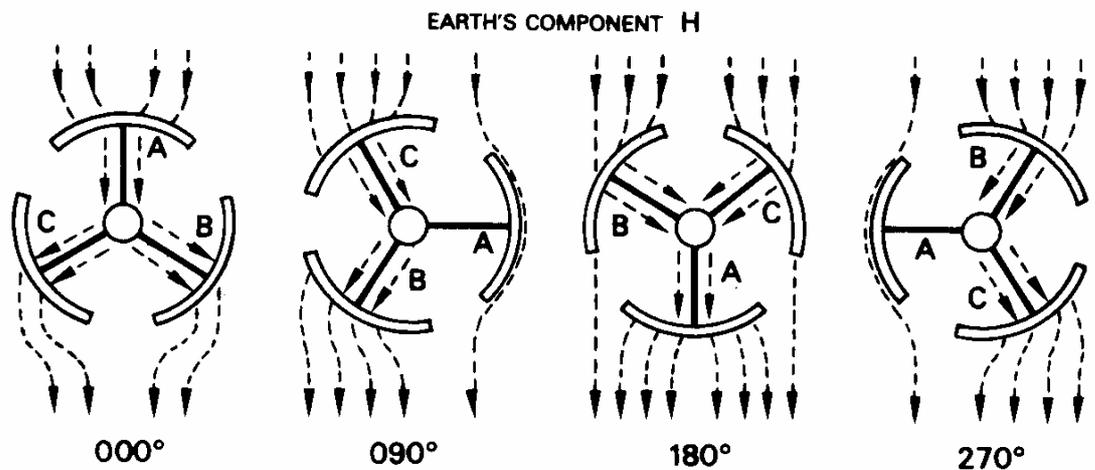
(b)

Die Größe des magnetischen Flusses  $\Phi$  (Magnetisierung) und somit die induzierte Spannung einer Spule hängt vom Winkel  $\alpha$ , den sie mit den Feldlinien einschließt, ab.

Liegt sie in Richtung der Feldlinien, ist der magnetische Fluss ein Maximum, liegt sie  $90^\circ$  zu den Feldlinien, ist er

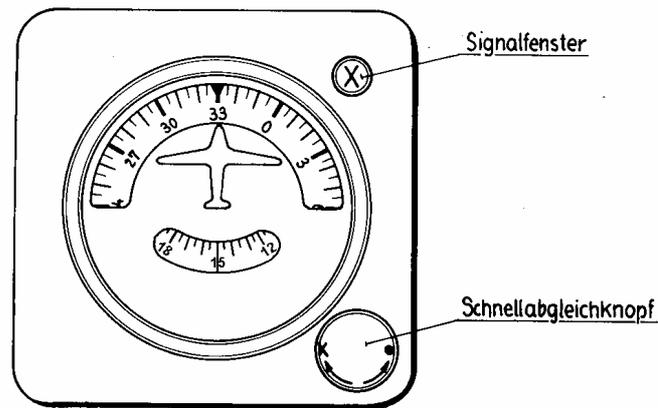
null ( $\Phi = H\{\text{Feldstärke}\} * \cos \alpha$ ).

Liegt die Spule wiederum in Richtung der Feldlinien aber um  $180^\circ$  gedreht, ist der Fluss wiederum ein Maximum jedoch mit umgekehrtem Vorzeichen. Dieses Prinzip wird bei allen drei Sekundärspulen der Sternsonde angewendet.



Das "Fluxvalve" ist so im Luftfahrzeug eingebaut, dass die Sekundärspule "A" in Richtung der Luftfahrzeuglängsachse liegt. Es werden in jeder der drei Sekundärspulen, abhängig von ihrer Lage ( $\alpha$ ) im Erdmagnetfeld, positive oder negative Spannungen verschiedener Größe induziert. Diese werden zum Anzeigeelement geführt und verstärkt. Eine Synchronisierereinrichtung (Autosyn) dreht die Kursrose, entsprechend den Spannungen in den "Fluxvalve"-Sekundärspulen. Der immer mit der Luftfahrzeuglängsachse übereinstimmende Steuerstrich zeigt nun den momentanen Kurs bezogen auf magnetisch Nord ( $0^\circ$ ) an.

### 6.3.1.3 ANZEIGEINSTRUMENTE

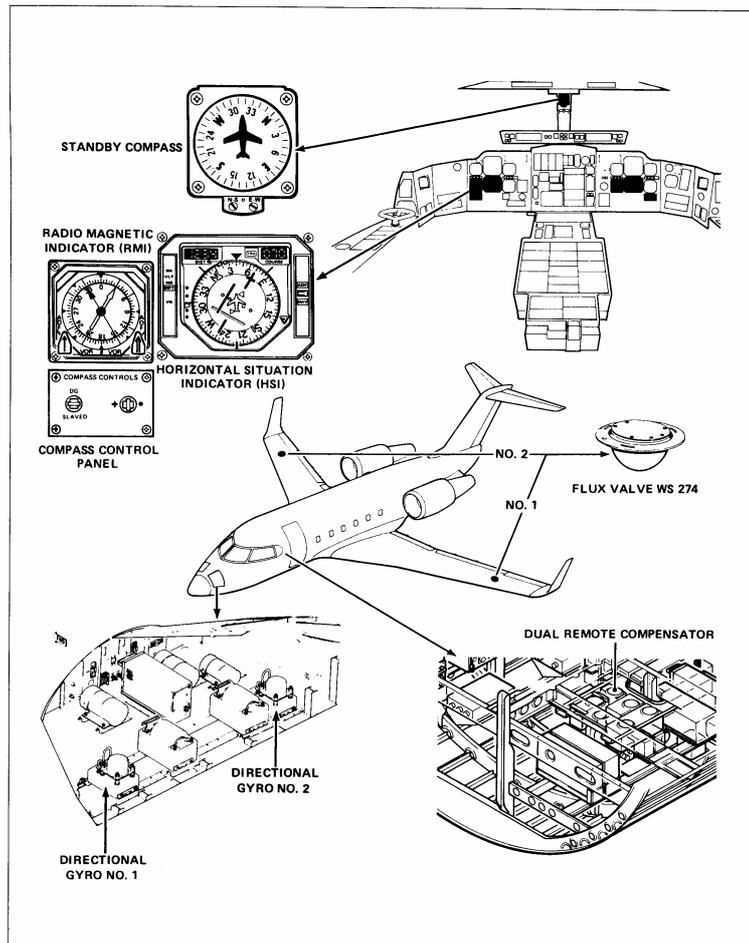


ANZEIGEGERÄT EINES KREISELKOMPASSES

**Ältere Systeme haben ein eigenständiges Anzeigeeinstrument für die Kreiselkompassfunktion.**

**Mit einem Schnellabgleichknopf wird die Kreiselkompassanzeige nach dem Einschalten rasch auf den richtigen Kurs eingestellt. Dabei wird der Knopf in jene Symbolrichtung gedreht, die im Signalfenster angezeigt wird (x oder •). Verschwindet das Symbol aus dem Signalfenster, dann wird der korrekte Kurs angezeigt.**

**Meist ist auch noch eine Umschaltmöglichkeit zwischen "Directional Gyro" (auch "DG" oder "Free") und "Slaved" vorhanden. Bei der "DG"-Einstellung arbeitet das Instrument wie ein Kurskreisel ohne magnetische Führung. Dies ist bei länger andauernden magnetischen Störungen notwendig.**



The location of the various components of a flux valve compass system are illustrated in this drawing. The standby magnetic compass is also shown. (Courtesy Canadair Group, Bombardier Inc.)

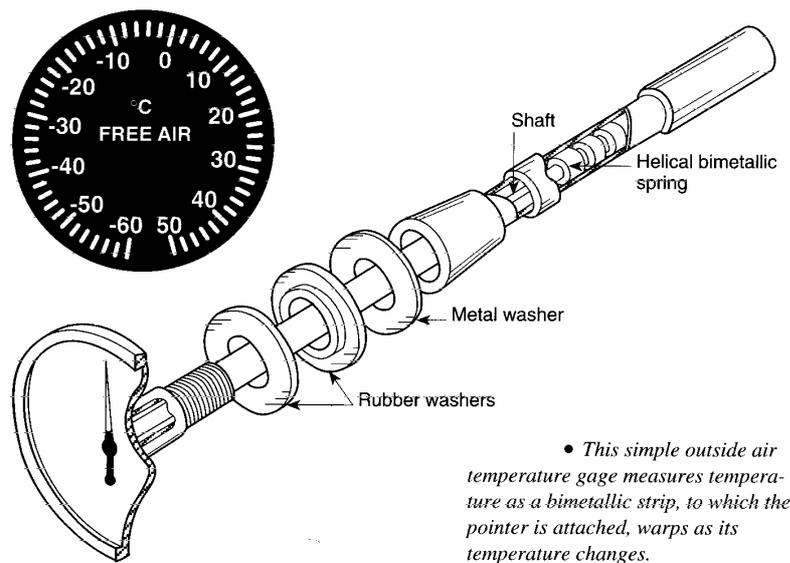
**Moderne Systeme übermitteln die Messdaten der "Flux Valves" an verschiedene Mehrfachanzeigeeinstrumente wie "Horizontal Situation Indicator" (HSI), "Radio Magnetic Indicator" (RMI), Autopilot usw.**

**Der Schnellabgleich (ca. 300°/min) erfolgt elektrisch durch Betätigung eines entsprechenden Tastschalters (Fast Slave Switch).**

# 7 TRIEBWERK- UND ANLAGENÜBERWACHUNGS- INSTRUMENTE

## 7.1 TEMPERATURMESSSYSTEME

### 7.1.1 BIMETALLTHERMOMETER

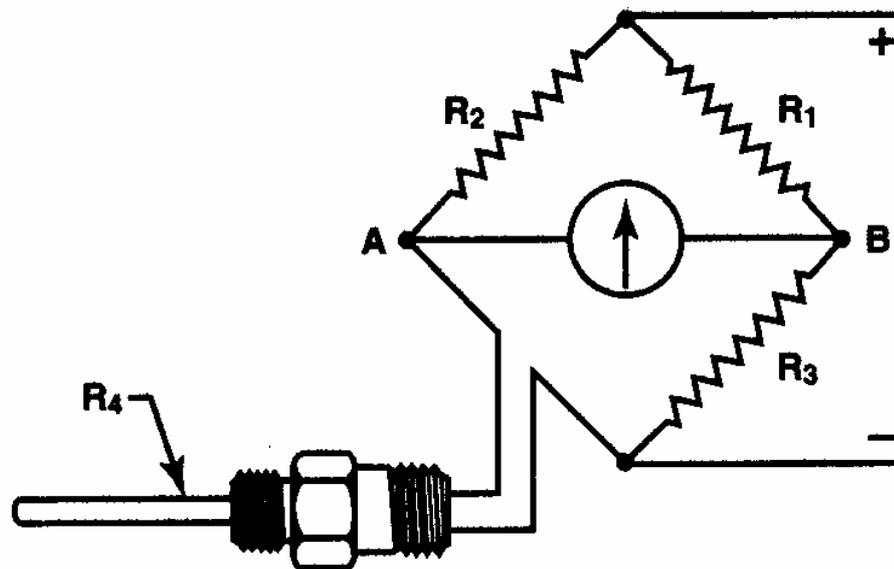


Die Skizze zeigt einen Außenthermometer der in einer Bohrung im Plexiglas der Frontscheibe befestigt ist. Als Fühler wird ein spiralförmig gebogener Bimetallstreifen (Helical Bimetallic Spring - siehe auch Kapitel 4.2.5) verwendet. Ein Ende des Streifens ist fest eingespannt, das andere Ende verdreht die Zeigerwelle (Shaft).

### 7.1.2 ELEKTRISCHE THERMOMETER

Zwei Beispiele dieser meist verwendeten Thermometerart:

## 7.1.2.1 WIDERSTANDSTHERMOMETER (Resistance Instruments)



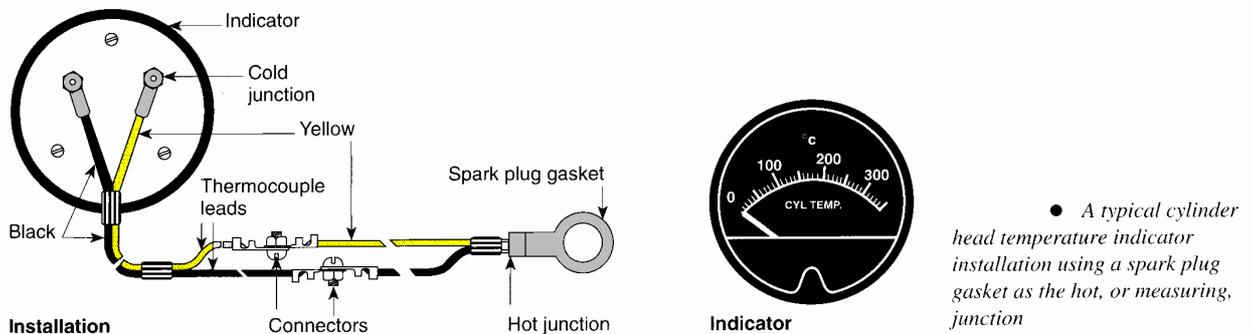
WHEATSTONE BRIDGE-TYPE RESISTANCE THERMOMETER

- The resistance of  $R_4$  increases with higher temperature, causing increased current flow through the temperature indicator.

Die Schaltung entspricht einer Wheatstoneschen Brücke (siehe ETE, 1. KLASSE, Modul 3.7) bei der drei Widerstände ( $R_1$ ,  $R_2$ ,  $R_3$ ) temperaturunempfindlich sind. Der vierte Widerstand  $R_4$  ist der Wärmefühler. Er besteht aus einer feinen Nickeldrahtspule und ist temperaturabhängig.

Sind die Widerstände  $R_1$  und  $R_2$  gleich den Widerständen  $R_3$  und  $R_4$ , dann fließt kein Strom. Verändert sich der Widerstand der Messsonde  $R_4$  fließt Strom über das Messgerät und die Temperatur wird angezeigt.

## 7.1.2.2 THERMOELEMENT-THERMOMETER (Thermocouple Instruments)



Sie werden häufig angewendet (z.B. Ansaugtemperatur, Abgastemperatur, Feuerlöschsystem). Ein Thermoelement benötigt keinen Strom denn es erzeugt ihn selbst. Es ist eine Drahtschleife aus zwei verschiedenen Materialien. Ein Draht besteht aus Constantan (Kupfer-Nickel - Legierung) der andere aus Eisen. An einem Ende, sind die Drähte miteinander verbunden (Messanschluss - Hot Junction).

Bei Zylinderkopftemperaturanzeigen wird der Messanschluss entweder mit der Zündkerze mitgeschraubt (Skizze - z.B. L19) oder mittels Bajonettverschluss in einem Sackloch im Zylinderkopf befestigt (Saab Safir). Das andere Ende, (Referenzanschluss - Cold Junction), ist an einem Voltmeter (Indicator) befestigt.

Entsteht nun eine Temperaturdifferenz zwischen den beiden Kontakten, dann wird eine Spannung erzeugt. Ihre Größe ist

proportional der Temperaturdifferenz und wird vom Voltmeter (geeicht in °C oder °F) angezeigt.

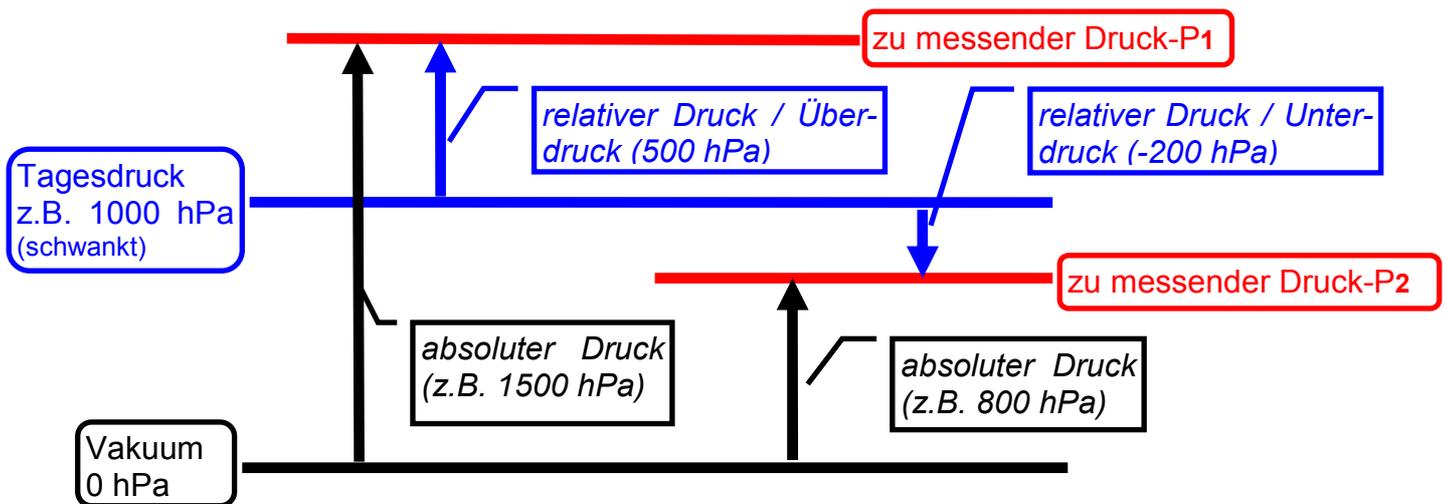
## 7.2 DRUCKMESSSYSTEME

Am häufigsten werden Deformationsmanometer {manos [griechisch] = dünn} verwendet. Dabei werden die, durch den zu messenden Druck verursachten Verformungen des Messelementes, über mechanische oder elektrische Übertragungselemente zur Anzeige gebracht.

Druckmessinstrumente messen in Luftfahrzeugsystemen beispielsweise folgende Drücke:

- Triebwerksöldruck
- Hydraulikdruck
- Kraftstoffdruck
- Sauerstoffdruck
- Pneumatikdruck
- Kabinendruck
- Ansaug- und Ladedruck
- Sog des Kreiselantriebes usw.

## 7.2.1 BEZUGSSYSTEME

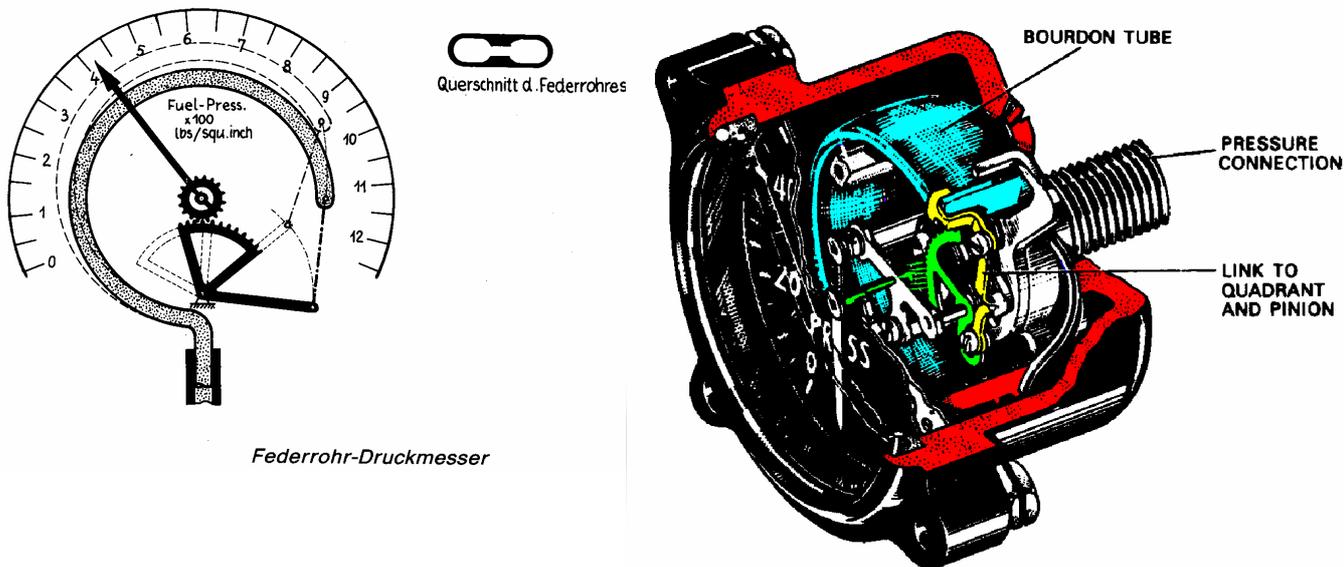


Druckmessinstrumente können, je nach Einsatzzweck, als Absolutdruck- oder Relativdruckinstrumente ausgeführt sein. Ihre Anzeigen sind jedoch erst vereinzelt nach internationalem Maßsystem geeicht ( $1 \text{ N/m}^2 = 1 \text{ Pa}$ ;  $1 \text{ bar} = 10^5 \text{ Pa} = 10^3 \text{ hPa} = 10^2 \text{ kPa} = 10^{-1} \text{ MPa}$ ).

Häufig sind die Drücke in US/UK - Maßeinheiten wie "Pounds per Square Inch" (PSI) und "Inch Mercury" (inHg) angegeben ( $1 \text{ bar} = 14,504 \text{ psi} = 29,53 \text{ inHg}$ ).

Außerdem findet man in älteren europäischen Luftfahrzeugen noch Druckmessinstrumente, die nach dem alten technischen Maßsystem geeicht sind ( $1 \text{ kp/cm}^2 = 0,98067 \text{ bar}$ ).

## 7.2.2 FEDERROHR (Bourdonrohr) - DRUCKMESSER



Federrohr-Druckmesser

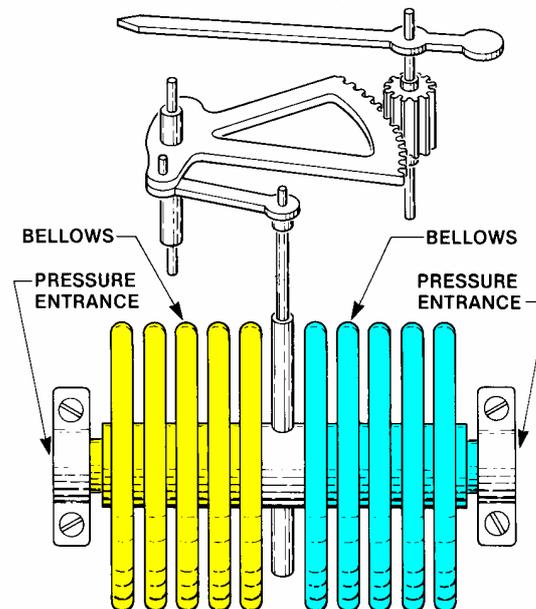
Das Prinzip beruht darauf, dass sich ein kreisförmig gebogenes Rohr bei innerem Überdruck streckt (Kreisbogen öffnet sich). Das Federrohr selbst hat einen flachen Querschnitt und besteht aus federelastischem Material.

Die Streckbewegung des Rohres wird entweder direkt an den Zeiger oder an den Geber eines elektrischen Fernübertragungssystems weitergegeben.

## 7.2.3 MESSDOSEN - DRUCKMESSER

Der Druck wird in eine offene Membrandose geleitet. Ihre elastische Veränderung wird wiederum mechanisch oder elektrisch übertragen und angezeigt.

## 7.2.4 DIFFERENZDRUCKMESSER (Differential Pressure Gauge)



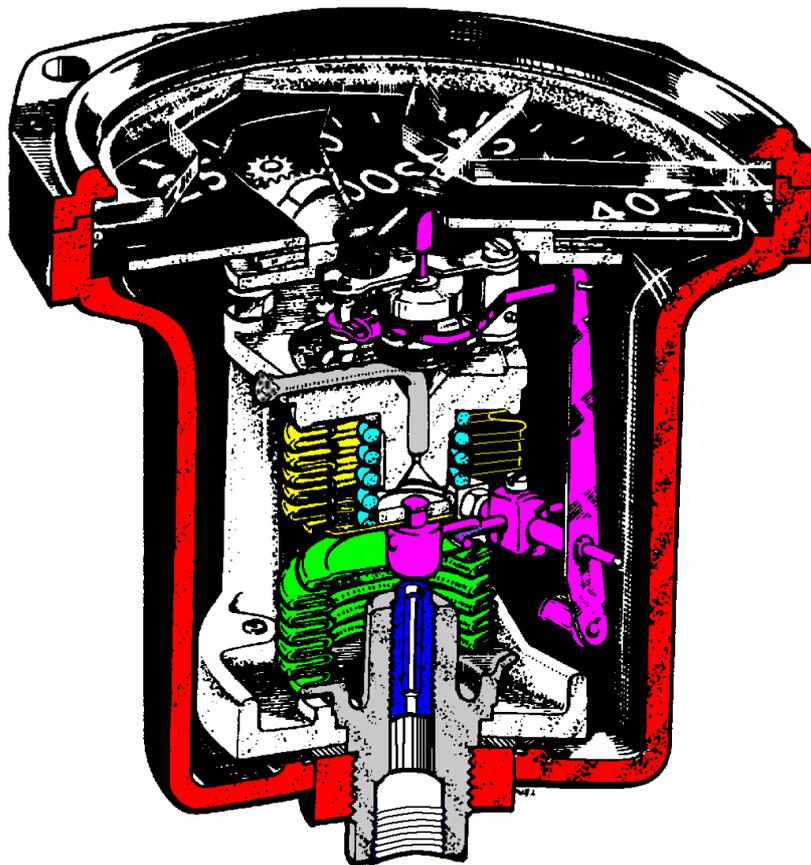
• *Differential bellows-type pressure indicator mechanism.*

Sie werden verwendet, um Drücke miteinander vergleichen zu können (ihre Differenz bilden).

Um Differenzdrücke zu messen (beispielsweise bei Relativdruckmessinstrumenten, welche mit 0 beginnen), verwendet man oft Geräte mit zwei Dosenbälgen (Bellows). Jeder der zu vergleichenden Drücke wird in jeweils einen Dosenbalg eingeleitet. Beide Bälge dehnen sich aus und arbeiten somit gegeneinander. Der Differenzdruck wird durch den Zeigermechanismus, der zwischen den Bälgen angelenkt ist, angezeigt.

## 7.2.5 ANSAUG- und LADEDRUCKMESSER (Manifold Pressure Gauge)

Bei kolbenmotorgetriebenen Flugzeugen mit Verstellpropeller wird die gewünschte Triebwerksleistung durch eine Kombination von Drehzahl und Ladedruck (absoluter Druck) eingestellt (laut Flughandbuch). Dies ist besonders bei mehrmotorigen Flugzeugen zur einheitlichen Leistungseinstellung aller Triebwerke wichtig (sonst gieren).



Der Ladedruckmesser der Firma Smith besteht aus zwei Dosenbälgen. Ein offener Balg (grün) wird innen vom Ladedruck beaufschlagt. Eine Verengung beim Einlass (dunkelblau) glättet die

**Druckstöße, die durch das Öffnen und Schließen des Einlassventils hervorgerufen werden. Der zweite Balg (gelb) ist geschlossen und evakuiert (Aneroidbalg). Der gesamte Mechanismus sitzt in einem luftdichten Gehäuse.**

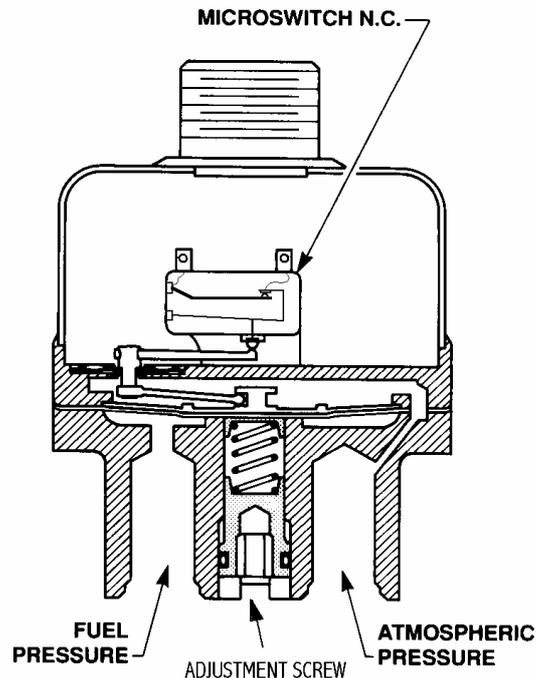
**Der offene Balg drückt nun gegen eine geeichte Feder (z.B. im Aneroidbalg eingebaut). Über einen Übertragungsmechanismus wird der Hub des offenen Balges als Absolutdruck angezeigt.**

**Da jedoch auch der Innendruck des Gehäuses (beim Zusammenbau eingesperrt, ändert sich bei Temperaturschwankungen) von außen auf diesen Balg einwirkt, wird dieser in seiner Ausdehnung eingeschränkt (Instrument würde zuwenig anzeigen). Zur Kompensation dieses Fehlers dient der Aneroidbalg. Er wird von außen durch den Gehäusedruck beaufschlagt und zusammengedrückt. Dadurch wird der offene Balg vom Gehäusedruck entlastet.**

**Der negative Effekt des zwangsweise immer im Gehäuse vorhandenen Druckes und seine Veränderung bei Temperaturschwankungen wird dadurch ausgeschaltet, sodass der exakte Ladedruck über die eingebaute Eichfeder gemessen wird.**

**Bei manchen Instrumententypen steht das Gehäuse über eine Gehäusebohrung unter Kabinendruck. Die sonstige Funktion unterscheidet sich jedoch nicht von der davor beschriebenen.**

## 7.2.6 DRUCKSCHALTER (Pressure Switch)



DIFFERENTIAL PRESSURE BETWEEN FUEL AND ATMOSPHERIC AIR HOLDS THE MICROSWITCH OPEN. WHEN THE PRESSURE DROPS, THE SWITCH CLOSES AND THE WARNING LIGHT COMES ON.

Sie werden beispielsweise zum Schalten von Warnlampen verwendet, die zu hohe oder zu niedrige Drücke signalisieren.

Der zu überwachende Druck (z.B. Kraftstoffdruck) wirkt auf eine Seite einer Membrane und hebt diese. Die andere Seite ist belüftet (atmosphärischer Druck). Über Betätigungsarme wird ein Mikroschalter geöffnet (Warnlicht verlischt).

Fällt der Druck unter einen kritischen Wert, dann schließt die zurückfedernde Membrane, gegen den Druck einer Spiralfeder, den Mikroschalter (Warnlicht kommt).

Man kann auch zwei Systemdrücke (z.B. Filterein- und Filteraus-

lass eines Filterumgehungsventils) anschließen. Steigt beispielsweise der Differenzdruck bis zum voreingestellten Wert, beginnt das Warnlicht zu leuchten.

Die Spiralfeder kann mittels Einstellschraube (Adjustment Screw) auf den jeweils gewünschten Schaltpunkt eingestellt werden.

## 7.3 DREHZAHLMESSER (Tachometer)

Sie messen die verschiedensten Drehzahlen des Triebwerkes sowie die Propellerdrehzahl. Die Messwerte werden in Umdrehungen pro Minute (RPM – Revolutions{"Revs"} per Minute) oder in Prozenten der Höchstdrehzahl angegeben.

Folgende Drehzahlbezeichnungen finden u. a. Verwendung:

$N_1, N_2 \dots$  Drehzahl der entsprechenden Verdichter- oder Turbinenstufe

$N_p$  ..... Propellerdrehzahl

### 7.3.1 NAHDREHZAHLMESSER

Sie sind mit dem Triebwerk durch eine biegsame Welle verbunden. Sie können daher nur dort Verwendung finden, wo das Triebwerk nicht weiter als zirka 2m vom Anzeigeinstrument entfernt ist und die Drehzahlen nicht zu hoch sind.



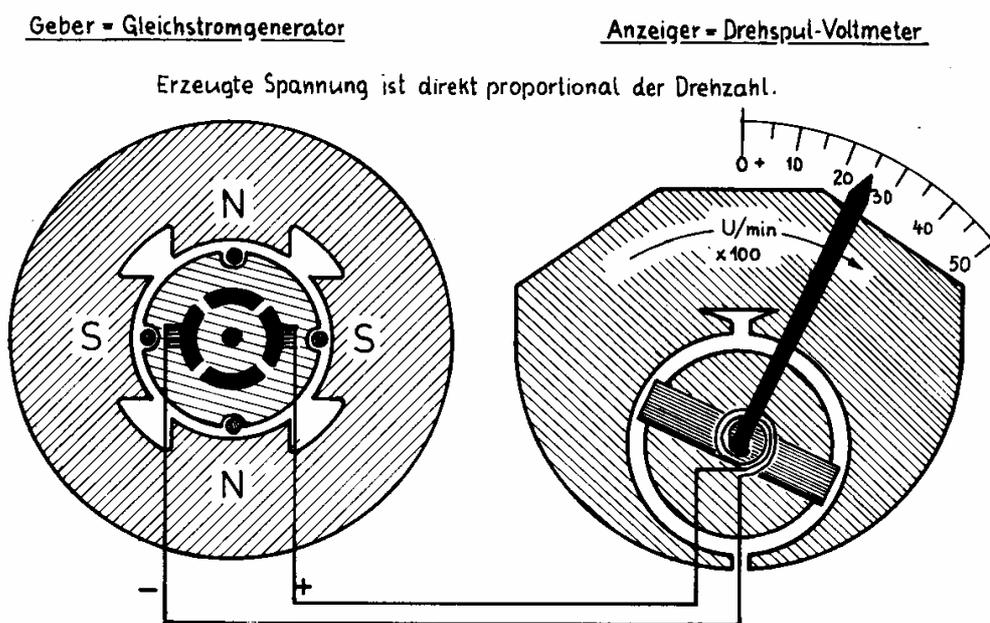
entgegen und erzeugt einen Schlupf {"Kupplung rutscht"}. Der Gleichgewichtszustand, der dann der momentanen Drehzahl entspricht, wird angezeigt. Wirbelstromkappe und Kreuzmagnet besitzen eine gemeinsame Weicheisenabschirmung um magnetische Störfelder zu vermeiden.

Das System ist etwas temperaturempfindlich, da sich mit der Temperatur auch die elektrische Leitfähigkeit der Wirbelstromkappe ändert.

### 7.3.2 FERNDREHZAHLMESSER

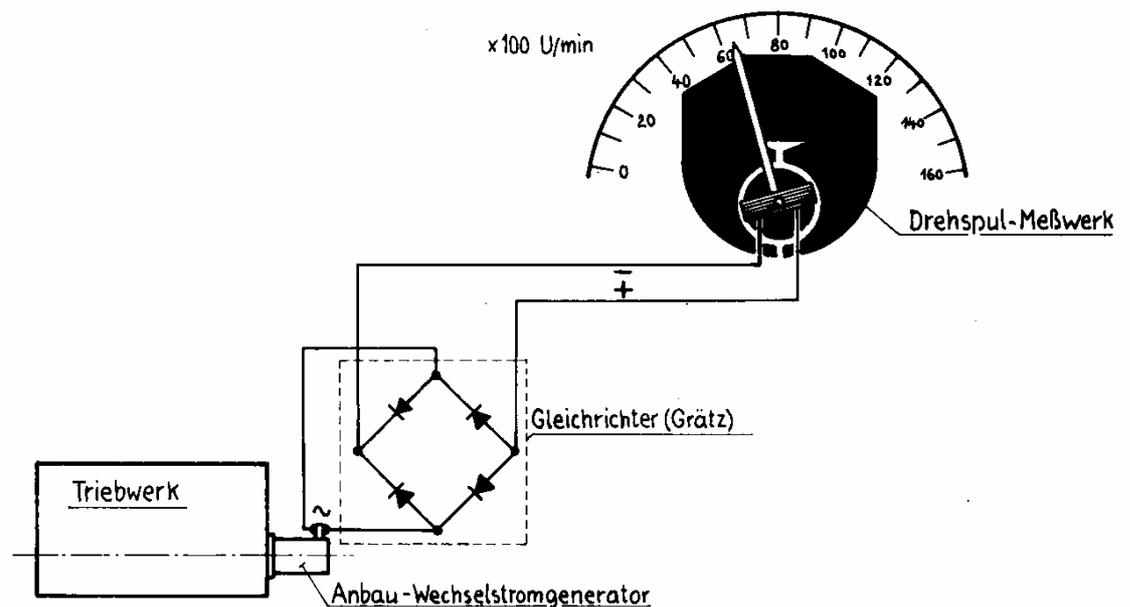
Er besteht aus einem Geber, der am Triebwerk oder am Getriebe angeflanscht ist, einer elektrischen Verbindungsleitung und einem Anzeiginstrument im Cockpit.

#### 7.3.2.1 GLEICHSTROM - DREHZAHLMESSER



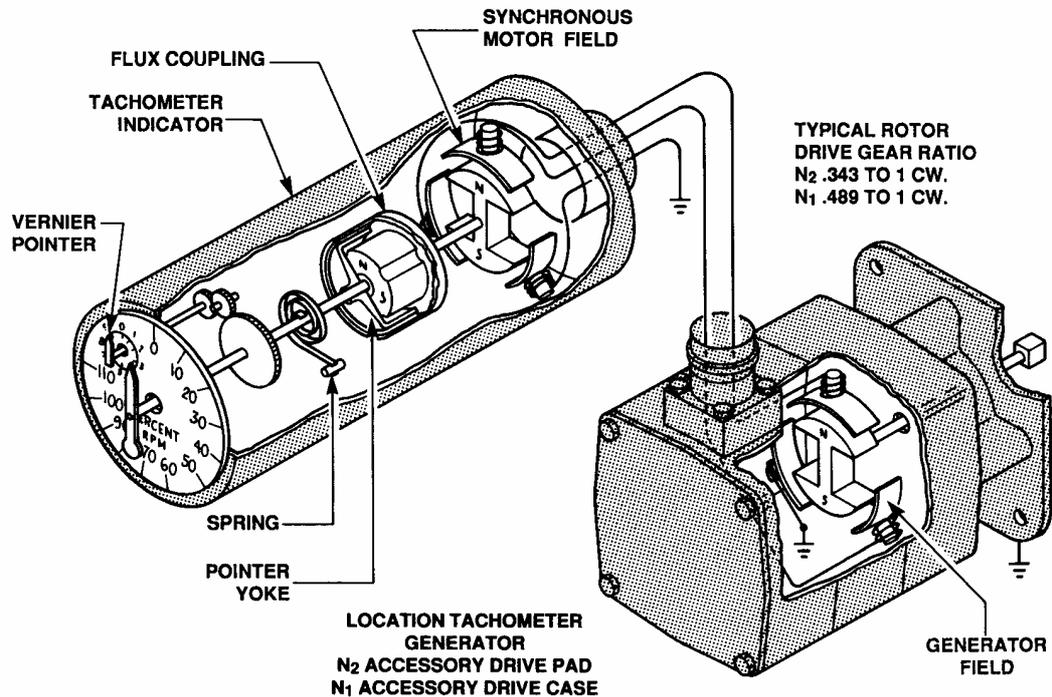
Der Geber ist ein kleiner, ans Triebwerk angeflanschter, Gleichstromgenerator, der eine Gleichspannung erzeugt, die der Drehzahl proportional ist. Diese wird direkt auf ein Drehspulvoltmeter übertragen, das in Drehzahl geeicht ist.

### 7.3.2.2 WECHSELSTROM - DREHZAHLMESSER



Die vom Geber erzeugte Wechselspannung wird gleichgerichtet und wie beim Gleichstrom - Drehzahlmesser am Drehspulvoltmeter in RPM angezeigt. Es werden keine Schleifbürsten benötigt.

### 7.3.2.3 DREHSTROM - DREHZAHLMESSER



THE THREE-PHASE GENERATOR IS DRIVEN BY THE ENGINE TO PRODUCE AC WHOSE FREQUENCY RELATES TO ENGINE RPM. THE INDICATOR HOLDS A SYNCHRONOUS MOTOR WHICH DRIVES A MAGNETIC DRAG TACHOMETER MAGNET.

Der Geberrotor besteht aus einem Permanentmagneten. Der Geberstator besitzt eine Dreiphasenwicklung in der das magnetische Drehfeld des Rotors (Generator Field) eine Drehspannung induziert. Ihre Frequenz ist umso höher, je höher die Drehzahl ist.

In den Statorwicklungen des Anzeigeeinstrumentes wird dasselbe Drehfeld erzeugt (Synchronous Motor Field).

Auf der Rotorwelle des Anzeigeeinstrumentes sitzen wiederum ein Permanentmagnet, der mit dem Statorfeld synchron läuft (Synchronmotor), sowie der Kreuzmagnet

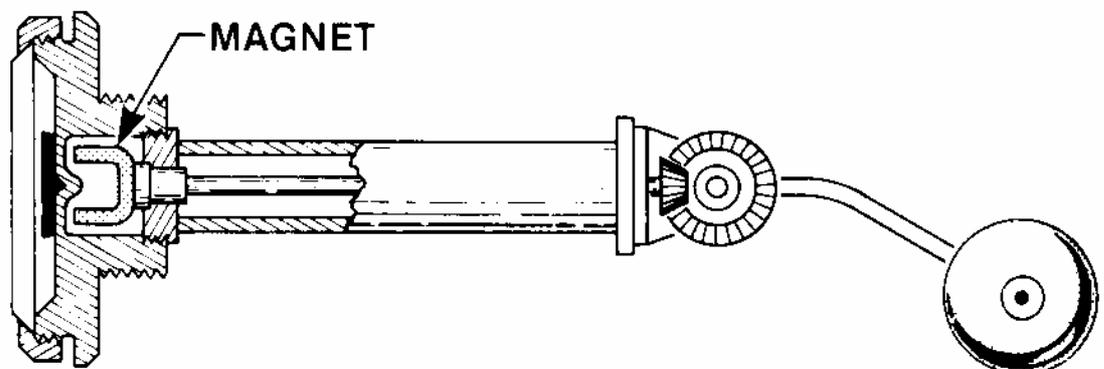
der Wirbelstromkupplung (Flux Coupling).

Auf einer zweiten Welle ist, wie beim Wirbelstrom-Drehzahlmesser, die Wirbelstromkappe und eine Spiralfeder befestigt (Funktion siehe 7.3.1.1).

## 7.4 VORRATSMESSER (Quantity Indicating System)

Die Vorratsmessung wird bei Kraftstoff, Schmierstoff, Hydrauliköl usw. angewandt. Die Anzeige erfolgt in Volumseinheiten (l, US.gal, Imp.gal), Masseneinheiten (kg, lbs), Prozenten (100% ist voll) oder sonstige Angaben ( $\frac{1}{4}$ ,  $\frac{1}{2}$  ....).

### 7.4.1 MECHANISCHER SCHWIMMERVORRATSMESSER

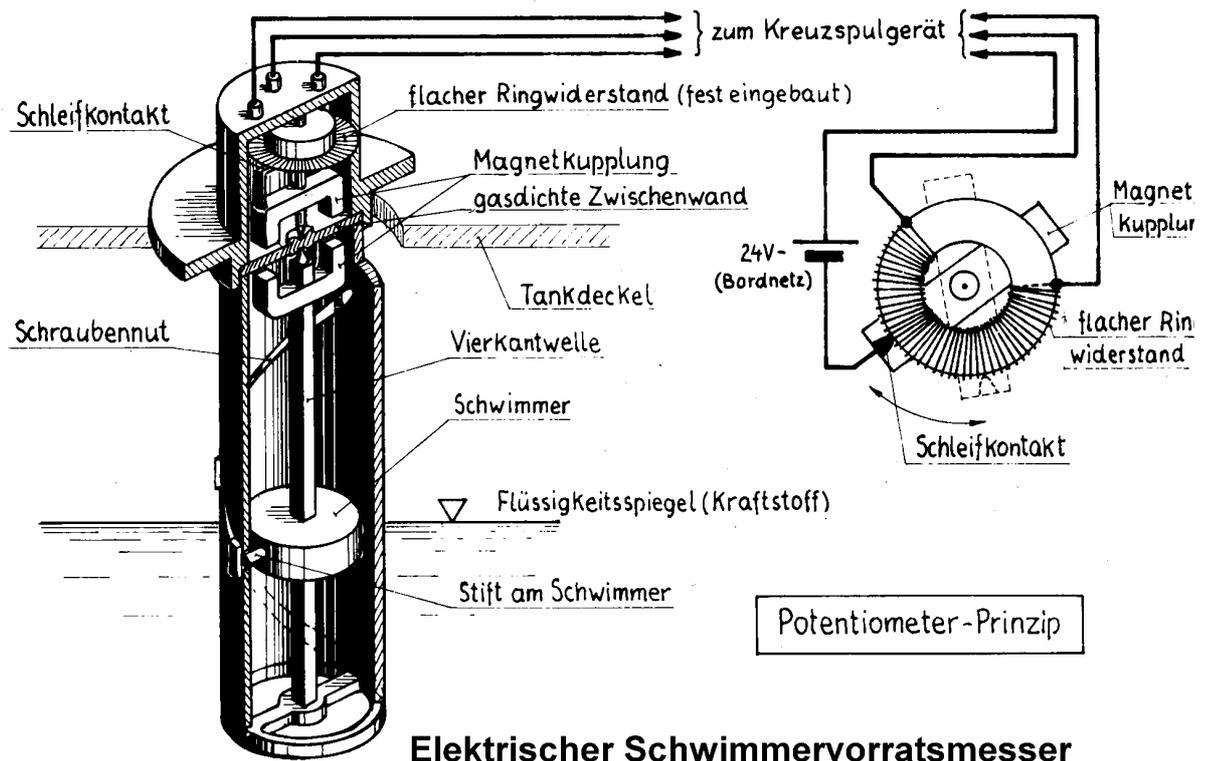


#### *Mechanical fuel quantity gauge.*

Die Bewegung eines Schwimmers (z.B. Kork, Hohlkörper) wird mittels Permanentmagneten durch eine dichte Wand auf einen Zeiger übertragen.

Dieses System kann nur bei Kleinflugzeugen angewendet werden, bei denen sich die Tanks in den Flügelwurzeln befinden (Schulterdecker).

## 7.4.2 ELEKTRISCHER SCHWIMMERVORRATSMESSER



Ein Schwimmer bewegt sich, je nach Flüssigkeitsstand, auf einer Vierkantwelle auf und ab. Ein am Schwimmer befestigter Stift gleitet in einer schraubenförmigen Nut im Gehäuse und dreht dadurch den Schwimmer samt Vierkantwelle.

Die Stellung der Vierkantwelle entspricht dem jeweiligen Flüssigkeitsstand und wird über eine Magnetkupplung (zur Überwindung der gasdichten Zwischenwand) auf den Schleifkontakt eines Ringwiderstandes übertragen.

Der Schleifkontakt ist mit dem Minuspol der Spannungsquelle verbunden und gleitet auf dem Ringwiderstand. Durch die zwei verschiedenen Teilwiderstände entstehen zwei unterschiedliche Teilspannungen. Diese werden einem Kreuzspulinstrument im Cockpit zugeführt, das den Kraftstoffvorrat anzeigt.

### 7.4.3 KAPAZITIVER VORRATSMESSER (Capacitance Fuel Quantity System)

Hier wird ein Kondensator als Mengengeber verwendet. Da ein Kondensator in einem Wechselstromkreis wie ein Widerstand wirkt (je größer die Kapazität, umso kleiner der Widerstand {kapazitiver Blindwiderstand}), arbeiten diese Systeme grundsätzlich mit Wechselspannung.

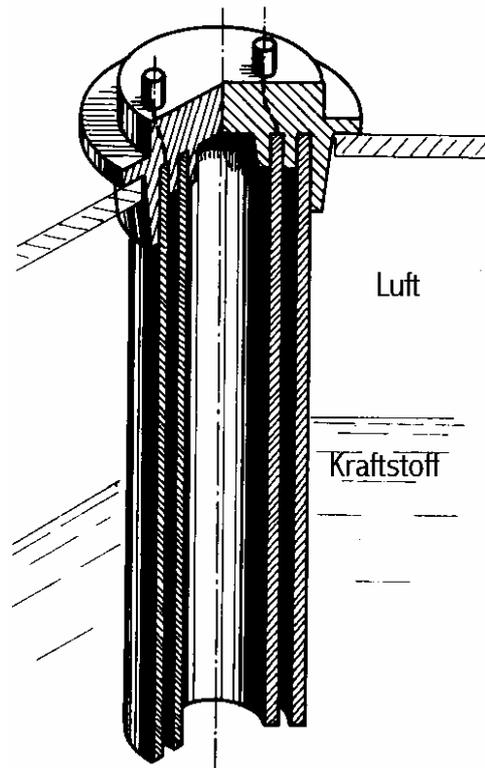
$$X_c = \frac{1}{2 * \pi * f * C} = \frac{1}{\omega * C}$$

**f.....Frequenz**

**$\omega$ .... Kreisfrequenz**

**C.... Kapazität**

Der Widerstand  $X_c$  dieses Kondensators wird mit Hilfe einer Brückenschaltung gemessen und zur Anzeige gebracht.



Tankkondensatoren bestehen aus zwei, ineinander geschobenen, konzentrischen Rohren. Sie sind elektrisch gegeneinander isoliert und bilden die beiden "Platten" eines Kondensators. Der Raum zwischen den Rohren wird entweder durch Luft, oder durch die zu messende Flüssigkeit (Kraftstoff, Öl, usw.) ausgefüllt.

Das Dielektrikum {Isolator} dieses Kondensators ist also entweder Luft, oder beispielsweise Kraftstoff, beziehungsweise eine Kombination aus beidem. Die Kapazität des Kondensators ist dabei nur noch von der Dielektrizitätskonstante  $\epsilon_r$  dieser Kombination abhängig und entspricht dem jeweiligen Füllstand.

$$C = \epsilon_0 * \epsilon_r * \frac{A}{d}$$

F {Farad}

$\varepsilon_0 = 0,885 * 10^{-11}$  F/m.. absolute Dielektrizitätskonstante (Vakuum)

$\varepsilon_r = 1,0006 * 10^2$  F/m ... relative Dielektrizitätskonstante von Luft

$\varepsilon_r = 2,3 * 10^2$  F/m .. relative Dielektrizitätskonstante von Kraftstoff

A ... Fläche einer Platte

d ... Abstand der Platten

Es wird eine Vergleichsmessung in einer Brückenschaltung durchgeführt. Die Kapazität und somit der Widerstand des Kondensators im Tank als variable Messgröße, wird mit dem fixen Widerstand eines bekannten Kondensators verglichen. Dieser liegt meist im Tanksumpf und ist dadurch immer kraftstoffumflossen. Dadurch werden die unterschiedlichen Dichten der verschiedenen Kerosinsorten kompensiert.

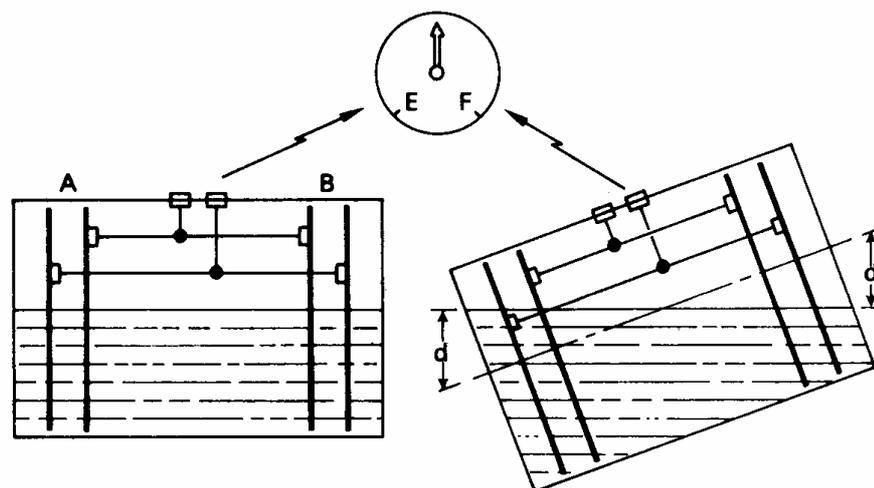
Wenn der Tank voll ist, sind die Widerstände beider Kondensatoren gleich. Die gleich großen Ströme heben sich in der Brückenschaltung auf (Anzeige "Voll").

Sind die Widerstände der Kondensatoren unterschiedlich (Tank leer oder teilweise voll), fließt ein Strom durch das Instrument und die entsprechende Kraftstoffmenge wird angezeigt.

Ein entscheidender Vorteil der kapazitiven Mengensysteme ist die Tatsache, dass, unabhängig von der Umgebungstemperatur, direkt die Masse ( $m = \rho * V$ ) des Tankinhalts angezeigt werden kann. Dies ergibt sich aus der gegenseitigen Beeinflussung von Dichte und Dielektrizitätskonstante.

Wird beispielsweise der Kraftstoff erwärmt, so hat dies zwei Auswirkungen was eine automatische Korrektur der angezeigten Kraftstoffmasse bewirkt:

- Der Kraftstoff dehnt sich aus und nimmt ein größeres Volumen ein (das Anzeigesystem würde jetzt zuviel Masse anzeigen).
- Die Dielektrizitätskonstante verringert sich jedoch nahezu um das gleiche Maß, da mit der Ausdehnung die Dichte entsprechend abnimmt.



Um auch bei Schräglage eine korrekte Anzeige zu erhalten, werden zwei oder mehrere Tankkondensatoren parallelgeschaltet. Der Mittelwert der Kapazitäten ist dann das korrekte Maß für den Tankinhalt:

$$C_{mittel} = \frac{C_A + C_B}{2}$$

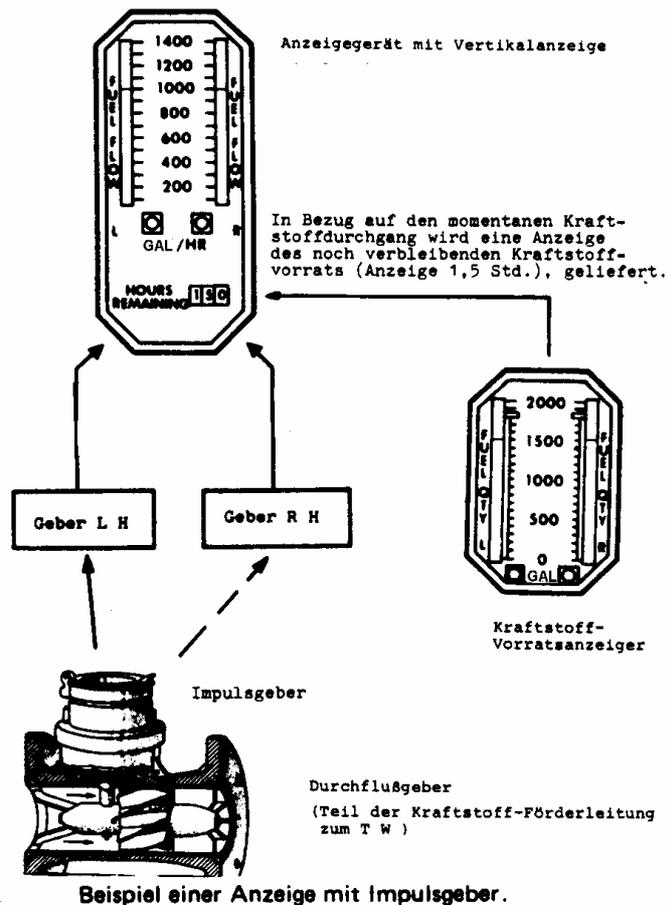
## 7.5 KRAFTSTOFF - DURCHFLUSSMESSSYSTEME (Fuel Flow Indicating System, Fuel Flowmeter)

Sie werden zur Messung des Kraftstoffverbrauches in die Zuleitung zum Triebwerk eingebaut.

### 7.5.1 VOLUMENDURCHFLUSSANZEIGEN

Sie messen den dichteabhängigen Volumenstrom (Volumen/Zeit) und sind meist in gal/h oder l/h geeicht. Folgende Durchflussgeber werden am häufigsten angewendet:

#### 7.5.1.1 TURBINENRADGEBER

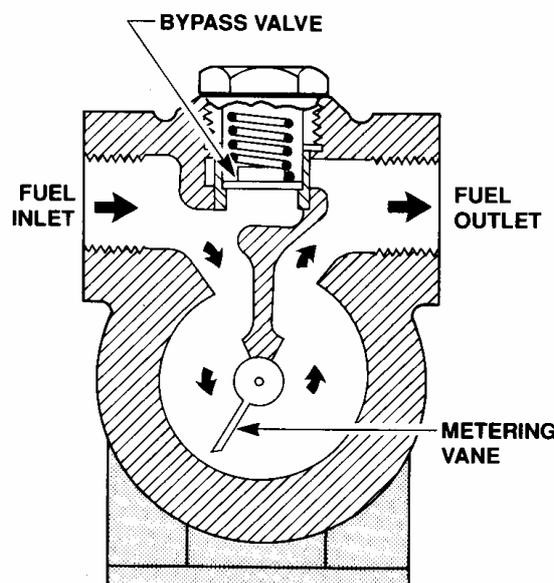


In der Kraftstoffleitung befindet sich ein kleines Turbinen-

rad, das durch den fließenden Kraftstoff in Drehung versetzt wird. Die Drehzahl ist vom Volumenstrom abhängig und somit ein Maß für den Rohrdurchfluss.

Außerhalb des Rohres befindet sich ein Impulszähler. Dies ist ein Permanentmagnet, um den eine Spule gewickelt ist. Die vorbeilaufenden Schaufeln des Turbinenrades verändern den Magnetfluss. Die entstehenden elektrischen Impulse werden gezählt und sind ein Maß für den Kraftstoffdurchfluss.

### 7.5.1.2 STAUSCHEIBENGEBER



- *A simplified volume flow measurement sender unit.*

Bei diesem Geber durchfließt der Kraftstoff ein Gehäuse, in dem eine federbelastete Stauscheibe (Metering Vane) angebracht ist. Diese wird entsprechend dem Volumen-

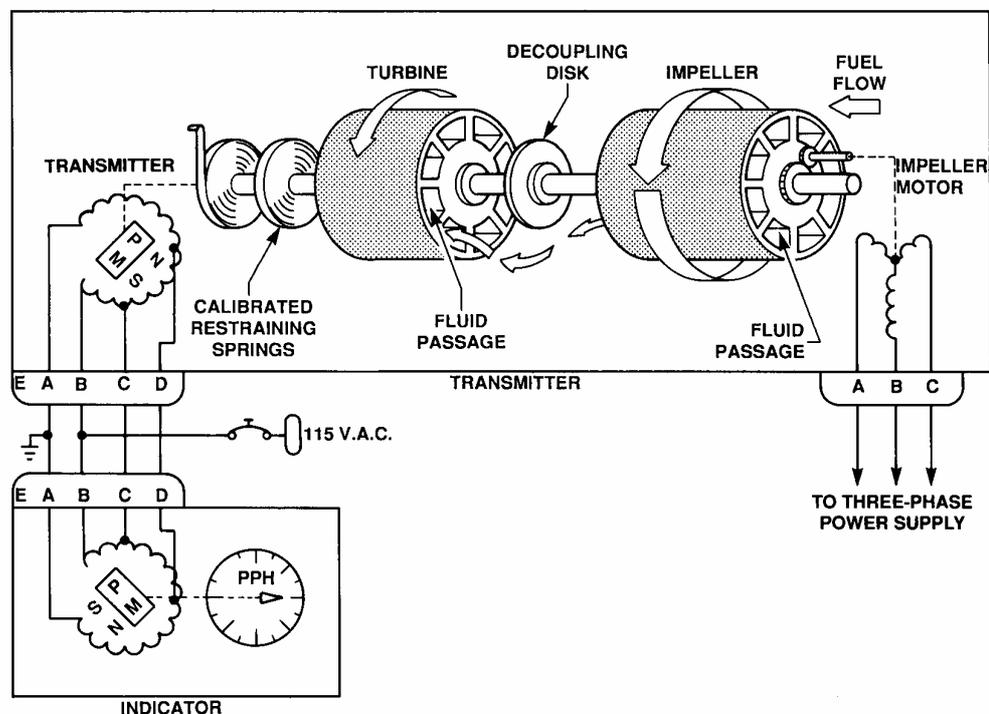
strom, gegen eine Spiralfeder, mehr oder weniger ausge-  
lenkt.

Sollte die Stauscheibe durch einen Fehler den Kraftstoff-  
durchfluss behindern, öffnet sich ein Umgehungsventil  
(Bypass Valve), um die Kraftstoffversorgung zu gewähr-  
leisten.

## 7.5.2 MASSENDURCHFLUSSANZEIGEN

Diese Anzeigeeinstrumente sind in lbs/h oder kg/h geeicht und  
messen somit den Massenstrom (Masse/Zeit).

### 7.5.2.1 DREHIMPULSGEBER



Mass type flowmeter.

Dieser Geber beruht auf dem Prinzip der Messung jenes

Drehmomentes welches nötig ist, eine Kraftstoffmasse, die auf eine bestimmte Winkelgeschwindigkeit beschleunigt wurde, zu verzögern.

Dazu durchfließt der Kraftstoff ein Rad mit durchgehenden Längskammern (Impeller), das durch einen Motor auf einer konstanten Drehzahl gehalten wird. Beim Verlassen des Impellers hat der Kraftstoff einen bestimmten Drall und trifft auf ein zweites, stillstehendes Rad (Turbine), das gegen das Moment einer geeichten Feder verdreht wird.

Die Größe der Verdrehung hängt von der Größe des Massenstromes ab (je größer die Kraftstoffmasse pro Sekunde, desto größer der Drall und somit die Verdrehung). Sie wird durch ein Magnesyn – Fernübertragungssystem ins Cockpit übertragen.

## 8 LITERATURVERZEICHNIS

VERZEICHNIS DIVERSER FACHLITERATUR:		
TITEL	AUTOR	VERLAG
A&P Technician - Airframe Textbook	Autorenkollektiv	Jeppesen Sanderson
Aircraft Instrument Systems	-	Jeppesen Sanderson
Aircraft Instruments	Ehj Pallett	Longman Scientific & Technical
Aircraft Instruments and Avionics	Max F. Henderson	Jeppesen Sanderson
Bordinstrumente	Friedrich & Werner Hesse	Hitzeroth Marburg
Der Privatflugzeugführer - Technik II	Wolfgang Kühn	Friedrich Schiffmann
Flugüberwachungsgeräte	Grosse	Lufthansa
Flugzeuggeräte I	Theodor Duda	VEB Ostberlin
Flugzeuginstrumente	Arno Fischer	Hanns Reich München
Grundlagen der Luftfahrzeugtechnik - Flugwerk	Autorenkollektiv	TÜV Rheinland
Grundlagen der Luftfahrzeugtechnik - Triebwerk	Autorenkollektiv	TÜV Rheinland
Instrumentenkunde und Navigation I	H. Simon	Hanns Reich München
Kreiselgeräte	Wolf von Fabock	Vogel
Luftfahrt Handbücher - Avionik	D. H. Middleton	Transpress

**Noch nicht in das Skriptum eingearbeitete Lehrinhalte:**

**7.2 SCHUBMESSSYSTEM** (Engine Thrust Indication)

**7.7 VIBRATIONSMESSSYSTEM** (Vibration Measurement System)

**7.8 DREHMOMENT- und LEISTUNGSMESSSYSTEM** (Torque- and Power Measurement Systems)

**8 ANSTELLWINKELANZEIGER- und ÜBERZIEHWARNSYSTEME** (Angle of Attack and Stall Warning Systems)