

**BUNDESFACHSCHULE FÜR FLUGTECHNIK**

# **KOLBENTRIEBWERKE**

## **2. und 3. Klasse**

**Lehrinhalte und Kapitelbezeichnungen entsprechen noch  
nicht der European Aviation Safety Agency (EASA)**

**Part-66, Modul 16**

**Unterrichtsvorbereitung  
Dipl.-HTL-Ing.  
Manfred HOLZER**

## INHALTSVERZEICHNIS

<b>1</b>	<b><i>GESCHICHTE</i></b>	<b>7</b>
<b>2</b>	<b><i>ALLGEMEINES</i></b>	<b>8</b>
<b>3</b>	<b><i>GRUNDLAGEN</i></b>	<b>8</b>
3.1	<b>ANFORDERUNGEN AN EIN FLUGTRIEBWERK</b>	<b>8</b>
3.2	<b>EINTEILUNG VON KOLBENTRIEBWERKEN</b>	<b>9</b>
3.2.1	<b>NACH ART DER ZÜNDUNG</b>	<b>9</b>
3.2.2	<b>NACH DEM ARBEITSVERFAHREN</b>	<b>9</b>
3.2.3	<b>NACH DER ZYLINDERANORDNUNG</b>	<b>10</b>
3.2.4	<b>NACH ART DER KÜHLUNG</b>	<b>10</b>
3.3	<b>BAUTEILE EINES MOTORS (Flugmotor Continental)</b>	<b>10</b>
3.4	<b>MOTORKENNGRÖSSEN</b>	<b>14</b>
3.4.1	<b>ZYLINDERHUBRAUM - <math>V_h</math></b>	<b>14</b>
3.4.2	<b>VERDICHTUNGS- oder KOMPRESSIONSRAUM - <math>V_c</math></b>	<b>14</b>
3.4.3	<b>ZYLINDERRAUM oder ZYLINDERVOLUMEN - <math>V_{zyl}</math></b>	<b>15</b>
3.4.4	<b>HUB - <math>s</math></b>	<b>15</b>
3.4.5	<b>ZYLINDERBOHRUNG - <math>d</math></b>	<b>15</b>
3.4.6	<b>HUBVERHÄLTNIS - <math>k</math></b>	<b>15</b>
3.4.7	<b>VERDICHTUNGSVERHÄLTNIS - <math>\epsilon</math></b>	<b>15</b>
3.4.8	<b>FÜLLUNGSGRAD, LIEFERGRAD oder VOLUMETRISCHER WIRKUNGSGRAD - <math>\lambda_F</math></b>	<b>16</b>
3.4.9	<b>MOTORDREHMOMENT</b>	<b>16</b>
3.4.10	<b>MOTORLEISTUNG</b>	<b>17</b>
<b>4</b>	<b><i>ARBEITSVERFAHREN VON MOTOREN</i></b>	<b>18</b>
4.1	<b>OTTOMOTOR</b>	<b>18</b>
4.1.1	<b>VIERTAKTMOTOR</b>	<b>18</b>
4.1.1.1	<b>ARBEITSWEISE</b>	<b>18</b>
4.1.1.2	<b>STEUERDIAGRAMM</b>	<b>21</b>
4.1.2	<b>ZWEITAKTMOTOR</b>	<b>23</b>
4.1.2.1	<b>ARBEITSWEISE</b>	<b>23</b>
	<b>1. TAKT - Vorgänge unter dem Kolben</b>	<b>24</b>
	<b>1. TAKT - Vorgänge über dem Kolben</b>	<b>25</b>
	<b>2. TAKT - Vorgänge über dem Kolben</b>	<b>25</b>
	<b>2. TAKT - Vorgänge unter dem Kolben</b>	<b>25</b>

<i>Übergang vom 2. zum 1. TAKT - Vorgänge unter dem Kolben</i>	25
<i>Übergang vom 2. zum 1. TAKT - Vorgänge über dem Kolben</i>	25
4.1.2.2 <b>SCHMIERSYSTEM</b>	26
<b>4.2 DIESELMOTOR</b>	26
<b>5 AUFBAU DES FLUGMOTORS</b>	28
<b>5.1 KURBELGEHÄUSE (Crankcase)</b>	28
5.1.1 <b>GEHÄUSEZUSAMMENBAU</b>	29
5.1.2 <b>GEHÄUSEDICHTUNG</b>	29
5.1.3 <b>MÖGLICHE PROBLEME IN BETRIEB UND WARTUNG</b>	30
<b>5.2 KURBELWELLE (Crankshaft)</b>	31
5.2.1 <b>SCHMIERUNG</b>	32
5.2.2 <b>SCHWUNGMASSE</b>	33
5.2.3 <b>SCHWINGUNGSDÄMPFUNG</b>	33
5.2.4 <b>MÖGLICHE PROBLEME IN BETRIEB UND WARTUNG</b>	35
<b>5.3 PLEUELSTANGE (Connecting Rod)</b>	38
5.3.1 <b>MÖGLICHE PROBLEME IN BETRIEB UND WARTUNG</b>	39
<b>5.4 KOLBEN (Piston)</b>	40
5.4.1 <b>KOLBENBOLZEN (Piston Pin)</b>	41
5.4.2 <b>KOLBENRINGE (Piston Rings)</b>	42
5.4.2.1 <b>FUNKTIONEN DER KOLBENRINGE</b>	43
<b>5.5 ZYLINDER (Cylinder Barrel) und ZYLINDERKOPF (Cylinder Head)</b>	44
5.5.1 <b>ZYLINDERLAUFFLÄCHE</b>	47
5.5.1.1 <b>NITRIERTE LAUFFLÄCHE</b>	47
5.5.1.2 <b>VERCHROMTE LAUFFLÄCHE</b>	49
5.5.2 <b>ZYLINDERNUMMERIERUNG</b>	50
5.5.3 <b>EINLAUFEN (Break-In) von LYCOMING- und CONTINENTALMOTOREN</b>	51
5.5.4 <b>FARBKENNZEICHNUNG (Colour Code)</b>	54
5.5.4.1 <b>LYCOMING</b>	54
5.5.4.2 <b>CONTINENTAL</b>	55
5.5.5 <b>MÖGLICHE PROBLEME IN BETRIEB UND WARTUNG</b>	55
<b>5.6 VENTILSTEUERUNG (Valve Operating Mechanism)</b>	56
5.6.1 <b>NOCKENWELLE (Camshaft)</b>	58
5.6.2 <b>STÖBEL (Valve Lifter, Cam Follower, Tappet)</b>	59
5.6.3 <b>STÖBELSTANGE (Push Rod)</b>	61
5.6.3.1 <b>MÖGLICHE PROBLEME IN BETRIEB UND WARTUNG</b>	61

5.6.4	KIPPHEBEL (Rocker Arm)	62
5.6.4.1	MÖGLICHE PROBLEME IN BETRIEB UND WARTUNG	62
5.6.5	VENTIL (Valve)	64
5.6.5.1	MÖGLICHE PROBLEME IN BETRIEB UND WARTUNG	67
<b>6</b>	<b>ANLAGEN DES FLUGMOTORS</b>	<b>67</b>
<b>6.1</b>	<b>MOTORKÜHLANLAGE (Cooling System)</b>	<b>67</b>
6.1.1	LUFTKÜHLUNG (Air Cooling)	68
6.1.1.1	GESCHWINDIGKEITSKÜHLUNG	69
6.1.1.2	DRUCKKÜHLUNG	69
6.1.2	FLÜSSIGKEITSKÜHLUNG (Liquid Cooling)	71
6.1.3	MÖGLICHE PROBLEME IN BETRIEB UND WARTUNG	73
<b>6.2</b>	<b>GEMISCHBILDUNGSANLAGE (Fuel Metering System)</b>	<b>74</b>
6.2.1	KRAFTSTOFF-LUFTVERHÄLTNIS	74
6.2.2	LUFTVERHÄLTNIS, LUFTZAHL	75
6.2.3	SPEZIFISCHER KRAFTSTOFFVERBRAUCH (Specific Fuel Consumption)	76
6.2.4	VERGASER (Carburetor)	78
6.2.4.1	FUNKTION	78
6.2.4.2	BAUARTEN	80
6.2.4.3	SCHWIMMERVERGASER - SYSTEM MARVEL-SCHEBLER	81
6.2.5	EINSPRITZANLAGE (Fuel Injection)	88
6.2.5.1	EINSPRITZANLAGE - BENDIX RSA-5 AD1	90
6.2.6	FLUGBENZIN (AVIATION GASOLINE - AVGAS)	100
6.2.6.1	EIGENSCHAFTEN VON FLUGBENZIN	100
6.2.6.2	KLOPFESTIGKEIT (Knock Rating)	101
6.2.6.3	WASSERGEHALT	103
6.2.6.4	WASSERCHECK	106
6.2.7	TURBINENKRAFTSTOFFE (JET PETROL - JET)	107
6.2.8	ANSAUGLUFTVORWÄRMUNG	108
6.2.8.1	BEI VERGASERMOTOREN	108
6.2.8.2	BEI EINSPRITZMOTOREN	109
<b>6.3</b>	<b>SCHMIERANLAGE (Lubrication System)</b>	<b>111</b>
6.3.1	NASSUMPFSCHMIERUNG	112
6.3.2	TROCKENSUMPFSCHMIERUNG	113
6.3.3	FLUGMOTORENÖLE	114
6.3.3.1	UNLEGIERTES ÖL	114
6.3.3.2	LEGIERTES ÖL	115
6.3.3.3	HALBSYNTHETISCHES ÖL MIT MEHRBEREICHSZUSÄTZEN	115

6.3.4	MÖGLICHE PROBLEME IN BETRIEB UND WARTUNG	115
<b>6.4</b>	<b>ZÜNDANLAGE (Ignition System)</b>	<b>116</b>
6.4.1	FUNKTION	119
6.4.2	ZÜNDFOLGE	124
6.4.3	ZÜNDABSTAND	124
6.4.4	ANLASSHILFEN	125
6.4.4.1	SCHNAPPKUPPLUNG (Impulse Coupling)	125
6.4.4.2	SUMMER (Starting Vibrator, Shower of Sparks)	129
6.4.4.3	ELEKTRONISCHE ANLASSHILFE (System UNISON SlickSTART)	131
6.4.5	AUTOMATISCHE ZÜNDZEITPUNKTVERSTELLUNG	131
6.4.6	ELEKTRONISCHES ZÜNDSYSTEM	132
6.4.7	ZÜNDKERZE (Spark Plug)	133
6.4.7.1	KERZENHALSFORM (Barrel Style)	134
6.4.7.2	WÄRMEWERT (Heat Rating)	136
6.4.7.3	ELEKTRODENAUSFÜHRUNGEN	137
6.4.7.4	ZÜNDKERZENBEZEICHNUNG (Champion)	138
6.4.7.5	KERZENZUSTAND	138
6.4.7.6	KERZENEINBAU	138
6.4.7.7	MÖGLICHE PROBLEME IN BETRIEB UND WARTUNG	142
<b>6.5</b>	<b>ABGAS-TURBOLADERANLAGE (Turbocharger System)</b>	<b>142</b>
6.5.1	TURBOLADERSYSTEM MIT DICHTE- und DIFFERENZDRUCKREGLER	145
6.5.1.1	DICHTEREGLER (Density Controller)	146
6.5.1.2	DIFFERENZDRUCKREGLER (Differential Pressure Control)	147
6.5.2	MÖGLICHE PROBLEME IN BETRIEB UND WARTUNG	148
<b>6.6</b>	<b>ABGASANLAGE (Exhaust System)</b>	<b>149</b>
6.6.1	MÖGLICHE PROBLEME IN BETRIEB UND WARTUNG	150
<b>6.7</b>	<b>PROPELLERANLAGE</b>	<b>150</b>
6.7.1	BLATTWINKEL	151
6.7.2	FESTPROPELLER (Fixed-Pitch Propeller)	152
6.7.3	DREHZAHLGEREGELTER VERSTELLPROPELLER (Constant-Speed Propeller)	153
6.7.3.1	HYDRAULISCHER VERSTELLPROPELLER - SYSTEM McCAULEY	156
6.7.4	MÖGLICHE PROBLEME IN BETRIEB UND WARTUNG	159
<b>7</b>	<b>ÜBERHOLUNG DES FLUGMOTORS</b>	<b>159</b>
7.1	REMANUFACTURED oder REBUILT ENGINE (Erneuerter Motor)	160
7.2	OVERHAULED ENGINE (Überholter Motor)	160
<b>8</b>	<b>KONSERVIERUNG DES FLUGMOTORS</b>	<b>161</b>

<b>8.1</b>	<b>FLUGBEREIT ABGESTELLTE LFZ</b>	<b>161</b>
<b>8.2</b>	<b>DAUERND ABGESTELLTE LFZ</b>	<b>161</b>
<b>9</b>	<b>KURZBEZEICHNUNG DES FLUGMOTORS</b>	<b>163</b>
<b>10</b>	<b>MOTORENTYPEN</b>	<b>165</b>
<b>11</b>	<b>FEHLERSUCHE BEIM FLUGMOTOR (Troubleshooting)</b>	<b>165</b>
<b>11.1</b>	<b>SUCHMETHODE</b>	<b>165</b>
<b>11.2</b>	<b>FEHLERBEISPIELE</b>	<b>166</b>
11.2.1	ALTERNATOR BELT COMES OFF (Continental)	166
11.2.2	BLOWN OR LEAKY NOSE SEAL	166
11.2.3	CANNOT REACH CRITICAL ALTITUDE	166
11.2.4	CAN'T GET FUEL FLOW AT FULL THROTTLE - LEAN (Continental IO-360 Series)	167
11.2.5	COCKPIT FUEL FLOW DIFFERENTIAL ON TWIN-ENGINE PLANES	167
11.2.6	DECREASE IN EGT FOR ALL CYLINDERS (With no change in Mixture Setting)	167
11.2.7	DECREASE IN EGT FOR ONE CYLINDER	167
11.2.8	ENGINE WON'T IDLE UNLESS BOOST PUMP OFF	167
11.2.9	ENGINE SURGES	168
11.2.10	ENGINE KICKS BACK ON START	168
11.2.11	ENGINE SHUDDER	168
11.2.12	EXCESSIVE RPM DROP ON LEFT MAGNETO (Shower of Sparks Ignition)	168
11.2.13	EXCESSIVE MAGNETO DROP WHEN CHECKING MAGNETOS	168
11.2.14	FAILURE TO CHANGE PITCH OR RPM	168
11.2.15	FAILURE TO FEATHER	169
11.2.16	FUEL DRIPPING OUT OF CARBURETOR	169
11.2.17	FLUCTUATING RPM	169
11.2.18	HARD STARTING	169
11.2.19	HIGH OIL PRESSURE	171
11.2.20	HIGH OIL TEMPERATURE	171
11.2.21	HIGH MANIFOLD PRESSURE AT IDLE	172
11.2.22	HIGH EGT ON ONE CYLINDER	172
11.2.23	HIGH INDICATED FUEL FLOW	172
11.2.24	HIGH OIL CONSUMPTION	173
11.2.25	HIGH CYLINDER TEMPERATURE	173
11.2.26	LOW FUEL FLOW	174
11.2.27	LOSS OF POWER GOING TO ALTITUDE	174
11.2.28	LOW OIL PRESSURE	174
11.2.29	LOW POWER	175
11.2.30	OIL IN COMBUSTION CHAMBER	176

11.2.31	OIL OUT ENGINE BREATHER	176
11.2.32	OIL TURNS BLACK	177
11.2.33	POOR IDLE CUT-OFF	177
11.2.34	POOR ACCELERATION	177
11.2.35	POOR MIXTURE ADJUSTMENT RESPONSE	177
11.2.36	PROPELLER SURGING	178
11.2.37	ROUGH ENGINE	178
11.2.38	ROUGH IDLE	178
11.2.39	SLUGGISH START	179
11.2.40	SPLIT MANIFOLD PRESSURE (Twin Engine)	180
11.2.41	MAXIMUM STATIC RPM TOO LOW	180
11.2.42	STARTER RING GEAR DAMAGED (Lycoming)	180
11.2.43	THROTTLE OR MIXTURE CONTROL HOT	180
11.2.44	UNSTABLE MANIFOLD PRESSURE GAUGE	180
11.2.45	WHITE SMOKE EXHAUST	181
11.2.46	EGT TROUBLESHOOTING GUIDE	181
11.2.47	RSA FUEL INJECTOR TROUBLESHOOTING	181

**12 LITERATURVERZEICHNIS** **183**

---

# 1 GESCHICHTE

1760	James Watt konstruiert die erste brauchbare <b>Dampfmaschine</b> . Beginn des Maschinenzeitalters und der Industrialisierung.
1860	Der Franzose Lenoir baut die erste <b>Gasmachine</b> die im <b>Zweitaktverfahren</b> arbeitet.
1876	Nikolaus Otto setzt das von dem Franzosen Beau de Rochas im Jahre 1862 erfundene <b>Viertaktverfahren</b> in die Praxis um. Sein Motor arbeitet noch mit Leuchtgas. Durch die <b>Verdichtung</b> des Leuchtgas-Luftgemisches im 2. Takt werden erheblich größere Leistungen bei kleinerem Gasverbrauch erzielt.
1883	Gottfried Daimler und Carl Benz bauen unabhängig voneinander die ersten <b>Benzinmotoren</b> .
1897	Rudolf Diesel erfindet den <b>Schwerölmotor</b> (Dieselmotor).
1903	Die Gebrüder Wright bauten den ersten brauchbaren <b>Flugmotor</b> (Vierzylinder-Viertaktmotor mit 9 kW Leistung bei einem Gewicht von 81 kg).
1905	Der Schweizer Alfred Büchli entwickelte den <b>Abgas-Turbolader</b> .
1914-1918	Entwicklung von Flugmotoren bis 220 kW Leistung bei den Firmen BMW, Argus, Daimler-Benz und Rolls Royce.
1917	Der Franzose Rateau lässt sich einen <b>mechanischen Lader</b> (Kompressor) für Flugmotoren patentieren. Der erste Kompressormotor wird 1918 bei General Electric (USA) gebaut und erzielt eine Leistungssteigerung bis ca. 60%. Im Jahr 1921 erste Höhenflüge (bis 12.000 m Höhe) mit Ladermotoren.
1918	Bei General Electric wird erstmals ein Flugmotor mit <b>Turbolader</b> gebaut.
1926	General Electric entwickelt einen <b>Lader mit zwei Geschwindigkeitsstufen</b> für Höhenflugmotoren der Firmen Wright und Pratt & Whitney.
1937	Die US-Firma Continental brachte den ersten Vierzylinder-Boxermotor auf den Markt. Er ist der Urahn der heute weit verbreiteten, aber nicht mehr ganz zeitgemäßen, 4-, 6-, und 8-Zylindermotoren der Firmen Continental und Lycoming (Entwicklungsbeginn 1938).
1939-1945	Höherzüchtung der Flugmotoren von 700 kW bis ca. 1500 kW Leistung bei Junkers, BMW, Daimler-Benz, Rolls Royce und Pratt & Whitney. Pratt & Whitney entwickelt die <b>Wasser-Methanol Einspritzung</b> zur Innenkühlung der Zylinder.
1945-1947	Höhepunkt und zugleich Endstufe der Kolbenflugmotorenentwicklung waren zwei Sternmotoren mit einer Startleistung von über 2200 kW (3000 PS). Dies waren der 28-Zylinder-Vierfachsternmotor Pratt & Whitney R-4360 "Wasp Major" (eingebaut im Boeing "Stratocruiser" und "Stratofreighter") und der 18-Zylinder Doppelsternmotor Wright "Turbo-Cyclone" (2525 kW = 3450 PS, eingebaut in der Lockheed "Super Constellation"). Letzterer hatte drei Abgasturbinen, welche ihre Leistung mechanisch an die Kurbelwelle und damit an den Propeller abgaben.



## 2 ALLGEMEINES

Im Unterricht kann aus Zeitgründen nur die aktuelle Technik der Luftfahrzeug-Kolbentriebwerke berücksichtigt werden. Die momentan modernere Technik der heutigen Kraftfahrzeugmotoren kann nur am Rande vermittelt werden (Buchempfehlung: "Fachkunde Kraftfahrzeugtechnik", Europa Lehrmittel, ca. € 40.-).

## 3 GRUNDLAGEN

Da heute Turbinen ab ca. 300 kW (400 PS) in Luftfahrzeugen wirtschaftlich eingesetzt werden können, ist die Verwendung von Kolbentriebwerken auf die Leistungsklassen darunter beschränkt. Sie werden hauptsächlich nur noch bei ein- und zweimotorigen Sport- und Reiseflugzeugen sowie Klein-  
hubschraubern verwendet.

Weltweit am meisten verbreitet sind die luftgekühlten Boxermotoren der US-Firmen "TEXTRON - LYCOMING" und "TELEDYNE - CONTINENTAL" (4-, 6- und 8-Zylindermotoren von 75 - 300 kW). Bei Triebwerken für Motorsegler und Leichtflugzeuge ist der österreichische Motorenhersteller "BOMBARDIER-ROTAX" Marktführer (diverse Zweitaktmotoren sowie flüssigkeitsgekühlte Viertakt - Boxermotoren mit 63 - 85 kW)

### 3.1 ANFORDERUNGEN AN EIN FLUGTRIEBWERK

- Sicher und zuverlässig
- Große Grundüberholungsintervalle (Time Between Overhaul -TBO möglichst >2000 h)
- Geringes Gewicht

- **Niedriger Kraftstoffverbrauch**
- **Genügend Leistung auch in großer Flughöhe**
- **Kleine Abmessungen um den Luftwiderstand gering zu halten**
- **Einfache Wartung und Bedienbarkeit**
- **Geringe Lärmentwicklung**

## **3.2 EINTEILUNG VON KOLBENTRIEBWERKEN**

**Motoren können nach vielfältigen Gesichtspunkten eingeteilt werden. Die Hauptunterscheidungsmerkmale sind folgende:**

### **3.2.1 NACH ART DER ZÜNDUNG**

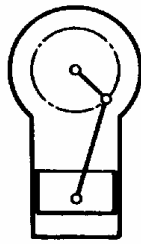
**Man unterscheidet zwischen:**

- **Fremdzündung beim Ottomotor,**
- **Selbstzündung beim Dieselmotor (der Diesel-Flugmotor hat große Zukunftschancen, da er wie die Turbinentriebwerke, mit Kerosin betrieben werden kann).**

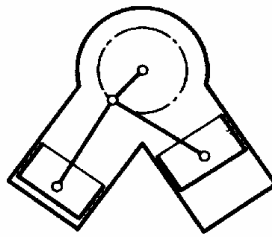
### **3.2.2 NACH DEM ARBEITSVERFAHREN**

**Man unterscheidet Zwei - und Viertaktmotoren (sowohl beim Otto- als auch beim Dieselmotor). Abgesehen von einigen Motorsegler- und Leichtflugzeugmotoren arbeiten Flugmotoren nach dem Viertaktprinzip.**

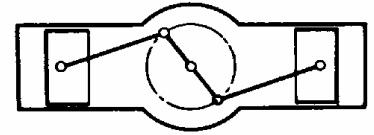
### 3.2.3 NACH DER ZYLINDERANORDNUNG



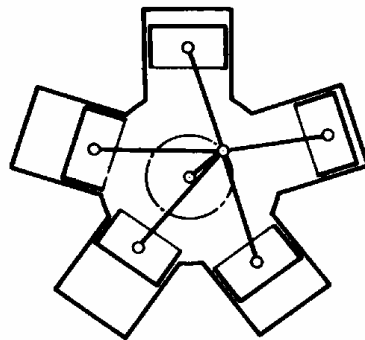
Reihe, hängend



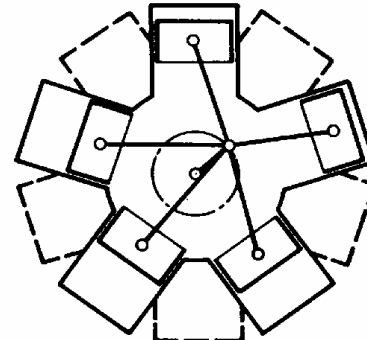
V - hängend



Boxer



Stern



Doppel-Stern

Zylinderanordnungen gebräuchlicher Flugmotoren

Die heutigen Flugmotoren sind, bis auf wenige Ausnahmen, Boxer-motoren.

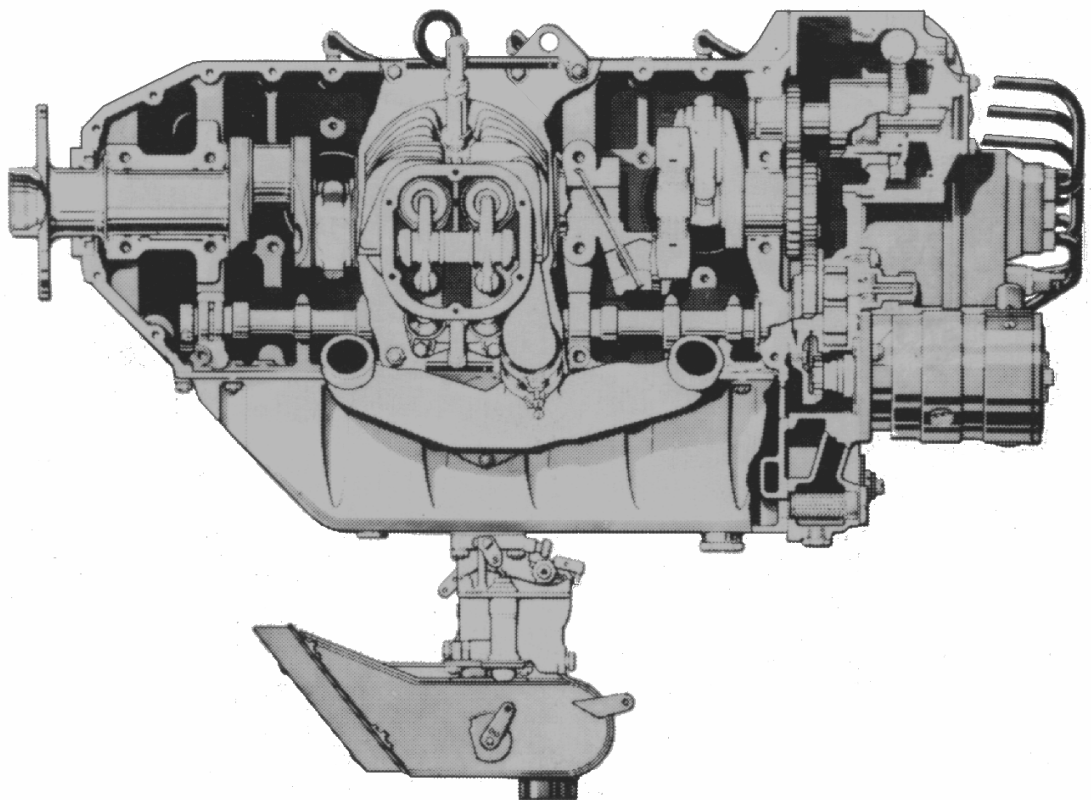
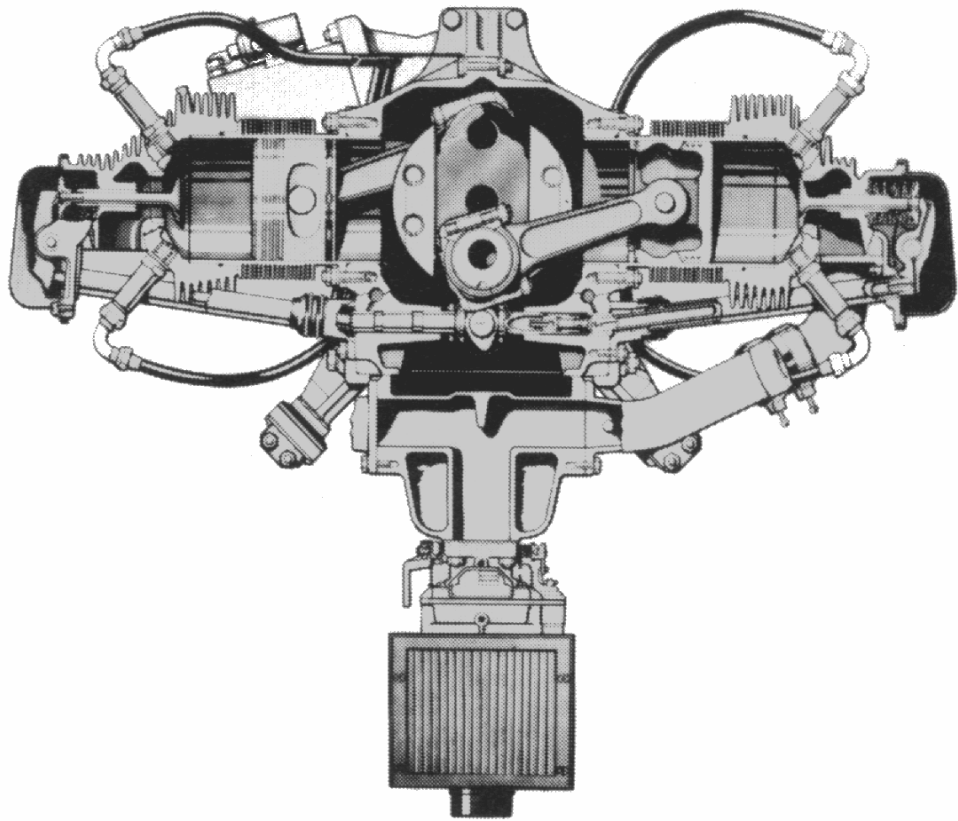
### 3.2.4 NACH ART DER KÜHLUNG

Man unterscheidet zwischen luft- und flüssigkeitsgekühlten Motoren. Flugmotoren sind meist luftgekühlt. Rotax und vereinzelt auch Continental bauen Motoren mit Flüssigkeitskühlung.

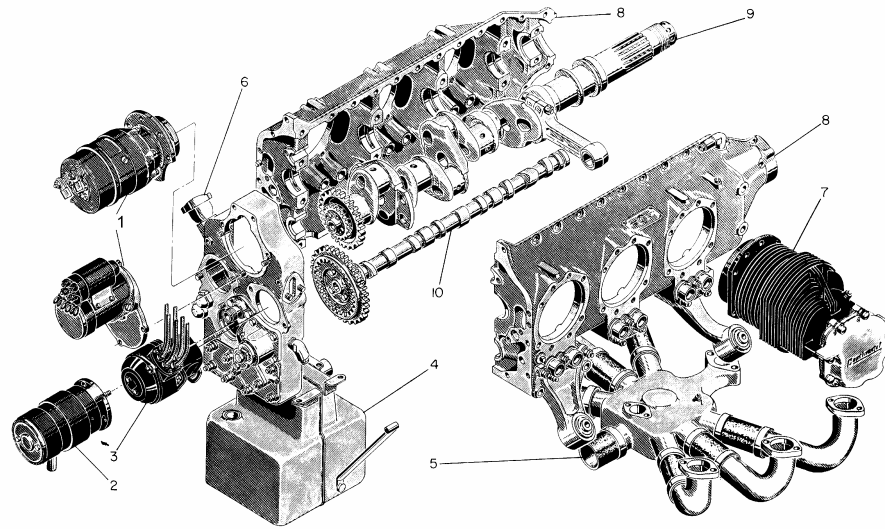
## 3.3 BAUTEILE EINES MOTORS (Flugmotor Continental)

Ein Motor besteht aus folgenden Bauteilen:

*Motorteile mit Schülern beschriften!*



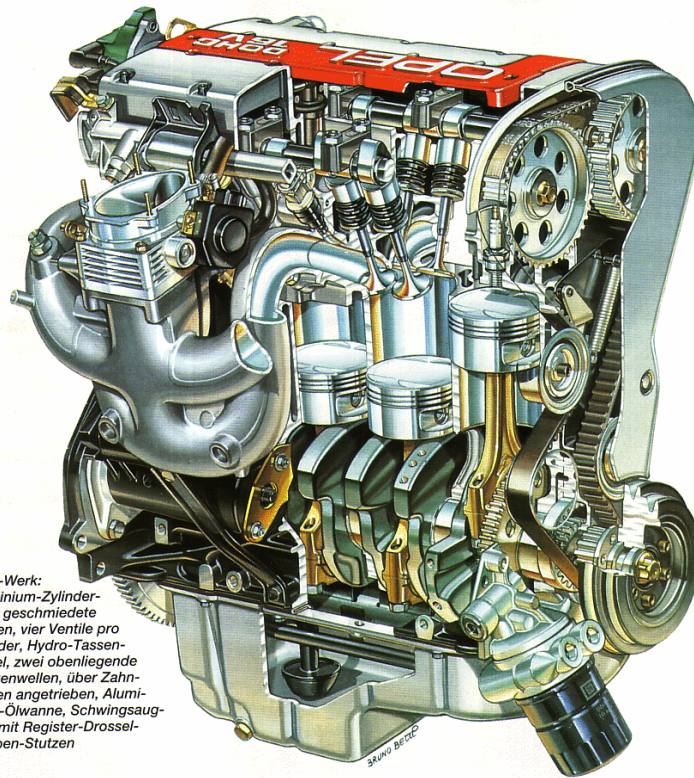
- **Kurbelgehäuse**
- **Kurbelwelle**
- **Pleuel**
- **Kolbenbolzen**
- **Kolben**
- **Zylinder mit Kühlrippen**
- **Nockenwelle**
- **Stößel**
- **Stößelstange**
- **Kipphebel**
- **Ventile**
- **Zündsystem (Zündkerzen, Zündkabel, Zündmagnet)**
- **Luftfilter**
- **Gemischbildungssystem (Vergaser)**
- **Kraftstoffpumpe**
- **Ansaugrohre**
- **Ölpumpe**
- **Ölwanne**
- **Starter**
- **Generator**



Index No.	Group Designation	Index No.	Group Designation	Index No.	Group Designation
1	Starters for Model O-470-7	4	Oil Sump Group	8	Crankcase Group
2	Model O-470-7 Generator and Drive Assembly	5	Induction System Group	9	Crankshaft and Connecting Rod Group
3	Ignition System	6	Accessory Case Group	7	Camshaft and Valve Lifter Group
		7	Cylinder and Piston Group	10	

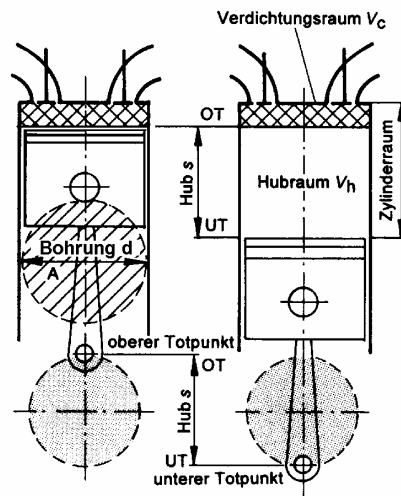
Continental O-470-7 Aircraft Engine Exploded into Component Assemblies

## Zum Vergleich ein moderner KFZ-Motor:



*Kraft-Werk:*  
 Aluminium-Zylinderkopf, geschmiedete Kolben, vier Ventile pro Zylinder, Hydro-Tassenstößel, zwei obenliegende Nockenwellen, über Zahnriemen angetrieben, Aluminium-Ölwanne, Schwingsaugrohr mit Register-Drosselklappen-Stutzen

## 3.4 MOTORKENNGRÖSSEN



*Bohrung, Hub, Hubraum, Totpunkte, Zylinder- und Verdichtungsraum sind die geometrischen Bestimmungsgrößen eines Verbrennungsmotors.*

### 3.4.1 ZYLINDERHUBRAUM - $V_h$

Ist der Raum zwischen den beiden Totpunkten UT und OT des Kolbens. Der Gesamthubraum  $V_H$  eines Motors ist das Produkt aus Zylinderhubraum und Zylinderanzahl ( $V_H = V_h \cdot z$ ).

Maßeinheiten:  $\text{cm}^3$ ,  $\text{dm}^3 = \text{l}$ ,  $\text{cu.inch}$  (zB. Lycoming O-320  $\Rightarrow V_H = 320 \text{ cu.inch} = 5,24 \text{ l}$ )

### 3.4.2 VERDICHTUNGS- oder KOMPRESSIONSRAUM – $V_c$

Ist der Raum über dem Kolben, wenn dieser im oberen Totpunkt OT steht.

### 3.4.3 ZYLINDERRAUM oder ZYLINDERVOLUMEN - $V_{\text{Zyl}}$

Ist der gesamte Raum über dem Kolben, wenn dieser im unteren Totpunkt UT steht ( $V_{\text{Zyl}} = V_h + V_c$ ).

### 3.4.4 HUB - $s$

Ist der Weg (mm) des Kolbens zwischen dem UT und dem OT.

### 3.4.5 ZYLINDERBOHRUNG - $d$

Ist der Innendurchmesser (mm) des Zylinders.

### 3.4.6 HUBVERHÄLTNIS - $k$

Gibt das Verhältnis des Hubes zur Bohrung an ( $k=s/d$ ):

Hub größer als Bohrung = Langhuber ( $k>1$ )

Hub gleich Bohrung = Quadrathuber ( $k=1$ )

Hub kleiner als Bohrung = Kurzhuber ( $k<1$ )

### 3.4.7 VERDICHTUNGSVERHÄLTNIS - $\varepsilon$

Ist das Verhältnis des Zylinderraumes zum Verdichtungsraum.

$$\varepsilon = \frac{V_{\text{Zyl}}}{V_c} = \frac{V_h + V_c}{V_c}$$

Es gibt somit an, um wievielfach der Zylinderraum größer ist, als der Verdichtungsraum ( $\varepsilon$  beim Flugmotor 7:1 bis 9:1).

Je höher das Verdichtungsverhältnis, umso höher ist der Verbren-



nungsdruck beim Arbeitstakt, die Leistung und somit der Wirkungsgrad des Motors. Das Verdichtungsverhältnis kann jedoch nur auf maximal ca. 13:1 erhöht werden, da es sonst wegen der hohen Verdichtungstemperatur zu unkontrollierten Selbstzündungen des Benzin-/Luftgemisches kommt (Klopfen des Motors).

### 3.4.8 FÜLLUNGSGRAD, LIEFERGRAD oder VOLUMETRISCHER WIRKUNGSGRAD - $\lambda_F$

Beim Ansaugen (kein Lader) vergrößert der Kolben den Verdichtungsraum im Zylinder um den Hubraum. Dieser wird jedoch nicht vollständig mit der theoretisch möglichen Gemischmasse ( $m_{\text{theoretisch}} = V_h * \rho_{\text{Gemisch}}$ ) gefüllt. Dies hat folgende Ursachen:

- Strömungswiderstände im Ansaugkanal,
- je höher die Drehzahl, desto kürzer ist das Einlassventil geöffnet,
- geringer Außendruck in großer Höhe,
- Erwärmung und somit Ausdehnung des einströmenden Gemisches.

$$\lambda_F = \frac{m_{\text{Angesaugt}}}{m_{\text{theoretisch}}} * 100 \quad (\%)$$

Der Füllungsgrad ist somit das Verhältnis der tatsächlich angesaugten zur theoretisch möglichen Gemischmasse. Er liegt beim Viertaktmotor zwischen 70% und 90%.

### 3.4.9 MOTORDREHMOMENT

Ist das Produkt aus der mittleren Kraft (alle Takte) auf die Kolben

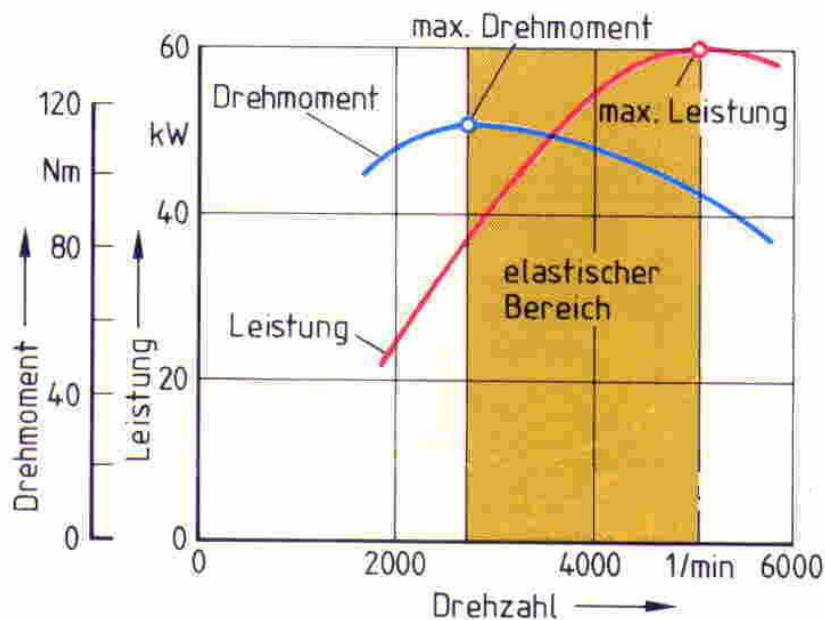
und dem Kurbelradius (=halber Hub).

### 3.4.10 MOTORLEISTUNG

Die Nutzleistung am Propellerflansch ist im Wesentlichen das Produkt aus Drehmoment und Drehzahl.  $s^{-1}$

$$P_{Motor} = M_d * n * 2\pi \quad (W)$$

Nm



Vollast-Kennlinien eines Otto-Viertaktmotors

Die Kennlinie wird bei voll geöffneter Drosselklappe (Volllast) am Prüfstand ermittelt. Dabei wird die Drehzahl des Motors beispielsweise mittels Bremspropeller oder Wirbelstrombremse verringert. Das dabei auf die Kurbelwelle einwirkende Drehmoment wird gemessen. Daraus kann mit obiger Formel die Leistung errechnet werden.

## 4 ARBEITSVERFAHREN VON MOTOREN

### 4.1 OTTOMOTOR

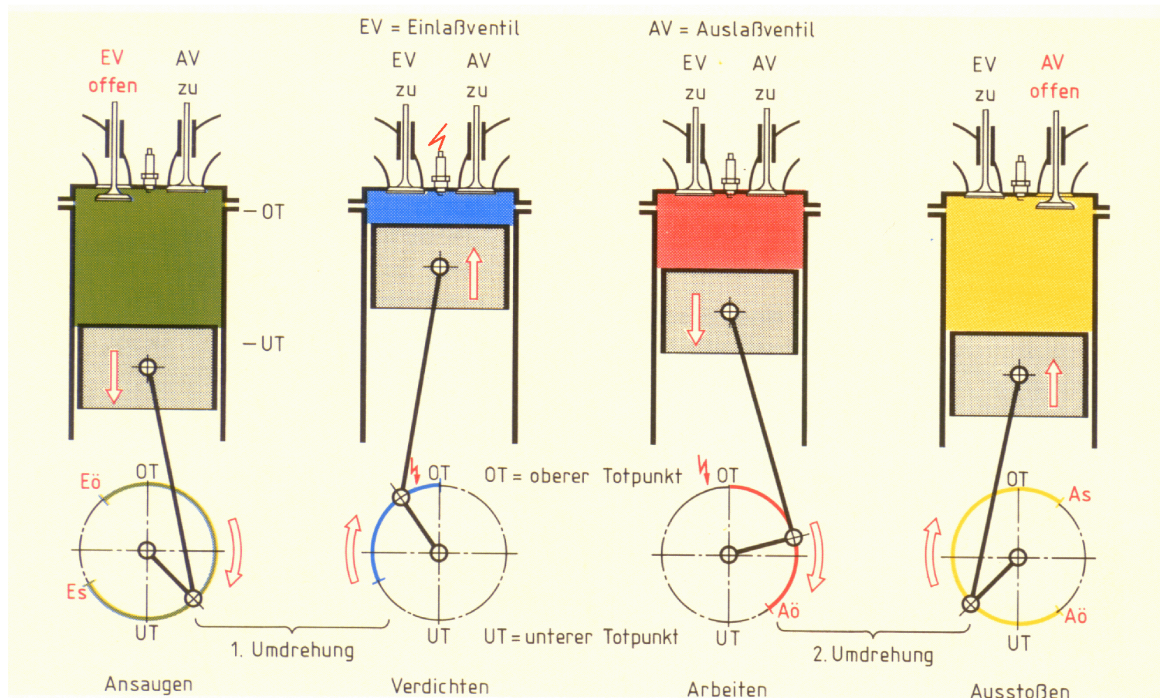
Kennzeichnende Merkmale sind die Verwendung von Ottokraftstoff (Benzin) und die Fremdzündung. Die Zündung des verdichteten Benzin/Luftgemisches erfolgt mittels elektrischen Funkens, der durch ein Zündsystem erzeugt wird.

#### 4.1.1 VIERTAKTMOTOR

Der Viertakt-Hubkolbenmotor ist als Flugmotor am weitesten verbreitet. Der Drehkolbenmotor (Wankel - Fa. Diamond), der ebenfalls nach dem Viertaktverfahren arbeitet, kommt dagegen nur vereinzelt als Luftfahrzeugantrieb bei Motorseglern und Leichtflugzeugen zum Einsatz.

##### 4.1.1.1 ARBEITSWEISE

Die einzelnen Takte sind Ansaugen, Verdichten, Arbeiten und Ausstoßen. Diese Abfolge wird Arbeitsspiel genannt und läuft über zwei Kurbelwellenumdrehungen wie folgt ab:



## • 1. TAKT – Ansaugen

Bei der Abwärtsbewegung des Kolbens entsteht infolge der Raumvergrößerung im Zylinder ein Unterdruck. Da somit der Druck außerhalb des Motors größer ist als im Zylinder, strömt Luft über den Vergaser (dort entsteht ein zündfähiges Benzin-/Luftgemisch) und das Einlassventil (EV) in den Zylinder.

## • 2. TAKT - Verdichten und Zünden

Bei der Aufwärtsbewegung des Kolbens wird das Gemisch auf zirka 1/10 seines ursprünglichen Volumens zusammengedrückt ( $\varepsilon = v_{\text{Zyl}}/v_{\text{Kompression}}$ ). Dabei entsteht eine Verdichtungstemperatur bis zu 500°C und der Druck steigt bis zirka 20bar.

Damit der Verbrennungsdruck des Benzin-/Luftgemisches seinen Höchstwert kurz nach dem OT erreicht, muss die Zündung, je nach Motordrehzahl, 0 bis 40 Grad vor OT (Vorzündung), also noch bei der Aufwärtsbewegung des Kolbens erfolgen.

### • **3. TAKT - Arbeiten**

Innerhalb einer tausendstel Sekunde nach der Zündung durch die Zündkerze ist die Flammenfront voll entwickelt. Die Verbrennungstemperatur beträgt 2000 - 2500°C, der Verbrennungsdruck zirka 70bar. Die Verbrennungsgase dehnen sich aus und treiben den Kolben zum UT. Dabei wird die Wärmeenergie in mechanische Arbeit umgewandelt. Zum Ende des Taktes sinkt der Druck auf 3 bis 5bar und die Temperatur auf 800 bis 900°C.

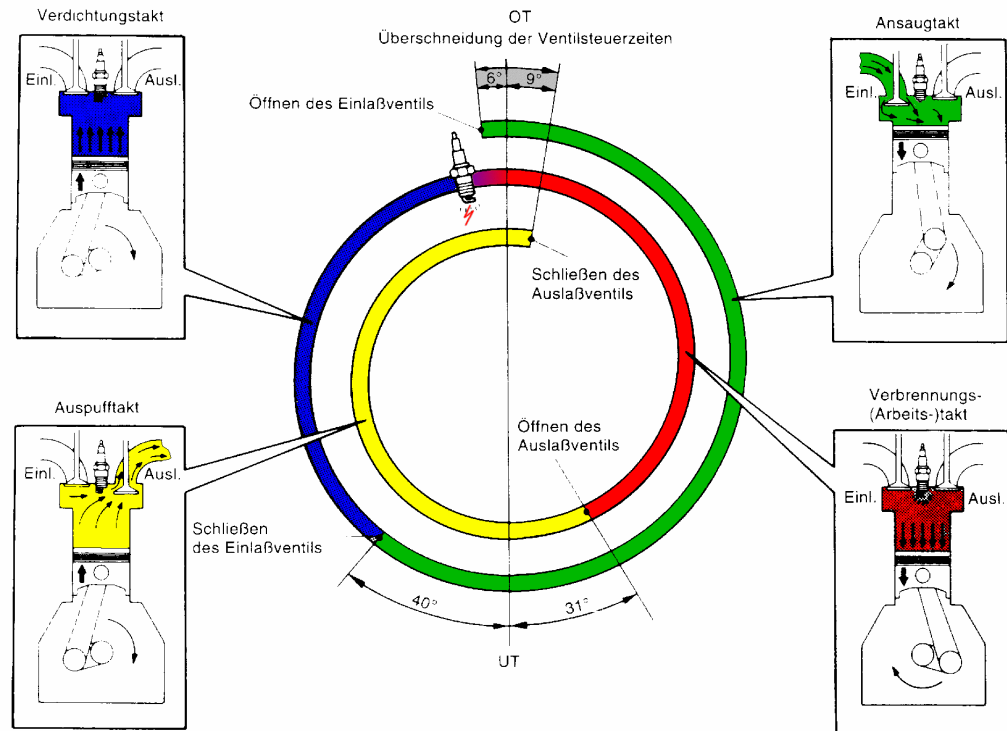
Der Arbeitstakt ist der einzige Takt, bei dem Leistung an die Kurbelwelle abgegeben wird. Bei den anderen drei Takten nimmt der Kolben Leistung von der Kurbelwelle auf.

### • **4. TAKT - Ausstoßen (Auspuffen)**

Das Ausstoßen beginnt bereits bevor der Kolben UT erreicht hat. Das Auslassventil öffnet bereits etwa 30° vor UT, um den Kurbeltrieb zu entlasten. Durch den dort noch vorhandenen Druck von 3 - 5bar beginnen die verbrannten Gase mit Schallgeschwindigkeit aus dem Zylinder zu strömen. Ohne Schalldämpfer würden die Abgase beim Aufprall auf die ru-

hende Außenluft einen hohen Schalldruck (Lärm) erzeugen.  
Bei der Aufwärtsbewegung des Kolbens wird dann nur noch der Rest der Verbrennungsgase ausgestoßen.

#### 4.1.1.2 STEUERDIAGRAMM



Aus dem Steuerdiagramm für ein komplettes Arbeitsspiel (zwei Kurbelwellenumdrehungen -  $720^\circ$  Kurbelwinkel) ist das Öffnen und Schließen von Aus- und Einlassventil sowie die Ventilüberschneidung (gleichzeitiges Offenstehen beider Ventile) ersichtlich.

Die Ventilüberschneidung verbessert den Füllungsgrad und somit die Leistung beträchtlich. Da das Einlassventil beispielsweise laut Skizze bereits  $6^\circ$  vor OT öffnet und das Aus-

lassventil  $9^\circ$  nach OT schließt, sind hier über  $15^\circ$  Kurbelwinkel Ein- und Auslassventil gleichzeitig geöffnet. Dabei wird durch das ausströmende Abgas des 4. Taktes im Bereich des Einlassventils ein Unterdruck erzeugt. Dies bewirkt bereits ein Einströmen des Frischgases noch bevor der Kolben abwärts geht (im Auspufftakt!).

Weiters schließt das Einlassventil in unserem Beispiel erst  $40^\circ$  nach UT, damit das schnell strömende Frischgas (Strömungsgeschwindigkeit ca. 100 m/s) infolge seiner Massenträgheit noch einige Zeit weiterströmen kann und so die Füllung verbessert wird (Aufladeeffekt).

Trotz dieser Verlängerung der Ansaugzeit durch das lange Offenhalten des Einlassventils, erreicht die Frischgasfüllung beim Saugmotor höchstens 90% des Hubraums (Füllungsgrad = 90%).

Eine optimale Füllung erreicht man durch geringen Strömungswiderstand der Frischgase sowie niedrige Zylinderinnentemperaturen. Daher sollte ein Motor folgende Konstruktionsmerkmale besitzen:

- weite und glatte Ansaugrohre
- große Einlassquerschnitte
- zwei Einlassventile je Zylinder (momentan nur beim KFZ-Motor)

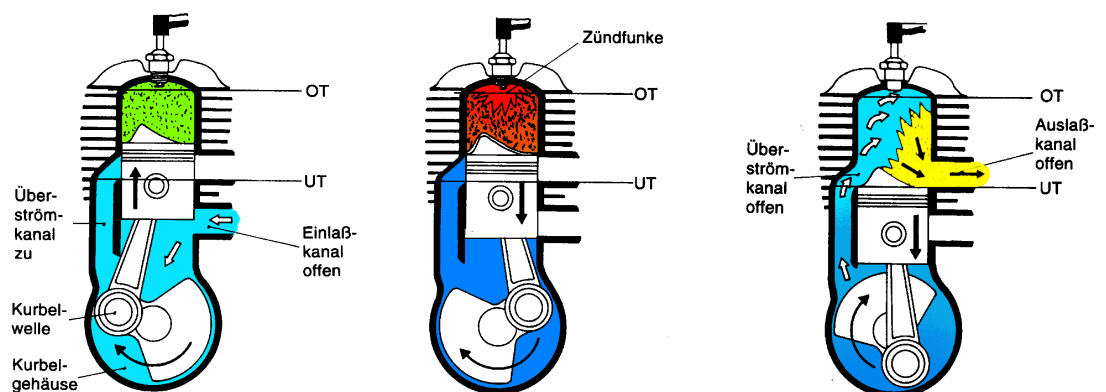
- günstige Brennraumform
- gute Kühlung

## 4.1.2 ZWEITAKTMOTOR

Der Zweitaktmotor findet nur in geringem Maß als Flugzeugantrieb Verwendung (Motorsegler, Ultraleichtflugzeuge). Auch im KFZ-Bereich ist er, nicht zuletzt wegen seiner schlechten Abgaswerte, auf den Kleinmotorradbereich beschränkt.

### 4.1.2.1 ARBEITSWEISE

Auch beim sogenannten Zweitaktmotor muss das Gemisch angesaugt, verdichtet, verbrannt und ausgestoßen werden. Im Gegensatz zum Viertakter, der für ein Arbeitsspiel vier Kolbenbewegungen und somit zwei Kurbelwellenumdrehungen benötigt, kommt der Zweitakter mit zwei Kolbenbewegungen und einer einzigen Kurbelwellenumdrehung aus.



Während beim Viertakter alle Takte in einem einzigen, geschlossenen Zylinderraum ablaufen wird beim Zweitakter der



Raum ober- und unterhalb des Kolbens dazu verwendet (Zylinderraum und Kurbelgehäuse). Beide Räume, in denen zur gleichen Zeit jeweils ein Takt (Doppeltakt) abläuft, sind durch einen Überströmkanal miteinander verbunden.

Statt Ventile besitzt der Zweitakter Öffnungen (Schlitze) in der Zylinderwand, an denen der Einlass- und der Überströmkanal endet beziehungsweise der Auslasskanal beginnt. Diese Schlitze werden vom Kolben im richtigen, zeitlichen Ablauf geöffnet und geschlossen. Das Fehlen der Ventile samt Antrieb ermöglicht beim Zweitakter einen einfachen und leichten Aufbau. Es kommt jedoch zu Spülverlusten (Ausschieben von Frischgasen zusammen mit den Verbrennungsgasen). Hochleistungsmotoren verwenden daher keine reine Schlitzsteuerung sondern besitzen meist Membran- oder Drehschiebersteuerungen für den Einlass.

Das Arbeitsspiel läuft über eine Kurbelwellenumdrehung wie folgt ab:

### **1. TAKT - Vorgänge unter dem Kolben**

Wenn sich der Kolben vom UT nach oben bewegt, entsteht im Kurbelgehäuse ein geringfügiger Unterdruck (Volumenvergrößerung). Sobald dann die Kolbenunterkante den Einlassschlitz freigibt, wird Benzin/Luftgemisch in das Kurbelgehäuse gesaugt. Dieser Vorgang ist beendet, wenn der Kolben den OT erreicht hat.

**1. TAKT - Vorgänge über dem Kolben**

Durch den aufwärtsgehenden Kolben wird das über dem Kolben befindliche Gemisch verdichtet. Kurz vor OT wird es durch das Zündsystem gezündet.

**2. TAKT - Vorgänge über dem Kolben**

Der Verbrennungsprozess führt zu einer Temperatur- und Druckerhöhung wodurch der Kolben abwärts gedrückt wird. Es wird Arbeit geleistet.

**2. TAKT - Vorgänge unter dem Kolben**

Nach dem Verschließen des Einlassschlitzes durch den nach unten gehenden Kolben, wird das zuvor angesaugte Gemisch im Kurbelgehäuse so lange verdichtet (Vorverdichtung) bis die Kolbenoberkante die Öffnung des Überströmkanals freigibt.

**Übergang vom 2. zum 1. TAKT - Vorgänge unter dem Kolben**

Kurz vor UT wird der Überströmschlitz geöffnet und das im Kurbelgehäuse vorverdichtete Gemisch wird in den Verbrennungsraum gedrückt.

**Übergang vom 2. zum 1. TAKT - Vorgänge über dem Kolben**

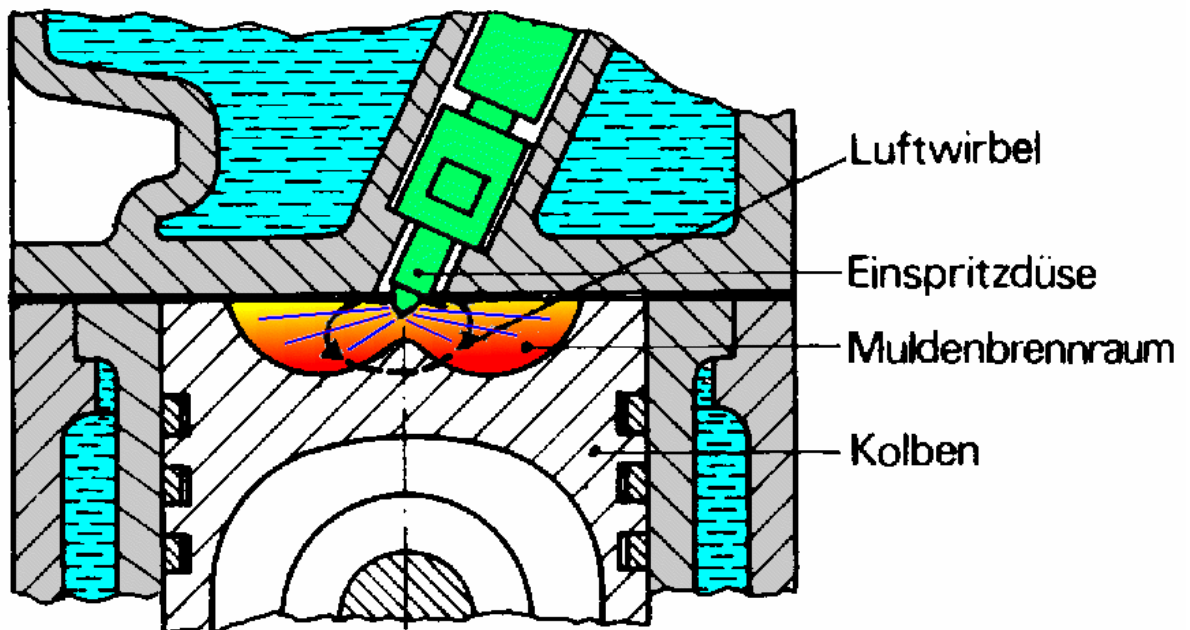
Kurz vor UT wird der Auslasskanal geöffnet. Durch den Restdruck der Verbrennung und dem Druck des gleichzeitig über den Überströmschlitz einströmenden Gemisches, werden die im Zylinderraum befindlichen Verbrennungsgase durch den

Auslassschlitz in den Auspuff gedrückt. Dieser Vorgang heißt "Spülen".

#### 4.1.2.2 SCHMIERSYSTEM

Im Gegensatz zum Viertakt-Hubkolbenmotor, wo das Öl mittels Pumpe über Ölkanäle direkt zu den Schmierstellen gedrückt wird, wird beim Zweitaktmotor (auch beim Viertakt-Drehkolbenmotor) das Schmieröl für Zylinderwand, Kolbenbolzen und Kurbeltrieb entweder gleich dem Kraftstoff im Tank, oder mittels Dosierpumpe dem Benzin-/Luftgemisch im Ansaugrohr zugemischt. Das Öl (spezielles Zweitaktöl!) wird mit dem Benzin-/Luftgemisch verbrannt (keine Ölwanne).

## 4.2 DIESELMOTOR



Er bekommt in der Luftfahrt immer mehr Bedeutung. Dieselmotoren

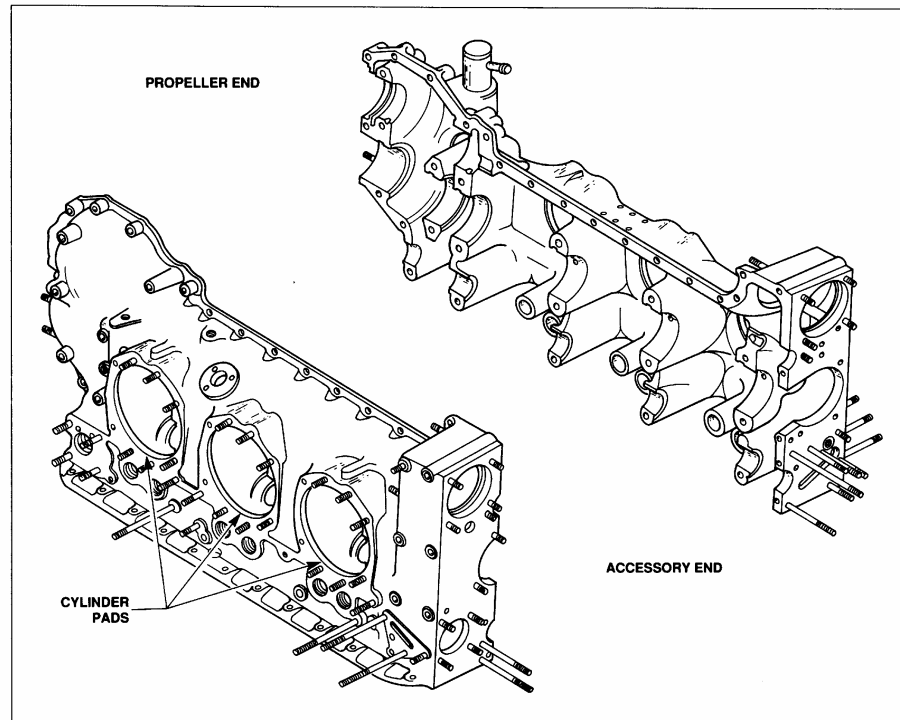
können nach dem Vier- oder Zweitaktprinzip (selten) arbeiten. Der Viertakt-Dieselmotor gleicht im Aufbau und im Arbeitsspiel dem Viertakt-Ottomotor.

Seine kennzeichnenden Merkmale sind:

- Verwendung von Dieselkraftstoff oder Kerosin.
- Das Diesel/Luftgemisch wird erst im Verbrennungsraum gebildet (innere Gemischbildung). Der Diesel wird in fein zerstäubter Form im Verdichtungsstakt eingespritzt. Die Menge hängt von der Gashebelstellung ab. Die angesaugte Luftmenge ist immer ungefähr gleich (Luftüberschuss).
- Die Temperatur der angesaugten Luft liegt am Ende des Verdichtungsstaktes über der Zündtemperatur des Dieselkraftstoffes (JET-A1 = 250°C), sodass sich der eingespritzte Diesel an ihr von selbst entzündet (Selbstzündung). Eine Glühkerze dient nur als Anlasshilfe.
- Der Wirkungsgrad ist wegen der hohen Verdichtung und des daraus resultierenden, höheren Verbrennungsdruckes besser als beim Ottomotor. Dies hat geringeren Verbrauch zur Folge.

## 5 AUFBAU DES FLUGMOTORS

### 5.1 KURBELGEHÄUSE (Crankcase)



*A crankcase used for a horizontally opposed engine, incorporating spur-type propeller reduction gearing.*

Das Kurbelgehäuse ist sozusagen das Fundament des Motors. Es dient zur Lagerung von Kurbel- und Nockenwelle. An der Rückseite befindet sich der Geräteträger (Accessory Gear Box) für den Antrieb von Zündmagneten, Pumpen, Generator usw. Das Kurbelgehäuse ist aus Leichtmetallguss (Aluminiumlegierung) hergestellt und muss hohe Festigkeitsanforderungen erfüllen.

Zur Versorgung der Kurbel- und Nockenwellenlager mit Öl sind in den Gehäusewänden und Zwischenstegen Ölbohrungen angebracht. Bei den meisten Motortypen dient das Kurbelgehäuse als Ölvorratsbehälter (Nassumpf-Schmierung).

### **5.1.1 GEHÄUSEZUSAMMENBAU**

Die Trennflächen des Gehäuses müssen plan sein, um eine gute Dichtung zu gewährleisten. Die Verbindung der einzelnen Gehäuseteile erfolgt durch Passbolzen und hochfeste Dehnbolzen. Bei den hochbelasteten Gewinden werden Gewindeeinsätze aus Stahl in das Leichtmetall eingeschnitten (Heli-Coil).

Da die Kurbel- und Nockenwellenlager höchste Genauigkeit erfordern, werden sie bei zusammengebautem Gehäuse bearbeitet. Bei Verschleiß oder Bruch einer Gehäusehälfte muss daher das komplette Gehäuse erneuert werden (da Gehäuse sehr teuer sind, können sie beim Hersteller oder bei autorisierten Firmen geschweißt werden).

### **5.1.2 GEHÄUSEDICHTUNG**

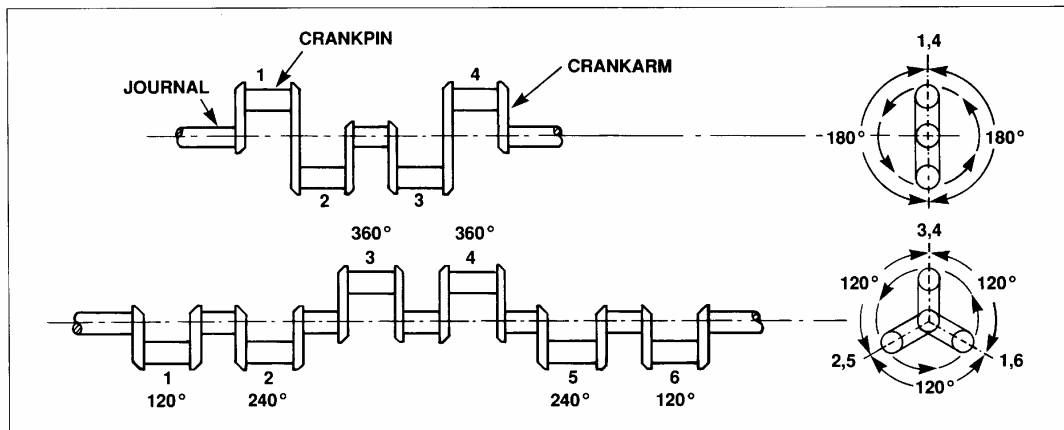
Die Dichtung zwischen den Gehäusehälften erfolgt mittels flüssiger Flächendichtung (z.B. Loctite, Overhaul Manual beachten!). Sie füllt nur die fertigungsbedingten Unebenheiten der Dichtflansche aus und erhärtet unter Luftabschluss zu einem zähen Kunststoff. Dadurch liegen die Dichtflächen beider Gehäusehälften spaltlos aufeinander. Somit gibt es kein Ermüden und Setzen der Dichtung. Kurbel- und Nockenwelle haben immer das korrekte Lagerspiel. Bei Feststoffdichtungen (z.B. Kork) wäre das Lagerspiel nur schwer zu beherrschen.

### 5.1.3 MÖGLICHE PROBLEME IN BETRIEB UND WARTUNG

- Ein plötzlicher Motorstopp durch die Berührung von Hindernissen mit dem Propeller ("shock loading", "sudden stopage") kann zu Rissen im Gehäuse führen.
- Erfolgt das Anziehen der Gehäusebolzen nicht so, wie im "Overhaul Manual" oder den "Service Instructions" des Herstellers vorgeschrieben (richtige Reihenfolge, korrektes Anzugsmoment, geeichter Drehmomentschlüssel, vorgeschriebene Ölsorte zum Schmieren der Gewinde), kommt es durch die pulsierenden Kräfte auf die Kurbelwelle (Verbrennungsdruck) und ihre Übertragung auf die Kurbelwellenlager zu Relativbewegungen der Gehäusehälften zueinander. Diese bewirken Materialabtragungen an den Dichtflächen, wodurch sich das vorgeschriebene Kurbelwellenspiel in den Lagern reduziert (die vorgespannten Dehnschrauben ziehen die Gehäusehälften immer weiter zusammen). Es kommt dadurch zum Zusammenbrechen des Schmierölfilmes in den Kurbelwellenlagern (Wellenzapfen) und in weiterer Folge zum Motorschaden.

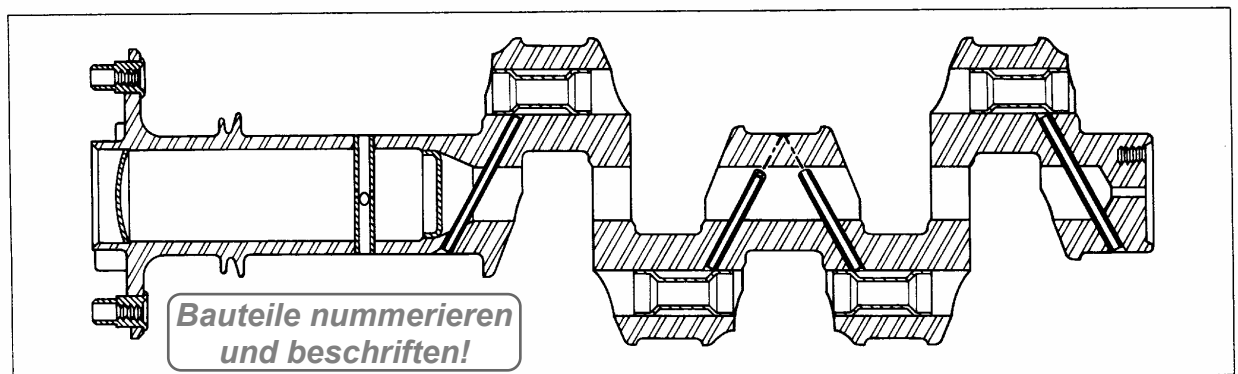
## 5.2 KURBELWELLE (Crankshaft)

Ihre Aufgabe ist es, die lineare Bewegung der Kolben mit Hilfe der Pleuel in eine Drehbewegung umzusetzen und so den Propeller anzutreiben. Da sie große Kräfte aufnehmen muss, besteht sie aus Chrom-/Nickel-/Molybdänstahl, der meist im Vakuumschmelzverfahren hergestellt wird (festigkeitskritische Luft einschüsse werden dadurch vermieden) und ist geschmiedet. Die Lagerzapfen sind nitriergehärtet.



Types of solid crankshafts.

Die Kurbelwelle besteht aus:



Crankshaft for a 4-cylinder, horizontally opposed engine.

- 1) Wellenlagerzapfen (Journal), gelagert in geteilten Gleitlagerschalen im Kurbelgehäuse.



- 2) Kurbellagerzapfen (Crank Pin), an denen die Pleuel befestigt sind (sie haben bei Vierzylindermotoren einen Versatz von 180°, bei Sechszylindermotoren 120°).**
- 3) Kurbelwangen (Crank Arm, Crank Cheek)**
- 4) Propellerflansch**
- 5) Verschlussdeckel für Motoren mit Verstellpropeller**
- 6) Verschlussdeckel für Motoren mit Festpropeller**
- 7) Öleinlass für Verstellpropellerbetätigung**
- 8) Ölbohrung (eingezogenes Röhrchen) zur Pleuellagerschmierung**
- 9) Dichthülse, gleichzeitig Fliehkraft-Ölschlammabscheider.**

### **5.2.1 SCHMIERUNG**

**Die Schmierölversorgung der Wellenzapfen erfolgt über Gehäusebohrungen. Von den Wellenlagerzapfen fließt das Öl zur Schmierung der Pleuellager durch Bohrungen in den Kurbelwangen zu den Kurbellagerzapfen.**

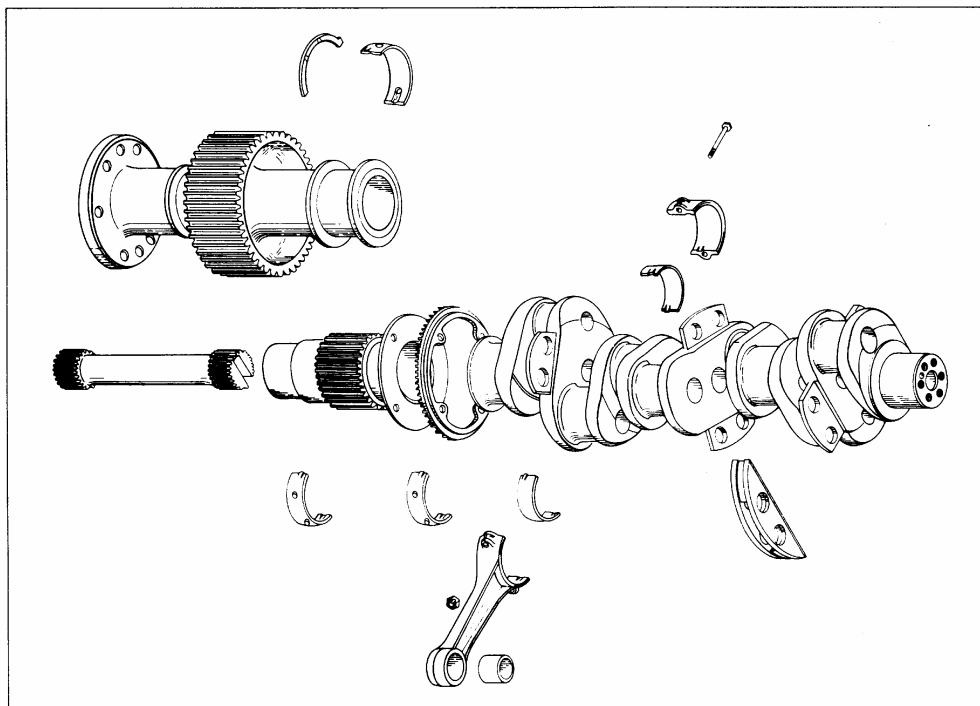
**Da Kurbelwellen aus Gewichtsgründen hohlgebohrt sind, sind in den Wangen Röhrchen eingezogen, die das Ausfließen des Öls verhindern. In den hohlgebohrten Kurbellagerzapfen sind Dichthülsen eingepresst, die ebenfalls das Ausfließen verhindern. Gleichzeitig dient der durch die Dichthülse entstehende Hohlraum als Ölschlammabscheider. Durch die Fliehkraft wird der Ölschlamm vom Öl getrennt, gesammelt und bei der Motorüberholung entfernt.**

## 5.2.2 SCHWUNGMASSE

Die Aufgaben des Schwungrades eines KFZ-Motors übernimmt beim Flugmotor der Propeller. Diese sind:

- Speichern von Energie im Arbeitstakt und Abgabe der Energie während jener drei Takte, die Energie benötigen.
- Vermeidung von größeren Drehzahlschwankungen während des Arbeitsspieles.

## 5.2.3 SCHWINGUNGSDÄMPFUNG

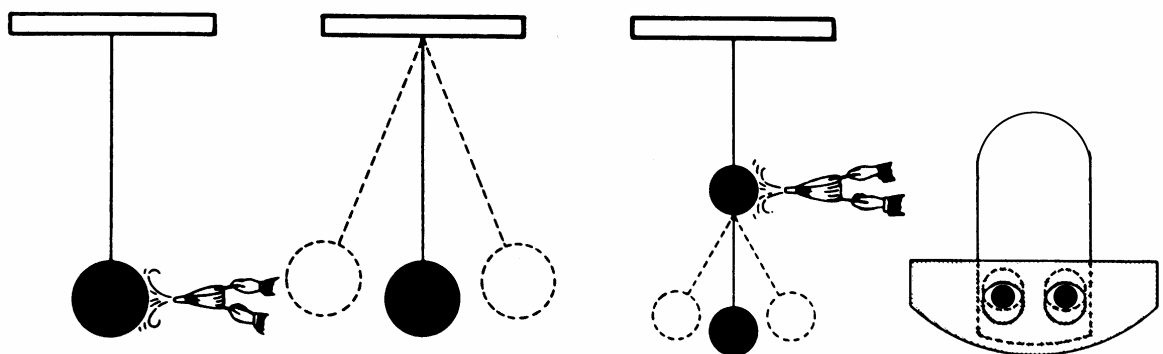


Um die Drehschwingungen der Kurbelwelle (Verwindung um ihre Längsachse pro Zeit) zu minimieren, werden, speziell an den langen Kurbelwellen von Sechszylindermotoren, bewegliche "Ausgleichsgewichte" angebracht (dynamische Drehschwingungsdämpfer). Die

Drehschwingungen entstehen durch die pulsierenden Drücke im Zylinder.

Die Dämpfer sind Gewichte, die beweglich auf Laschen an der Kurbelwange montiert sind. Ihre Montage erfolgt durch Stifte, welche einen kleineren Durchmesser haben als die Bohrungen in Lasche und Dämpfer.

Die Propeller-Kurbelwellenkombination hat, abhängig von ihrer Steifigkeit, eine bestimmte Eigenfrequenz (Hertz) mit der die Enden der Kurbelwelle gegeneinander schwingen (Dreh- oder Torsionsschwingung). Besitzen nun die Impulse der Verbrennungsdrücke, die über Kolben und Pleuel auf die Kurbelwelle übertragen werden, dieselbe Frequenz, kommt es zur Resonanz (*Überlagerung und Verstärkung*) beider Schwingungen. Dies bewirkt extreme Drehschwingungsamplituden und kann zum Bruch der Kurbelwelle führen.



Die Resonanzschwingung der Kurbelwelle und ihre Dämpfung werden in der Skizze davor mittels Pendel veranschaulicht. Das Hauptpendel (entspricht der Propeller-Kurbelwellenkombination) wird dabei durch die Druckimpulse eines Blasbalges (diese simulieren die

Verbrennungsdruckimpulse und entsprechen der Eigenfrequenz des Hauptpendels) in eine Resonanzschwingung versetzt.

Dies kann verhindert werden, indem man an das Hauptpendel ein Nebenpendel (entspricht dem dynamischen Dämpfer) befestigt. Dieses Nebenpendel ist exakt auf die Eigenfrequenz des Hauptpendels abgestimmt (tuned) und schwingt gegen dieses. Dadurch werden die Schwingungsamplituden des Hauptpendels (in Wahrheit die Dreh-schwingungsamplituden der Kurbelwelle) verkleinert.

Einige Continentalmotoren mit Untersetzungsgetriebe besitzen einen sogenannten "Quillshaft" (Hohlwelle) *{in Skizze beschriftet}*. Diese flexible, außenverzahnte Welle verbindet die innenverzahnte Kurbelwelle mit der ebenfalls innenverzahnten Untersetzungsgetriebe-Eingangswelle und absorbiert die vom Getriebe angeregten Drehschwingungen.

#### 5.2.4 MÖGLICHE PROBLEME IN BETRIEB UND WARTUNG

- Wird ein Flugmotor durch eine Hindernisberührung gewaltsam gestoppt, genügt es nicht, die Kurbelwelle im eingebauten Zustand mittels Messuhr auf Verbiegung (Schlag) zu kontrollieren. Sie muss von einem autorisierten *{bevollmächtigten}* Betrieb ausgebaut und einer eingehenden Kontrolle auf Verdrehung und Rissbildung unterzogen werden (in der glasharten, nitriergehärteten Oberfläche der Lagerzapfen entstehen bei Verformung leicht Risse).

Die ROTAX-Motoren der Typen 912 und 914 besitzen eine Überlastkupplung, die bei Hindernisberührung trennt. Danach genügt eine Kontrolle der Kurbelwelle auf Verbiegung (Schlagmessung).

- Weiters sind die empfindlichen Befestigungsstifte der Schwingungsdämpfer auf Beschädigungen zu kontrollieren. Diese werden schon beim Normalbetrieb durch die Fliehkräfte hoch belastet (Linielast). Durch die extreme Zusatzbelastung beim plötzlichen Motorstopp werden sie meist beschädigt. Dadurch erhalten die dynamischen Dämpfer andere Schwingungseigenschaften (Detuning), was meist zu starken Vibrationen und in der Folge zum Motorschaden führt.

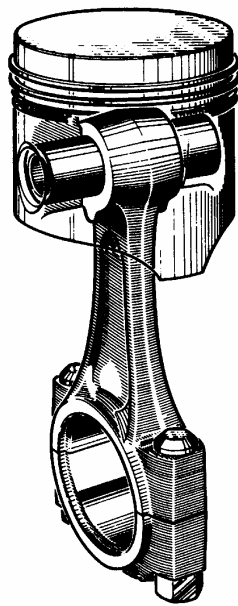
Vibrationen, speziell solche mit hohen Frequenzen, werden oft nicht erkannt. Der Wart kann solche beispielsweise an folgenden Anzeichen feststellen:

- Risse im Propellerspinner, im Kurbelgehäuse oder in der Ölkühler- und Generatorbefestigung,
  - starkes Vibrieren und häufiges Reißen des Generatorkeilriemens,
  - verschlissener Ölpumpenantrieb,
  - Schäden an Propelleruntersetzungsgetrieben,
  - häufiger Ausfall von Zündmagneten,
  - Risse in der Zelle, die an vergleichbaren LFZ gleichen Types nicht vorhanden sind.
- Die Dämpfer einer Kurbelwelle sind nicht alle auf dieselbe Frequenz abgestimmt. Durch verschiedene Stiftdurchmesser (Roller)

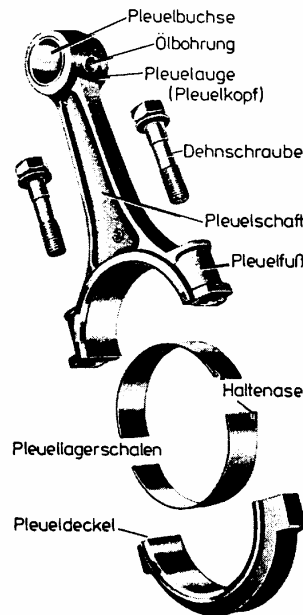
erreicht man verschiedene Abstände der Dämpfungsgewichte von der Kurbelwellenmittellinie und somit verschiedene Dämpfungsfrequenzen. Beim Überholen der Kurbelwelle dürfen daher weder die Stifte noch die gekennzeichneten Gewichte (First Order, Second Order, usw.) vertauscht werden!

- Weitere Ursachen für das "Detuning" der Dämpfer sind Bedienungsfehler durch den Piloten:
  - Ruckartige Bedienung des Gashebels. Dadurch werden Kurbelwelle und Dämpfungsgewichte stark verzögert oder beschleunigt.
  - Abstellen des Motors mittels Zündschalter statt durch Sperren der Kraftstoffzufuhr (Gemischregler). Dies bewirkt meist ein Rückschlagen des Motors und große Kräfte auf die Dämpfer.
  - Motorvibrationen durch Ausfall eines Zylinders können ebenfalls zum "Detuning" der Dämpfer führen.

## 5.3 PLEUELSTANGE (Connecting Rod)



*Zusammenbau von Kolben,  
Kolbenbolzen und Pleuelstange*



*Komplette Pleuelstange, in ihre  
Einzelteile zerlegt*

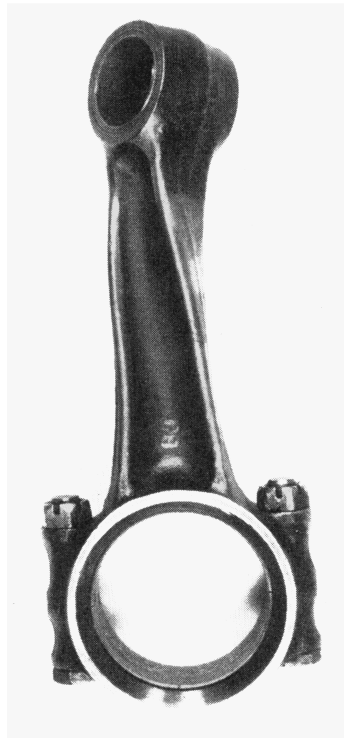
**Das Pleuel überträgt die, auf den Kolben wirkenden Verbrennungskräfte auf die Kurbelwelle und bewirkt dort ein Drehmoment. Das Pleuel wird aus hochfesten Stahllegierungen durch Gesenkschmieden hergestellt.**

**Die Formgebung des Pleuelschaftes muss den auftretenden, hohen Druckbelastungen standhalten. Das große Pleuelauge (Kurbelagerzapfenlager) ist aus Montagegründen geteilt.**

**Die Schmierung des großen Pleuellagers erfolgt über die Schmierbohrung im Kurbellagerzapfen der Kurbelwelle. Im kleinen Pleuelauge ist der Kolbenbolzen gelagert. Beim Flugmotor ist der Kolbenbolzen sowohl im Pleuelauge als auch im Kolben in einer Spielpassung gelagert und kann sich verschieben. Die Schmierung des kleinen Pleuellagers erfolgt durch eindringenden Ölnebel, der von der Kurbelwelle verteilt wird, o-**

der Öl, das über eine Düse auf die Unterseite des Kolbenbodens gespritzt wird (dient hauptsächlich der Kühlung).

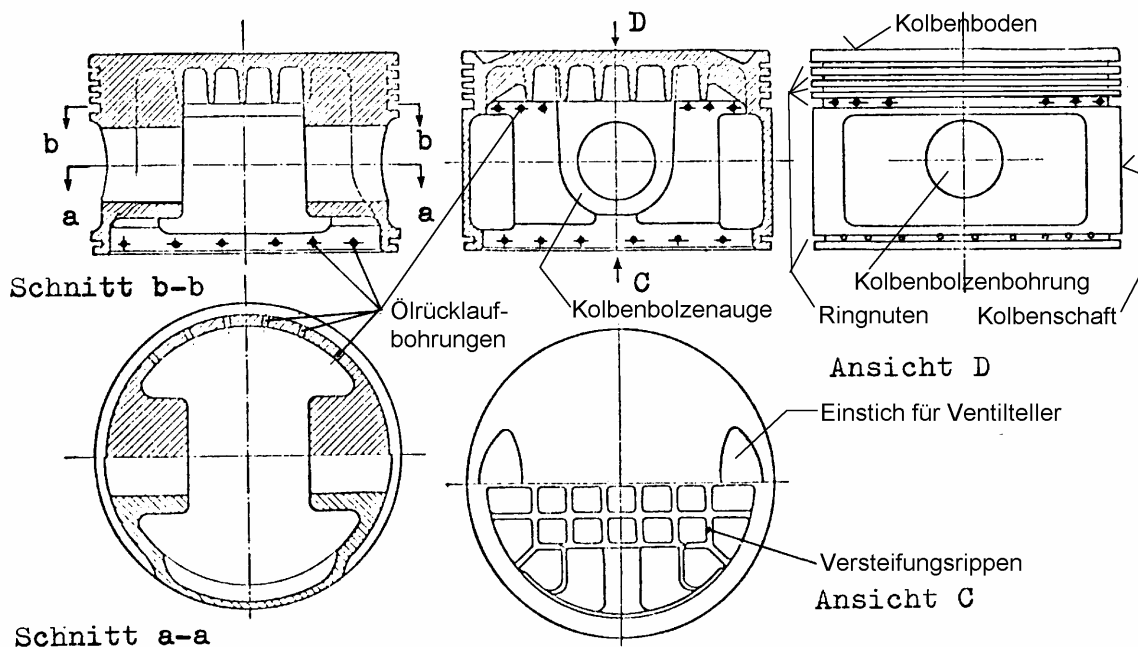
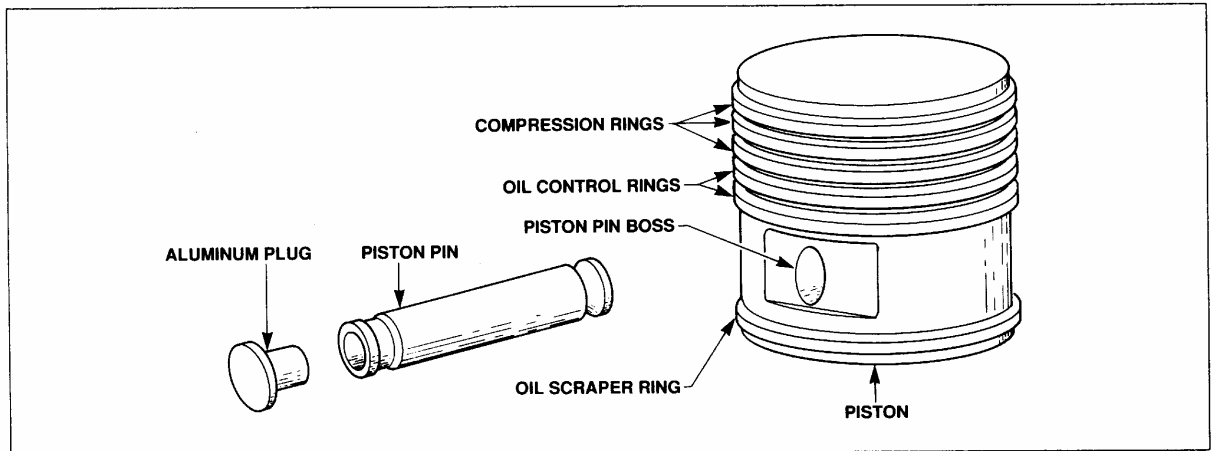
### **5.3.1 MÖGLICHE PROBLEME IN BETRIEB UND WARTUNG**



**Auch das Pleuel kann durch eine Hindernisberührung des Propellers unter Last verbogen werden!**



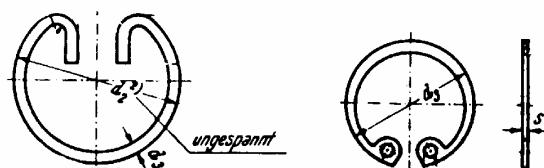
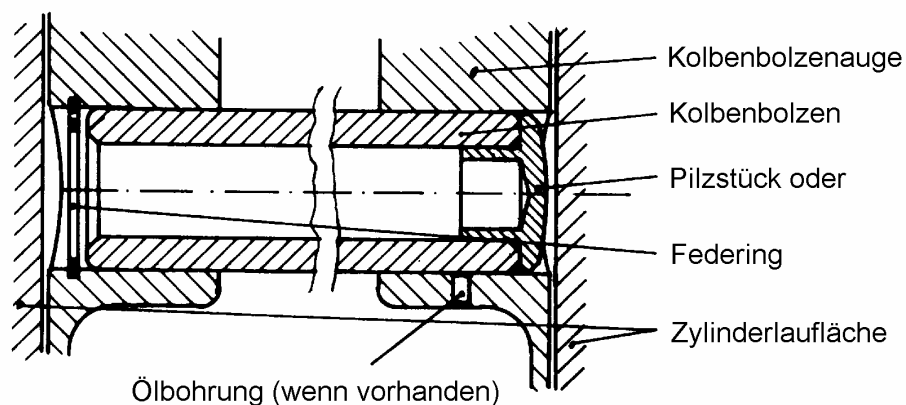
## 5.4 KOLBEN (Piston)



Flugmotorenkolben bestehen aus geschmiedeten Aluminium-Siliziumlegierungen. Der Kolbenboden, die Kolbenringzone und das Bolzenauge sind die am meisten belasteten Teile des Kolbens (Verbrennungskräfte von 70kN, Temperaturen bis 2500°C sowie starke Massenträgheitskräfte). Die extremen Wärmebelastungen müssen aufgenommen und über Kolbenwand, Kolbenringe und Zylinder an das Kühlsystem sowie an das Öl abgegeben werden.

Durch die verschiedenen Materialstärken sowie den verschiedenen hohen Temperaturen (oben höher als unten) dehnt sich der Kolben ungleichmäßig aus. Um ein „Festgehen“ des in einigen Bereichen zu stark ausgedehnten Kolbens zu vermeiden, darf er nicht vollkommen zylindrisch gefertigt sein. Er muss nach einem bestimmten Schema konisch und oval gefertigt werden. So muss, im kalten Zustand, der Durchmesser in Kolbenbolzenrichtung kleiner sein als jener 90° dazu. Weiters muss der Durchmesser des Kolbenbodens kleiner sein als jener am unteren Ende des Kolbenschaftes.

### 5.4.1 KOLBENBOLZEN (Piston Pin)

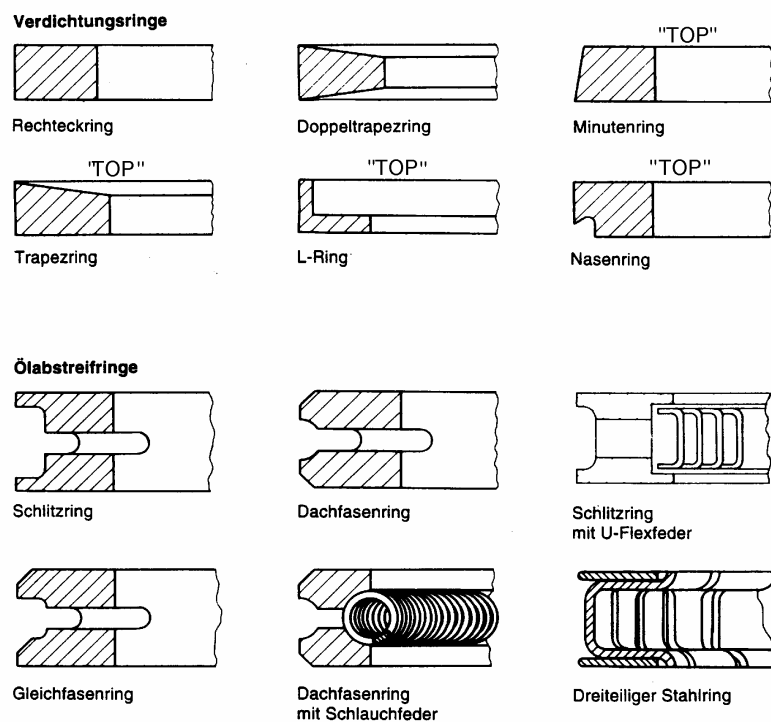


verschiedene Federringe zur Sicherung des Kolbenbolzens

Der Kolbenbolzen überträgt die Gaskräfte auf die Pleuelstange. Er besteht aus einer hochfesten Stahllegierung und ist hohlgebohrt. Die äußere Mantelfläche ist geschliffen.

Lycoming- und Continentalmotoren besitzen "schwimmende" Kolbenbolzen. An deren Enden verhindern zwei Pilzstücke (Pin Plugs) aus Aluminium das Beschädigen der Zylinderwand durch die Bolzenkanten. Kolbenbolzen von Rotaxmotoren sind durch Federringe gesichert.

## 5.4.2 KOLBENRINGE (Piston Rings)



Da Kolben und Zylinder unterschiedliche Wärmeausdehnungen besitzen, ist ein Spalt zwischen Zylinderwand und Kolben nötig. Um eine gute Motorleistung bei minimalem Ölverbrauch zu erreichen muss der Kolben mit einer Anzahl federnder Kolbenringe abgedichtet werden.

Die einzelnen Kompressionsringe eines Flugmotors drehen sich im

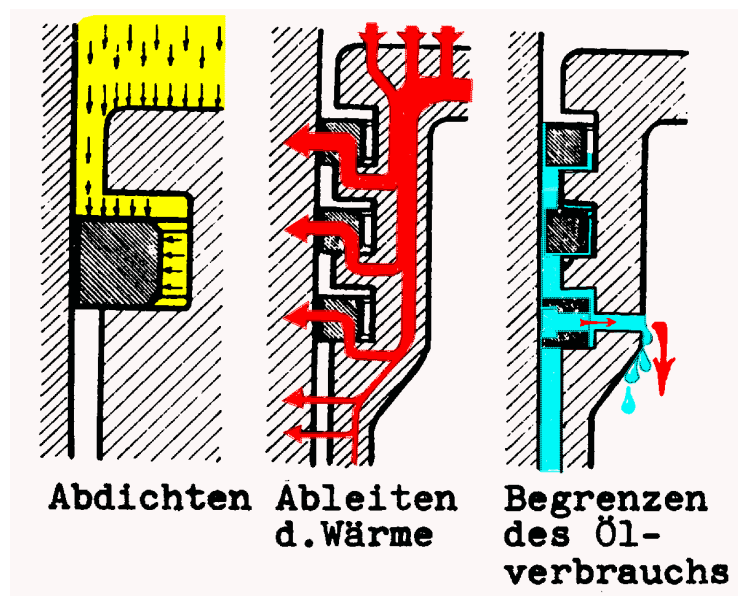
Betrieb mit zirka 1/6 Umdrehungen pro Minute.

Bei Zweitaktmotoren müssen die Ringe gegen Verdrehen gesichert sein, da sonst die Ringenden (Stoß) an den Kanten der Überströmkanäle hängen bleiben und abbrechen würden!

Kolbenringe sind aus hochwertigem Grauguss gefertigt und verchromt (bei Lycoming- oder Continentalmotoren mit ungehärteten oder nitriergeschichteten Zylinderlaufflächen verwendet).

Bei verchromten Zylinderlaufflächen sind unbedingt unverchromte Kolbenringe zu verwenden, da sich ein verchromter Ring und ein verchromter Zylinder (beide sehr hart) nicht einlaufen würden. Die Folgen wären ungenügende Abdichtung gegen die Verbrennungsgase und hoher Ölverbrauch!

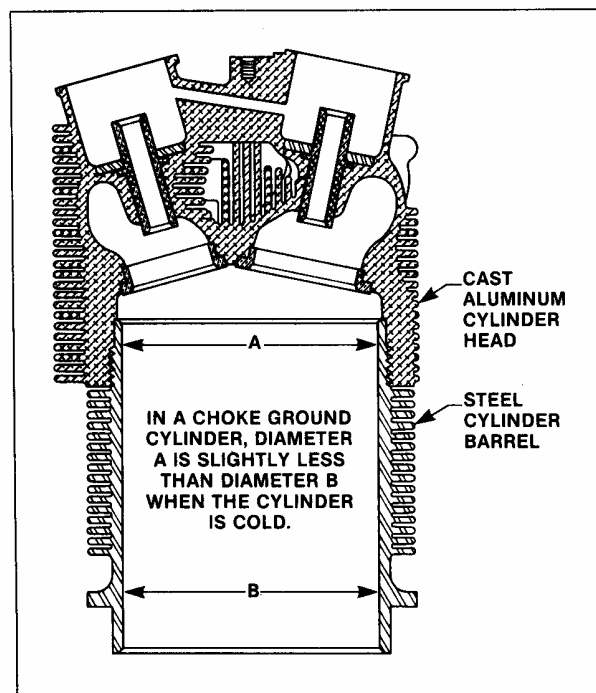
#### 5.4.2.1 FUNKTIONEN DER KOLBENRINGE



- Die Verdichtungsringe (Compression Ring) dichten den Spalt zwischen Kolben und Zylinderwand.
- Der Ölabstreifring (Oil Control Ring, Oil Scraper Ring) streift überschüssiges Öl (wird von der Kurbelwelle an die Zylinderlauffläche gespritzt) beim Abwärtsgehen des Kolbens ab.

Die verbleibende Ölmenge muss so bemessen sein, dass die Verdichtungsringe nicht durch zuwenig Öl verschleifen oder durch zuviel Öl abgehoben werden. Durch Letzteres würde das Öl in den Verbrennungsraum eindringen und verbrennen.

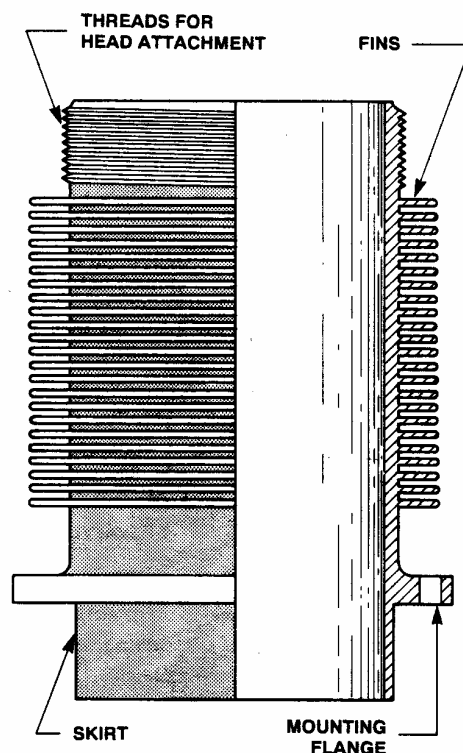
## 5.5 ZYLINDER (Cylinder Barrel) und ZYLINDERKOPF (Cylinder Head)



• Construction details of an air-cooled aircraft engine cylinder.

Der Zylinder eines Flugmotors ist aus geschmiedetem Chrom-Molybdänstahl hergestellt. Der Zylinderkopf besteht aus Aluminiumguss. Zylinder und Kopf sind mit Kühlrippen versehen. Beides zusammengebaut wird meist auch als "Zylinder" bezeichnet.

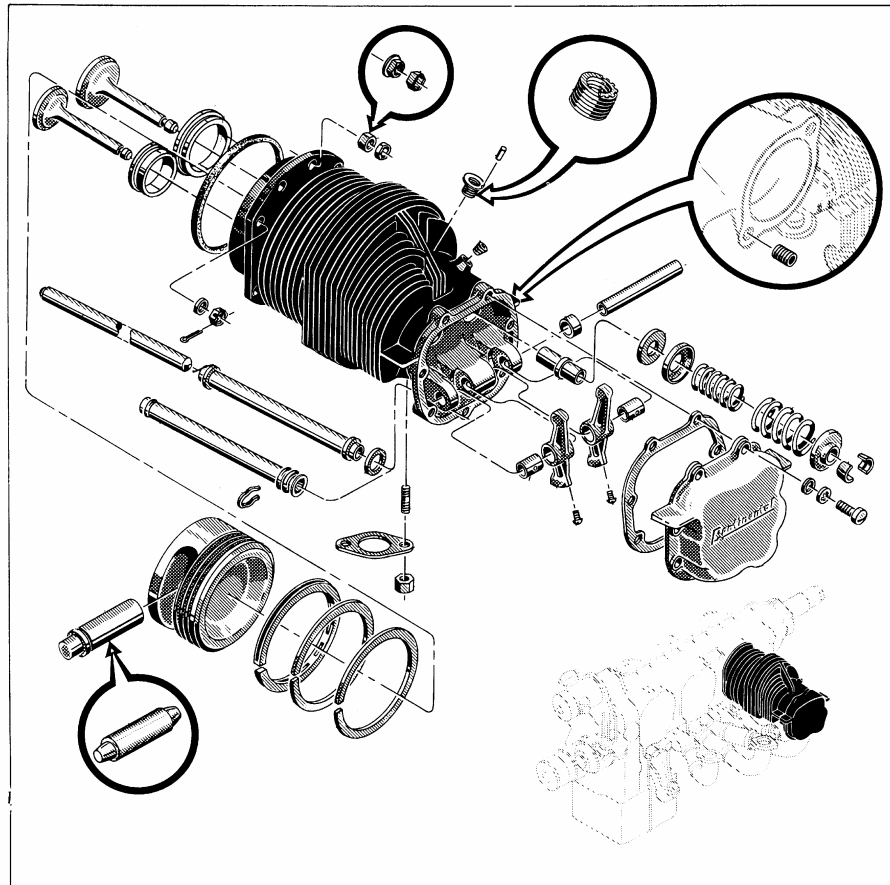
Da der Zylinder im Kopfbereich höheren Temperaturen ausgesetzt ist (Verbrennung), ist die Wärmeausdehnung hier größer als beim Zylinderfuß. Im kalten Zustand muss daher die Bohrung des Zylinders nach oben hin leicht konisch verlaufen (Choke {würgen} Bore). Bei Betriebstemperatur ist dann die Bohrung wieder zylindrisch.



- *The cylinder barrels of an air-cooled aircraft engine are machined from high-strength chrome molybdenum steel.*

Bei den luftgekühlten Lycoming- und Continentalmotoren wird der Kopf wie eine Mutter auf den Zylinder aufgeschraubt. Dabei kommt zusätzlich die Schrumpftechnik zur Anwendung. Vor dem Zusammenschrauben

wird der Kopf erwärmt (dehnt sich aus) und der Zylinder gekühlt (zieht sich zusammen). Danach werden sie verschraubt und nach dem Ausgleichen der Temperaturen ist die Verbindung gasdicht. Ein Trennen durch einfaches Aufschrauben ist nicht mehr möglich. Dazu muss die Temperaturdifferenz wieder hergestellt werden (Überholung).



Exploded Parts View of Cylinder and Piston

Im Zylinder bewegt sich der Kolben. Der Zylinderkopf enthält die Ventilsitze, Ventile, Ventilschließfedern, Kipphebel zur Ventilbetätigung, Zündkerzen sowie den Ein- und Auslasskanal. Die meisten Zylinderköpfe besitzen auch eine Befestigungsmöglichkeit für einen Sensor zur Messung der Zylinderkopftemperatur.

## 5.5.1 ZYLINDERLAUFFLÄCHE

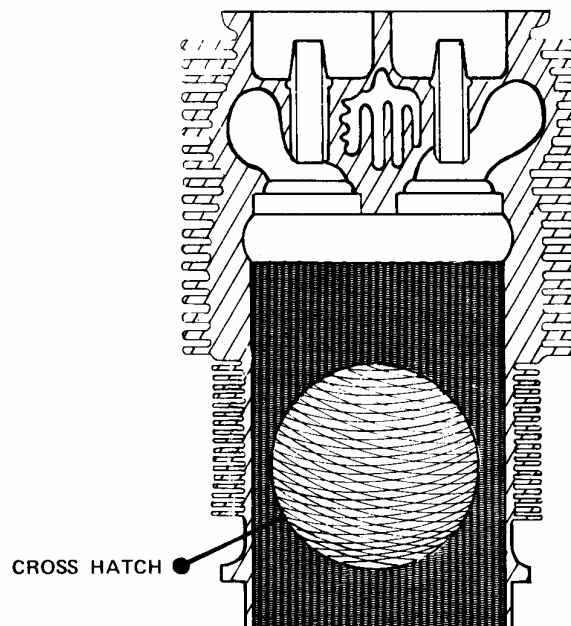
Die Lauffläche muss eine hohe Oberflächenhärte (verschleißfest) und Korrosionsbeständigkeit aufweisen und bezüglich Rautiefe speziellen Ansprüchen genügen.

Ist die Lauffläche zu glatt, verringert dies die Ölhaftung. Die zu geringe Anzahl von Riefen beeinträchtigt die Ölverteilung und somit die Schmierung. Es entsteht hoher Verschleiß.

Ist die Lauffläche zu rau, entsteht durch den dauernden, direkten Kontakt der Oberflächenspitzen von Lauffläche und Kolbenringen ebenfalls hoher Verschleiß.

Die optimale Rauigkeit liegt bei  $0,3 - 1,2 /1000 \text{ mm}$   $\{0,3 - 1,2 \mu\text{m}\}$ .

### 5.5.1.1 NITRIERTE LAUFFLÄCHE



- Above is a highly magnified view of the cross hatch pattern honed into the cylinder's surface.



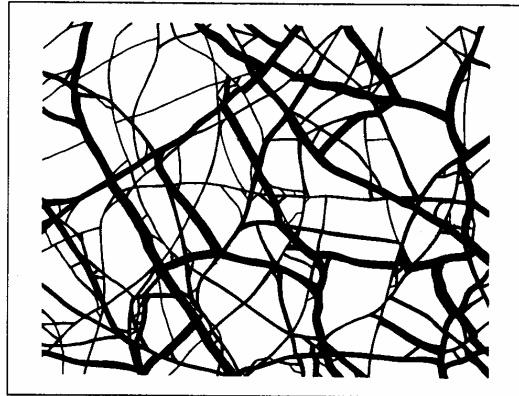
Seit 1960 werden die Zylinderlaufflächen der Lycoming- und Continentalmotoren nitriergehärtet. Dazu wird die Zylinderlauffläche bei 570°C, achtzig Stunden mit Amoniakgas beaufschlagt. Nur die äußerste Schicht der Oberfläche wird dabei gehärtet. Anschließend wird die Lauffläche gehont (45° Riefenmuster - Cross Hatch). *{siehe auch Zusatzfolie}*

Motoren der unteren Leistungsklasse (geringe Verbrennungsdrücke) dieser Hersteller werden mit ungehärteten Stahlzylindern ausgerüstet.

Nitrierte Zylinderlaufflächen sind sehr korrosionsanfällig. Bei längeren Stehzeiten sind die Motoren zu konservieren (siehe Kapitel 8).

Der Verschleiß der Zylinder ist anlässlich von Motorüberholungen exakt zu vermessen. Bei Toleranzüberschreitung ist ein Erneuern oder Überholen der betroffenen Zylinder vorgeschrieben.

### 5.5.1.2 VERCHROMTE LAUFFLÄCHE



- The walls of a chrome plated cylinder are covered with thousands of tiny cracks that hold the lubricating oil.

Das Verchromen von Flugmotorenzylinder wurde um 1930 entwickelt. Eine verchromte Lauffläche ist sehr hart und hat einen Reibungskoeffizienten, der nur halb so groß ist wie jener von Stahl (ungeölt). An der glatten Chromschicht haftet jedoch das Schmieröl nicht. Die Chromschicht wird daher mit künstlichen Rissen versehen, damit sich ein Schmierfilm aufbauen kann. *{siehe auch Zusatzfolie}*

Dabei entstehen kleinste Plateaus, die dann für die Bewegung der Kolbenringe genügend glatt und eben sind. In den Rissen kann sich das zur Schmierung nötige Öl halten und verteilen. Abschließend wird der Zylinder leicht gehont um die Plateaus dem Radius der Ringe anzupassen und das Drehen der Ringe zu gewährleisten.

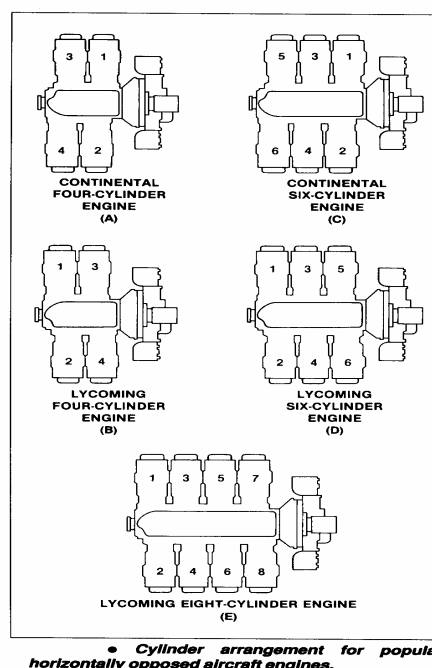
Eine seltenere Form des Verchromens ist das keramische Verchromen (Cermichrom). Hier hat die Oberfläche Poren die das Öl speichern.

Da Verchromen sehr teuer ist, sind die Hersteller auf das Nitrierhärten umgestiegen. Verchromt wird nur noch von Reparatur- und Überholfirmen, die auch verschlissene Zylinder durch Aufbringen einer entsprechend dicken Chromschicht wieder in den geforderten Toleranzbereich bringen können.

**VORSICHT: Bei verchromten Zylinderlaufflächen sind unbedingt unverchromte Kolbenringe zu verwenden (sonst kein Einlaufen).**

Die Laufflächen der Rotaxzylinder (Aluminiumzylinder) und jene der Tauschzylinder für Lycoming- und Contimotoren der US-Firma Titan (Stahlzylinder – Vertrieb durch Fa. Dachsel) sind "NIKASIL" beschichtet. Dabei wird galvanisch eine Ni-kelschicht aufgebracht (weich), in der Siliziumkarbide (hart) eingebettet sind.

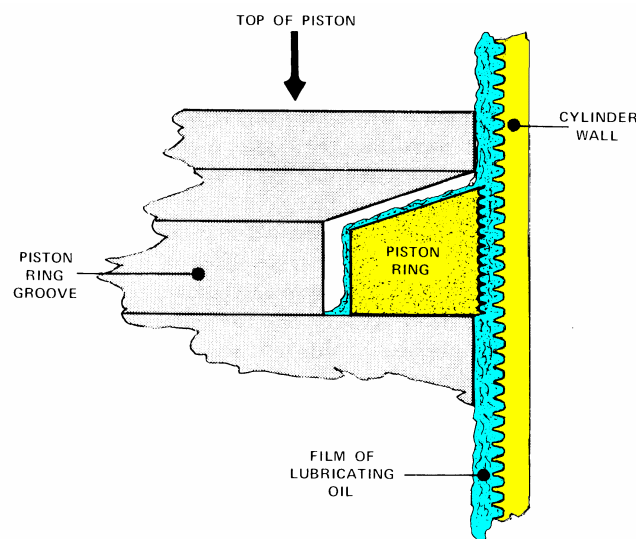
## 5.5.2 ZYLINDERNUMMERIERUNG



Die Zylinder Nummerierung ist im Kurbelgehäuse eingegossen und in Zylinder und Kolben eingestanzt. Diese Zugehörigkeit ist bei jedem Zusammenbau unbedingt zu beachten.

## 5.5.3 EINLAUFEN (Break-In) von LYCOMING- und CONTINENTALMOTOREN

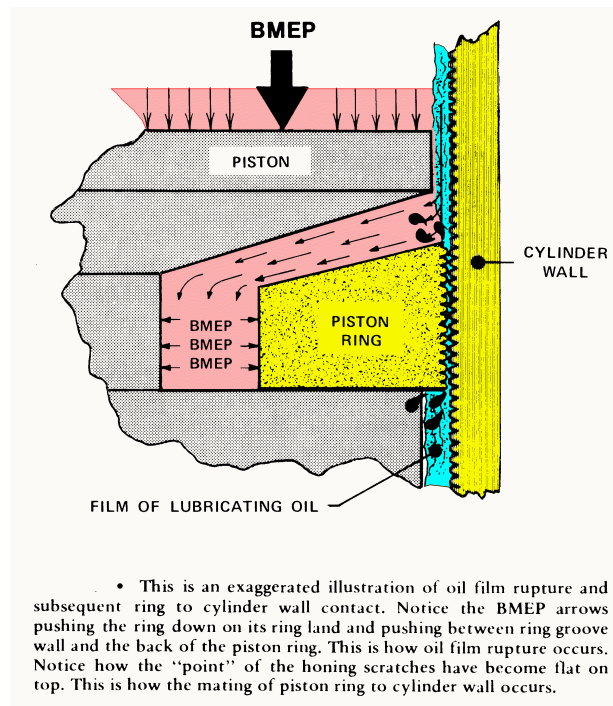
Früher mussten neue Flugmotoren zur Schonung des Materials mit wenig Leistung eingelaufen werden. Viele Piloten machen dies auch heute noch. Diese Schonung ist jedoch wegen der besseren Materialien nicht mehr nötig, ja sogar schädlich.



- Notice the "saw teeth" like surface of the cylinder wall and piston ring face. In this illustration the piston ring is being held away from the cylinder wall by a film of lubricating oil. This drawing is considerable exaggerated in the interest of better understanding.

Nitrierte Zylinderlaufflächen und die verchromten Kolbenringe sind extrem hart. Neue, gehonete Zylinder sowie die Ringe haben spitze Herstellungsriefen, die einen hohen Ölverbrauch verursachen. Beim Einlaufen werden die Spitzen abgetragen und der Ölverbrauch normalisiert sich.

Der Hauptteil des Einlaufens geschieht noch beim Hersteller. Der Rest wird vom Piloten in etwa 25 - 50 Stunden, bis zur Stabilisierung des Ölverbrauchs durchgeführt. Dazu sollte er unbedingt vom Wart eingeschult werden! Bei verchromten Zylindern kann das Einlaufen länger dauern.



Zum Einlaufen ist erforderlich, dass sich die rauen Oberflächen ab und zu berühren damit sich die Riefen glätten. Dies ist aber nur möglich, wenn ein hoher Verbrennungsdruck (BMEP - Brake Mean Effective Pressure – mittlerer effektiver Kolbendruck) die Ringe an die Zylinderlauffläche drückt. Das ist jedoch nur bei genügend hoher Motorleistung der Fall.

Bei oftmaligem Fliegen mit geringer Motorleistung dauert das Einlaufen sehr lange. Winzige, oxidierte (verharzte) Ölteilchen haben so

Zeit die Hongrate der Zylinderlauffläche mit einer glasartigen, harten Schicht zu überziehen (Glazing). Da sich die verglasten, spitzen Grate nicht mehr abschleifen können bleibt der Ölverbrauch immer sehr hoch. Nur ein neuerliches Honen und anschließendes, korrektes Einlaufen kann hier Abhilfe schaffen.

**VORSICHT: Auch wenn nur ein Zylinder erneuert wurde, muss der Motor wieder eingelaufen werden.**

Der Pilot sollte beim Einlaufen folgendes beachten:

- Jeden Start bis in eine Höhe von 400ft mit 100%, danach den Steigflug mit 75% Leistung durchführen ("Don't Baby your Engine").
- Beim Reiseflug 65 -75% Motorleistung setzen. Alle 30 Minuten für 30 Sekunden Volleistung (100% - Vollgas und höchste Propellerdrehzahl) einstellen.
- Mit Saugmotoren große Flughöhen vermeiden (max. 8000ft) da die Motorleistung und somit der Verbrennungsdruck wegen der geringen Luftdichte stark absinkt.
- In jeder Betriebsphase auf ausreichende Kühlung achten.
- Lange Gleitflüge ohne Leistung vermeiden.

Eine weitere Voraussetzung, damit sich die beiden Oberflächen einige Augenblicke lang berühren können, ist das zeitweise Abreißen des Schmierölfilms. Nun besitzt modernes, legiertes Flugmotorenöl (hat Zusätze, die das Öl verbessern) eine hohe Schmierfilmfestigkeit,

die ein Abreißen des Filmes verhindert. Zum Einlaufen der Lycoming- und Continentalmotoren darf daher nur einfaches, unlegiertes Flugmotorenöl verwendet werden, dessen Schmierfilm nicht so beständig ist.

Für einige Turbomotoren ist jedoch auch in der Einlaufperiode legiertes Öl zu verwenden (Herstellervorschrift beachten).

## 5.5.4 FARBKENNZEICHNUNG (Colour Code)

Um in die Zylinder nicht irrtümlich falsche Bauteile (Zündkerzen, Kolben, Kolbenringe) einzubauen, wurde folgende Farbkennzeichnung der Zylinder eingeführt:

### 5.5.4.1 LYCOMING

Farbkode an den geraden Kühlrippen im Bereich zwischen Zündkerze und Zylinder (kann auch als Farbring am Zylinderfuß ausgeführt sein):

- *Orange* - Verchromter Zylinder
- *Doppelt orange* - Keramisch verchromter Zylinder
- *Blau* - Nitriergehärteter Zylinder (Originalzylinder)
- *Ohne* oder *grau* - Ungehärteter Zylinder
- *Weiß* - Neuer Zylinder mit gebrauchtem Kopf
- *Grün* - Ungehärteter Übermaßzylinder (um 0,10" aufgebohrt)
- *Gelb* - Ungehärteter Übermaßzylinder (um 0,20" aufgebohrt)

Farbkode an den schrägen Kühlrippen zwischen Kerze und

**Ventildeckel:**

- **Ohne oder grau** - Zylinderkopf alter Bauart mit kurzem Kerzengewinde
- **Gelb** - Zylinderkopf neuer Bauart mit langem Kerzengewinde

**5.5.4.2 CONTINENTAL**

- **Orange** - Verchromter Zylinder
- **Doppelt orange** - Keramisch verchromter Zylinder
- **Ohne** - Ungehärteter oder gehärteter Zylinder
- **Schwarz** - Ungehärteter Übermaßzylinder (um 0,15" aufgebohrt)

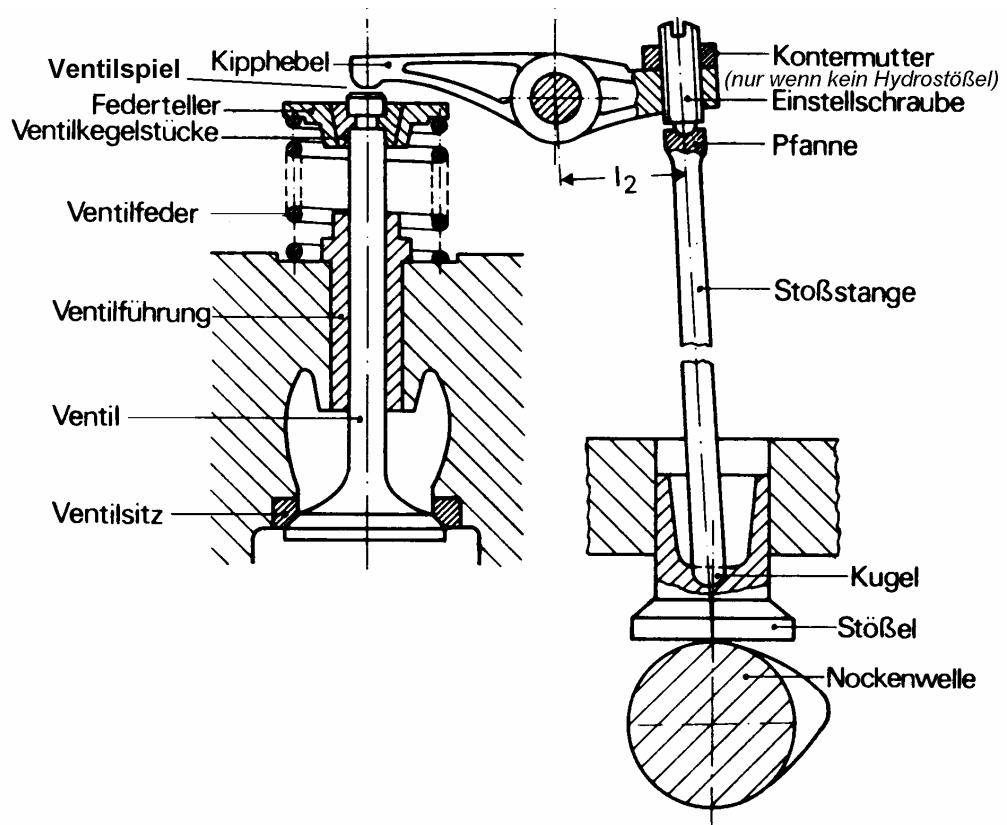
**5.5.5 MÖGLICHE PROBLEME IN BETRIEB UND WARTUNG**

- Manche lizenzierte Motorüberholwerkstätten erneuern die Zylinder, verwenden jedoch wieder die alten Zylinderköpfe (weiß). Da die Köpfe großer Hitze und hohen Drücken ausgesetzt sind, werden sie höchstwahrscheinlich schon vor der nächsten, planmäßigen Grundüberholung des Motors (zirka 2000 Flugstunden) Risse bekommen. Die Hersteller empfehlen daher neue Zylinder mit neuen Köpfen. *{siehe Folie "Lycoming Zylinderkit"}*
- Zylinderköpfe bekommen leicht Risse wenn sie plötzlich abgekühlt werden (z.B. rascher Sinkflug im Leerlauf nach Steigflug mit Vollast). Piloten sollten daher auch im Sinkflug etwas Leistung stehen lassen (z.B. nach einem Segelflugzeugschlepp). *{siehe auch Zusatzfolie}*

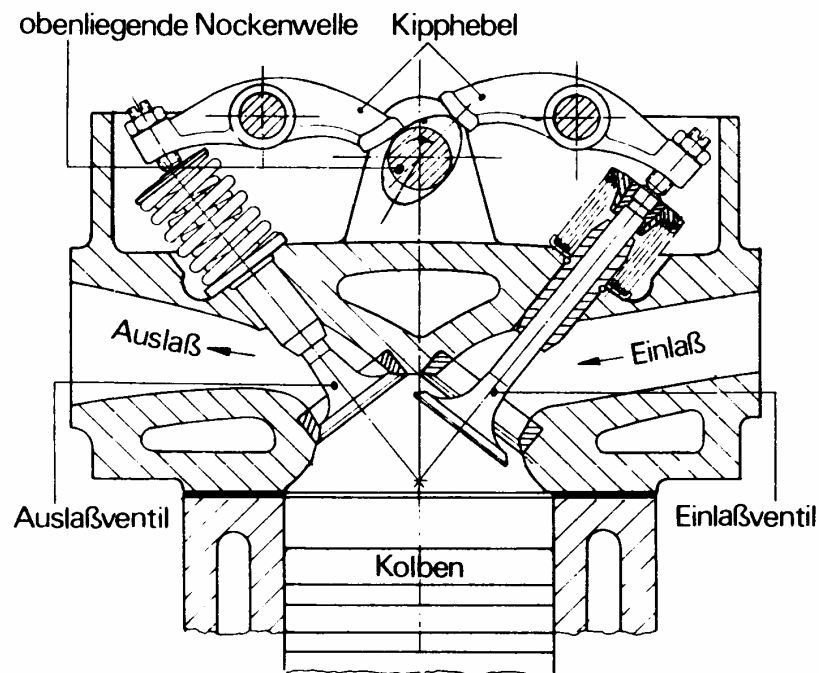


- Zylinderköpfe mit Rissen können in autorisierten Werkstätten geschweißt werden. Sie erreichen jedoch oft nicht mehr eine volle "TBO - Time Between Overhaul".
- Verschlissene Zylinder können auch auf Übermaß aufgebohrt (Innendrehen) werden. Dies ist jedoch nicht empfehlenswert, da unter Umständen bei nitrierten Zylindern die dünne Härteschicht entfernt und damit die Verschleißfestigkeit vermindert wird.
- Wird ein Übermaßzylinder eingebaut, so muss dies beidseitig geschehen, da sonst durch die verschiedenen Kolbengewichte Unwucht entstehen würde.

## 5.6 VENTILSTEUERUNG (Valve Operating Mechanism)



Unter der Ventilsteuerung versteht man den gesamten Antriebsmechanismus zur zeitlich korrekten Betätigung der Ventile. Bei den Flugmotoren, die alle eine unten liegende Nockenwelle besitzen, erfolgt die Betätigung über Stößel, Stößelstangen und Kipphebel.



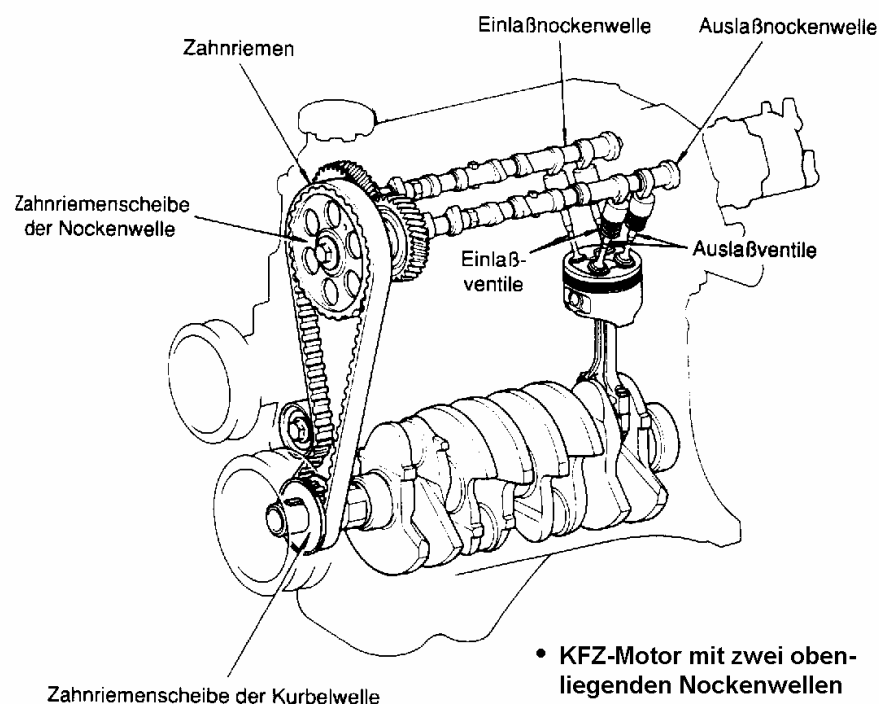
Bei den KFZ-Motoren mit einer obenliegenden Nockenwelle werden die Ventile über Kipphebel betätigt, die wiederum unmittelbar von der Nockenwelle angetrieben werden.

Bei sportlichen Motoren, werden die Ventile ohne den Umweg über Kipphebel direkt, von einer oder zwei Nockenwellen, betätigt (siehe auch Skizze KFZ-Motor). Damit keine Seitenkräfte auf die Ventile wirken finden sogenannte Tassenstößel Anwendung. Dieser Antrieb ist besonders schwingungsarm und erlaubt hohe Drehzahlen (bei Flugmotoren nicht notwendig).

Das Öffnen und Schließen der Ventile muss dem Weg des Kolbens zeitlich zugeordnet sein (siehe Punkt 4.1.1.2 {*Steuerdiagramm*}). Bei Motoren mit untenliegender Nockenwelle ist dies meist durch den Antrieb der Nockenwelle mittels Zahnradpaar ( $i = 2 : 1$ ) gewährleistet. Der Antrieb von obenliegenden Nockenwellen erfolgt durch Ketten oder Zahnriemen.

Bei Erwärmung des Motors dehnen sich die Einzelteile des Ventiltriebes aus. Damit die Ventile auch dann noch gasdicht schließen können, muss zwischen Kipphebel und Ventilschaft im kalten Zustand etwas Spiel vorhanden sein. Dieses Ventilspiel muss von Zeit zu Zeit kontrolliert und eventuell nachgestellt werden. Bei Flugmotoren gleichen hydraulische Stößel die Längenänderungen aus (im Betrieb kein Spiel).

### 5.6.1 NOCKENWELLE (Camshaft)

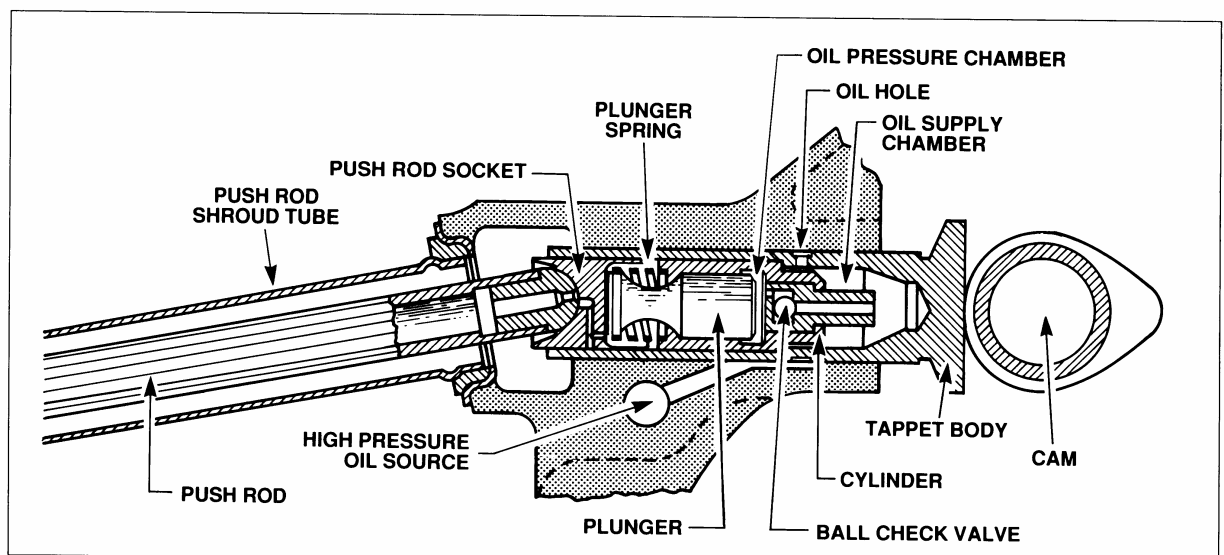


Die Nockenwelle ist der Ausgangspunkt der Ventilsteuerung. Ihre Aufgabe besteht darin, mit ihren Nocken die Ein- und Auslassventile zum richtigen Zeitpunkt zu öffnen und ihr Schließen durch die Ventilefedern zu ermöglichen. Da dies pro Arbeitsspiel (2 Kurbelwellenumdrehungen) einmal geschehen muss, dreht sie sich mit halber Kurbelwellendrehzahl.

Nockenwellen sind entweder gesenkgeschmiedet oder aus Sonderguss hergestellt. Die Oberflächen der Nocken und der Wellenlager werden gehärtet und geschliffen.

Bei den Luffahrtboxermotoren sind die Nockenwellen mittels Zahnräder angetrieben.

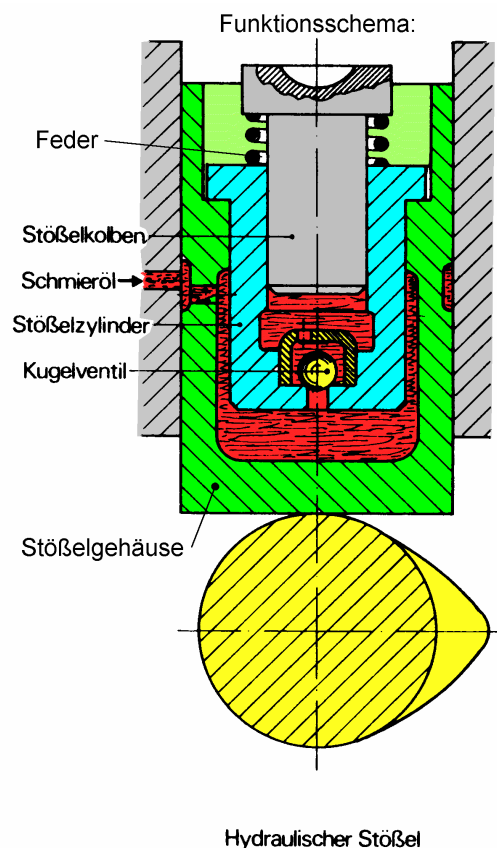
## 5.6.2 STÖßEL (Valve Lifter, Cam Follower, Tappet)



*Hydraulic valve lifter using a ball-type check valve.*

Hydraulische Ventilstößel werden bei allen Kolbenflugmotoren zum Ventilspielausgleich eingesetzt. Ein Einstellen der Ventile ist nicht mehr nötig und die Ventilsteuerung arbeitet bei jeder Motortemperatur spielfrei.

Der Stößel funktioniert wie folgt:



Bei geschlossenem (unbelastetem) Ventil wird durch die Feder der Stößelkolben immer bis zum Anschlag hochgehoben und somit das Ventilspiel beseitigt. Gleichzeitig kann Öl aus dem Motorölkreislauf in den Stößelzylinder fließen und diesen auffüllen.

Sobald die Nocke den Stößel gegen die Ventildruckkraft anhebt steigt der Druck des Öles unter dem Stößelkolben stark an. Dadurch

schließt das Rückschlagkugelventil (Stößelzylinder liegt in der vereinfachten Skizze auf Stößelgehäusekante auf) den Ölkanal und es bildet sich ein Ölkissen unter dem Stößelkolben. Stößelgehäuse, Stößelzylinder und Stößelkolben bewegen sich nun, ohne Relativbewegung zueinander, nach oben.

Eine bestimmte Leckölmenge wird dabei zwischen Stößelkolben und Stößelzylinder durchgedrückt. Dadurch wird die Stößelstangenbewegung etwas gedämpft und Schmieröl durch die hohlgebohrte Stößelstange (siehe 1. Skizze) zum Kipphebel geführt. Die Menge des verlorenen Lecköles wird in der Entlastungsphase (Kugelventil offen) wieder unter den Stößelkolben nachgedrückt.

### **5.6.3 STÖßELSTANGE (Push Rod)**

Der Ventilstößel betätigt die Stößelstange. Die Stößelstangen werden in Schutzrohren geführt (Push Rod Shroud Tube).

Bei Continentalmotoren wird durch diese Rohre (sie liegen unter dem Zylinder) das Öl aus dem Kipphebelbereich wieder in das Kurbelgehäuse zurückgeführt. Bei Lycomingmotoren (Rohre liegen über den Zylindern) wird das Öl durch eine Ölleitung zurückgeführt.

#### **5.6.3.1 MÖGLICHE PROBLEME IN BETRIEB UND WARTUNG**

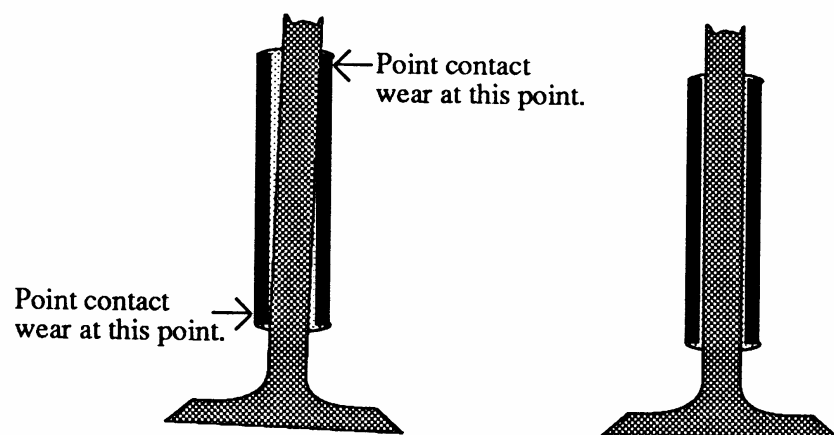
Ausgebaute Stößelstangen sind auf Verbiegung zu kontrollieren. Dazu sind sie auf einer Anreißplatte zu rollen. Die Ölbohrung darf nicht verstopft sein.

## 5.6.4 KIPPHEBEL (Rocker Arm)

Der Kipphebel betätigt das Ventil (siehe Skizze in Kapitel 5.6.3). Er besitzt Bohrungen um das Öl von der Ölbohrung der Stößelstange zum Kipphebellager und weiter zum Ventilschaft zu führen.

Am Kipphebel wird das Ventilspiel eingestellt sofern kein hydraulischer Stößel vorhanden ist. Das Spiel ist so groß gewählt, dass bei betriebswarmem Motor zwischen Kipphebel und Ventil noch ein geringes Spiel vorhanden ist. Dadurch kann das Ventil immer dicht schließen. Ein undichtes Ventil verringert die Leistung und würde außerdem schnell verbrannt und unbrauchbar werden.

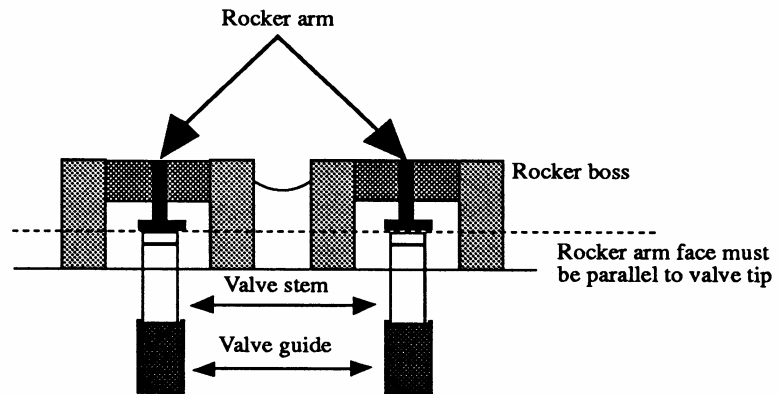
### 5.6.4.1 MÖGLICHE PROBLEME IN BETRIEB UND WARTUNG



- Die Berührung des Kipphebels mit dem Ventilschaft muss zentrisch erfolgen. Ein exzentrischer Angriff durch eine, beispielsweise abgenützte Kipphebellagerung, führt zur Verkantung des Ventils und zu einer raschen Abnützung an zwei Stellen der Ventilfehrung. Dadurch steht das Ventil

leicht schief, liegt nicht mehr korrekt am Ventil Sitz auf und ist undicht.

Continental Parallel Head Rocker Assembly



Top view of valve stem

Rocker face wear pattern on top of valve stem



Normal rotation wear pattern



Rocker face is contacting edge of valve tip. Rocker arm face is not parallel to valve face. Rocker will pivot valve stem into guide resulting in rapid valve guide wear.



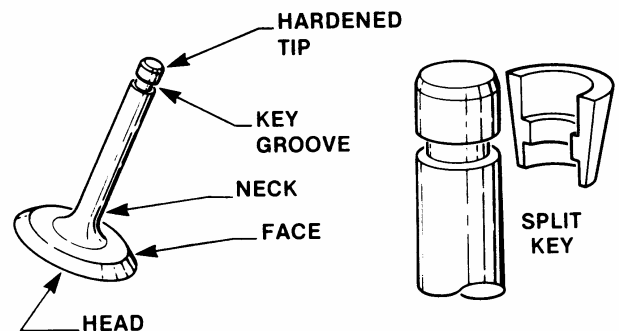
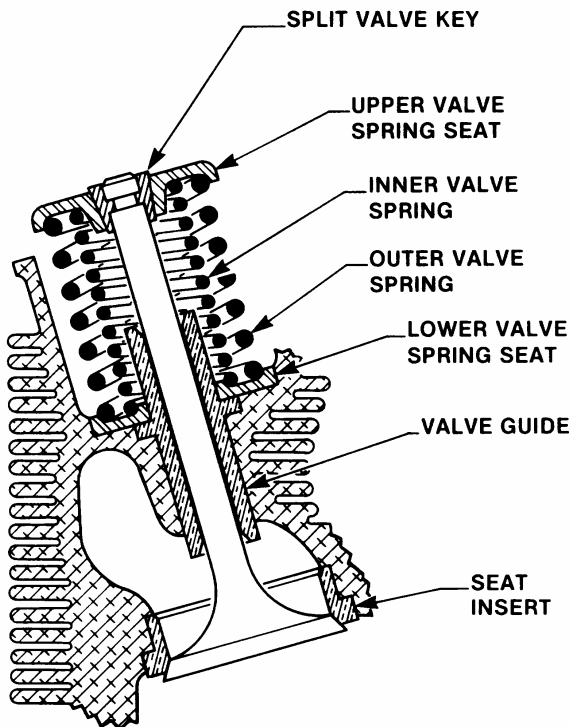
Valve has stopped rotating. Rocker face is wearing an indentation into valve tip. This condition is caused by the valve sticking in the guide boss.

- An dem vom Kipphebel an der Ventilsitze hinterlassenen Muster kann die Qualität der Ventilbetätigung kontrolliert werden.
- Sechszylinder Continentalmotoren haben Ventilschaftdichtungen. Sind diese beschädigt, dann wird Öl zwischen Ventil und Ventilfehrung in den Verbrennungsraum gesaugt und verbrannt. Der Ölverbrauch ist dann unzulässig hoch.



## 5.6.5 VENTIL (Valve)

Ventile, speziell Auslassventile, sind hohen mechanischen und thermischen Belastungen sowie chemischer Korrosion ausgesetzt. Deswegen werden Ventile aus Ventilstahl aus dem Gasturbinenbau hergestellt.



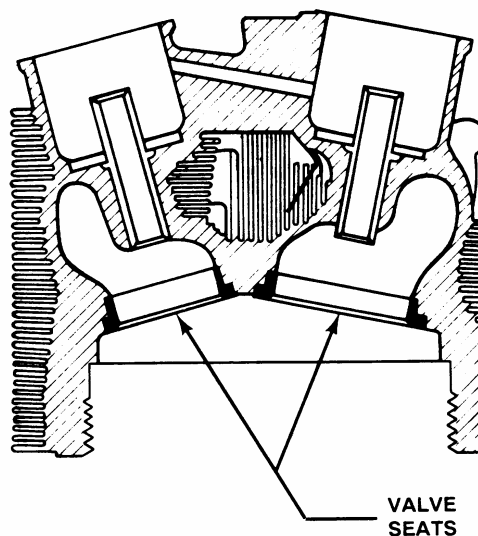
- *Valve springs are locked to the valves with tapered split keys.*

- *Bronze or cast iron valve guides are shrunk into the cylinder head to guide the valves.*

Das Ventil bewegt sich in der Ventilfehrung (Valve Guide). Die vorgespannten Ventulfedern (Valve Spring) schlieBen das Ventil. Die Federn stutzen sich oben auf dem Ventulfederteller (Upper Valve Spring Seat) ab. Dieser Teller ist durch zwei, halbrunde Keilstucke (Split Key) am Ventilschaft verklemmt. Unten stutzen sich die Federn im Prinzip am Zylinderkopf ab.

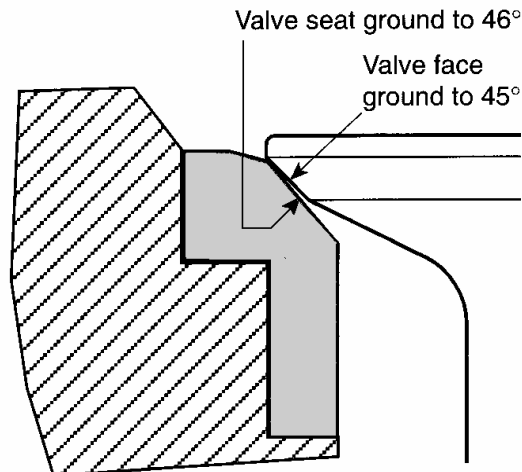
Damit der Bruch einer Einzelfeder nicht zum Ausfall des betroffenen

Zylinders führt (Ventil fällt in den Zylinder) werden zwei Ventildedern pro Ventil verwendet. Weiters wird dadurch auch das Resonanzverhalten des Ventils verbessert. Verschieden starke Federn ergeben nämlich auch verschiedene Resonanzdrehzahlen des Motors, sodass nie beide Federn gleichzeitig in Resonanz kommen. Dadurch wird verhindert, dass das Ventil unbeabsichtigt durch Schwingungen einer Feder geöffnet wird.



- *Valve seats made of aluminum bronze or steel are shrunk into place in the soft aluminum head.*

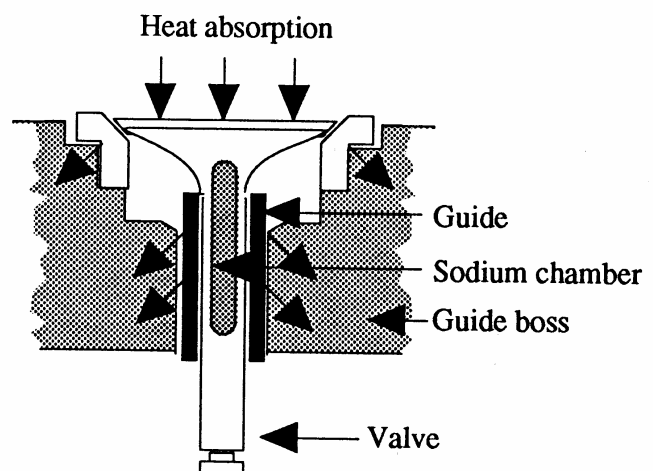
Der Ventilsitz (Valve Seat) ist ein Ring aus Aluminium - Bronze oder Stahl, der in den Ein- und Auslasskanal eingeschrumpft wird. Er gewährleistet bei korrekter Anordnung (Ventilsitzringebene rechtwinkelig zur Ventilachse und Ventilsitzringmittelpunkt exakt in der Ventilachse) sowie korrekt geschliffener Dichtfläche ein einwandfreies Abdichten des Ventils. Über den Sitz wird auch ein Teil der Hitze des Ventils in den Zylinderkopf abgeleitet.



Valve and seat are ground with an interference angle. Seat is ground with approximately 1° greater angle.

**Der Winkel der Dichtfläche des Ventils beträgt beim Einlassventil 30°, beim Auslassventil, zwecks selbsttätiger Entfernung von Verbrennungsrückständen, 45° (zur Tellerebene gemessen). Der Winkel der Dichtfläche jedes Ventilsitzes ist zur Verbesserung der Ventildichtheit um ½° bis 1° größer.**

- Lycoming valve. Valve design results in lower valve temperatures due to increased coefficient of conductivity provided by the sodium. Elevated valve stem temperatures can cause oil to oxidize (coke) in the guide boss resulting in a stuck valve. Notice how Lycoming allows a portion of guide to stick out beyond the guide boss. This helps keep the valve cool by shielding the valve stem from hot combustion gasses. Some shops, in an effort to improve volumetric efficiency, remove this section of the guide. This substantially raises the heat loading on the valve. Valve to guide clearance should be kept to a minimum to maximize thermal conductivity.



Lycoming verwendet Auslassventile, die mit Natriumpulver gefüllt sind. Dieses Pulver wird bei Erwärmung flüssig. Durch das Hin- und Herlaufen der Flüssigkeit infolge der Ventilbewegung wird die Wärme schneller in den Ventilschaft geführt (Natrium besitzt eine hohe Wärmeleitfähigkeit). Von dort wird sie über die Ventilfehrung in den Zylinderkopf und weiter zu den Kühlrippen transportiert.

#### **5.6.5.1 MÖGLICHE PROBLEME IN BETRIEB UND WARTUNG**

Ein Überdrehen des Motors muss unter allen Umständen vermieden werden. Es können dadurch Ventildfedern, Kegelstücke und Kipphebel beschädigt werden.

## **6 ANLAGEN DES FLUGMOTORS**

### **6.1 MOTORKÜHLANLAGE (Cooling System)**

Beim Kolbenmotor muss rund ein Viertel der, durch Kraftstoffverbrennung erzeugten Wärmeenergie, durch die Motorkühlung in die Atmosphäre abgeführt werden. Dies verringert zwar den Wirkungsgrad des Motors beträchtlich ist aber aus folgenden Gründen notwendig:

- Schutz des Motors vor Überhitzung (Werkstoffe verlieren ihre Festigkeit),
- Vermeidung unkontrollierter Selbstzündungen des angesaugten Gemisches.
- Erhalten der Schmierfähigkeit des Motoröles.

Während bei Autos ausschließlich Flüssigkeitskühlung Verwendung findet, ist beim Flugmotor heute noch hauptsächlich die Luftkühlung verbreitet.

### **6.1.1 LUFTKÜHLUNG (Air Cooling)**

Zylinder und Zylinderkopf besitzen eine, durch Kühlrippen stark vergrößerte Oberfläche, von der Wärme auf die vorbeiströmende Luft abgegeben wird.

**Vorteile:**

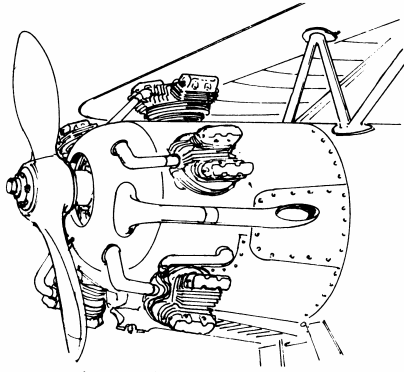
- geringes Gewicht
- geringer Bau- und Wartungsaufwand
- Frostsicherheit
- geringe Störanfälligkeit

**Nachteile:**

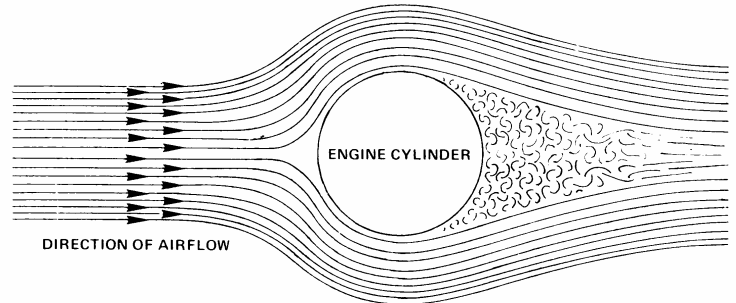
- Da Luft ein schlechter Wärmeleiter ist, ist diese Kühlung nicht sehr effektiv (die Wärmetauschfläche in Form der Kühlrippen ist im Vergleich zur Lamellenfläche in einem Wasserkühler relativ klein). Dies erfordert vermehrte Innenkühlung durch reicheres Benzin/Luftgemisch (Zusatzkühlung durch Verdampfungskälte).
- Schwierige Kühlungsregelung durch bewegliche Kühlklappen.
- Höhere Lärmentwicklung durch Fehlen des dämpfenden Wassermantels.
- Relativ hoher Leistungsbedarf eines eventuell vorhandenen Kühl-

gebläses (Druckpropeller, Hubschrauber).

## 6.1.1.1 GESCHWINDIGKEITSKÜHLUNG



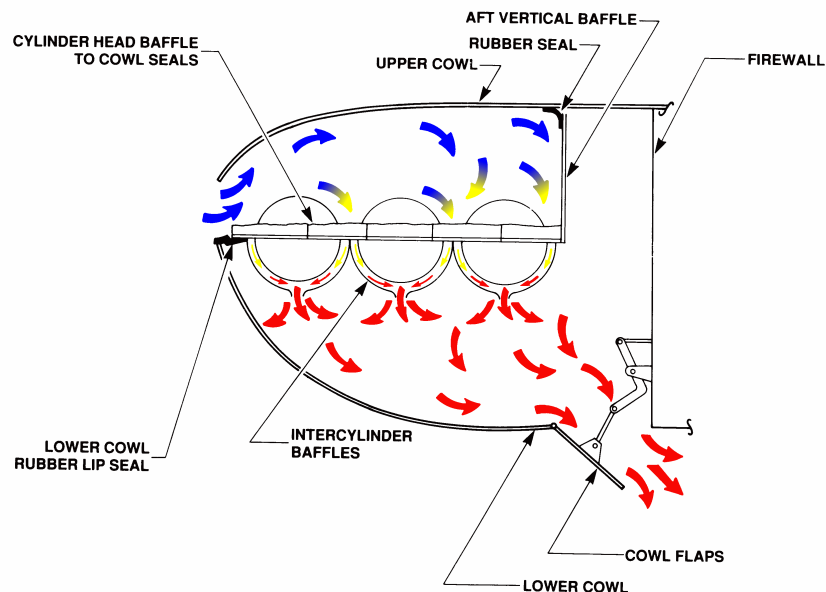
• Velocity cooling.



• Airflow pattern around engine cylinder with velocity cooling.

Früher wurden die Motoren nur durch die vorbeifließende Luft gekühlt. Die hinter den Zylindern entstehenden Wirbel verhindern durch Rückströmung ein effektives Abfließen der Wärme.

## 6.1.1.2 DRUCKKÜHLUNG



• Cooling airflow in a pressure cooling system for a horizontally opposed engine installation.

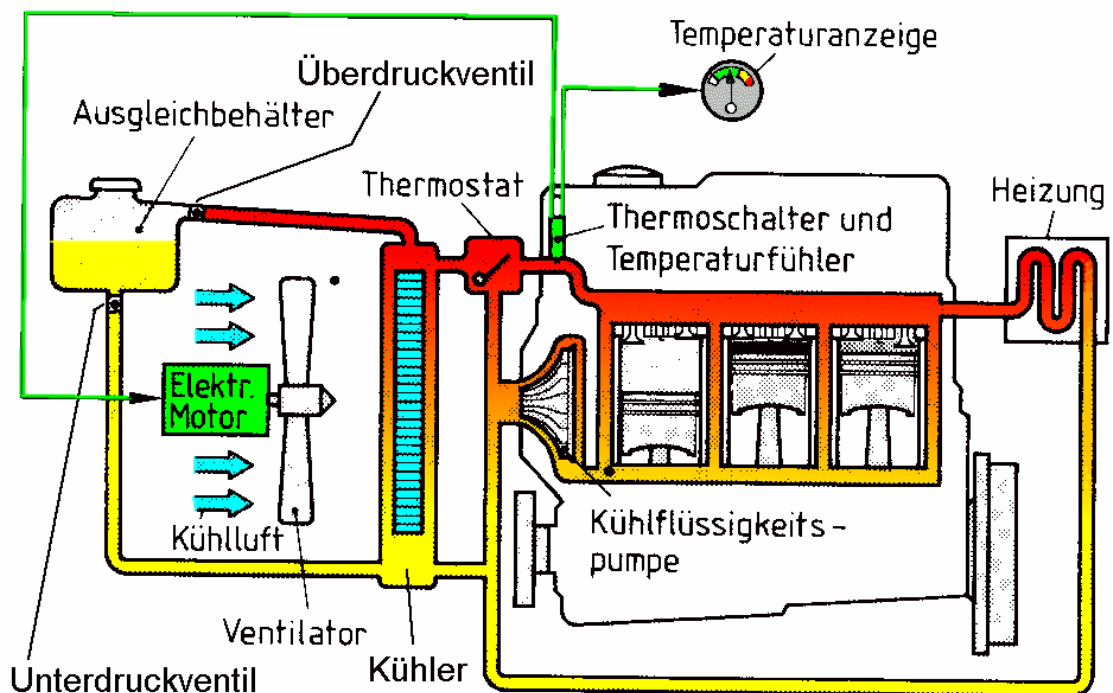
**Moderne Flugmotoren haben höhere Verdichtungsverhältnisse und Drehzahlen als jene der fliegerischen Pionierzeit. Sie produzieren daher auch mehr Wärme, die von einer Geschwindigkeitskühlung nicht mehr ausreichend abgeführt werden könnte. Speziell bei Boxermotoren würden die hinteren, im Windschatten liegenden Zylinder überhitzen.**

**Heutzutage findet daher die Druckkühlung Anwendung. Bei ihr fließt die Luft durch Öffnungen in der Motorverkleidung (Cowling) auf die Oberseite des Motors, wo durch Bleche und Gummidichtungen unter der Motorverkleidung ein Raum, die so genannte Airbox, gebildet wird, in der die Stauluft einen höheren Druck erzeugt. Diese, unter Druck stehende Luft wird dann mittels Leitblechen (Intercylinder Baffels) wirbelfrei um alle Zylinder geleitet.**

**Über eine Klappe (Cowl Flap - meist vom Piloten regelbar) verlässt die heiße Luft dann den Motorraum.**

**Bei Motoren, die am Boden und bei geringen Fluggeschwindigkeiten (z.B. Steigflug) nicht direkt vom Propellerluftstrom gekühlt werden können (Flugzeuge mit Druckpropeller und Hubschrauber), werden Kühlgebläse verwendet.**

## 6.1.2 FLÜSSIGKEITSKÜHLUNG (Liquid Cooling)



### • Flüssigkeitskühlung (KFZ)

Zurzeit gibt es nur sehr wenige, flüssigkeitsgekühlte Flugmotoren am Markt (einige Continental- und alle Rotaxmotoren).

Bei der Flüssigkeitskühlung sind Zylinder und Zylinderkopf doppelwandig ausgeführt. Der Zwischenraum ist mit einer frostsicheren Kühlflüssigkeit gefüllt (ca. 50% Wasser, 50% Alkohol) und so ausgebildet, dass ein Flüssigkeitskreislauf entsteht.

Eine Pumpe versetzt die Kühlflüssigkeit in raschen Umlauf. Dadurch wird erreicht, dass durch die rasche Ableitung der Überschusswärme der Temperaturunterschied zwischen Ein- und Austritt der Kühlflüssigkeit am Zylinder nur etwa 5°- 7°C beträgt. Dadurch werden Wär-



**mespannungen im Material minimiert.**

**Bei kaltem Motor fördert die Pumpe das Kühlmittel im Kühlmantel um die Zylinder. Die Zylinder werden umspült und die Flüssigkeit gelangt über Durchgangsöffnungen in der Kopfdichtung in den Zylinderkopfmantel. Von hier wird sie vom Thermostatventil (Thermostat) direkt zurück zur Pumpe geleitet (kleiner Kreislauf). Dadurch wird der Kühler umgangen und der Motor erwärmt sich rascher.**

**Ist die Betriebstemperatur erreicht, dann wird durch das Thermostat der Kühler in den Kreislauf der Kühlflüssigkeit mit einbezogen (großer Kreislauf). Ist die Heizung eingeschaltet, dann strömt auch ein Teil der heißen Kühlflüssigkeit über den Wärmetauscher der Heizung zurück zur Pumpe.**

**Nun baut sich im Kühlsystem ein Überdruck (etwa 1,5 bar) auf, wodurch sich der Siedepunkt der Kühlflüssigkeit erhöht (auf ca. 120°C). Dadurch wird die Entstehung von Dampf verhindert. Wird die Motortemperatur und somit der Druck zu hoch, entlässt ein Überdruckventil die Flüssigkeit in den Ausgleichsbehälter (geschlossenes System).**

**Nach dem Abstellen des Motors entsteht beim Abkühlen ein Unterdruck im System. Um zu vermeiden, dass dadurch der Kühler einbeult, öffnet ein Unterdruckventil und Flüssigkeit wird aus dem Ausgleichsgefäß nachgesaugt.**

**Die Funktion des Ventilators, nämlich die Aufrechterhaltung der**

**Wärmeabgabe des Kühlers bei Stillstand und geringer Geschwindigkeit, wird beim Flugzeug meist vom Propeller übernommen.**

**Vorteile:**

- **wirkungsvolle und gleichmäßige Kühlwirkung**
- **geringere Überhitzungsgefahr bei hoher Belastung**
- **gute Geräuschkämpfung durch den Kühlmantel**
- **wirkungsvolle und gefahrlose Nutzung der Motorwärme für die Beheizung des Luftfahrzeug-Innenraumes (keine Vergiftungsgefahr durch Auspuffgase)**
- **geringerer Kraftstoffverbrauch, da keine Innenkühlung benötigt wird**

**Nachteile:**

- **höheres Motorgewicht**
- **höherer Bauaufwand und Platzbedarf**
- **Überhitzungsgefahr bei Defekten, Kühlmittelverlust, Wartungsfehlern usw.**
- **höherer Wartungsaufwand**

### **6.1.3 MÖGLICHE PROBLEME IN BETRIEB UND WARTUNG**

**Um bei Motorprüfläufen (Wartung) eine Überhitzung des Motors zu vermeiden, muss unbedingt die für das Funktionieren der Druckkühlung erforderliche Motorverkleidung montiert sein.**

## 6.2 GEMISCHBILDUNGSANLAGE (Fuel Metering System)

Die Gemischbildungsanlage hat die Aufgabe, ein zündfähiges Gemisch aus Benzin (Kohlenwasserstoff) und Luft (Sauerstoff) herzustellen, das möglichst vollständig verbrennt. Dazu müssen sie im richtigen Verhältnis miteinander vermischt werden. Da sich Gase am besten miteinander mischen lassen, wird auch das Benzin durch feines Zerstäuben in eine Art Gasform übergeführt und mit Luft vermischt.

### 6.2.1 KRAFTSTOFF-LUFTVERHÄLTNIS

Damit die Verbrennung im Zylinder ablaufen kann, müssen Kraftstoff- und Sauerstoffmoleküle nahe beieinander liegen. Der zur Verbrennung nötige Sauerstoff wird aus der angesaugten Luft entnommen. Da in der Luft nur etwa 20% Sauerstoff enthalten ist, muss dem Kraftstoff verhältnismäßig viel Luft beigemischt werden.

Für eine chemisch korrekte Verbrennung einer Masse von 1 kg Flugbenzin ist theoretisch eine Luftmasse von 14,8 kg (entspricht einem Luftvolumen von ca. 12 m<sup>3</sup>) erforderlich (stöchiometrisches Gemisch) {Stöchiometrie ist ein Teilgebiet der Chemie, das sich mit der mengenmäßigen Zusammensetzung von chemischen Verbindungen befasst}. Das Kraftstoff-Luftverhältnis beträgt in diesem Falle somit 1:14,8. Ist mehr Benzin im Gemisch vorhanden, dann spricht man von einem reichen Gemisch (z.B. 1:10 bei Startleistung - Flugmotoren dürfen wegen Überhitzungs- und Klopfgefahr bei hoher Leistung nur sehr reich betrieben werden - Innenkühlung). Bei weniger Benzanteil liegt ein mageres Gemisch vor (z.B. 1:16 bei Reiseleistung).

$$\frac{K}{L} = \frac{m_{\text{Kraftstoff angesaugt}}}{m_{\text{Luft angesaugt}}} \quad (1)$$

Der Pilot kann das Kraftstoff-Luftverhältnis mittels Gemischregler im Cockpit den jeweiligen Erfordernissen anpassen (z.B. bei größerer Höhe). Es sind ihm jedoch wegen der Verbrennungsqualität und Zündfähigkeit des Gemisches diesbezüglich Grenzen gesetzt (in Richtung arm und reich)!

Kraftfahrzeugmotoren mit Dreiwegekatalysator benötigen für dessen Funktion immer ein stöchiometrisches Gemisch. Dieses wird durch die Lambdasonde (misst Abgaszusammensetzung) laufend über die Einspritzanlage eingestellt.

## 6.2.2 LUFTVERHÄLTNIS, LUFTZAHL

Das Kraftstoff-Luftverhältnis wird in der Praxis meist durch das Luftverhältnis (Luftzahl)  $\lambda$  ausgedrückt. Wie bekannt, ist für die optimale Verbrennung von einem Kilogramm Kraftstoff eine bestimmte, theoretische Luftmasse erforderlich (14,8 kg). Verändert der Pilot mittels Gemischregler die Kraftstoffzumessung in der Gemischbildungsanlage, dann ist die, im Verhältnis dazu angesaugte Luftmasse um den Faktor  $\lambda$  größer oder kleiner (möglicher  $\lambda$ -Bereich beim Flugmotor ist 0,67 - 1,07).

$$m_{\text{Luft angesaugt}} = m_{\text{Luft theoretisch erforderlich}} * \lambda \Rightarrow$$

$$\lambda = \frac{m_{\text{Luft angesaugt}}}{m_{\text{Luft theoretisch erforderlich}}} \quad (1)$$

- $\lambda = 1..$  entspricht dem chemisch optimalen K/L-Verhältnis (stöchiometrisch)
- $\lambda > 1..$  armes Gemisch (z.B. KFZ-Benzindirekteinspritzer bei Teillast  $\lambda = 2,7!$ )
- $\lambda < 1 ...$  reiches Gemisch (z.B. Startleistung Flugmotor  $\lambda = 0,67$ )

**Übung:** Welchem Kraftstoff-Luftverhältnis entsprechen die Luftverhältnisse 0,67 und 1,07?

$$m_{\text{Luftangesaugt}} = m_{\text{Lufttheoretisch erforderlich}} * \lambda = 14,8 * 0,67 = 9,92 \text{kg} \quad \text{Kraftstoff-Luftverhältnis beträgt } 1: 9,92$$

$$m_{\text{Luftangesaugt}} = m_{\text{Lufttheoretisch erforderlich}} * \lambda = 14,8 * 1,07 = 15,84 \text{kg} \quad \text{Kraftstoff-Luftverhältnis beträgt } 1: 15,84$$

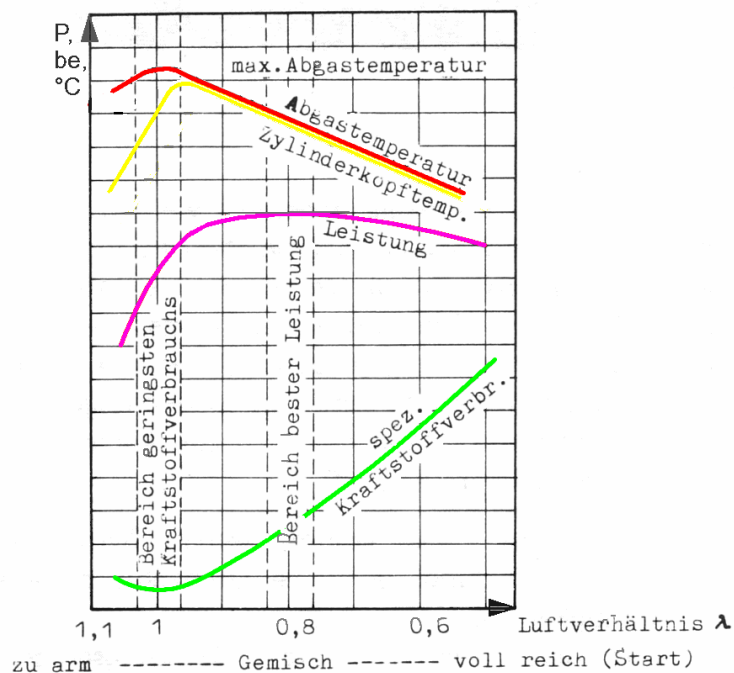
## 6.2.3 SPEZIFISCHER KRAFTSTOFFVERBRAUCH (Specific Fuel Consumption)

Der spezifische Kraftstoffverbrauch ( $b_e$ ) ist der auf die Leistung bezogene Kraftstoffverbrauch. Er ist somit die Kraftstoffmasse (g) den ein Kilowatt eines Motors innerhalb einer Stunde verbraucht. Er ist somit ein Maß für die Wirtschaftlichkeit eines Motors im Vergleich mit anderen. Er gibt aber keine Auskunft über den Kraftstoffverbrauch für eine bestimmte Strecke (l/100km) oder Flugzeit (l/h).

$$b_e = \frac{B}{P} \left( \frac{g}{kWh} \right)$$

**B ....Kraftstoffverbrauch (g/h)**

**P.... Leistung (Nutzleistung) an der Propellerwelle (kW)**



Der spezifische Kraftstoffverbrauch eines Motors ist im Bereich des stöchiometrischen Gemisches am niedrigsten. Ist das Gemisch reicher oder ärmer, dann steigt der spezifische Kraftstoffverbrauch.

z.B. Viertakt-Ottomotor:  $b_e = 285 - 345 \text{ g/kWh}$

Viertakt-Dieselmotor:  $b_e = 190 - 285 \text{ g/kWh}$

**Übung:** Flugmotor Lycoming O-320:

geg:  $P = 112 \text{ kW}$  bei  $2700 \text{ U/min}$

$b_e = 344 \text{ g/kWh}$

$\rho_{\text{Flugbenzin}}$  bei  $15^\circ = 0,72 \text{ kg/dm}^3$

$1 \text{ kg} = 2,204 \text{ lbs}$

ges:  $B \text{ (kg/h, l/h, lbs/h)}$

$$be = \frac{B}{P} \Rightarrow B = be * P = 344 * 112 = 38528 \frac{g}{h} = 38,528 \frac{kg}{h}$$

$$1l_{\text{Flugbenzin}} = 0,72kg \quad | \div 0,72$$

$$\frac{1l_{\text{Flugbenzin}}}{0,72} = 1,389l = 1kg$$

$$1,389l = 1kg \quad | * 38,528$$

$$53,511l = 38,528kg$$

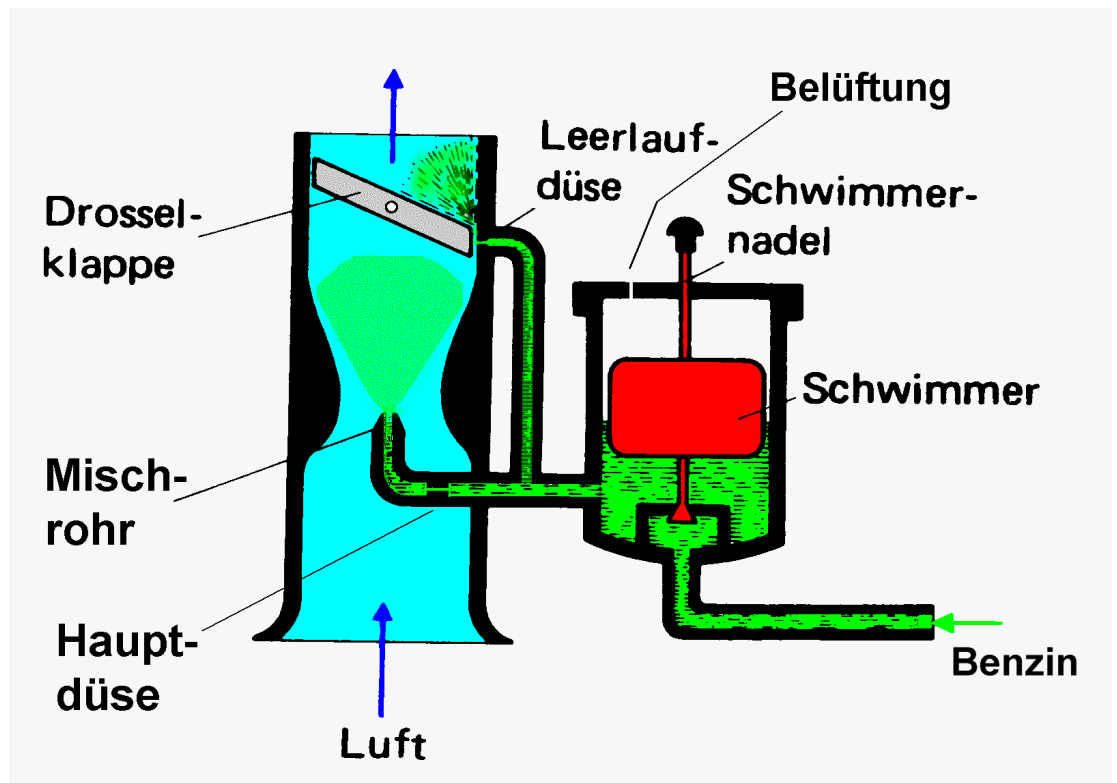
$$B = 38,528 \frac{kg}{h} = 53,511 \frac{l}{h}$$

$$1kg = 2,2046lbs$$

$$B = 38,528 \frac{kg}{h} * 2,204 = 84,916 \frac{lbs}{h}$$

## 6.2.4 VERGASER (Carburetor)

### 6.2.4.1 FUNKTION



Die angesaugte Luft strömt in den Saugkanal ein. Im sogenannten Lufttrichter oder Venturirohr (Rohrverengung) {Giovanni Venturi, italienischer Physiker} steigt die Luftgeschwindigkeit, wodurch der Druck nach Bernoulli {Johann Bernoulli, Schweizer Mathematiker} sinkt. Durch den Unterdruck wird Kraftstoff über das Mischrohr aus der Schwimmerkammer gesaugt und der Luft zugemischt. Die Drosselklappe reguliert die zum Motor gelangende Gemischmenge und somit die Motorleistung.

Der Kraftstoff aus dem Tank tritt über das Schwimmerventil in die Schwimmerkammer ein. Der Schwimmer regelt den Kraftstoffpegel so ein, dass bei stehendem Motor kein Benzin aus dem Mischrohr fließt. Die Schwimmerkammer besitzt eine Belüftungsbohrung, damit das Benzin ungehindert zu- und abfließen kann.

Zum Anlassen des kalten Motors braucht man ein reiches Gemisch (Kraftstoffüberschuss), da an den kalten Saugrohr- und Zylinderwänden Kraftstoff aus dem Gemisch auskondensiert. Ein von Haus aus mageres Gemisch wird dadurch zu mager und ist nicht mehr zündfähig. Zum Anreichern des Gemisches wird beim Kraftfahrzeugvergaser (Rotaxmotoren) die Startklappe ("Choke" {würgen, drosseln}) geschlossen und so die angesaugte Luftmenge verringert. Das dabei entstehende Gemisch wird reicher.



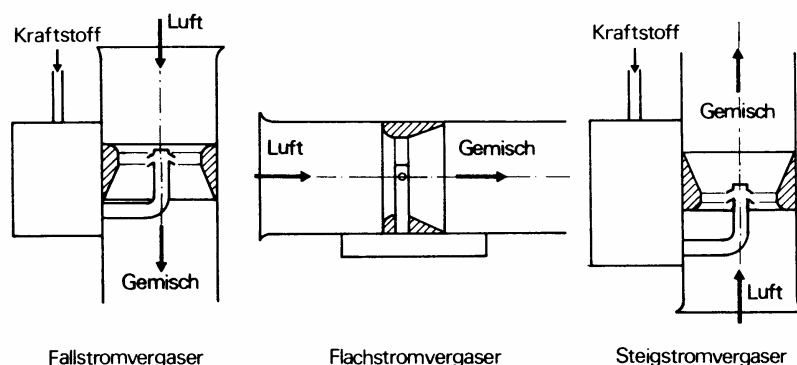
Beim Luftfahrzeugvergaser, der keinen Choke besitzt, wird mittels Hand- oder Elektropumpe ("Primer" {Zünder}) zusätzliches Benzin in den Ansaugkanal vor die Einlassventile gespritzt.

Um bei geringer Drehzahl nicht „abzusterben“, besitzt der Vergaser ein Leerlaufsystem. Im Leerlauf (bei Flugmotoren ca. 600 RPM) ist die Drosselklappe geringfügig geöffnet. Der Luftdurchfluss und somit der Unterdruck im Venturirohr ist so gering, dass aus dem Mischrohr kein Kraftstoff gesaugt werden kann. Der Kraftstoff wird nun über die Leerlaufdüse in die Verengung zwischen Drosselklappe und Saugrohrwand gesaugt (Bernoullieffekt). Dort vermischt er sich mit der, durch den Spalt strömenden Luft und bildet das Leerlaufgemisch.

### 6.2.4.2 BAUARTEN

Folgende Vergaserbauarten finden bei Flugmotoren Verwendung:

- 



**Lycoming und Continental verwenden aus Brandschutzgründen Steigstromvergaser.**

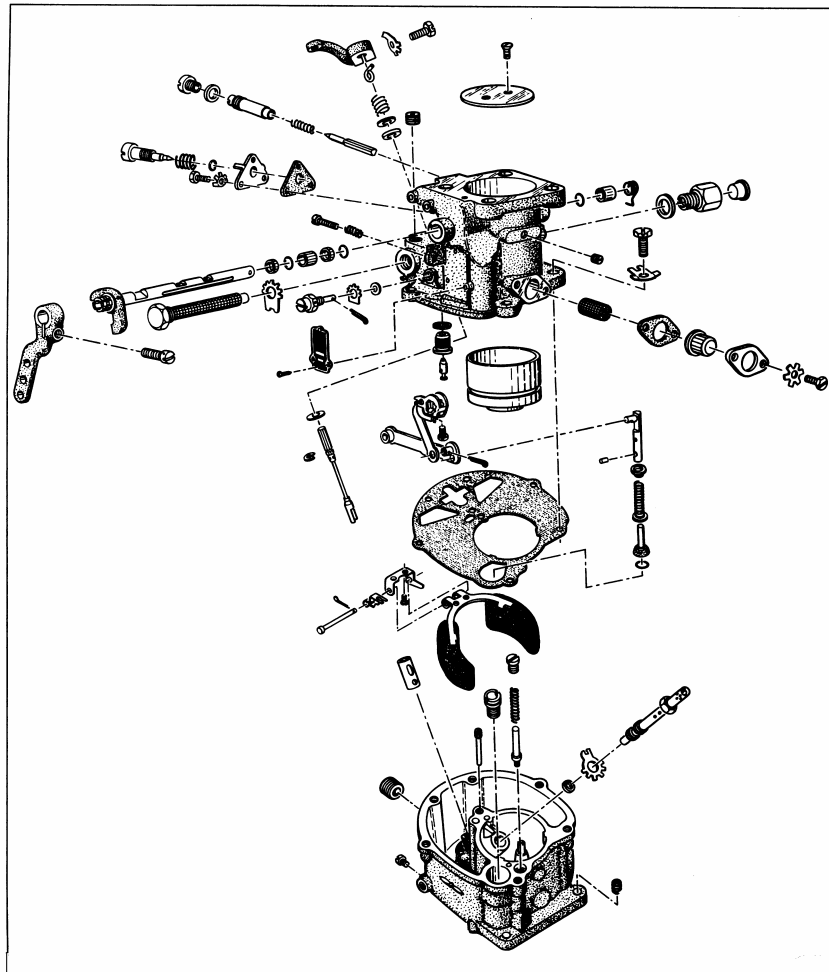
- **Weiters werden die Vergaser noch in Schwimmervergaser (z.B. in Saab Safir) und schwimmerlose Vergaser (Druckvergaser, Membranvergaser oder Einspritzvergaser, z.B. in L19), eingeteilt.**

**Beim Luftfahrzeug-Schwimmervergaser steht der Kraftstoff in der Schwimmerkammer unter Atmosphärendruck (Belüftung). Beim Druckvergaser steht dieser unter dem Überdruck, den die Kraftstoffpumpe erzeugt. Ein Regelsystem sorgt für die korrekte Zumischung des Kraftstoffes zur Luft.**

- **Rotax verwendet Flachstromvergaser aus dem KFZ-Bereich (Gleichdruckvergaser).**

#### **6.2.4.3 SCHWIMMERVERGASER - SYSTEM MARVEL-SCHEBLER**

**Dieser Steigstromvergaser wird heute von der Firma Precision gefertigt. Typische Beispiele sind die Vergaser der Modellreihen MA-2 bis MA-6. Sie bestehen aus folgenden Hauptbauteilen:**

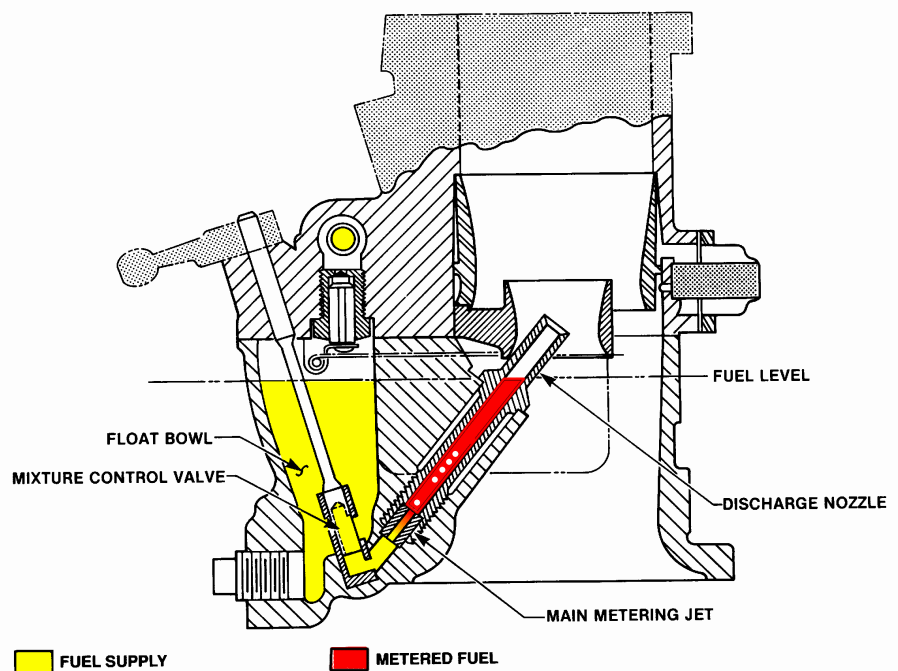


● Exploded view of typical aircraft float carburetor.

- **Schwimmersystem (Float System)**

Die Doppelschwimmerausführung gewährleistet auch bei Schräglage eine korrekte Regelung des Benzinstandes in der Schwimmerkammer.

- **Mischrohr (Discharge Nozzle)**



- *Variable orifice mixture control.*

Dem Mischrohr (Discharge Nozzle) wird Kraftstoff aus der Schwimmerkammer (Float Bowl) über das Gemischregelventil (Mixture Control Valve) und die Hauptdüse (Main Metering Jet) zugeführt. Es besitzt kleine seitliche Bohrungen über die der Kraftstoff mit Luft vermischt wird. Dadurch entsteht schon im Mischrohr ein Luft/Benzinschaum (Emulsion), der dann im Venturirohr optimaler zerstäubt werden kann.

- **Gemischregelung (Mixture Control System)**

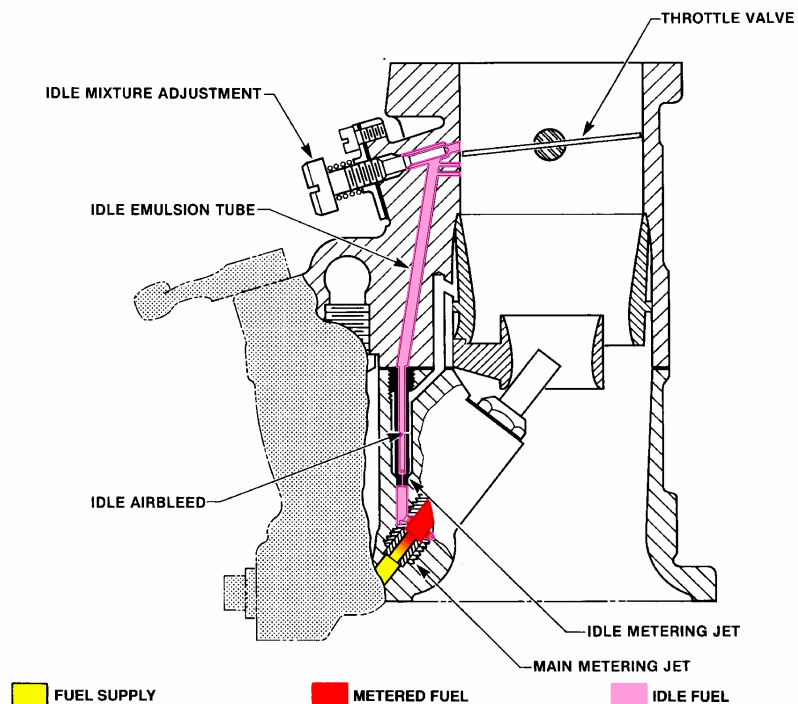
Da die Grundeinstellung der Flugzeugvergaser für Meereshöhe optimiert ist, wird mit zunehmender Flughöhe durch den Sauerstoffmangel das Gemisch zu reich. Die

**Folgen sind rauer Motorlauf und Leistungsverlust (unvollständige Verbrennung). Meist besitzt der Vergaser eine manuelle Gemischregelung, sodass der Pilot das Kraftstoff/Luftverhältnis des Gemisches den jeweiligen Erfordernissen anpassen kann.**

**Beim manuellen Gemischregler (Skizze davor) dreht sich die Gemischreglerwelle im Schwimmergehäuse in einer zylindrischen Führungshülse (Mixture Control Valve). Diese besitzt eine seitliche Bohrung, durch die Kraftstoff fließt. Das Ende der Gemischreglerwelle ist hohlgebohrt und besitzt seitlich einen Schlitz. Je nach Stellung der beiden Öffnungen zueinander, kann mehr, weniger oder kein (Abstellen) Kraftstoff zum Mischrohr fließen.**

**Beim automatischen Gemischregler (zB. MA-4-5AA) wird die höhenabhängige Gemischabmagerung von einem Membrandosensatz gesteuert.**

• **Leerlaufsystem (Idling System)**



• *Typical idling system in a float carburetor.*

Die Kraftstoffzufuhr im untersten Drehzahlbereich (550 - 1000 RPM) wird durch das Leerlaufsystem geregelt.

Erst ab etwa 1000 RPM beginnt, durch den zunehmenden Luftdurchsatz im Vorzerstäuber (kleines Venturirohr), das Mischrohr Kraftstoff zuzusetzen.

Bei weiterem Öffnen der Drosselklappe und zunehmender Drehzahl verringert das Leerlaufsystem, bedingt durch den abnehmenden Unterdruck an den Leerlaufbohrungen, die Kraftstoffabgabe. Bei etwa 1400 RPM beendet das Leerlaufsystem seine Tätigkeit (bei einigen Modellen schaltet ein Ventil das System ab).

Abweichend zum einfachen Leerlaufsystem (Skizze in 6.2.4.1), besitzen die Marvel-Scheblervergaser zwei zusätzliche Leerlaufbohrungen nahe der Drosselklappe. Bei Leerlaufdrehzahl (Drosselklappe fast geschlossen) wird in diese Zusatzbohrungen Luft hineingedrückt (Überdruck). So wird der Luft-/Benzinemulsion, die im Leerlaufkanal fließt, zusätzlich Luft zugemischt (zusätzlich zu der im Leerlaufrohr zugesetzten Luft - Idle Airbleed). Dadurch entsteht, ebenso wie beim Mischrohr (Discharge Nozzle), ein Luft-/Benzinschaum der besser zerstäubt werden kann.

Wird die Drosselklappe leicht geöffnet, fällt der Überdruck an den zusätzlichen Leerlaufbohrungen zusammen (ab ca. 1000 RPM) und es entsteht Unterdruck (die leicht geöffnete Drosselklappe erzeugt eine Verengung im Bereich aller drei Bohrungen). Dadurch wird keine Luft mehr hineingedrückt sondern Benzinschaum über alle drei Bohrungen in den Saugkanal gesaugt. Dies soll verhindern, dass das Gemisch beim Öffnen der Drosselklappe zu sehr verarmt bevor Kraftstoff aus dem Mischrohr gefördert werden kann (1400 RPM).

Durch Verdrehen der Gemischeinstellschraube (Idle Mixture Adjustment) wird das Benzin-Luftgemisch im Leerlauf eingestellt und damit das Leerlaufverhalten bestimmt.

- **Sparsystem (Economizer System) oder Volllastanreicherung (Enrichment System)**

Diese zwei Begriffe werden für ein und dasselbe System verwendet. Um den Reiseflug sparsamer und damit wirtschaftlicher zu gestalten, wird das reiche Volllastgemisch im Teillastbereich (nicht Vollgas), abhängig von der Drosselklappenstellung, automatisch verarmt (Sparsystem).

Dazu wird bei teilweise geöffneter Drosselklappe die Schwimmerkammerbelüftung durch Unterdruck aus dem Saugkanal (Drosselklappennähe) absichtlich behindert. Dadurch fließt weniger Kraftstoff zum Mischrohr.

Eine weitere Methode ist die vermehrte Zusetzung von Vergaserstauluft im Mischrohr. Beides verarmt das Gemisch.

Der umgekehrte Vorgang verhindert das Überhitzen von luftgekühlten Motoren. Bei voll geöffneter Drosselklappe (Vollgas) wird die Schwimmerkammerbelüftung automatisch ganz freigegeben und so das Gemisch angereichert (Volllastanreicherung). Durch den Kraftstoffüberschuss kommt es durch die Verdampfungskälte zur gewünschten Innenkühlung.

**VORSICHT:** Wird dem Flugmotor viel Leistung abverlangt (z.B. Steigflug, Segelflugzeugschlepp), dann



**sollte er nicht, zwecks vermeintlicher Motorschonung, mit Teillast betrieben werden (Gasspitze raus ⇒ Sparsystem eingeschaltet). Durch die fehlende Innenkühlung kann es zum Überhitzen kommen. Um dies zu vermeiden sollte hier mit Vollgas geflogen werden (Gemischregler natürlich „voll reich“).**

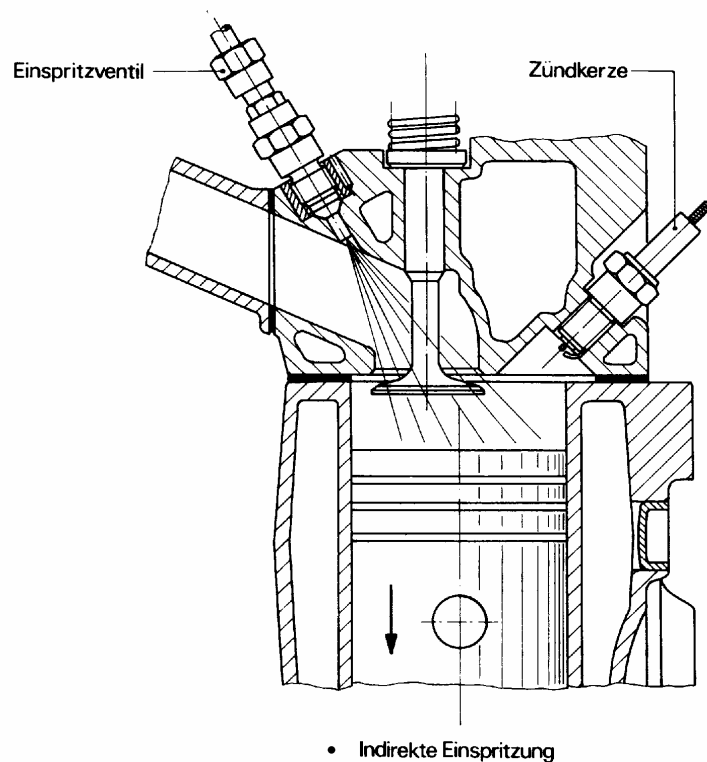
- **Beschleunigungspumpe (Accelerator Pump)**

**Mit jedem raschen Öffnen der Drosselklappe erhöht sich plötzlich der Luftdurchsatz, das Gemisch wird kurzfristig zu arm und der Motor reagiert nicht (Loch). Um die Kraftstoffzumessung diesem Mehrbedarf rasch anzupassen, benötigt man im Vergaser die Beschleunigungspumpe. Der Kolben der Pumpe ist über einen Hebel mit der Drosselklappenwelle verbunden. Wird nun die Drosselklappe geöffnet (Gas geben), wird eine entsprechende Menge Kraftstoff in den Ansaugkanal eingespritzt.**

### **6.2.5 EINSPRITZANLAGE (Fuel Injection)**

**Im Kraftfahrzeugbereich sind elektronisch geregelte Einspritzanlagen in Verbindung mit dem Katalysator in jedem Neuwagen zu finden.**

**Bei Flugmotoren wird die Einspritzmenge noch hydro-pneumatisch geregelt, da aus Gründen der Redundanz bei einer elektronischen Luftfahrzeug-Einspritzanlage die Stromversorgung und wichtige, elektronische Bauteile doppelt vorhanden sein müssten.**



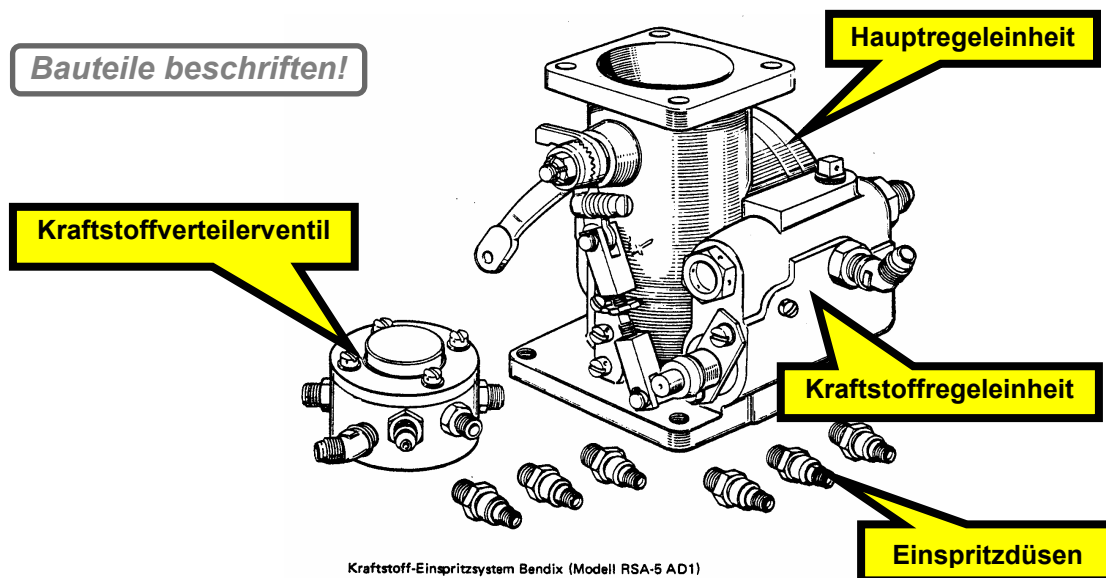
Heute finden bei Flugmotoren vorwiegend Einspritzanlagen der Firmen Bendix (heute von Precision gefertigt) und Continental Verwendung. Dabei wird quasi unterbrochen (intermittierend - Funktion siehe Einspritzdüse) beim Ansaugen (Einlassventil öffnet) in den Einlasskanal vor das Einlassventil eingespritzt (indirekte Einspritzung).

**Vorteile gegenüber Vergaser:**

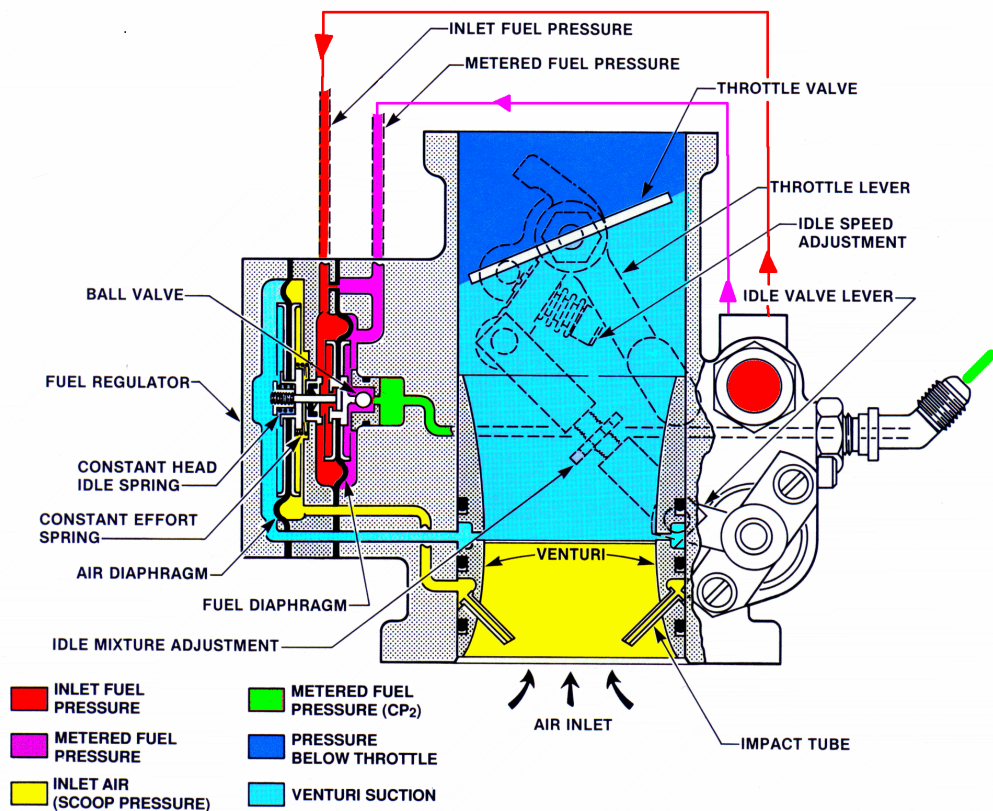
- Jeder Zylinder erhält exakt die gleiche Kraftstoffmenge.
- Keine Vereisungsgefahr an der Drosselklappe, da in ihrer Nähe kein Kraftstoff verdampft.
- Sofortige Ansprache beim Beschleunigen durch den geregelten Kraftstoffdruck an den Einspritzdüsen.

- Zusätzliche Kraftstoff-Einspritzdüsen (Primer) sind für das Anlassen nicht mehr erforderlich.

### 6.2.5.1 EINSPRITZANLAGE - BENDIX RSA-5 AD1



- **Hauptregleinheit (Regulator Unit)**



● *Regulator unit of a Precision Airmotive RSA fuel system.*

Die Kraftstoffdosierung wird, entsprechend der Drosselklappenstellung (Gashebel), vom Luftdurchsatz durch das Venturirohr bestimmt. Sie wird durch den Druckunterschied zwischen dem Gesamtdruck am Reglereingang (gelb) und dem Venturiunterdruck (hellblau) geregelt.

Diese beiden Drücke werden jeweils gegenüberliegend zur Luftmembrane (Air Diaphragm) geführt (beim RSA-5AB1 auch zu einem automatischen Gemischregler, bestehend aus einem heliumgefüllten Dosenbalg, der auf Dichteänderungen im Lufteinlass reagiert und so die Kraftstoffdosierung beein-

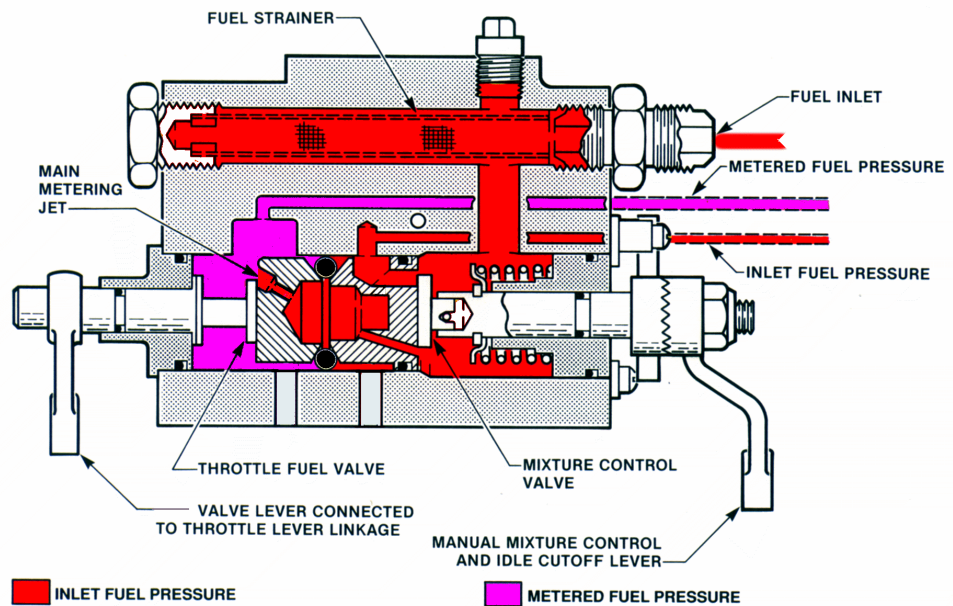
flusst).

Beispielsweise wird beim Öffnen der Drosselklappe (Throttle Valve), durch die größer werdende Druckdifferenz, der Kraftstoffkugelventilstift (Ball Valve) immer weiter geöffnet. Dadurch wird mehr Benzin (Metered Fuel - grün) zu den Einspritzdüsen (Fuel Nozzle) geführt (nur bei konstanter Gemischreglerstellung).

Im Leerlauf reicht die Druckdifferenz an den beiden Membranen nicht aus um das Kugelventil entsprechend zu öffnen. Um den erforderlichen Leerlaufkraftstoff zu den Einspritzdüsen zu liefern, wird das Kugelventil zusätzlich durch die Leerlauffeder (Constant Head Idle Spring), die sich auf der Luftmembrane abstützt und den Stift nach links drückt, leicht geöffnet.

Wird Gas gegeben, zieht nun die Luftmembrane den Kraftstoffkugelventilstift nach links. Dabei wird die Leerlauffeder vollkommen zusammengedrückt und funktionslos. Eine zweite Feder (Constant Effort {Anstrengung} Spring) übt auf die Membrane einen konstanten Gegendruck aus. Dadurch werden ruckartige Bewegungen der Luftmembrane zwischen Leerlauf und Teillast vermieden und eine gleichmäßige Kraftstoffzumessung gewährleistet.

- **Kraftstoffregleinheit (Fuel Control Unit)**



● Fuel control unit of an RSA fuel system.

Zusätzlich zur reinen, leistungsbezogenen Regelung durch die Drosselklappe muss die Kraftstoffzufuhr auch noch höhenabhängig regelbar sein. Weiters wird die Durchflussmenge durch die Hauptdüse (Main Metering Jet) dem jeweiligen Kraftstoffbedarf des Motors angepasst (von Leerlauf bis Vollast). Außerdem muss zum Abstellen des Triebwerkes (Idle Cutoff) die Benzinzufuhr vollständig abgeschaltet werden können.

Zu diesem Zweck enthält die Kraftstoffregleinheit das manuelle Gemischreglerventil (Mixture Control Valve) und das, mit der Drosselklappe verbundene Kraftstoffventil (Throttle Fuel Valve). Die Hauptregleinheit (Regulator Unit) enthält außerdem eine Kraftstoffmembrane (Fuel Di-

aphragm), die ebenfalls das bereits vorhin erwähnte Kugelventil beeinflusst.

Das von der Kraftstoffpumpe geförderte Benzin (Fuel Inlet - rot) gelangt über den Filter (Fuel Strainer), dem manuellen Gemischreglerventil (Mixture Control Valve = Drehschieberventil), der Hauptdüse (Main Metering Jet) und dem Kraftstoffventil (Throttle Fuel Valve = Drehschieberventil) zur Kraftstoffmembrane.

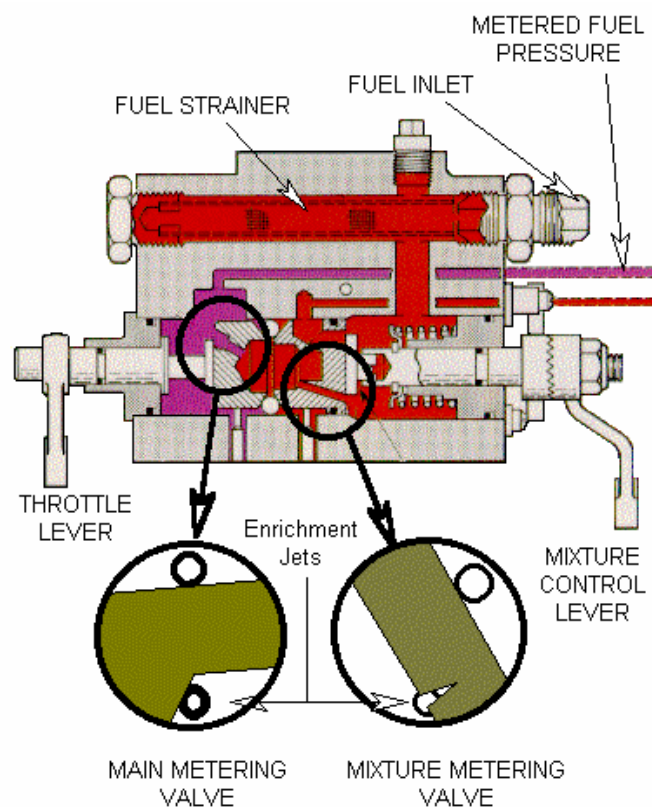
Wird der Gemischregler voll gezogen (Abstellen des Triebwerkes), ist der Zufluss zur Hauptdüse durch das Gemischreglerventil gesperrt. Dadurch wird Kraftstoff (rot) nur noch auf die linke Seite der Kraftstoffmembrane geleitet. In der Folge wird das Kraftstoffkugelventil geschlossen und der Motor stirbt ab.

Wird der Gemischregler gedrückt (reich), strömt die maximale Kraftstoffmenge zur Hauptdüse. Dadurch überwiegt der Druck des dosierten Kraftstoffes (lila) an der rechten Seite der Kraftstoffmembrane und das Kugelventil öffnet.

Die Kraftstoffmenge (Metered Fuel Pressure  $CP_2$  - grün) zur Kraftstoffverteilereinheit wird daher einerseits vom manuellen Gemischregler, samt dem Kraftstoffventil hin-

ter der Hauptdüse (beides beeinflusst die Kraftstoffmembrane) und andererseits vom Luftdurchsatz durch die Hauptregleinheit (beeinflusst Luftmembrane) bestimmt.

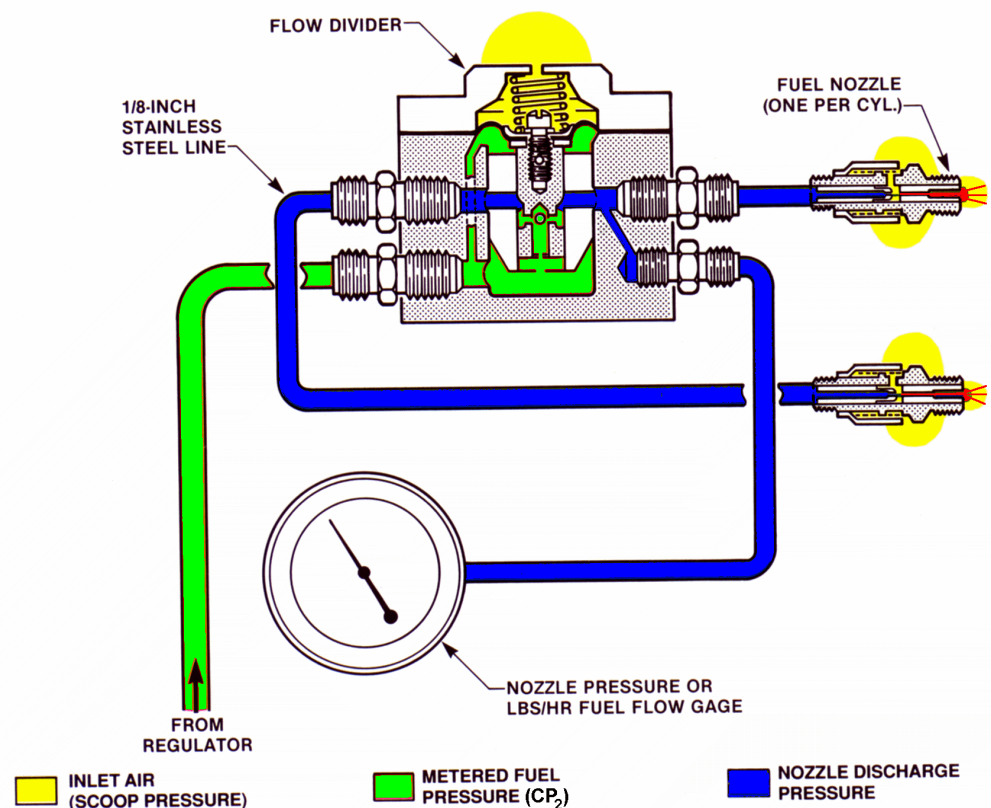
Wird die Drosselklappe in Leerlaufstellung gebracht, dann wird die Hauptdüse durch das, mit der Drosselklappenwelle verbundene Kraftstoffventil größtenteils verdeckt. Dadurch verringert sich der Druck des dosierten Kraftstoffes (lila) an der rechten Seite der Kraftstoffmembrane. Es überwiegt der Kraftstoffeinlassdruck (rot) und das Kugelventil verringert, im Zusammenwirken mit der Leerlauffeder, den Kraftstofffluss soweit, dass er dem Leerlaufbedarf entspricht.





Beide Drehschieberventile (Throttle Fuel Valve und Mixture Control Valve) öffnen in ihren Maximalstellungen (Vollast, voll reich) jeweils eine kleine zusätzliche Bohrung (Enrichment Jets), durch die Überschusskraftstoff für die benötigte Innenkühlung bei hohen Leistungseinstellungen einfließen kann. Um Kraftstoff zu sparen sind bei Teillast diese Bohrungen geschlossen (Vollastanreicherung oder Sparsystem).

- **Kraftstoffverteilereinheit (Flow Divider)**



● *Flow divider for an RSA fuel system.*

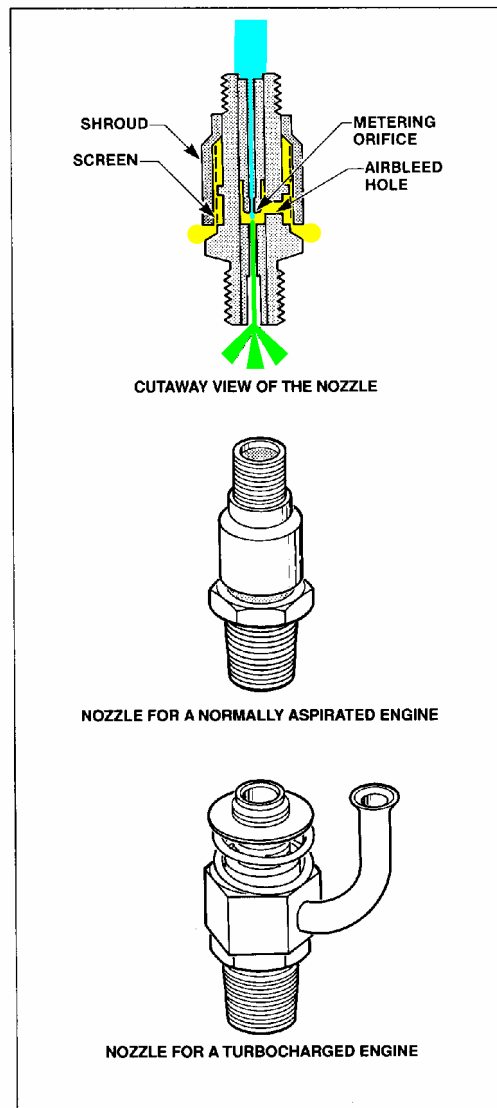
**Die Kraftstoffverteilereinheit hat drei Aufgaben:**

- **gleichmäßige Verteilung des Kraftstoffes zu den Einspritzdüsen**
- **Unterstützung eines gleichmäßigen Leerlaufes**
- **Verhinderung des Nachtropfens beim Abstellen**

**Der von der Regeleinheit kommende Kraftstoff (Metered Fuel Pressure CP<sub>2</sub> - grün) gelangt über eine Bohrung im Gehäuse unter eine Membrane. Diese ist mit einem Ventilkolben verbunden und hebt diesen, abhängig von der Gashebel- und Gemischreglerstellung, an. Dadurch werden veränderliche Schlitze freigegeben und es kann der gerade benötigte Kraftstoff zu den Düsen (Nozzle Discharge Pressure - blau) fließen.**

**Beim Abstellen blockiert der hinuntergehende Ventilkolben die Kraftstoffzufuhr gänzlich (die Belüftungsbohrung im Deckel darf nicht verstopft sein).**

- **Einspritzdüse (Fuel Nozzle, Injection Nozzle)**



• Fuel nozzles for the RSA fuel system.

Es gibt Einspritzdüsen für Saug- und Lademotoren. Beide Düsenarten sind jeweils im Zylinderkopf vor dem Einlassventil montiert. Sie besitzen eine Schutzkappe (Shroud), ein Luftsieb (Screen), eine kalibrierte Bohrung für Kraftstoff (Metering Orifice) und eine Ansaugbohrung für Luft (Airbleed Hole). Durch diese wird Luft aus dem Motorraum mit dem Kraftstoff in der Düse vermischt und es entsteht eine Benzin/ Luftemulsion (Verschäumung), die dann am

Düsenausgang optimal zerstäubt werden kann. Bei der Düse für aufgeladene Motoren wird die Luftbohrung mit Ladedruck beaufschlagt um einen Kraftstoffaustritt zu verhindern.

Der Einspritzdruck beträgt beim Saugmotor nur ca. 0,7 bar absolut. Bei geschlossenem Einlassventil wird durch den höheren Druck im Ansaugkanal ( $>0,7\text{bar}$ , etwa Atmosphärendruck) der zufließende Kraftstoff vorerst in der Düsenkammer gehalten.

Durch den, bei geöffnetem Ventil im Einlasskanal entstehenden, geringen Druck ( $<0,7\text{ bar}$ ), wird verschäumter Kraftstoff aus der Düse gesaugt. Er gelangt, vermischt mit der über die Hauptregleinheit angesaugten Luft, in den Zylinder.

Nach dem Schließen des Einlassventils und der folgenden Druckerhöhung im Ansaugkanal unterbricht die Düse den Einspritzvorgang wieder (intermittierendes {unterbrochen} Einspritzen).

**Achtung: Vorgeschriebenes Anzugsmoment für Düse (60 in.lb) und Anschlussmutter der Leitung (25 - 50 in.lb) beachten!**

## 6.2.6 FLUGBENZIN (AVIATION GASOLINE - AVGAS)

Im Gegensatz zum Kraftfahrzeugbenzin (MOGAS), muss dem hochoktanigen Flugbenzin noch ca. 0,4g/l Bleiverbindung (Bleitetraäthyl) zugesetzt werden um die Klopfestigkeit auch bei hoch verdichtenden Turbomotoren sicherzustellen. Wegen dieser Verbleiung können Flugmotoren keine Katalysatoren verwenden.

**Gefahr: Flugbenzin belastet die Gesundheit, da Blei über die Haut in die Blutbahn gelangt und hat einen Flammpunkt (Temperatur, bei der sich an der Oberfläche bereits ein explosionsfähiges Gemisch bildet) von -25°C. Vorsichtig handhaben und nicht als Reinigungsmittel verwenden!**

Bleifreies, hochoktaniges Kraftfahrzeugbenzin darf nur bei dafür entwickelten Motoren (z.B. Rotaxmotoren) und mit Sondergenehmigung, auch bei einigen kleineren Continental- und Lycomingmotoren verwendet werden. Da jedoch dieses Benzin zur Dampfblasenbildung neigt, müssen gewisse Vorkehrungen getroffen werden um Motorstörungen zu verhindern (Höhen- und Temperaturbeschränkungen, Einbau eines Dampfblasenabscheiders, Erhöhung des Kraftstoffsystemdruckes).

### 6.2.6.1 EIGENSCHAFTEN VON FLUGBENZIN

- geringe Neigung zur Dampfblasenbildung (niedriger Dampfdruck)
- größtmöglicher Reinheitsgrad
- hohe Klopfestigkeit
- niedriger Gefrierpunkt durch geringen Wassergehalt
- gute Lagerbarkeit (Bei Überlagerung besteht die Gefahr

der Bildung von harzähnlichen, klebrigen Fäden „GUM“, der Erhöhung des Wassergehaltes und der Verringerung der Klopfestigkeit)

#### **6.2.6.2 KLOPFFESTIGKEIT (Knock Rating)**

Klopfen oder Klingeln entsteht bei einer zu raschen Verbrennung (fast schon Explosion) des Gemisches bei Volllast (bei sehr niedriger und sehr hoher Drehzahl). Dadurch wird Druck und Temperatur des brennenden Gemisches zu groß und zündet das noch nicht brennende Gemisch vorzeitig. Es laufen starke Druckwellen durch den Brennraum und wenn diese auf Zylinder, Zylinderkopf und Kolben auftreffen wirken sie dort wie Hammerschläge. Dadurch wird vor allem der Kolben thermisch und mechanisch überlastet und es kommt zum Kolbenfresser (Verschweißung).

Durch die Rücknahme der Vorzündung (Verbrennungsdruck sinkt) und Verwendung von Kraftstoffen mit hoher Klopfestigkeit, kann Klopfen vermieden werden.

Ein Maß für die Klopfestigkeit des Benzins ist die Oktanzahl. Je höher der Verbrennungsdruck im Zylinder, desto höher muss die Oktanzahl des Benzins gewählt werden.

**Möglichkeiten der Oktanzahlangabe:**

- **Research Octan Zahl/Number (ROZ/RON)**

Sie wird vorwiegend im KFZ-Bereich verwendet und wird

in einem Prüfmotor (Einzylinder mit verstellbarer Kompression), durch Vergleichen des Benzins mit Testkraftstoff, der aus ISO-Oktan (RON 100) und Normal-Heptan (RON 0) besteht, ermittelt. Dieser (theoretische) Wert wird jedoch im Fahrbetrieb nie erreicht.

Beispielsweise besitzt ein KFZ-Benzin eine Klopfestigkeit von 98 Oktan, wenn es sich im Prüfmotor wie ein Gemisch aus 98 % ISO-Oktan und 2 % Normal-Heptan verhält (z.B. Super-Plus 98 ROZ).

- **Motor Octan Zahl/Number (MOZ/MON)**

Sie wird ähnlich der RON, aber praxisgerechter ermittelt (höhere Drehzahl, Zündverstellung und Gemischvorwärmung beim Prüfmotor). Sie ist daher für ein und dasselbe Benzin um ca. 10 Einheiten geringer als die RON und ist maßgebend für das Verhalten bei großer Motorbelastung.

Sie wird auch für Flugbenzine ermittelt. Als Vergleichskraftstoff verwendet man dazu im Prüfmotor Gemische aus reinem ISO-Oktan (RON 100) mit verschiedenen großen Zusatzmengen an Bleitetraäthyl. Dadurch erhält man auch Oktanzahlen über 100. Man bezeichnet diese dann meist als "Performance Number".

Heute verwendet man weltweit einheitlich das Flugbenzin 100 LL (Low Lead). Nur in Ausnahmefällen werden für Groß-

kunden (Armeen) andere Flugbenzinsorten angeboten.

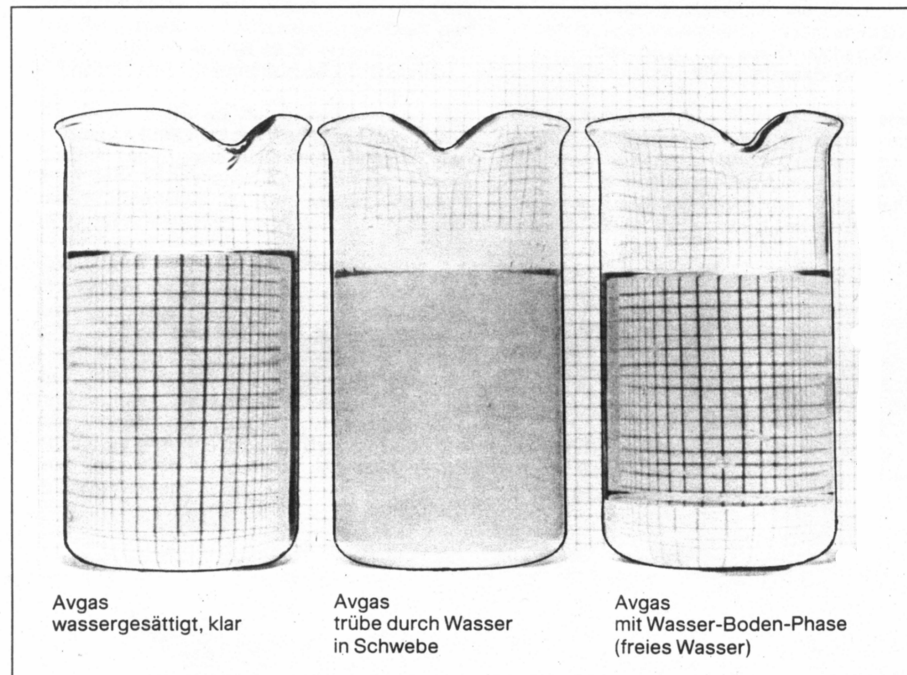
Da Flugmotoren über den Gemischregler (Mixture Lever) mit armen oder reichem Gemisch betrieben werden können, gibt es für Flugbenzin zwei Klopfestigkeitsangaben. So besitzt das Flugbenzin 100 LL (Einfärbung blau) im Reiseflug (arm) 100 Oktan und bei Startleistung (reich) 130 Oktan. Um Verwirrungen zu vermeiden, lässt man jedoch bei der Kraftstoffbezeichnung die zweite Zahl weg.

### **6.2.6.3 WASSERGEHALT**

**Gefahr: Wasser im Kraftstoff kann im schlimmsten Fall einen Motorstillstand verursachen. Dies muss durch laufende Kontrollen der Luftfahrzeugtanks sowie der Betankungsanlagen vermieden werden.**

Wasser ist grundsätzlich immer im Kraftstoff enthalten. Seine Erscheinungsform kann jedoch unterschiedlich sein und entscheidet darüber, ob der Motorlauf gestört wird oder nicht. Es kann in folgenden Erscheinungsformen auftreten:





- **Wassergesättigter Kraftstoff (Gelöstes Wasser)**

Kraftstoff hat die Fähigkeit Wasser zu lösen. Dabei zerfällt das Wasser in seine kleinstmöglichen Bestandteile (Moleküle) und verteilt sich gleichmäßig zwischen den Molekülen des Kraftstoffes. Es entsteht somit eine homogene Vermischung (Emulsion), welche überall die gleiche Wasserkonzentration aufweist. Gelöstes Wasser ist immer im Kraftstoff enthalten.

Die Temperatur ergibt die Sättigungsgrenze (Wasser beginnt auszufallen). Je wärmer der Kraftstoff ist, desto mehr Wasser kann in ihm gelöst sein. Es stört den Motorlauf nicht und verdampft während der Verbrennung im Zylinder.

- **Wasser in Schweben**

Mit sinkender Temperatur beginnt das Wasser auszufallen (Sättigungsgrenze überschritten). Kraftstoff und Wasser sind nun nicht mehr molekülförmig vermischt, sondern das Wasser ist jetzt zu kleinen Tröpfchen zusammengeballt, die gleichmäßig im Kraftstoff verteilt sind. Der Kraftstoff erscheint trübe.

Auch das in Schweben befindliche Wasser verursacht oberhalb des Gefrierpunktes noch keine Störungen des Motorlaufes. Darunter besteht jedoch die Gefahr, dass die Tröpfchen gefrieren und als Eiskristalle den Kraftstofffilter verstopfen.

- **Freies Wasser**

Durch die größere, spezifische Masse (Dichte), welche das in Schweben befindliche Wasser gegenüber dem Kraftstoff besitzt, sinkt dieses zu Boden und setzt sich an den tiefsten Stellen der Leitungen und Tanks ab. Dieses Wasser kann dann in der kritischen Startphase zum Motorausfall führen. Freies Wasser muss unbedingt aus dem Kraftstoffsystem entfernt werden (Wassercheck)!

Freies Wasser gelangt durch folgende Ursachen in den Kraftstoff:

– Durch Absetzen des in Schweben befindlichen Wassers

nach einer bestimmten Zeit.

- **Durch Kondensation der feuchten Luft in den Tanks. Das Kondenswasser schlägt sich an den Wänden der Tanks und an der Kraftstoffoberfläche nieder, von wo aus es schließlich auf den Tankboden sinkt. Die Kondensation kann durch Volltanken nach dem Flugbetrieb minimiert werden!**
- **Durch Betankung von bereits wasserhaltigem Kraftstoff. Betreiber von Tankanlagen müssen dies durch regelmäßige Wartung der Anlage verhindern.**
- **Durch Eindringen von Wasser bei undichten Tankverschlüssen. Dies betrifft vor allem ständig im Freien abgestellte Luftfahrzeuge.**

#### **6.2.6.4 WASSERCHECK**

**Er wird durch Ablassen von Kraftstoffproben aus den Schnellablassventilen der Tanksümpfe in ein durchsichtiges Gefäß durchgeführt, um in den Tanks befindliches, freies Wasser feststellen zu können.**

**Zusätzlich muss auch das Wasser aus der Kraftstoffzuleitung zum Triebwerk abgelassen werden. Zu diesem Zweck ist das Kraftstofffiltergehäuse, das an der tiefsten Stelle der Kraftstoffleitung montiert ist, mit einem Ablassventil versehen.**

Der Wassercheck sollte grundsätzlich vor dem ersten Flug des Tages erfolgen. Zeigt die entnommene Kraftstoffprobe, dass Wasser enthalten ist, muss so lange abgelassen werden, bis nur noch reiner Kraftstoff ausströmt (blau).

### **6.2.7 TURBINENKRAFTSTOFFE (JET PETROL - JET)**

Zivile Luftfahrzeuge mit Turbinentriebwerken verwenden, wegen der geringeren Brandgefahr bei Bruchlandungen, bevorzugt den Turbinenkraftstoff JET A-1. Turbinenkraftstoff gehört zur Gruppe der Kerosine {griechisch: keros = Wachs}. Kerosin ist die Sammelbezeichnung für die bei der Destillation von Erdöl zwischen Benzin und Diesel anfallenden Fraktionen. Es besitzt keine Farbkennzeichnung, hat einen Flammpunkt (Dämpfe entzünden sich) von 38°C und einen Gefrierpunkt von -47°C.

Kerosin kann auch für Luftfahrzeuge mit Dieselmotoren verwendet werden. Wegen der geringeren Schmierfähigkeit des Kerosins, müssen allerdings die Aggregate der Dieselmotoren (z.B. Einspritzpumpe) speziell modifiziert werden.

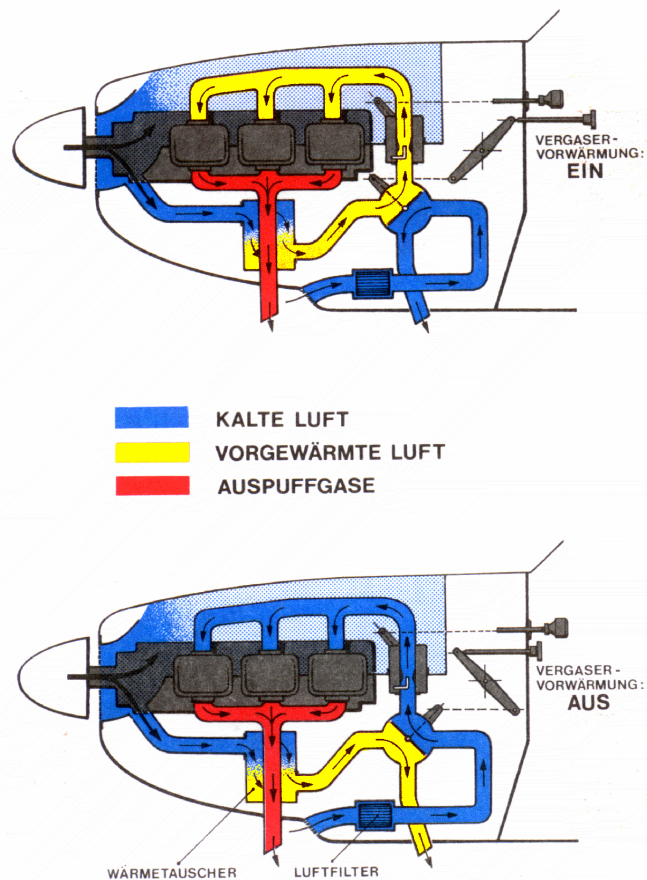
In der Militärluftfahrt wird auch JET B (Wide-Cut Gasolin) verwendet. JET B ähnelt bezüglich seiner Eigenschaften mehr dem Flugbenzin, denn es besitzt einen Flammpunkt von -20 °C und einen Gefrierpunkt von -60 °C.

Außer diesen beiden Kraftstoffarten finden in der Militärluftfahrt

noch Spezial-Kerosine Verwendung. Das JP-5 (High-flash-point Kerosin), das einen besonders hohen Flammpunkt von + 65 °C besitzt, verwendet man beispielsweise auf Flugzeugträgern.

## 6.2.8 ANSAUGLUFTVORWÄRMUNG

### 6.2.8.1 BEI VERGASERMOTOREN



Durch die Verdampfung des Kraftstoffes (Verdampfungskälte) in Verbindung mit dem Druckabfall der Luft im Lufttrichter (Venturirohr – Kälte durch Unterdruck) kühlt sich das Kraftstoff/Luftgemisch im Vergaser stark ab. Die Temperatur des Gemisches kann bis 20° unter die Lufteintrittstemperatur absinken. Der in der Luft immer vorhandene Wasserdampf kon-

**densiert durch die starke Abkühlung.**

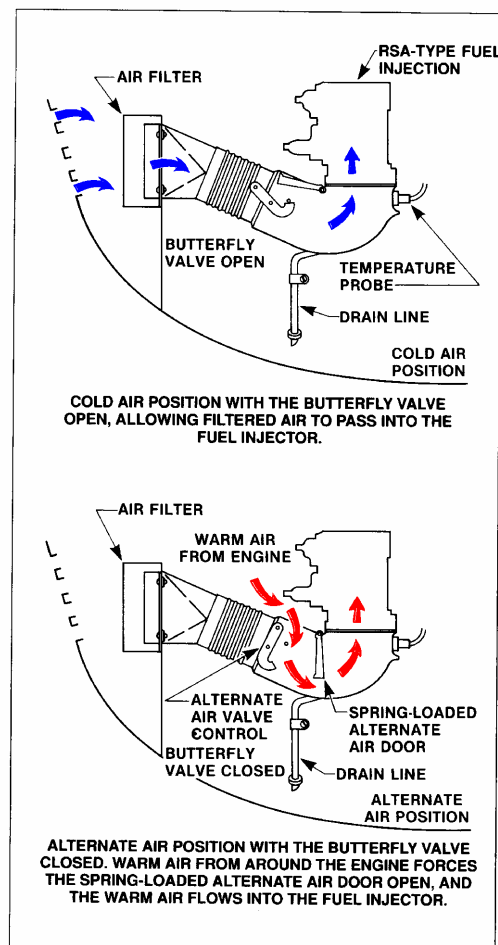
**Sinkt dabei die Temperatur im Lufttrichter bis zum Gefrierpunkt ab, bildet sich Eis. Der Eisansatz im Bereich des Lufttrichters und der Drosselklappe behindert den Gemischdurchfluss. Dies führt zu einem Leistungsverlust und sogar zum Triebwerksausfall.**

**Durch Einleiten von vorgewärmter Luft wird Eisansatz verhindert beziehungsweise vorhandenes Eis abgetaut. Die Luft wird dazu in einem Mantel (Wärmetauscher), der um die heißen Auspuffrohre liegt, vorgewärmt.**

#### **6.2.8.2 BEI EINSPRITZMOTOREN**

**Bei Einspritzanlagen (auch bei Druckvergasern) findet keine Abkühlung durch Verdampfung des Kraftstoffes im Bereich von Lufttrichter und Drosselklappe statt. Der Kraftstoff wird erst im warmen Bereich der Einlassventile der Ansaugluft beigemischt. Eine Vereisungsgefahr besteht üblicherweise nicht.**

**Da jedoch extreme Wettererscheinungen (starker Schneefall, Eisregen) zum Zusetzen des Luftfilters und somit zum Blockieren der Luftansaugung führen können, wird hier ein Umgehungsluftsystem installiert.**



• Alternate air system for an engine equipped with an RSA type fuel injected system.

Der Pilot schließt bei Bedarf im Ansaugschacht eine Klappe (Butterfly Valve). Dadurch entsteht im Ansaugschacht ein Unterdruck und es öffnet sich eine federbelastete Klappe (Spring-Loaded Alternate Air Door). Durch diese Klappe kann warme Luft aus dem Motorraum zum Einspritzsystem oder Druckvergaser strömen.

Das Öffnen der federbelasteten Klappe erfolgt auch automatisch, wenn durch die Verstopfung des Luftfilters der Unterdruck im Ansaugschacht ansteigt.

### 6.3 SCHMIERANLAGE (Lubrication System)

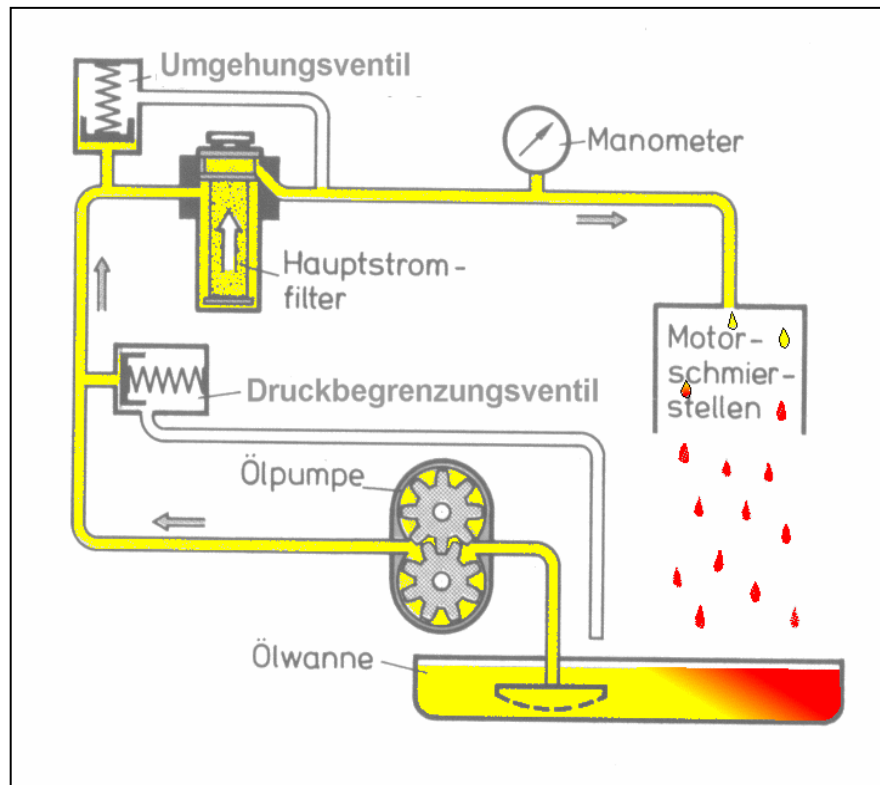
Sie versorgt die Lager- und Gleitstellen des Triebwerkes mit Schmieröl und gewährleistet zusätzlich Kühlung, Abdichtung, Korrosionsschutz und Reinigung. Von einem Ölbehälter (z.B. Ölwanne) wird das Öl durch eine Ölpumpe über einen Ölfilter zu den Schmierstellen (Kurbelwellenlager, Pleuellager, Kolbenbolzenlager, Nockenwellenlager, Stößel, Kipphebel, Zylinder, Zahnräder usw.) gepumpt.

Um einen zu hohen Druckaufbau zu verhindern, ist im Ölkreislauf ein Druckbegrenzungsventil eingebaut, das bei einem eingestellten Druck öffnet und einen Teil des Öles wieder in den Ölsumpf zurückführt.

Um bei einer Verstopfung des Filters einen Ausfall der Schmierung zu verhindern, ist ein Filterumgehungsventil vorgesehen. Oft wird durch einen thermostatgesteuerten Ölkühler das Öl auf günstiger Betriebstemperatur gehalten (min 80°C, max 120°C).



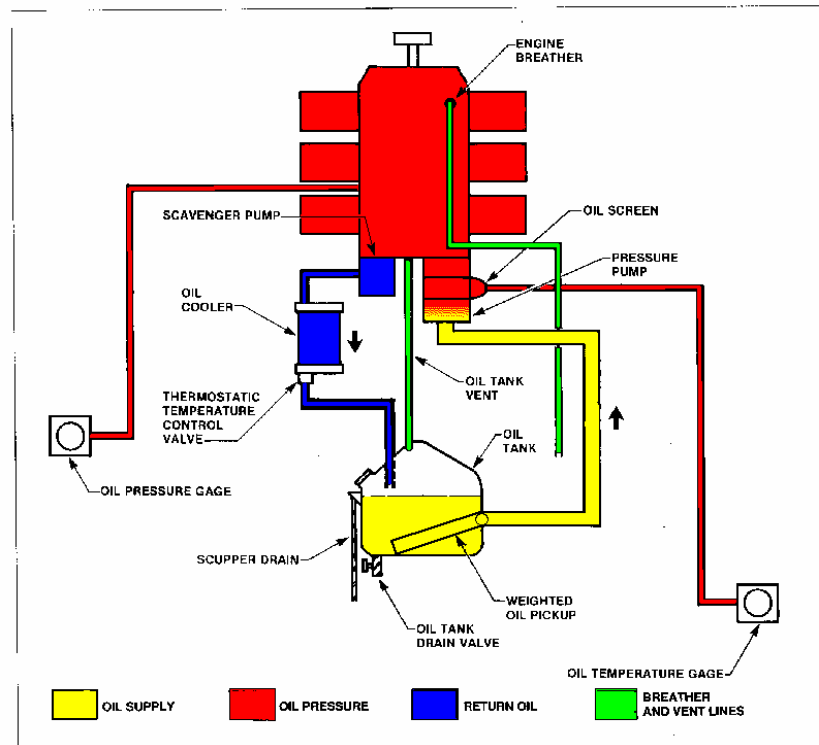
## 6.3.1 NASSUMPFSCHMIERUNG



Die meisten Flugmotoren besitzen diese Art der Schmierung, bei der das Öl in einem Gefäß (Ölwanne, Ölsumpf) an der Unterseite des Kurbelgehäuses gesammelt wird. Von dort wird es zu den einzelnen Schmierstellen gepumpt. Das Rücköl wird von den Schmierstellen durch die Schwerkraft wieder in die Ölwanne gefördert.

Die Funktion dieses Systems ist von der Fluglage abhängig. Fluglagen mit negativen Belastungen führen zum Aussetzen der Schmierung. Kunstflugmotoren mit einem Nassumpf können deshalb das Öl im Rückenflug auch von der dann untenliegenden „Oberseite“ des Kurbelgehäuses ansaugen.

## 6.3.2 TROCKENSUMPFSCHMIERUNG



Motoren mit Trockensumpfschmierung (Sternmotoren, Extremkunstflugmotoren) besitzen einen vom Motor getrennten Öltank und zwei Ölpumpen. Das aus den Schmierstellen austretende Rücköl wird von der Rückförderpumpe (Scavenger Pump) aus dem Ölsumpf des Kurbelgehäuses in einen Öltank gepumpt. Von diesem wird dann das Öl von der Förderpumpe (Pressure Pump) wieder zu den Schmierstellen gepumpt.

Damit die Ölversorgung in jeder Fluglage gewährleistet ist, sitzt im Öltank beispielsweise ein bewegliches Saugrohr (Weighted Oil Pickup).

### 6.3.3 FLUGMOTORENÖLE

Für die allgemein üblichen Flugmotoren der Lycoming- und Continentalserien müssen spezielle Flugmotoröle (Mineralöle oder halbsynthetische Öle) verwendet werden.

Die aus Kraftfahrzeugmotoren entwickelten Motorsegler- und Kleinflugzeugmotoren (z.B. Limbach, Rotax, usw) dürfen nur mit Kraftfahrzeug-Mehrbereichsölen betrieben werden.

**Gefahr:** Werden Luftfahrzeuge mit Motoren auf Kraftfahrzeugbasis nicht mit bleifreiem Kraftfahrzeugbenzin sondern ganz oder teilweise mit Flugbenzin (verbleit) betrieben, kommt es in Verbindung mit vollsynthetischen Kraftfahrzeugölen zu starker Ölschlamm- und Ölschlammbildung. In diesem Fall muss auf mineralisches Kraftfahrzeugöl und/oder kürzere Ölwechselintervalle umgestellt werden.

#### 6.3.3.1 UNLEGIERTES ÖL

Dieses, nach der US Military Specification MIL-L-6082 hergestellte Öl gibt es für verschiedene Außentemperaturen in den Viskositätsgruppen (Fließfähigkeit) W65 (für sehr tiefe Außentemperaturen), W80, W100 und W120 (für sehr hohe Außentemperaturen). Es ist ein Mineralöl und enthält keine Zusätze (Legierungen) z.B. für Verschleißminderung, Korrosionsschutz usw.

Dieses Öl dient nur zum Einlaufen (siehe Punkt 5.5.3) von neuen und grundüberholten Motoren sowie von neuen Zylindern.

### 6.3.3.2 LEGIERTES ÖL

Es ist nach MIL-L-22851, in denselben Viskositätsgruppen wie das unlegierte Öl hergestellt. Es besteht aus Mineralöl und ist legiert (mit Zusätzen versehen), die beispielsweise die Schaumbildung verhindern, die Ölalterung verzögern, die Schmutzteilchen in Schwebelage halten und einen besonders stabilen Ölfilm erzeugen. Dieses Öl hat aber wie alle Einbereichsöle den Nachteil, dass man jeweils im Herbst und im Fröhsommer auf die passende Ölviskosität wechseln muss und wird daher praktisch nicht mehr verwendet.

### 6.3.3.3 HALBSYNTHETISCHES ÖL MIT MEHRBEREICHSZUSÄTZEN

Dieses Öl mit seinem breiten Temperatur Anwendungsbereich kann ganzjährig verwendet werden. Es ist eine Mischung aus Mineralöl und synthetischem Kohlenwasserstoff und trägt die SAE{Society of Automotive Engineers} - Viskositätsbezeichnung 15W{Winter} - 50 (SAE 15  $\cong$  W 65, SAE 50  $\cong$  W 100). Das Öl hat somit im Winter und Sommer die optimale Fließfähigkeit.

## 6.3.4 MÖGLICHE PROBLEME IN BETRIEB UND WARTUNG

- Eine simple Kontrolle der Farbe des Motoröles kann Undichtheiten der Kolbenringe (Blowby) aufzeigen. Normalerweise färbt sich legiertes Öl grau bis dunkelgrau, da es den Motor reinigt und die Verunreinigungen (Verbrennungsrückstände, Ölschlamm usw.) in

**Schwebe hält.**

**Verbrennungsgase, die über undichte Kolbenringe in das Kurbelgehäuse (Ölsumpf) strömen, erhöhen die Öltemperatur und färben das Öl schwarz (bei extremer Undichtheit wird Öl über die Kurbelgehäuseentlüftung herausgedrückt).**

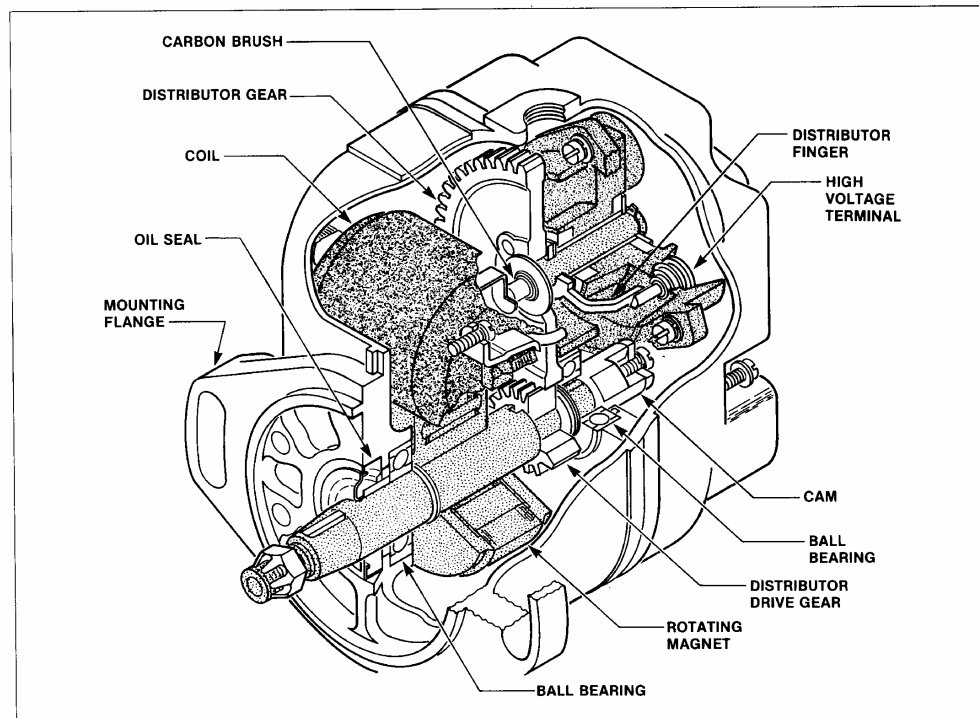
**Eine weitere Ursache der Schwarzfärbung ist eine unvollständige Verbrennung des Gemisches infolge zu reicher Gemischeinstellung. Der dadurch entstehende Ruß färbt Öl und Auspuff schwarz.**

- **Durch regelmäßige Kontrollen des Ölfilters (aufschneiden und mittels Magnet auf Späne kontrollieren) und Laboranalysen des Motoröles, kann man ungewöhnlichen Verschleiß (z.B. Nockenwelle, Stößel) rechtzeitig feststellen.**
- **Für die Einhaltung der korrekten Ölwechselintervalle sind die jeweils letztgültigen Vorschriften der Motorenhersteller zu beachten (z.B. Lycoming Service Instruction No. 1014)**

## **6.4 ZÜNDANLAGE (Ignition System)**

**Ottomotoren benötigen bekanntlich Fremdzündung um das verdichtete Gemisch zum richtigen Zeitpunkt zu entflammen. KFZ-Motoren verwenden dazu die Batteriezündung. Bei ihr kommt der Strom zur Erzeugung des Zündfunken von der Fahrzeugbatterie.**

Bei Flugmotoren wird die Magnetzündung angewendet. Diese erzeugt den Strom selbst und braucht daher zum Funktionieren keinerlei Fremdstromquellen. Dadurch ist ein störungsfreier Betrieb auch bei Ausfall des Generators (ladet die Batterie) oder der Batterie selbst (zB. durch Überhitzung) gewährleistet.



• A flange-mounted rotating-magnet-type aircraft magneto.

Die sogenannten "Zündmagnete" werden von den Firmen SCINTILLA-Bendix und UNISON-Slick hergestellt. Sie sind kleine Wechselstromgeneratoren und enthalten in ihrem kompakten Gehäuse alle Bauteile, die für die Erzeugung der Hochspannung an den Zündkerzen (ca. 18.000 Volt) benötigt werden wie:

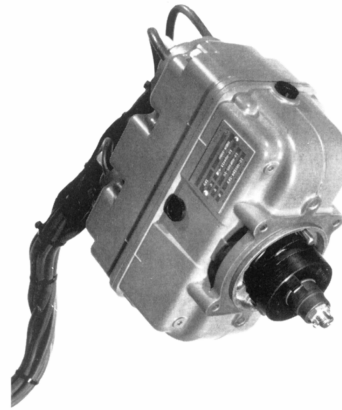
- Permanentmagnetrotor (Rotating Magnet)
- Zündspule (Coil) mit Weicheisenkern
- Unterbrecher
- Unterbrechernocke (Cam)

- **Kondensator und**
- **Verteiler (Distributor)**

**Da es rechts- (Uhrzeigersinn - vom Piloten aus gesehen) und linksdrehende Flugmotoren gibt (2-Mots), gibt es auch rechts- und linksdrehende Magnete (vom Propeller aus gesehen!). Die Drehrichtung ist aus der Typenbezeichnung ersichtlich (zB. S4L = SCINTILLA, 4-Zylindermagnet, Left-hand).**

**In großen Höhen (Turbomotoren) kann der niedrige Luftdruck im Magnetgehäuse und die darin befindliche, stark ionisierte und dadurch leitfähige Luft zum Überspringen des Hochspannungsfunkens an den Verteilerkontakten und somit zu Fehlzündungen führen. Für diese Motoren sind auch druckbeaufschlagte Magnete am Markt (z.B. S6RP = 6-Zylindermagnet, Right-hand, Pressure). Bei ihnen wird laufend Frischluft aus dem Lader über einen Filter (Wasser und Öl) in das Magnetgehäuse gepresst. Die alte Luft wird dadurch über eine Bohrung ins Freie gedrückt.**

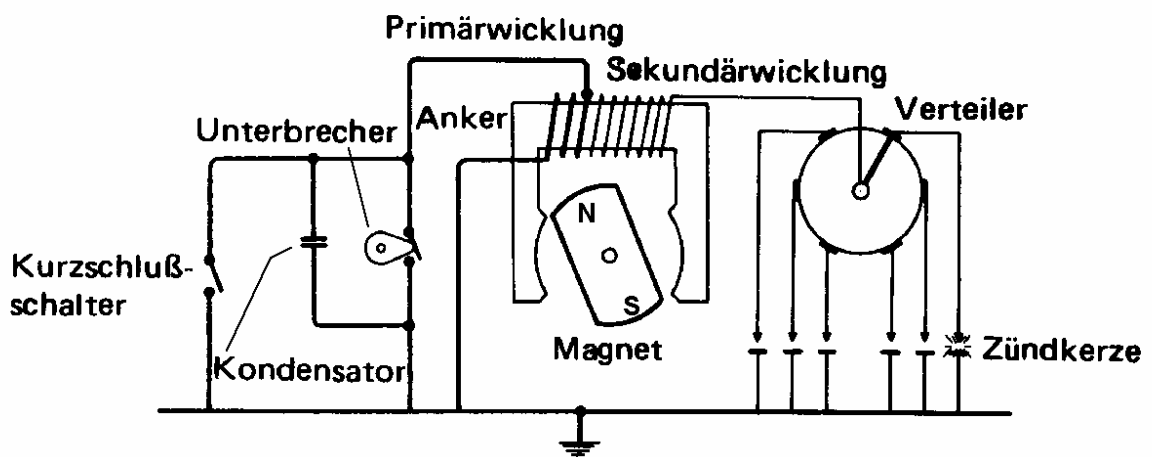
**Abgesehen von Motoren, die in Motorseglern Verwendung finden, müssen Flugmotoren aus Sicherheitsgründen mit einer Doppelzündanlage ausgerüstet sein (2 Zündkerzen pro Zylinder und 2 Zündmagnete). Das Vorhandensein von zwei Zündkerzen verbessert zusätzlich den Verbrennungsverlauf des Gemisches im Zylinder.**



The Bendix D-3000 dual magneto.

Die zwei Einzelmagnete können auch zu einem Doppelmagneten (Bendix Dual Magneto) zusammengefasst sein. In einem Gehäuse sind die elektrischen Komponenten von zwei Magneten untergebracht. Er besitzt jedoch nur eine Antriebswelle und einen Magnetrotor.

### 6.4.1 FUNKTION



Schaltschema einer Magnetzündanlage

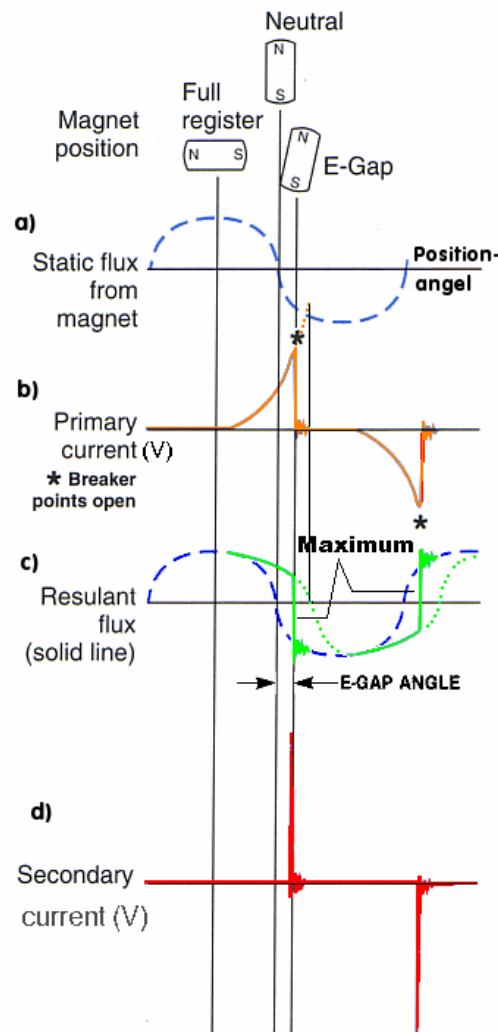
Der Zündschalter (Kurzschlussschalter) im Cockpit hat die Wahlstellungen "AUS" (mit LFZ-Masse kurzgeschlossen), "LINKS" bzw. "RECHTS"



für den jeweiligen Magnet und "BEIDE" für den Normalbetrieb mit beiden Magneten. Die Stellungen "LINKS" und "RECHTS" werden nur zur Funktionsprüfung des Zündsystems verwendet.

Der vom Motor angetriebene Permanentmagnet (Rotor), dreht sich im verlängerten Weicheisenkern der Zündspule (Stator). Die Zündspule ist praktisch ein Trafo und besteht aus der Primärwicklung (dicker Draht und ca. 200 Windungen) und der Sekundärwicklung (dünner Draht und mehrere tausend Windungen) die über den gemeinsamen Weicheisenkern gewickelt sind.

Eine auf der Magnetantriebswelle sitzende Unterbrechernoche öffnet periodisch den Unterbrecher. Die Anzahl der Öffnungen innerhalb eines Arbeitsspieles (2 Kurbelwellenumdrehungen) entspricht immer der Zylinderzahl (z.B. Einzylinder 1 mal, Vierzylinder 4 mal).



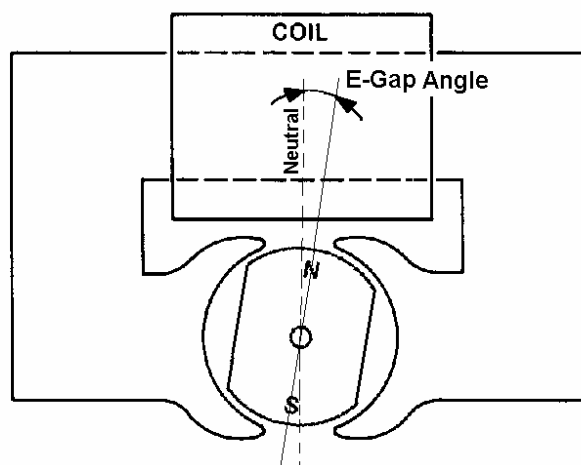
• Relationship between magnet position, static flux, primary current, resultant flux, and secondary voltage in a magneto

Der drehende Magnet erzeugt im Weicheisenkern ein Magnetfeld mit einem sinusförmigen, magnetischen Fluss (Static flux – a, blau). Dieser ist am größten, wenn die Magnetpole bei den Weicheisenkernenden des Stators liegen (Magnet liegt horizontal = Full register).

In der, um den Kern gewickelten Primärwicklung wird nun durch In-

duktion eine Wechselspannung (ca. 200V) erzeugt (Primärstrom, Primary current – b, orange). Diese hat, oberflächlich betrachtet, ihr Maximum im Bereich des Nulldurchganges des magnetischen Flusses (Static flux – a, Magnet steht senkrecht = Neutral), da sich dieser dort durch den Richtungsumschlag am schnellsten ändert.

Der entstandene Primärstrom erzeugt jedoch in der Primärspule ein zusätzliches Magnetfeld (Selbstinduktion - c, grüne und grün gepunktete Linie) mit einem phasenverschobenen magnetischen Fluss. Dieser überlagert sich mit dem ursprünglichen magnetischen Fluss (Static Flux - a) und bildet so den Gesamtfluss (Resultant Flux – c, blaue, grüne und grün gepunktete Linie). Dadurch liegt das Maximum der Spannung des Primärstromes (Primary current – b, Ende der orange gepunkteten Linie) nicht exakt beim Nulldurchgang des magnetischen Flusses (Static flux - a) bei der Neutralposition des Magneten, sondern beim Nulldurchgang des Gesamtflusses (Resultant flux – c, grün gepunktete Linie) einige Winkelgrade danach.



Als optimaler Zeitpunkt zum Öffnen wurde jedoch der "Efficiency Gap Angle" (E-Gap, ca.  $10^\circ$ ) festgelegt, da nur an dieser Stelle der größtmögliche Abfall (Änderung) des Magnetflusses gegeben ist. Aus diesem Grund öffnet der Unterbrecher dann, wenn der Magnet um den E-Gap über die senkrechte Neutralposition hinausgedreht hat (\* Breaker points open - b).

Durch das Öffnen des Unterbrechers wird nun der Strom in der Primärwicklung (ca. 200V) unterbrochen. Dadurch fällt jener magnetische Fluss, der durch die Selbstinduktion entstanden ist, schlagartig auf die Kurve des ursprünglichen magnetischen Flusses (Static Flux, blau - c) ab, der ja vom drehenden Magnetrotor weiterhin erzeugt wird. Dadurch wird in der Sekundärwicklung der Zündspule ein Sekundärstrom mit maximaler Hochspannung erzeugt (18.000 Volt - Secondary current - d).

Der genaue Zeitpunkt der Unterbrechung (Zündzeitpunkt) wird von der Unterbrechernoche gesteuert. Um das Ziehen eines Funkens beim Öffnen des Unterbrechers zu verhindern, ist ein Löschkondensator parallel geschaltet. In diesen fließt der Strom, weil der sich öffnende Unterbrecherkontakt für den Strom einen zunehmenden Widerstand darstellt (Luftspalt). Ist der Kondensator defekt, werden die Unterbrecherkontakte in kurzer Zeit zerstört. Außerdem sinkt die Zündspannung auf zirka 6000 Volt ab, da das Magnetfeld beim E-Gap durch die Funkenbildung nicht abrupt unterbrochen wird.

Die Verteilung des pulsierenden Zündstromes (Sekundärstrom, Secondary current - d) zu den Zündkerzen der einzelnen Zylinder erfolgt durch den Verteiler. Dieser befindet sich ebenfalls im Zündmagnetgehäuse und besteht aus einem rotierenden Metallfinger, der die Hochspannung von einem Kontakt an der Sekundärspule auf die Zündkabelkontakte überträgt. An diesem sind geschirmte Zündkabel (Ignition Lead) befestigt, die dann entsprechend der Zündfolge mit den Kerzen der einzelnen Zylinder verbunden sind (jeder der beiden Magnete versorgt eine Kerze jedes Zylinders). Dort überspringt die Hochspannung den Luftspalt zwischen den Zündkerzenelektroden (Zündfunke) und entzündet das Gemisch.

#### **6.4.2 ZÜNDFOLGE**

Zur Vermeidung starker Motorvibrationen muss eine sinnvolle Reihenfolge der Zündvorgänge an den einzelnen Zylindern (Zündfolge) eingehalten werden (z.B. Lycoming 6-Zyl: 1-6-3-2-5-4, 4-Zyl: 1-3-2-4). Sie ist in das Kurbelgehäuse eingegossen.

#### **6.4.3 ZÜNDABSTAND**

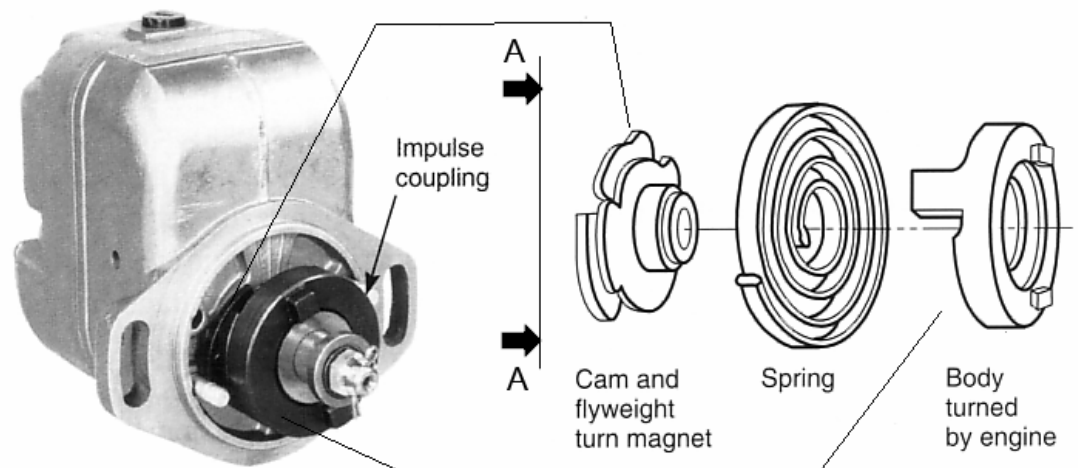
Weiters sind aus Gründen der Laufruhe alle Zündungen eines Motors gleichmäßig auf die zwei Kurbelwellenumdrehungen eines Arbeitsspiels ( $720^\circ$ ) verteilt. Daraus ergibt sich der sogenannte Zündabstand. Er ist jener Winkel, um den sich die Kurbelwelle weiterdreht, bis die Zündung beim nächsten Zylinder erfolgt. So beträgt beispielsweise beim Einzylinder der Zündabstand  $720^\circ$ , beim Zweizylinder  $360^\circ$ ,

beim Vierzylinder 180° und beim Sechszylinder 120°.

## 6.4.4 ANLASSHILFEN

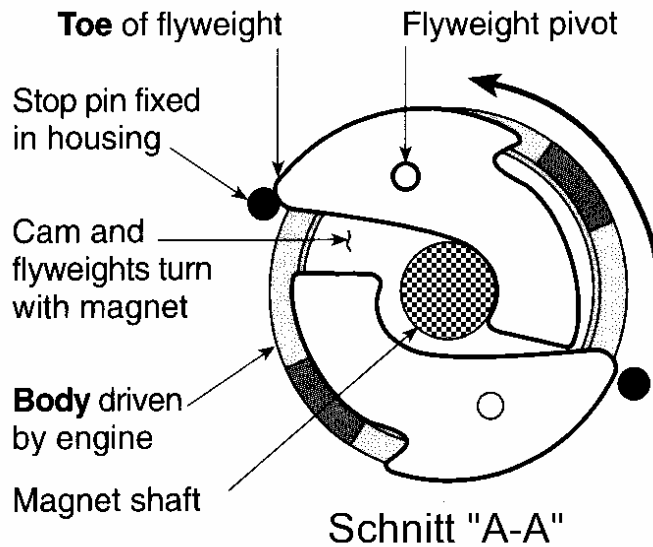
Die Größe des Zündstromes einer Magnetzündung ist drehzahlabhängig. Deswegen ist das Anlassverhalten der Motoren eher schlecht, da bei der geringen Anlassdrehzahl der Magnete, besonders bei schwacher Starterbatterie, der Zündfunke nicht sehr kräftig ist. Dies kann durch entsprechende Anlasshilfssysteme verbessert werden.

### 6.4.4.1 SCHNAPPKUPPLUNG (Impulse Coupling)



• Magneto with an impulse coupling on its magnet shaft

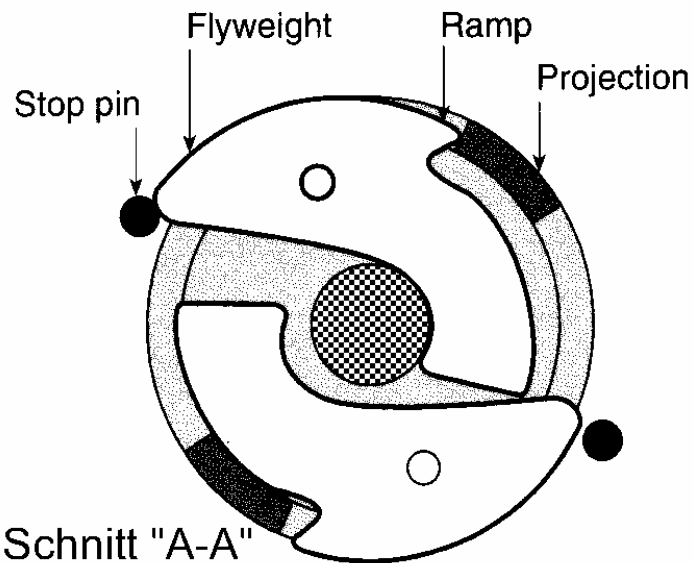
• The cam, spring, and body of an impulse coupling



**When starter begins to rotate engine**, toe of upper flyweight contacts the stop pin and holds magnet. The body turns and winds up spring between cam and body.

- *The impulse coupling as the starter begins to rotate the crankshaft*

**Dieses System wird am häufigsten angewendet. Die Schnappkupplung verbindet die Magnetantriebswelle mit dem Hilfsgeräteantrieb des Motors. Bei langsamer Drehung des Magneten bleibt die Vorderkante eines Fliehwichtes (Toe of flyweight - wird durch die Schwerkraft oder einer kleinen Spiralfeder nach außen gedrückt) an einem Stoppstift (Stop pin) hängen. Der Antriebskörper (Body) dreht sich bei stillstehendem Magnet weiter und zieht eine starke Spiralfeder (Spring) auf.**



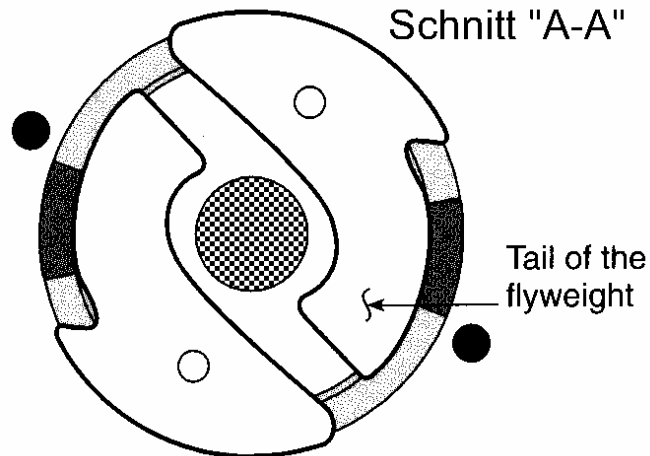
Schnitt "A-A"

**When piston is near top center, the projection on body presses against ramp on flyweight and forces it away from stop pin. The spring spins magnet and produces a hot, retarded spark to start engine.**

- *The impulse coupling at the point the spring is released*

**Dann wird das eingeklinkte Fliehwicht am oberen Totpunkt durch die Rückstellklaue (Projection) des Antriebskörpers mechanisch wieder vom Stoppstift weggedrückt. Die Spiralfeder entspannt sich ruckartig und verdreht die Fliehwichtshalteplatte (Cam), die als einziger Teil mit der Magnetantriebswelle verbunden ist, bis zum Anschlag. Dadurch beschleunigt der Magnetrotor ruckartig und erzeugt einen starken Zündfunken.**





**When engine is running**, centrifugal force acting on the tail of flyweights holds them out so toe does not contact stop pin. The engine drives magneto so it produces a normal advanced spark.

- *The impulse coupling when the engine is running*

Läuft der Motor, dann werden die langen Enden (Tail) der Fliehkörper durch die jetzt große Fliehkraft nach außen gedrückt. Ihre Vorderkanten können daher an den Stoppstiften nicht mehr einklinken. Die noch unter Spannung stehende Spiralfeder hält nun die Fliehkörperhalteplatte immer am Anschlag, sodass eine starre Verbindung zwischen Antriebskörper und Magnetrotor besteht.

Außerdem darf beim Anlassen (geringe Motordrehzahl) das Gemisch nicht vor dem oberen Totpunkt gezündet werden (keine Vorzündung). Normalerweise hat der Magnet jedoch zirka 20° Vorzündung eingestellt. Dies ist erforderlich um bei höheren Drehzahlen (hohe Kolbengeschwindigkeit und

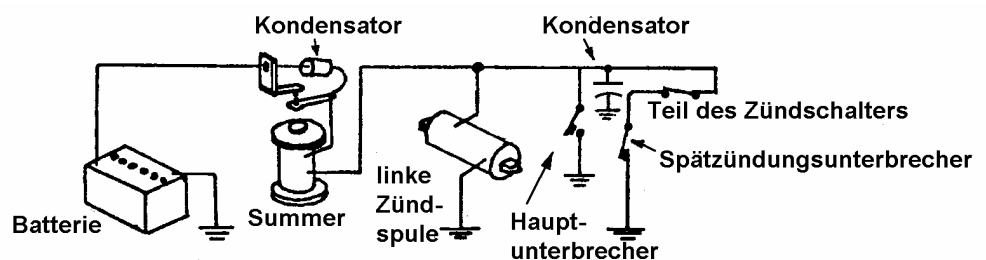
Zündverzug des Gemisches) den Verbrennungsdruck voll wirksam werden zu lassen, wenn der Kolben knapp den OT überschritten hat.

In der Anlassphase würde jedoch der langsam hinaufgehende Kolben durch die Vorzündung kräftig abgebremst werden und der Motor "zurückschlagen". Eine Beschädigung des Startergehäuses wäre die Folge. Die Schnappkupplung verschiebt daher, durch ihre Aufziehphase, den Zündzeitpunkt zum OT.

**ACHTUNG: Oft besitzt nur der linke Magnet eine Schnappkupplung. Bei alten Zündschaltern (extra Startknopf) zum Anlassen Zündschalter immer auf diesen Magnet stellen!**

#### 6.4.4.2 SUMMER (Starting Vibrator, Shower of Sparks)

Manchmal reicht ein einzelner, starker Funke nicht aus um größere Kolbentriebwerke zuverlässig anzulassen. Die Firma Bendix bietet Magnete an, die beim Anlassen einen "Zündfunkenschauer" (200 Funken/Sek.) am OT jedes Verdichtungsstaktes abgeben.



**Dies erfolgt durch den Summer, einer Art Klingel, die beim Anlassen einen, von der Batterie gespeisten Gleichstromkreis in rascher Folge unterbricht. Dadurch fällt auch in rascher Folge das Magnetfeld in der Primärwicklung der Zündspule ab. Dies bewirkt in der Sekundärwicklung die Entstehung von Hochspannungsimpulsen, die im Zylinder den Zündfunken erzeugen (Sekundärstromkreis in Skizze nicht dargestellt).**

**Um die für das Anlassen nötige Spätzündung zu ermöglichen, sind im linken Magnet zwei Unterbrecher eingebaut. Der übliche Hauptunterbrecher (Frühzündungsunterbrecher) und der Spätzündungsunterbrecher zum Anlassen. Der Spätzündungsunterbrecher wird durch eine eigene Nocke am OT geöffnet (in Skizze nicht dargestellt). Im Zündschalter ist ein Kontakt eingebaut, der beim Anlassen beide Unterbrecher parallel schaltet.**

**Solange der Spätzündungsunterbrecher geschlossen ist, fließt der pulsierende Gleichstrom des Summers nicht über die Zündspule (hoher Widerstand), sondern über den geschlossenen Spätzündungsunterbrecher an Masse (auch ein öffnender Hauptunterbrecher ändert daran nichts). Es werden also solange keine Zündfunken erzeugt, bis nach dem Hauptunterbrecher, auch der Spätzündungsunterbrecher geöffnet wird (beide offen). Erst dann fließt der pulsierende**

Gleichstrom über die Primärwicklung der Zündspule und Hochspannungsimpulse entstehen. Diese werden über den Verteiler zu den Zündkerzen geführt.

Sobald der Motor läuft (Zündschalter auf "Beide") werden Spätzündungsunterbrecher und Summer vom Stromkreis getrennt und der Masseschluss vom rechten Magnet aufgehoben (besitzt keine Anlasshilfe).

#### **6.4.4.3 ELEKTRONISCHE ANLASSHILFE (System UNISON SlickSTART)**

Bei diesem, auch nachrüstbarem System handelt es sich um einen wartungsfreien, vollelektronischen Hochleistungssummer, der auch zusätzlich zur vorhandenen Schnappkupplung installiert werden kann.

### **6.4.5 AUTOMATISCHE ZÜNDZEITPUNKTVERSTELLUNG**

Der Zündzeitpunkt muss zeitlich so gewählt werden, dass der höchste Verbrennungsdruck kurz nach OT entsteht. Die Zeit vom Entzünden des Gemisches bis zum Erreichen des höchsten Verbrennungsdruckes beträgt zirka 2 Millisekunden.

Beim KFZ wird daher, abhängig von der Motordrehzahl (bei hoher Drehzahl erreicht der Kolben schneller den OT ⇒ mehr Vorzündung) und abhängig von der Motorbelastung (wenn Drosselklappe teilweise offen = Teillast ⇒ wenig und auch mageres Teillastgemisch im Zylinder ⇒ langsame Verbrennung da Moleküle weit auseinander ⇒

mehr Vorzündung) automatisch der optimale Zündzeitpunkt eingestellt.

Dies kann mechanisch erfolgen, indem der Öffnungszeitpunkt des Unterbrecherkontaktes mittels Fliehgewichte (drehzahlabhängig) und Unterdruckversteller (lastabhängig - gesteuert durch Vergaserunterdruck in Abhängigkeit der Drosselklappenstellung) verändert wird. Dies bewirkt in Summe eine, der jeweiligen Verbrennungsgeschwindigkeit des Gemisches angepasste, Änderung des Zündzeitpunktes.

Genauer arbeitet jedoch eine elektronische Zündverstellung. Sie kann tausende, den momentanen Betriebsbedingungen des Motors angepasste Zündzeitpunkte (Zündkennfeld) aus einem Chip abrufen.

Da Flugmotoren über lange Zeit mit konstanter Leistungseinstellung fliegen (bei zirka 75% der Höchstleistung), wird meist auf Zündzeitpunktverstellung und elektronische Zündung verzichtet (ausgenommen Anlassen, siehe 6.4.4.1). Da dadurch nicht bei allen Betriebsbedingungen ein optimaler Verbrennungsablauf gegeben ist (nur bei Vollast), verschlechtert sich der Wirkungsgrad des Motors.

#### **6.4.6 ELEKTRONISCHES ZÜNDSYSTEM**

Im Kraftfahrzeugbereich, wo die Sicherheitsforderungen ja geringer sind, sind elektronische Zündungen (Kennfeldzündung) längst Stand der Technik. Für Lycoming- und Continental - Flugmotoren ist ein derartiges System der Firma UNISON-Slick, das "LASAR" - Ignition

**System, am Markt.**

**Dieses System besteht aus einer elektronischen Steuerbox und zwei speziellen "Dual Mode" - Magneten. Diese sind äußerlich den üblichen Magneten ähnlich und an gleicher Stelle am Triebwerk montiert. Im Normalbetrieb werden sie von der Steuerbox durch einen Prozessor angesteuert. Bei Ausfall der Elektronik oder wenn sich der Zündschalter in den Stellungen "Left" oder "Right" befindet, arbeiten die Magnete traditionell.**

**Vorteile der elektronischen Zündung:**

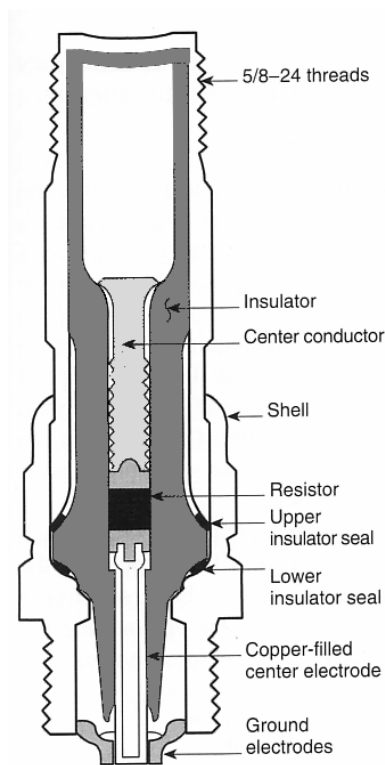
- **stärkerer Zündfunke**
- **automatische Zündzeitpunktverstellung**
- **geringerer Benzinverbrauch im Reiseflug**
- **geringere Abgastemperatur**
- **geringere Vibrationen**
- **besseres Anlassverhalten**
- **erweiterbar (elektronisch gesteuerte Abmagerung des Gemisches, Motordiagnose, elektronische Propellersteuerung, Datenübertragung an die Triebwerksinstrumente).**

#### **6.4.7 ZÜNDKERZE (Spark Plug)**

**Für Flugmotoren gibt es spezielle Zündkerzen. Sie liefern die Hochspannungsfunken zum Zünden des Gemisches. Die heute in den verschiedenen Triebwerkstypen eingebauten Kerzen haben unterschiedliche Kerzenhalsformen, Gewindelängen, Wärmewerte und Elektro-**

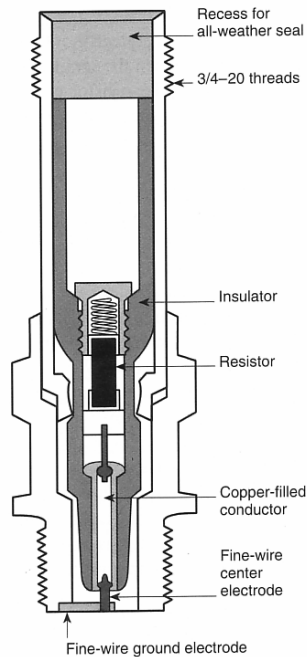
den Ausführungen. Flugmotorenkerzen werden hauptsächlich von den Firmen "CHAMPION" und "UNISON-Autolite" hergestellt. Rotax verwendet Kraftfahrzeugkerzen und -kerzenstecker.

### 6.4.7.1 KERZENHALSFORM (Barrel Style)



• A massive-electrode spark plug with a 5/8-24 shielding

Zündkerzen von Luftfahrzeugen sind durch einen Metallmantel abgeschirmt, um ein Stören der Avionik durch die Zündimpulse zu vermeiden. Bei Kerzen für ältere Luftfahrzeug-Motoren reicht der Isolator (Insulator) innen fast bis an den oberen Rand. Sie haben ein 5/8"-24 Gewinde für die Befestigung des Zündkabelsteckers (SW 3/4").



• A fine-wire electrode spark plug with 3/4-20 shielding

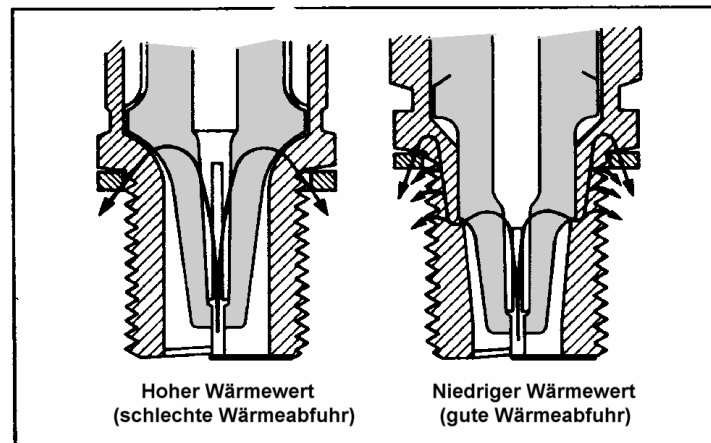
Eine für die kommerzielle Luftfahrt entwickelte Kerzenvariante hat einen Keramikisolator, der zirka 1cm unterhalb des oberen Kerzenrandes endet. Dadurch wird die Kerze mit Hilfe eines speziellen Zündkabelsteckers besser gegen Umwelteinflüsse abgedichtet. Die Kerze wird als "All Weather Spark Plug" bezeichnet und hat ein 3/4"-20 Zündkabelgewinde (SW 7/8").

Um Avionikstörungen zu vermeiden, verwendet man geschirmte Zündkabel. Diese Kabelart lädt sich jedoch unter Hochspannung auf wie ein Kondensator. Bei abfallender Hochspannung verlischt dadurch der Zündfunke durch das sich entladende Zündkabel (Kondensator) nur langsam. Dieses sogenannte "kapazitive Nachzünden" führt zu einem starken Abbrand der Elektroden. Ein Widerstand (Resistor),



der in der Mittelelektrode der Zündkerze eingebaut ist und bei sinkender Sekundärspannung wirksam wird, verhindert dieses kapazitive Nachzünden großteils.

### 6.4.7.2 WÄRMEWERT (Heat Rating)

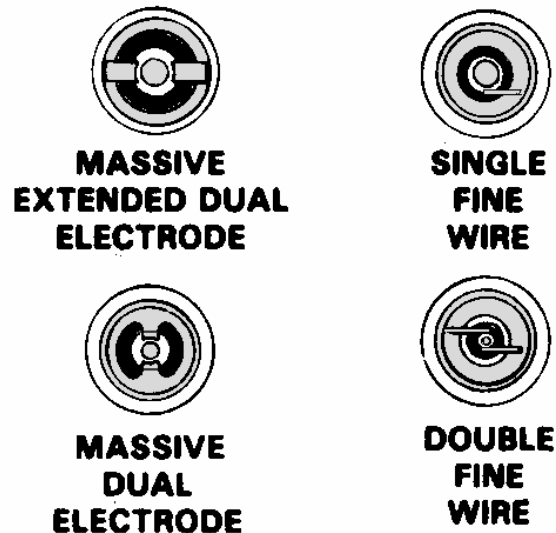


Er ist das Maß für die Wärmeübertragung von der Kerze zum Zylinderkopf. Die Zündkerze muss jenen Wärmewert besitzen, der einerseits die Selbstreinigung durch genügend hohe Kerzentemperatur gewährleistet und andererseits Glühzündungen durch zu heiße Kerzen verhindert.

Maßgeblich für die Kerzentemperatur ist die Länge des wärmeabführenden Stromisolerkörpers im Bereich des Kerzengewindes. Eine lange Isolatornase behindert die Wärmeabfuhr in den Zylinderkopf (heiße Kerze) eine kurze erleichtert sie (kalte Kerze).

### 6.4.7.3 ELEKTRODENAUSFÜHRUNGEN

Bei den Elektroden unterscheidet man zwischen der Mittel-  
elektrode, die mit der Zündkabelseele verbunden ist und  
den Masseelektroden, welche mit dem Kerzengewinde und  
somit mit der Flugzeugmasse verbunden sind.



Kerzen mit massiven Doppelelektroden werden am häufigsten verwendet. Kerzen mit Feindraht-Masseelektroden (außen goldfarbig) erzeugen schon bei geringen Zündspannungen brauchbare Funken. Durch die offene Bauweise lagern sich bei ihnen und auch bei den Kerzen mit verlängerten (extended), massiven Doppelelektroden weniger Verbrennungsrückstände ab.

### 6.4.7.4 ZÜNDKERZENBEZEICHNUNG (Champion)

<p><b>① Widerstand</b>  <b>Frei</b> - kein Widerstand eingebaut  <b>R</b> - Widerstand (zur Vermeidung starker Elektrodenabnutzung)</p> <p><b>② Kerzenhalsform</b>  <b>E</b> - Abschirmung mit 5/8"-24 Zündkabelsteckergewinde  <b>H</b> - Abschirmung mit 3/4"-20 Zündkabelsteckergewinde ("All Weather Plug")</p> <p><b>③ Gewindedurchmesser, Gewindelänge, Schlüsselweite</b></p> <table border="0"> <tr> <td><b>B</b> -</td> <td>18 mm</td> <td>13/16" (ca. 20mm)</td> <td>7/8"</td> </tr> <tr> <td><b>M</b> -</td> <td>18 mm</td> <td>1/2" (ca. 12,7mm)</td> <td>13/16"</td> </tr> <tr> <td><b>U</b> -</td> <td>18 mm</td> <td>1 1/8" (ca. 28,5mm)</td> <td>7/8"</td> </tr> </table> <p><b>④ Wärmewert</b>  <b>Niedrige Zahl</b> - kalte Kerze (gute Wärmeableitung, zB. 32)  <b>Hohe Zahl</b> - heiße Kerze (schlechte Wärmeableitung, zB. 41)</p> <p><b>⑤ Elektrodenform</b>  <b>E</b> - massive Doppelmasseelektrode  <b>P</b> - Feindraht - Doppelmasseelektrode (Platin)  <b>S</b> - Feindraht - Einzelmasseelektrode (Iridium)  <b>W</b> - Feindraht - Doppelmasseelektrode (Iridium)  <b>BY</b> - verlängerte, massive Doppelmasseelektrode</p>	<b>B</b> -	18 mm	13/16" (ca. 20mm)	7/8"	<b>M</b> -	18 mm	1/2" (ca. 12,7mm)	13/16"	<b>U</b> -	18 mm	1 1/8" (ca. 28,5mm)	7/8"	<table border="0"> <tr> <td><b>R</b></td> <td><b>H</b></td> <td><b>B</b></td> <td><b>37</b></td> <td><b>E</b></td> </tr> <tr> <td>↑</td> <td>↑</td> <td>↑</td> <td>↑</td> <td>↑</td> </tr> <tr> <td>①</td> <td>②</td> <td>③</td> <td>④</td> <td>⑤</td> </tr> </table>	<b>R</b>	<b>H</b>	<b>B</b>	<b>37</b>	<b>E</b>	↑	↑	↑	↑	↑	①	②	③	④	⑤
<b>B</b> -	18 mm	13/16" (ca. 20mm)	7/8"																									
<b>M</b> -	18 mm	1/2" (ca. 12,7mm)	13/16"																									
<b>U</b> -	18 mm	1 1/8" (ca. 28,5mm)	7/8"																									
<b>R</b>	<b>H</b>	<b>B</b>	<b>37</b>	<b>E</b>																								
↑	↑	↑	↑	↑																								
①	②	③	④	⑤																								

### 6.4.7.5 KERZENZUSTAND

**Der Zustand der Kerzen lässt Rückschlüsse auf Motorzustand und Betriebsbedingungen zu und ist daher beim Ausbau sorgfältig zu überprüfen.**

### 6.4.7.6 KERZENEINBAU

- **Sichtkontrolle auf Zustand von Gewinde, Elektroden und Isolierkörper durchführen. Kerzen mit einem Lösungsmittel reinigen, trocknen, mit Hilfe eines Kerzen-Servicegerätes strahlen und unter Druck (ca. 8bar) auf Funktion prüfen.**

**Achtung:** Nur das Gewinde, nicht jedoch das Kerzengesicht mittels Drahtbürste reinigen (Haarrisse im Isolator).

- Prüfen des vorgeschriebenen Elektrodenabstandes mittels Go-NoGo-Lehre ("Grenzlehrdorn") oder Drahtfühlerlehre laut Handbuch. Er ist bei Bedarf mit einem speziellen, zur jeweiligen Elektrodenform passendes, Biegewerkzeug, zu verkleinern (durch den Abbrand vergrößert er sich).

**Achtung:** Beim Einstellen des Elektrodenabstandes niemals die Mittelelektrode belasten. Dies führt zu Rissen im Isolator.

**Iridium-Elektroden sind sehr spröde und brechen leicht.**

**Ein Vergrößern eines zu eng eingestellten Abstandes ist nicht erlaubt (Kerze erneuern).**

- Neuen Kerzendichtring (Kupfer oder gefaltete Stahldichtung) verwenden. Dabei Acht geben, dass kein alter Dichtring auf der Kerzenbohrung vergessen wurde.

**Achtung:** Wird ein Thermoelement zur Anzeige der Zylinderkopftemperatur mit der Kerze befestigt, dann darf, wegen der korrekten Einschraublänge, kein Kerzendichtring zusätzlich verwendet werden.

- Auftragen eines Antifressöles (temperaturbeständiges Graphitöl, z.B. Champion Anti-Sei{z}ze Compound) auf das Gewinde (ab dem 2. Gewindegang).

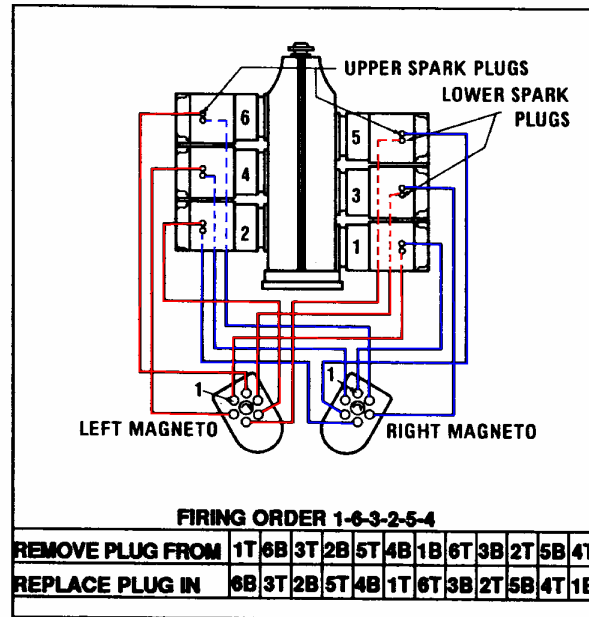
**Achtung:** Das Antifressöl ist leitend und darf nicht auf die Elektroden gelangen (Zündstörungen)!

- **Kerzen nicht wieder in jene Kerzenbohrungen einsetzen aus denen sie ausgebaut wurden. Sie sind in den, laut Zündfolge nächsten Zylinder einzubauen (bei LASAR-Zündung nicht erforderlich). Die zuvor obere (Top) kommt jetzt nach unten (Bottom) und umgekehrt.**

**Der Grund für Ersteres liegt im Wechselstrom der Zündung. Dieser fließt bei einem Zylinder von der Mittelelektrode zur Masselektrode und bei den folgenden immer wieder umgekehrt.**

**Da heute Flugmotoren gerade Zylinderanzahlen haben, sind die Kerzenpolungen der einzelnen Zylinder bei jedem Zünddurchgang gleich. Somit sind die Elektroden immer wieder gleich gepolt. Vom jeweiligen "Minuspol" wird durch den Zündfunken laufend Material abgetragen.**

**Infolge dieser einseitigen Abtragung kommt es zu schnellem Verschleiß. Eine Veränderung der Einbausituation (die andere Elektrode ist "minus"), bringt eine gleichmäßige Abnutzung und dadurch eine Erhöhung der Kerzenlebensdauer.**



Der Tausch von oben nach unten und umgekehrt hat seinen Grund in der Kondensatorwirkung der Zündkabel (siehe 6.4.7.1). Mit dieser Maßnahme verbindet man die Kerzen abwechselnd mit den langen Zündkabeln (Magnet auf der gegenüberliegenden Seite), die einen größeren Abbrand verursachen, und den kurzen Zündkabeln (Magnet auf der Seite der jeweiligen Kerze).

- Kerze soweit wie möglich mit der Hand eindrehen. Dann anziehen und vorgeschriebenes Anzugsmoment aufbringen.

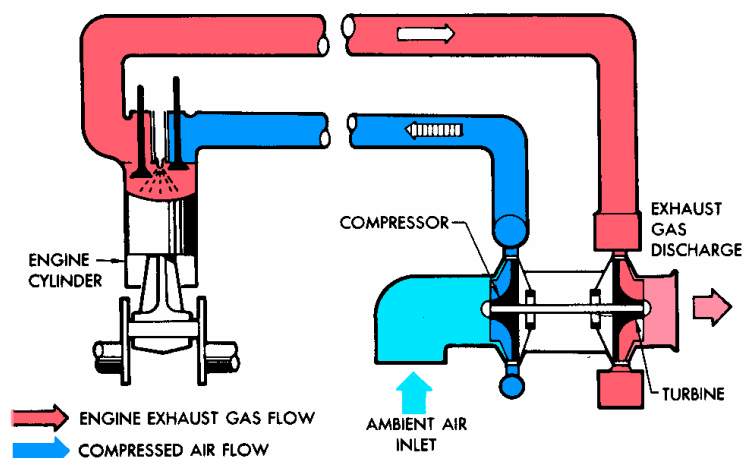
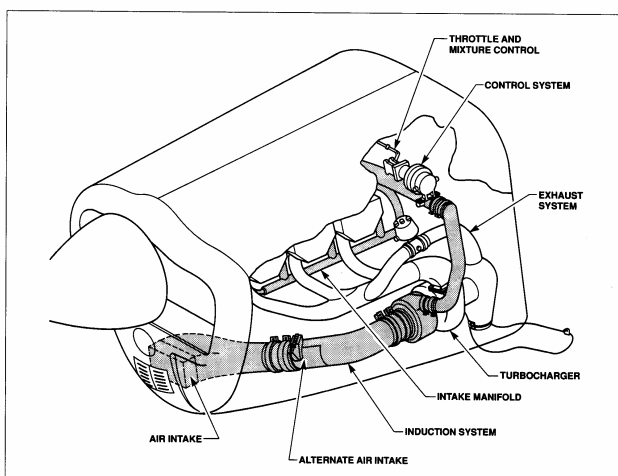
Lycoming	420 in.lb.	47 Nm
Continental	300 – 360 in.lb.	34 - 41 Nm

- Bei Bedarf Kontaktfläche der Zündkabel mit Azeton, Alkohol, MEK o.ä. reinigen. Kabelende in die Zündkerze einführen. Überwurfmutter handfest anziehen und dann mittels Gabelschlüssel noch um weitere 45° (1/8 Umdr.) festziehen.

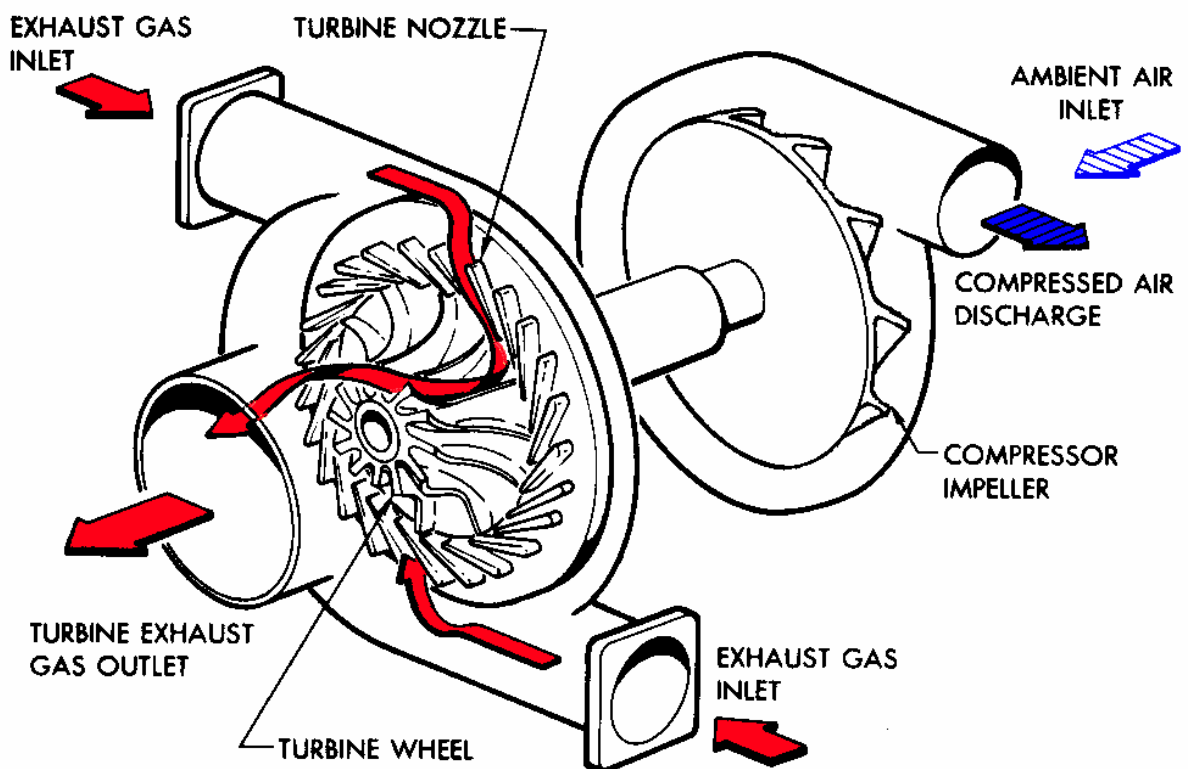
### 6.4.7.7 MÖGLICHE PROBLEME IN BETRIEB UND WARTUNG

- Korrekte Gewindelänge beachten um Demontageprobleme zu vermeiden. Bei zu langem Gewinde wird dieses entweder im Zylinder durch Hitze zerstört oder von Verbrennungsrückständen verklebt. Ist es zu kurz, werden das freie Gewinde der Kerzenbohrung sowie die optimale Verbrennung beeinträchtigt.
- Die Mittelelektrode besitzt einen wärmeleitenden Kupferkern. Zur Verschleißminderung wird dieser von einem Nickelmantel umgeben. Dadurch besteht bei zu großem Abbrand die Gefahr des Ausfließens des Kupfers. Generell sollte man Luftfahrzeugkerzen spätestens dann tauschen, wenn eine der Elektroden bereits bis zur Hälfte ihrer ursprünglichen Stärke abgenutzt ist.

## 6.5 ABGAS-TURBOLADERANLAGE (Turbocharger System)

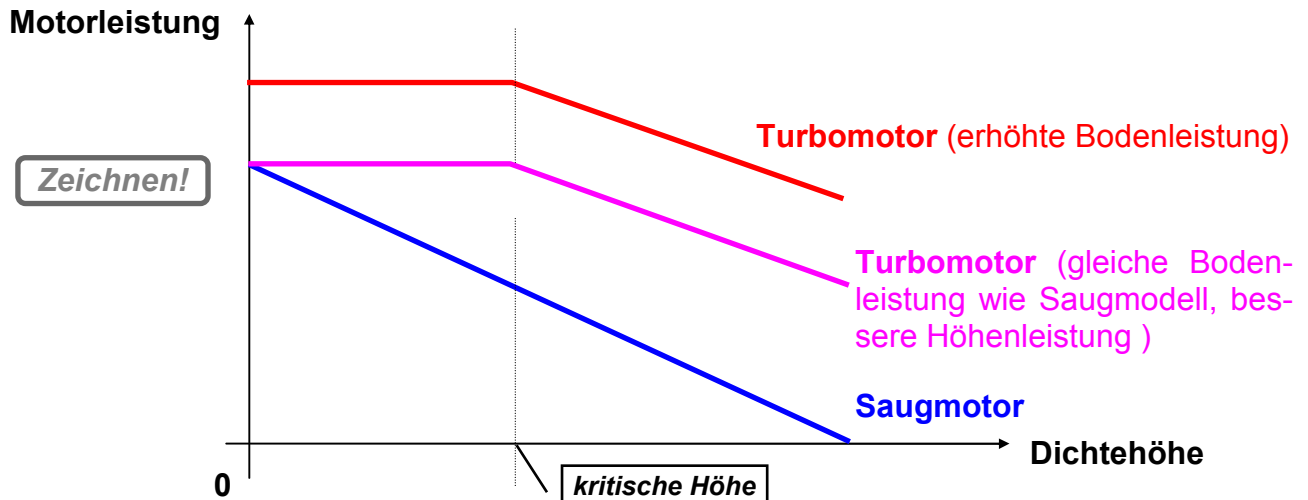


Zur Erhöhung des Füllungsgrades und somit der Motorleistung speziell in großen Höhen werden bei Kolbentriebwerken Turbolader verwendet, die den Druck (Ladedruck, Manifold Pressure) und somit die Menge des Kraftstoff-/Luftgemisches beim Ansaugtakt gegenüber einem Saugmotor um bis zu 50% erhöhen.



Zum Unterschied zum eher selten verwendeten mechanischen Lader (Kompressor, Supercharger), dessen Radialverdichter (Compressor Impeller {Flügelrad}) zur Verdichtung der Ansaugluft verlustreich von der Kurbelwelle angetrieben wird, erfolgt beim Turbolader der Antrieb durch eine im Abgasstrom liegende Radialturbine (Turbine Wheel). Dadurch können ca. 5% Energie aus dem Abgasstrom zurückgewonnen werden (Wirkungsgraderhöhung).





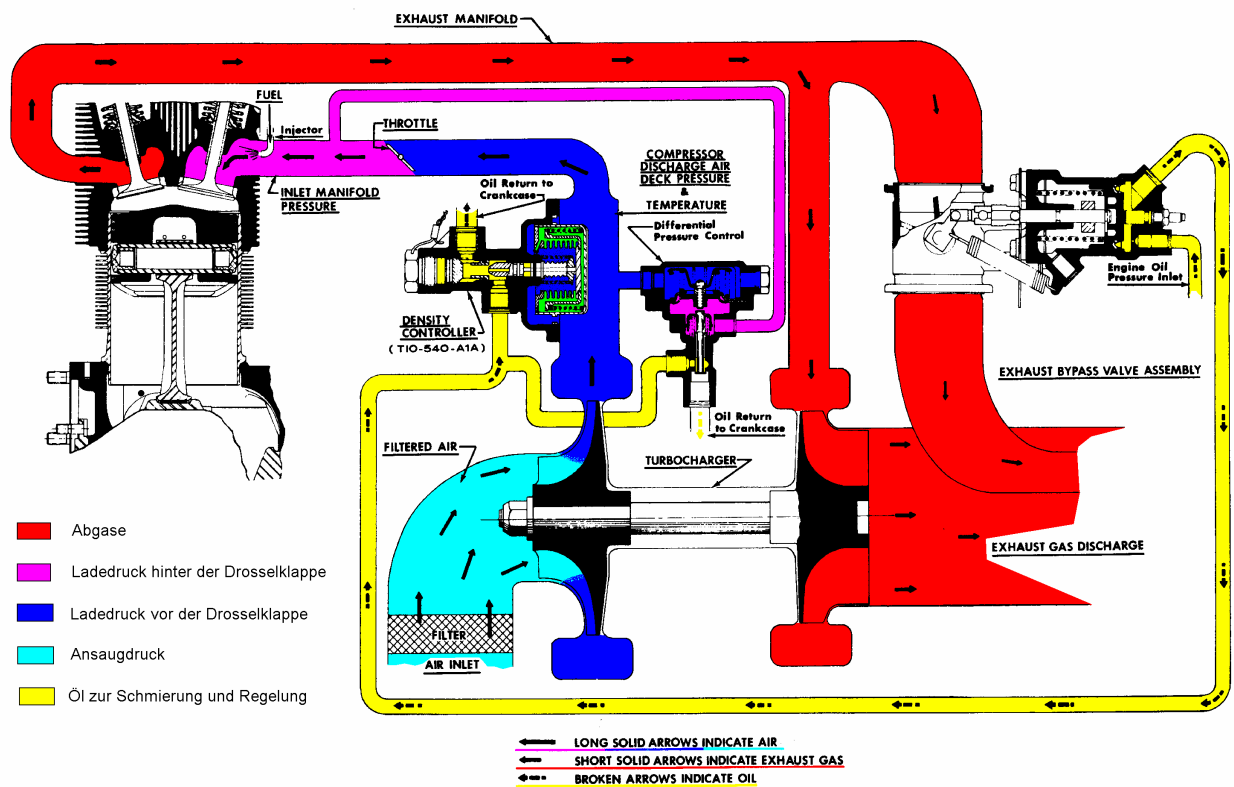
Durch einen Lader kann die Dienstgipfelhöhe eines Luftfahrzeuges mit Kolbentriebwerk beträchtlich erhöht werden. Die Bodenleistung kann bis in große Höhen beibehalten werden. Jene Höhe, ab der die Triebwerksleistung trotz Aufladung abnimmt, wird als "kritische Höhe" bezeichnet.

Durch einen Turboladereinbau in einen bestehenden Motortyp durch den Hersteller kann entweder nur die Höhenleistung (violett), aber auch die Bodenleistung (rot) erhöht werden. Meist muss das Verdichtungsverhältnis des Kernmotors verringert werden, um unkontrollierte Selbstzündungen (Klopfen) des Gemisches durch die zusätzliche Aufladung zu verhindern.

Um zu hohen Ladedruck (over-boost) zu vermeiden, der zu schweren Motorschäden führen kann, ist im Abgassystem ein automatisch geregeltes Lader-Umgehungsventil (Waste Gate oder Exhaust Bypass Valve Assembly) eingebaut. Dieses regelt die Menge des Abgases, die der Laderturbine zugeführt wird und somit ihre Drehzahl.

Durch die Verdichtung der Luft durch den Lader erhitzt sich diese (ca. 150°C). Dies führt zu einer Verringerung ihrer Dichte und dadurch zu einem Leistungsverlust, der durch den Einbau eines Ladeluftkühlers (Intercooler) verhindert werden kann.

## 6.5.1 TURBOLADERSYSTEM MIT DICHTE- und DIFFERENZ-DRUCKREGLER



LYCOMING TIO-540-A1A, -A1B, -C1A, TIO-360-A1A and TIO-721 Turbocharger Systems

Die Betätigung des Lader-Umgehungsventils (Exhaust Bypass Valve Assy) erfolgt durch einen Betätigungszylinder, dessen Kolben mit Motoröl beaufschlagt wird. Dabei wird die Rücklaufmenge des Öles vom Betätigungszylinder in das Kurbelgehäuse durch den Dichteregler

(Density Controller) und den Differenzdruckregler (Differential Pressure Control) beeinflusst.

Wird der Ölrücklauf durch die Regler ganz oder teilweise gesperrt, steigt der Druck hinter dem Kolben. Dieser wird verschoben, ein Gestänge schließt die Drosselklappe des Umgehungsventils und der gesamte Abgasstrom geht über den Lader (jede Zwischenstellung möglich). Wird der Ölrücklauf wieder geöffnet, dann wird der Kolben durch eine Feder wieder zurückgeschoben. Die Klappe öffnet wieder und die Laderdrehzahl sinkt.

#### **6.5.1.1 DICHTEREGLER (Density Controller)**

Der Dichteregler besitzt einen stickstoffgefüllten (grün) Dosenbalg, der auf Druck- und/oder Temperaturschwankungen (Dichteänderung) in der Ladeluft reagiert. Er hat die Aufgabe den Ladedruck der Luft im Ansaugrohr möglichst konstant zu halten. Er wirkt nur bei voll geöffneter Drosselklappe (Vollgas) und verhindert auch ein "Überladen" des Motors bis zur kritischen Höhe (darüber ist diese Gefahr nicht mehr gegeben).

Steigt beispielsweise das Luftfahrzeug mit Volllast, so sinkt durch die Luftdruckabnahme der Ladedruck und somit die Dichte der angesaugten Luft mit zunehmender Höhe. Durch die Druckabnahme im "Innenhof" des Dosenbalges (dunkelblau) bewegt sich die "Druckplatte" nach links (Skizze davor)

und drückt ein Ventil in Schließrichtung. Dadurch wird der Rücklauf des Öles vom Kolben des Umgehungsventils (Exhaust Bypass Valve) be- bzw. verhindert. Somit baut sich Druck hinter dessen Kolben auf und dieser bewegt die Drosselklappe des Umgehungsventils in Schließrichtung. Als Folge nimmt der Ladedruck wieder zu (eigentlich wird der Ladedruck sofort korrigiert und ist gar nicht merklich abgefallen).

Fliegt das Luftfahrzeug beispielsweise mit Vollast im Reiseflug von einem kalten Gebiet in ein heißes (Druck bleibt beispielsweise konstant), dann dehnt sich die Stickstofffüllung (grün) im Inneren des Dosenbalges aus. Dies bewirkt ebenfalls eine Bewegung der "Druckplatte" nach links, und ein Schließen des Lader-Umgehungsventils.

Beide Regelvorgänge funktionieren auch in Richtung "Dichtezunahme" (Turbodrehzahl wird zurückgeregelt).

#### **6.5.1.2 DIFFERENZDRUCKREGLER (Differential Pressure Control)**

Der Differenzdruckregler ist für den Teillastbereich (Drosselklappe nicht ganz geöffnet) zuständig wo er den Dichteregler übersteuert. Er besteht aus einem Ventil, das durch eine Membrane betätigt wird und ebenfalls den Ölrücklauf vom Kolben des Umgehungsventils steuert. An der Oberseite der Membrane liegt der Ladedruck vor der Drosselklappe (dunkelblau) an. Die Unterseite der Membrane ist mit dem Rest-

**ladedruck am Einlassventil (Manifold Pressure - violett) beaufschlagt.**

**Bei Vollast sind beide Drücke gleich und somit ist das Ventil geschlossen (die Steuerung des Lader-Umgehungsventils wird nur vom Dichteregler durchgeführt).**

**Je weiter die Drosselklappe geschlossen wird, umso größer ist der Druckunterschied im Differenzdruckregler. Das Ölrücklaufventil des Differenzdruckreglers wird dadurch immer mehr geöffnet und der Lader liefert, entsprechend der Gasstellung, weniger Ladedruck (Lader-Umgehungsventil öffnet).**

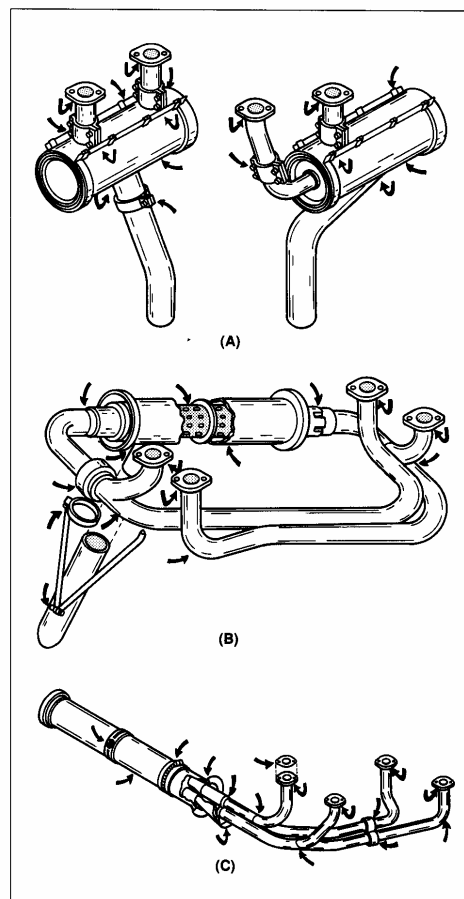
**Durch den jetzt niedrigen Ladedruck im Teillastbereich (Laderdrehzahl gering) reagiert der Dichteregler und schließt sein Ölrücklaufventil. Dadurch wird die Regelung des Lader-Umgehungsventils ausschließlich vom Differenzdruckregler vorgenommen.**

## **6.5.2 MÖGLICHE PROBLEME IN BETRIEB UND WARTUNG**

- **Einfachere Regelsysteme beinhalten keinen Differenzdruckregler. Bei diesen Systemen kann es zu kurzzeitigen, pulsierenden Leistungserhöhungen (Bootstrapping {an den eigenen Stiefeln aus dem Dreck ziehen}), durch unerwünschte Zunahme der Laderdrehzahl kommen.**

- Turbolader erreichen je nach Ausführung 50.000 -180.000 U/min. Ihre Lager werden durch den Motor mit Öl versorgt. Wird ein grundüberholter Motor eingebaut, so empfiehlt es sich diesen ca. eine Stunde mit abgeschlossenem Turbolader laufen zu lassen. Nach einem Ölwechsel kann der Lader angeschlossen werden. Diese Maßnahme verhindert, dass die empfindlichen Lager des Laders durch Späne, die sich vielleicht noch von der Überholung im Motor befinden, beschädigt werden.

## 6.6 ABGASANLAGE (Exhaust System)



• Primary inspection areas. (A)—Separate system. (B)—Crossover-type system. (C)—Exhaust augmentor system.

Die Anlage ist aus rostfreiem Stahlblech hergestellt. Die Verbrennungsgase werden über einen Schalldämpfer ins Freie geleitet. Das System umfasst meist auch diverse Wärmetauscher, durch die die einströmende Außenluft zur Kabinenheizung und Vergaservorwärmung erwärmt wird. Das "Augmentorsystem" saugt durch den entstehenden Unterdruck im vorne (in Skizze rechts) offenen Endrohr (Venturieffekt) Luft aus dem Motorraum an und verbessert so die Motorkühlung durch Nachfließen von kühler Außenluft in den Motorraum.

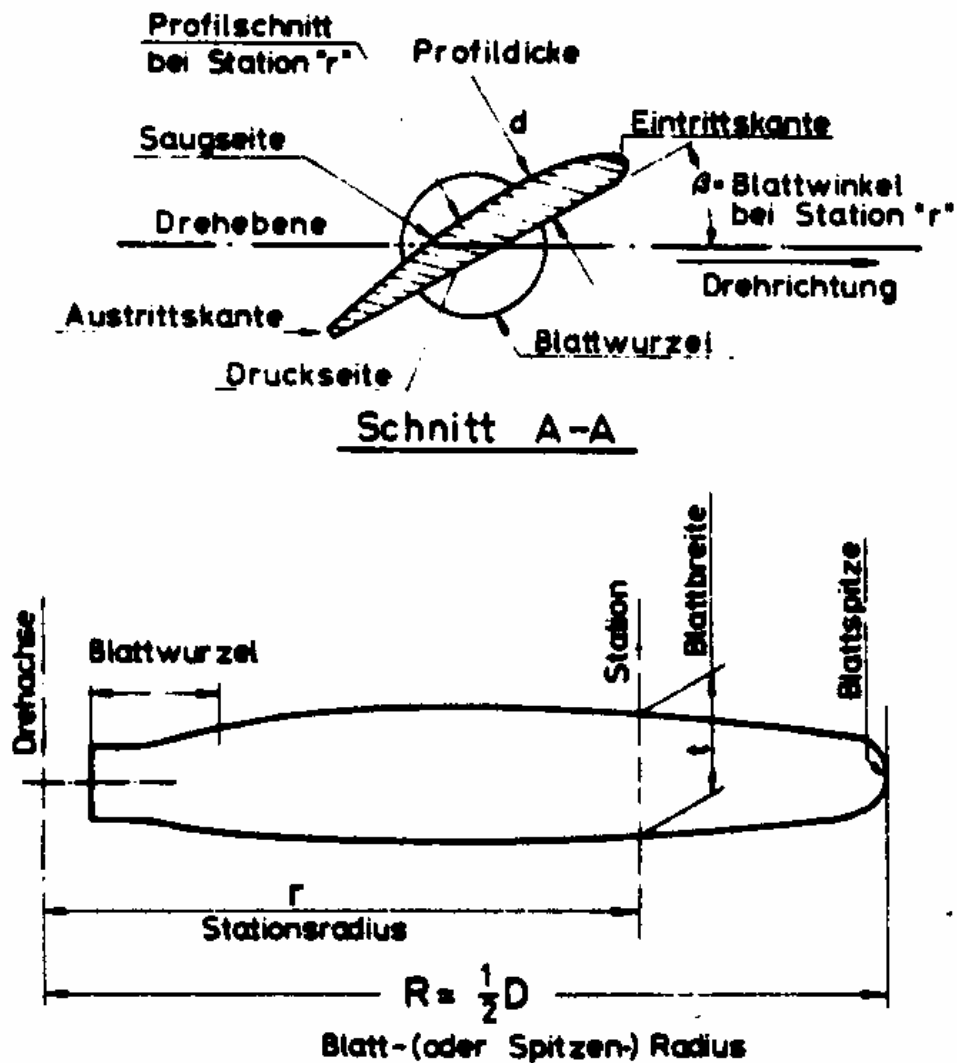
### **6.6.1 MÖGLICHE PROBLEME IN BETRIEB UND WARTUNG**

Die Anlage ist großen Schwingungen und Temperaturschwankungen unterworfen. Durch Undichtheiten kann giftiges Verbrennungsgas (CO) über den Wärmetauscher in die Kabine eindringen. Regelmäßige Kontrollen der Anlage (Kontrollpunkte siehe Skizze) sowie Gas-tests der Kabinenluft sind daher durchzuführen. Durch einen hellen Belag (AVGAS-Bleiablagerung) kann man eventuell Undichtheiten erkennen.

## **6.7 PROPELLERANLAGE**

Die Hauptaufgabe des Propellers besteht darin, die Motorleistung in Vortriebsleistung umzuwandeln. Seine Wirkungsweise beruht auf dem Rückstoßprinzip.

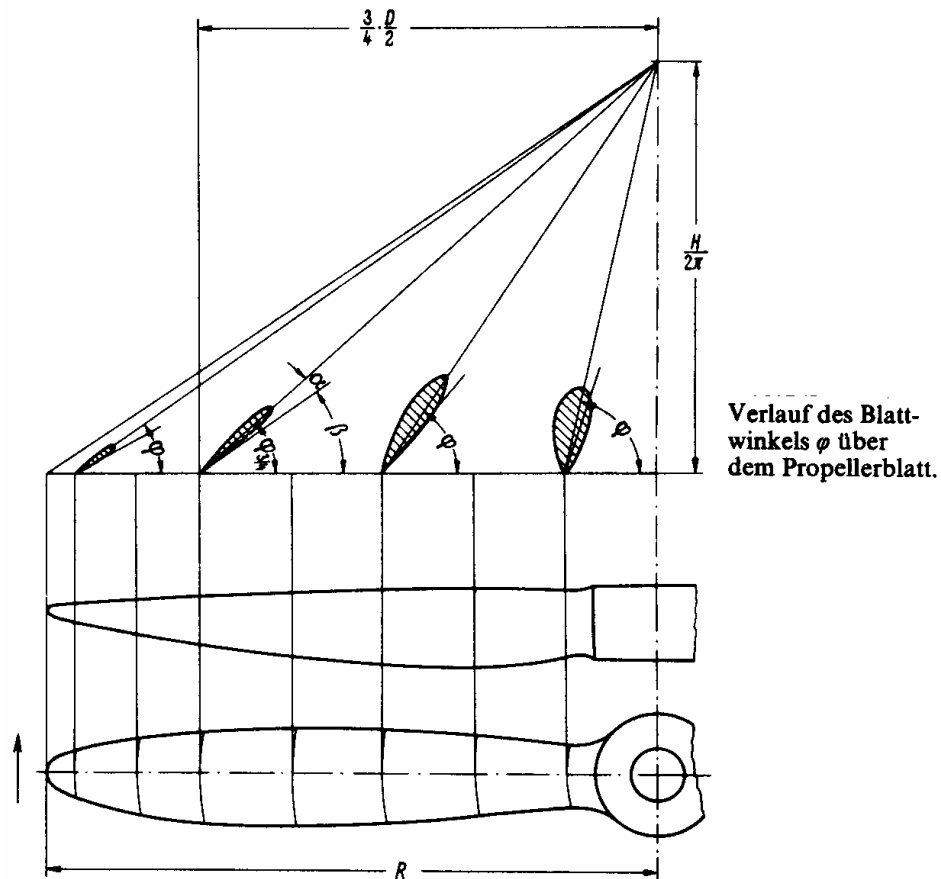
6.7.1 BLATTWINKEL



Der eingestellte Blattwinkel  $\beta$  eines Propellerblattes wird, der Einfachheit halber, auf die meist gerade Propellerprofilunterseite bezogen (leichter vermessbar).

Der in der Propellerbezeichnung angegebene Blattwinkel eines Propellerblattes bezieht sich meist auf den Winkel bei 75% des Propellerradius.





Wegen der unterschiedlichen Umfangsgeschwindigkeiten entlang des Blattes ist dieses verwunden (geometrisch und aerodynamisch). Dadurch ergibt sich ein etwa konstanter Auftrieb über die Blattlänge.

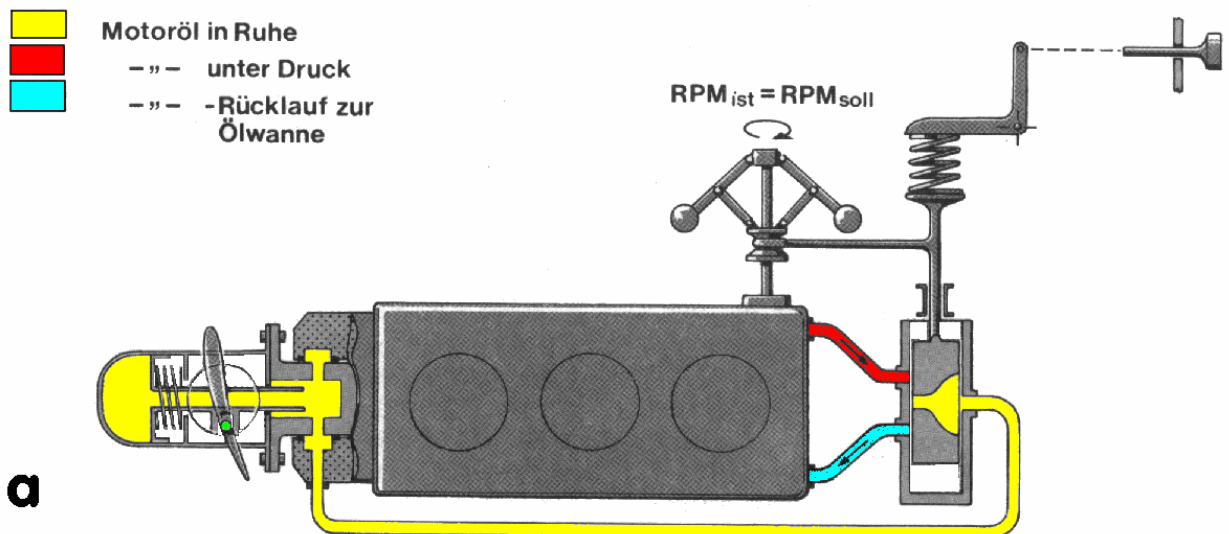
### 6.7.2 FESTPROPELLER (Fixed-Pitch Propeller)

Er besteht aus einem Stück und sein Blattwinkel ist nicht veränderbar. Er wird entsprechend seinem Einsatzzweck ausgewählt (z.B. Segelflugzeugschleppflugzeuge, die langsam fliegen und optimal steigen müssen haben Propeller mit kleinem, Reiseflugzeuge haben solche mit größerem Blattwinkel  $\beta$ ). Sein Wirkungsgrad ist daher in den anderen Flugbereichen schlecht.

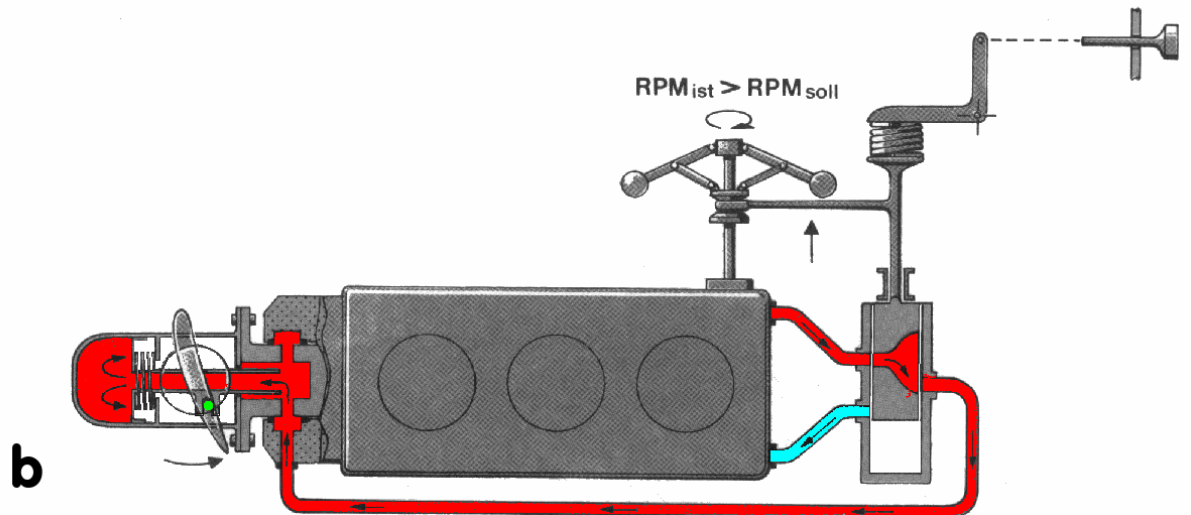
### 6.7.3 DREHZAHLGEREGELTER VERSTELLPROPELLER (Constant-Speed Propeller)

Bei diesem Verstellpropeller kann der Pilot den Blattwinkel dem jeweiligen Flugzustand anpassen (beeinflusst auch die Motordrehzahl). Die von ihm eingestellte Drehzahl (Propellerverstellhebel) wird durch einen Regler, der den Blattwinkel laufend nachregelt, konstant gehalten. Die Verstellung erfolgt meist hydraulisch durch Öl aus dem Motorölsystem. Vereinzelt sind bei Kleinflugzeugen auch manuelle und elektrische Verstellsysteme in Verwendung. Es ergibt sich somit über den ganzen Flugbereich ein optimaler Wirkungsgrad.

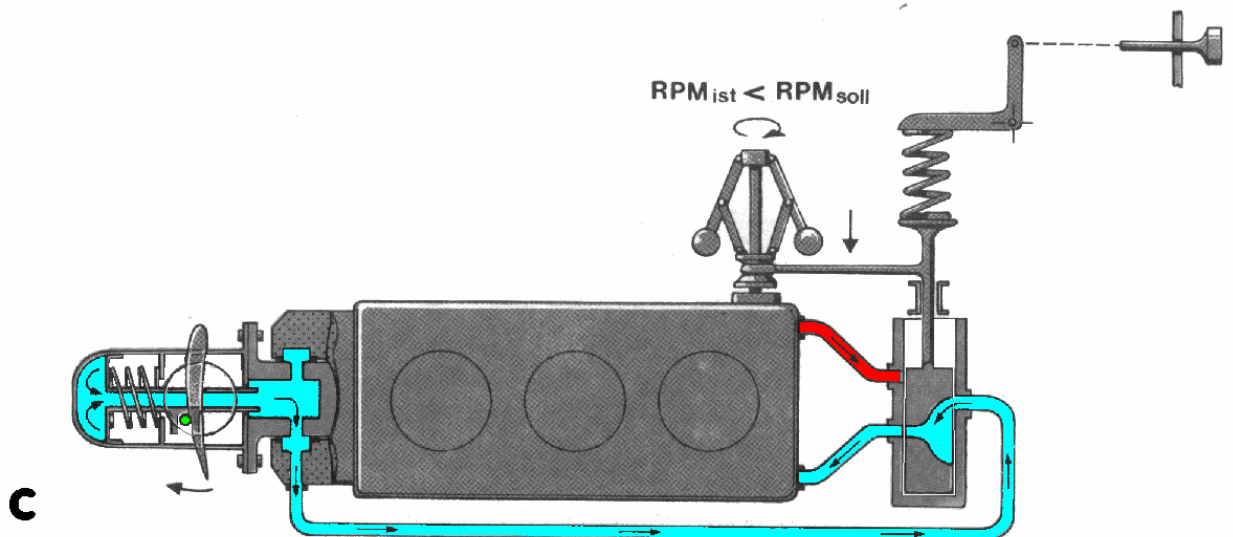
**Funktion:**



Ein Fliehkraftregler verschiebt ein Ventil und steuert dadurch den Zufluss (rot) oder Abfluss (blau) des Motoröls zum Blattverstellkolben und hält so die vom Piloten einmal eingestellte Propellerdrehzahl konstant. Solange sich diese Drehzahl nicht durch äußere Einflüsse ändert (z.B. Drücken des Knüppels) hält der Drehzahlregler das Ventil geschlossen (Skizze a).

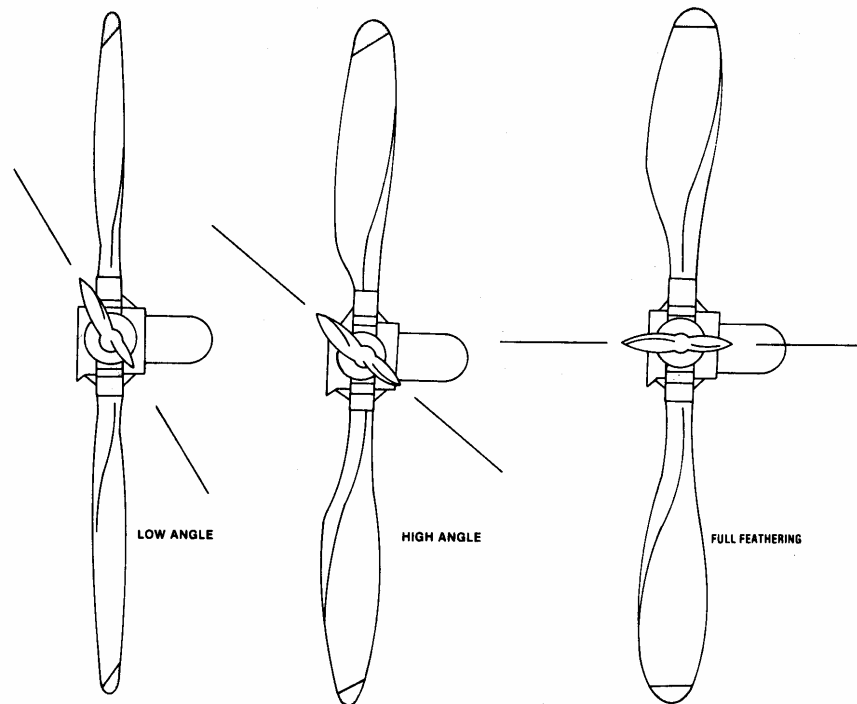


Leitet nun der Pilot beispielsweise durch Drücken des Knüppels einen Sinkflug ein, so erhöht sich die Fluggeschwindigkeit. Die Drehzahl des Motors will sich dadurch erhöhen. Die Hydraulik vergrößert aber den Blattwinkel des Propellers soweit, bis der Propellerwiderstand den Motor wieder auf die eingestellte Drehzahl abbremst.



Umgekehrt wird beim Steigen der Blattwinkel solange verkleinert, bis die eingestellte Drehzahl wieder erreicht ist.

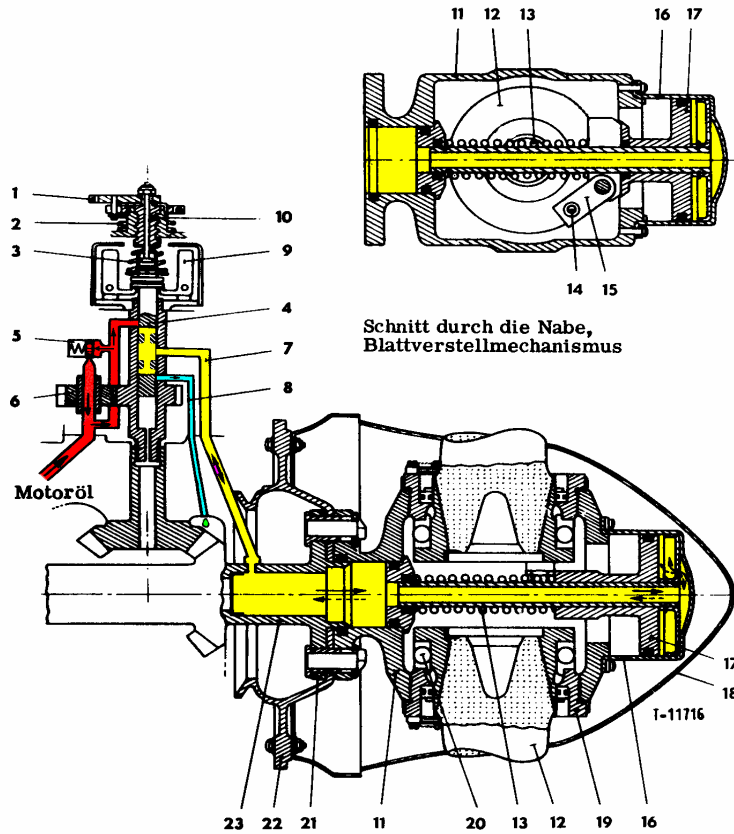
Mehrmotorige Flugzeuge haben Propellersysteme, die eine Segelstellung (Feathering Position) besitzen.



Bei diesen Systemen wird im Falle eines Triebwerkausfalles der Blattwinkel auf ca.  $90^\circ$  verstellt. Dadurch wird der Propeller nicht mehr vom Luftstrom angetrieben. Er hat somit weniger Widerstand und das Flugzeug bleibt um die Hochachse steuerbar.

Verschiedene Spezialflugzeuge (z.B. STOL-Flugzeuge, Wasserflugzeuge) besitzen Propellersysteme die einen Umkehrschub erzeugen können (Reversing Propeller). Dazu kann der Blattwinkel negativ (bis ca.  $-15^\circ$ ) eingestellt werden.

6.7.3.1 HYDRAULISCHER VERSTELLPROPELLER - SYSTEM  
McCAULEY



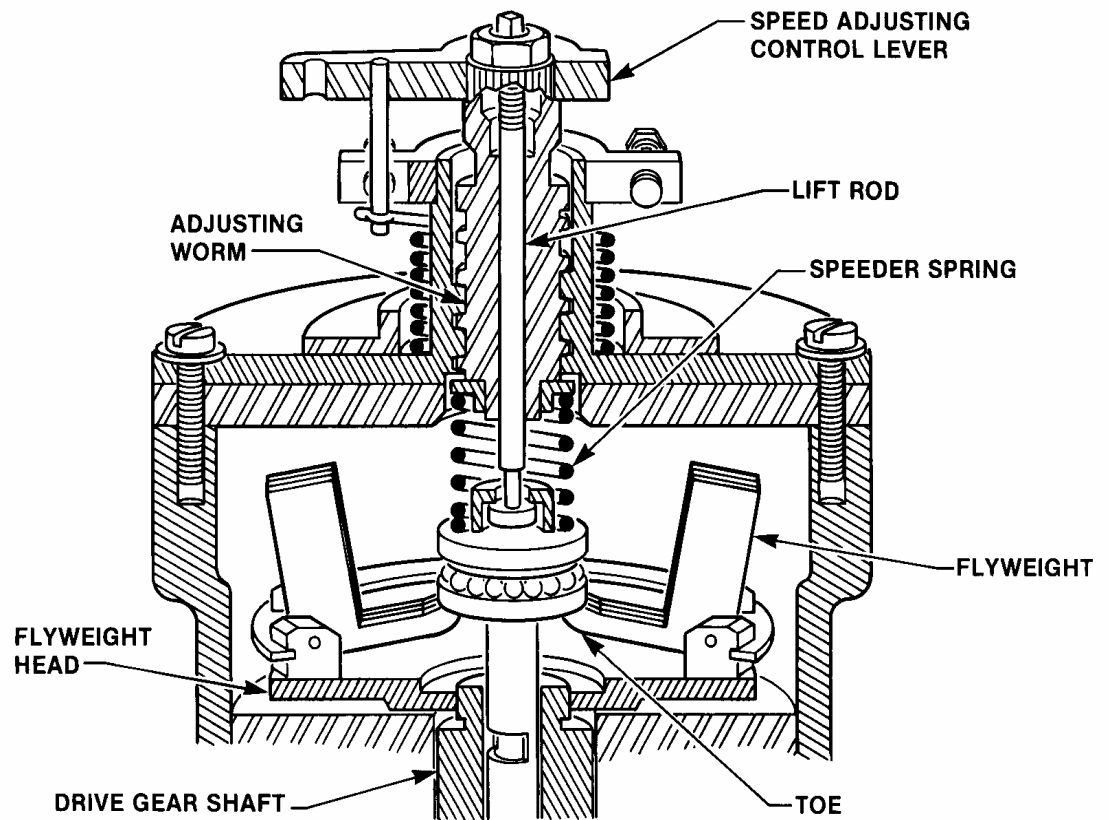
Schnitt durch die Nabe,  
Blattverstellmechanismus

- |                            |                              |
|----------------------------|------------------------------|
| 1. Reglerhebel             | 13. Feder                    |
| 2. Rückholfeder            | 14. Stift für die Blattver-  |
| 3. Rückholfeder für Flieh- | stellung                     |
| gewichte                   | 15. Gelenk für die Blattver- |
| 4. Steuerstempel           | stellung                     |
| 5. Überdruckventil         | 16. Zylinder                 |
| 6. Servo-Pumpe             | 17. Kolben                   |
| 7. Druckölleitung          | 18. Luftschraubenhaube       |
| 8. Rückflussleitung        | 19. Befestigungsmutter       |
| 9. Fliehkörper             | 20. Kugellager               |
| 10. Einstellschnecke       | 21. Flansch, Kurbelwelle     |
| 11. Propellernabe          | 22. Starterring              |
| 12. Propellerblatt         | 23. Kurbelwelle              |

• **Blattverstellmechanismus**

Er besteht aus einem Kolben (17) und dem Zylinder (16). Die Bewegung des Kolbens wird über Gelenke (15) und Stifte (14) auf die Blattwurzel übertragen.

• Propellerregler



Er ist ein Fliehkraftregler, der vom Motor angetrieben wird. Drucköl vom Motorschmiersystem wird durch eine im Regler sitzende Zahnradpumpe (6) auf ca. das Dreifache des Motoröldruckes gebracht. Die Fliehgewichte (9) verschieben einen Steuerstempel (4) je nach Bedarf so, dass Öl zum Propellernabenzylinder (16) gedrückt wird oder von ihm abfließen kann. Dadurch wird von einem Hydraulikkolben (17) der Blattwinkel verstellt. Bei abfließendem Öl drückt eine Feder (13) die Blätter in Richtung kleiner Blattwinkel.

Bei Propellersystemen mit Segelstellung ist der Propeller-

regler so ausgelegt, dass bei abfließendem Öl der Blattwinkel bis zum Erreichen der Segelstellung zunimmt.

- **Regelvorgang**

Der Pilot verstellt zum Einstellen einer gewünschten Drehzahl den Reglerhebel (Speed Adjusting Control Lever -1). Dadurch wird die Einstellschnecke (Adjusting Worm -10) heraus- oder hineingedreht. Es verändert sich die Federkraft (Speeder Spring -3) auf den Steuerstempel (4). Dadurch werden die Fliehgewichte, je nach Regelrichtung, aus- oder einschwenken und den Steuerkolben, wie davor beschrieben, verschieben.

Ist die gewünschte Drehzahl erreicht, dann wird diese durch den Regler konstant gehalten (constant speed). Dazu werden beispielsweise bei zunehmender Drehzahl die Fliehgewichte nach außen gedrückt. Der Steuerstempel wird dadurch gehoben, gibt den Weg für das Drucköl von der Servopumpe (6) über die Druckölleitung (7) zum Kolben (17) frei und drückt diesen zurück. Über Gelenke (15) wird die Bewegung des Kolbens auf die Stifte (14) und damit auf die Propellerblätter übertragen. Dieser Ölfluss hält so lange an, bis die nun stärker angestellten Propellerblätter die Motordrehzahl wieder auf den ursprünglichen Wert gesenkt haben. Dabei wird die Fliehkraft wieder kleiner, die Feder (3) drückt die Fliehgewichte (9) entsprechend nach

innen, wodurch der Steuerstempel den Ölfluss sperrt.

Sinkt die Drehzahl unter die vorgewählte, dann werden die Fliehgewichte noch weiter nach innen und der Steuerkolben nach unten gedrückt. Dadurch wird das Öl aus der Propellernabe über die Druckölleitung (7) und die Rückflussleitung (8) zum Motorölsumpf zurückgeleitet. Die aerodynamischen Kräfte in Verbindung mit der Federkraft (13) verdrehen die Blätter in Richtung kleineren Blattwinkel und die Drehzahl steigt wieder an.

#### **6.7.4 MÖGLICHE PROBLEME IN BETRIEB UND WARTUNG**

Die meisten Kurbelwellen sind hohlgebohrt. Dadurch kommt es zu Schwingungsresonanz mit einigen Propellertypen. Diese sind dann für einen Dauerbetrieb zwischen beispielsweise 2150 - 2350 RPM gesperrt. Volle Kurbelwellen (zB. Lycoming O - XX0 - A4 und A5) unterliegen dieser Beschränkung nicht.

## **7 ÜBERHOLUNG DES FLUGMOTORS**

Die zulässige Betriebsdauer zwischen zwei Überholungen (Time Between Overhaul - TBO) sind in Service Bulletins der Herstellerfirmen verlautbart. In der Regel liegen sie zwischen 1000 und 2000 Stunden. Dies gilt auch für alle nicht extra laufzeitverfolgten Motorteile (Zylinder, Vergaser, Zündmagnete, Pumpen usw.).



Überholte Motoren werden in folgenden Varianten angeboten:

## **7.1 REMANUFACTURED oder REBUILT ENGINE (Erneuerter Motor)**

Diese Variante ist etwas billiger als ein neuer Motor. Nur der Motorhersteller ist berechtigt Motoren zu "erneuern". Alle kritischen Teile werden durch Neuteile ersetzt. Alle wieder verwendeten Teile müssen innerhalb der engen Neuteiltoleranzen liegen. Der Motor wird wieder auf null Stunden gesetzt und es gilt wieder die erweiterte Garantie eines Neumotors. Nach Ablauf der TBO können bei der Überholung, wie beim Neumotor, alle Teile wieder verwendet werden.

## **7.2 OVERHAULED ENGINE (Überholter Motor)**

Die Überholung kann in autorisierten Betrieben oder beim Hersteller (Lycoming - Factory Overhaul) erfolgen. Alle Teile müssen nur innerhalb der Toleranzen für überholte Motoren liegen. Es gilt nur die normale Garantie. Ein Wiederverwenden der Bauteile bei der nächsten Überholung kann nicht garantiert werden.

Lycoming verwendet jedoch prinzipiell neue Zylinderköpfe, Zylinder, Kolben, Kolbenringe, Ventilführungen, Ventilsitze und Auslassventile.

Für einen erneuerten oder überholten Motor muss man in der Regel einen abgelaufenen Motor zurückgeben (mit allen Anbauteilen!). Man bekommt dafür einen Fixpreis, sofern Kurbelgehäuse und Kurbelwelle wieder verwendbar sind.

## 8 KONSERVIERUNG DES FLUGMOTORS

Lycoming- und Continentalmotoren sind sehr korrosionsanfällig. Vor allem an Zylinderwänden, Nockenwelle, Stößel und Geräteantriebszahnrad entstehen Korrosionsschäden, wenn das Luftfahrzeug einige Zeit nicht geflogen wird. Durch regelmäßiges Fliegen werden Feuchtigkeit und Verbrennungsrückstände aus dem Motor entfernt und somit die Entstehung von korrosionsfördernden Säuren verhindert.

Luftfahrzeuge die nicht geflogen werden sind in zwei Kategorien einzuteilen (siehe z.B. Lycoming Service Letter 180A):

### 8.1 FLUGBEREIT ABGESTELLTE LFZ

Dies betrifft LFZ, die sehr wenig geflogen werden (Flugpausen länger als 5 Tage) aber nicht dauernd abgestellt sind. Sie schützt man relativ gut gegen Korrosion, indem man zwischen den Flügen alle 5 Tage den Propeller 5 mal durchdreht. Dadurch wird die Feuchtigkeit aus den Zylindern gedrückt und die Zylinderwände etwas geölt.

**GEFAHR: Zündung auf "OFF", Gashebel auf "IDLE" und Gemischregler "LEAN" stellen und den unmittelbaren Propellerbereich möglichst meiden!**

Nach höchstens 30 Tagen Stehzeit ist das LFZ mindestens 30 Minuten zu fliegen oder zumindest solange am Boden laufen zu lassen, bis die Öltemperatur zumindest im unteren grünen Bereich steht.

### 8.2 DAUERND ABGESTELLTE LFZ

Dies betrifft LFZ, die vorhersehbar länger als 30 Tage abgestellt bleiben.

Dann muss folgendes Verfahren durchgeführt werden:

- Öl ablassen.
- Korrosionsschutzmischung herstellen (3 Volumsteile Motoröl und 1 Teil Korrosionsschutzkonzentrat nach MIL-C-6529C Type I wie z.B. Aero Shell Fluid 2XN oder Esso Rust Ban 628) und einfüllen.

**ACHTUNG:** Die bereits auch fertig abgemischt angebotene Korrosionsschutzmischung nach MIL-C-6529C Type II (z.B. Aero Shell Fluid 2F) darf nicht mehr verdünnt werden!

- Motor warmlaufen lassen (Öltemperatur mindestens 85°C, bei Außentemperaturen unter 0°C mindestens 70°C).
- Korrosionsschutzmischung wieder ablassen (kann weiter-/wiederverwendet werden).
- Alle Zündkerzen aus dem Motor entfernen.
- Etwa 1l Korrosionsschutzmischung auf 90°-105°C erwärmen. Während der Motor mittels Starter 5-mal durchgedreht wird ca. 70 ml der heißen Mischung mittels Sprühpistole in die Kerzenöffnungen jedes Zylinders sprühen.

**GEFAHR:** Den Propellerbereich meiden!

- Bei stillstehendem Motor nochmals ca. 70 ml Korrosionsschutzmischung mittels Sprühpistole in die Kerzenöffnungen jedes Zylinders sprühen.
- Zündkerzen, oder bei hoher Feuchtigkeit Entfeuchtungskerzen

(Feuchtigkeitsanzeige: blau = trocken, rosa = feucht), einschrauben.  
Danach Kurbelwelle bis zum Entkonservieren nicht mehr drehen!

- In die Ansaug- und Auspufföffnungen Entfeuchtungspäckchen legen.
- Sämtliche Öffnungen, die das Motorinnere mit der Atmosphäre verbinden, mit Kunststofffolie verkleben und mit roten Bändern zu versehen sind, damit sie beim Entkonservieren nicht vergessen werden. Am Propeller die Beschriftung "Konserviert - Propeller nicht drehen!" anbringen.
- Konservierung periodisch überprüfen. Sollten sich die Entfeuchtungskerzen/-päckchen rosa gefärbt haben, Konservierungsverfahren wiederholen (Entfeuchtungskerzen vor dem Einbau wieder trocknen).

## **9 KURZBEZEICHNUNG DES FLUGMOTORS**

Bei den Flugmotoren der amerikanischen Hersteller kann man an der Typenbezeichnung den technischen Aufbau erkennen wie beispielsweise bei Lycoming:

# LATHVIGSO - 540 - A1A5D

1 2 3 4 5 6 7 8 9 10 11 12 13 14 15

- 1 ... LEFT HAND ROTATION - Linksdrehender Motor
- 2 ... AEROBATIC SYSTEM - Kunstflugmotor (A = Trockensumpf, AE = Nassumpf)
- 3 ... TURBOCHARGED - Abgasturbolader
- 4 ... HORIZONTAL HELICOPTER - Hubschraubertriebwerk in waagrechter Einbaulage
- 5 ... VERTICAL HELICOPTER - Hubschraubertriebwerk in vertikaler Einbaulage
- 6 ... INJECTION FUEL SYSTEM - Kraftstoffeinspritzung
- 7 ... GEARED - Untersetzungsgetriebe für Propeller
- 8 ... SUPERCHARGED - Mechanisch angetriebener Lader
- 9 ... OPPOSED - Boxermotor
- 10...CUBIC INCH DISPLACEMENT{Verdrängung} - Hubraum in Kubikzoll (541 bezeichnet einen integrierten Hilfsgeräteantrieb)
- 11...POWER SECTION - A ist die Grundform des Rumpfmotors. Bei anderen Buchstaben weichen Leistung und Verdichtung von der Grundform ab.
- 12...NOSE SECTION - Kurbelwellenausführung (1,3 Verstellpropeller, 2,4 Starrpropeller, 4,5 Kurbelwelle nicht hohlgebohrt)
- 13...ACCESSORY SECTION - Geräteträgerbestückung (Bezeichnet die Ausführung mit Magneten, Anlasser, Generator, Kraftstoff-, Vakuum- und Hydraulikpumpen).
- 14...COUNTERWEIGHT - Kurbelwellendämpfungsgewichte zB. der 5. Ordnung
- 15...DUAL MAGNETO - Bendix Doppelmagnet

**Bei Continental sind die Bezeichnungen, vor allem jene hinter dem Hubraum, etwas unterschiedlich. Außerdem hat hier der Buchstabe "L" auch die Bedeutung "Liquid Cooled" (flüssigkeitsgekühlt). Dieses "L" steht aber nicht am Anfang der Typenbezeichnung.**

## 10 MOTORENTYPEN

### Lycoming Engine Specifications

MODEL	C.R.	HP	RPM	WEIGHT	HEIGHT	WIDTH	LENGTH
O235-C	6.75:1	108/115	2600/2800	213	22.40	32.00	29.56
O-2350-L,M	8.50:1	105/112/118	2400/2800	218	22.40	32.00	29.05
O-235-N,P	8.10:1	103/110/116	2400/2800	218	22.40	32.00	29.05
O-320-A,E	7.00:1	140/150	2450/2700	244	22.99	32.24	29.56
AEIO-320-E	7.00:1	150	2700	258	23.18	32.24	29.05
AEIO-320-D	8.50:1	160	2700	271	23.18	32.24	30.70
O-320-B,D	8.50:1	160	2700	255	22.99	32.24	29.56
IO-320-B,C	8.50:1	160	2700	259	19.22	32.24	33.59
LIO-320-B,C	8.50:1	160	2700	259	19.22	32.24	33.59
O-360-A	8.50:1	180	2700	265	24.59	33.37	29.56
O-360-F	8.50:1	180	2700	270	19.96	33.37	31.83
IO-360-B	8.50:1	180	2700	270	24.88	33.37	29.81
AEIO-360-A	8.70:1	200	2700	299	19.35	34.25	29.81
AEIO-360-B	8.50:1	180	2700	275	24.64	33.37	29.81
IO-360-A,C	8.70:1	200	2700	293	19.35	34.25	29.81
LIO-360-C	8.70:1	200	2700	306	19.48	34.25	33.65
TO-360-C	7.30:1	210	2575	343	21.02	36.25	34.50
IO-360-F	7.30:1	210	2575	343	21.02	36.25	34.50
TIO-360-C	7.30:1	210	2575	348	21.65	36.25	35.82
O-540-B	7.20:1	235	2575	372	24.56	33.37	37.22
O-540-J	8.50:1	235	2400	356	24.56	33.37	38.93
O-540-L	8.50:1	235	2400	369	20.43	33.37	38.93
O-540-A	8.50:1	250	2575	356	24.56	33.37	38.42
O-540-E	8.50:1	260	2700	375	24.56	33.37	37.22
IO-540-C	8.50:1	250	2575	375	24.46	33.37	38.42
IO-540-D	8.50:1	260	2700	381	24.46	33.37	39.34
AEIO-540-D	8.70:1	260	2700	384	24.46	33.37	39.34
IO-540-K	8.70:1	300	2700	438	19.60	34.25	38.93
IO-540-S	8.70:1	300	2700	444	19.60	34.25	39.24
AEIO-540-L	8.70:1	300	2700	445	24.46	34.25	38.93
TIO-540-C	7.20:1	250	2575	456	30.33	33.37	40.38
TIO-540-S	7.30:1	300	2700	502	26.28	36.02	39.56
TIO-540-A	7.30:1	310	2575	511	22.71	34.25	51.34
IO-540-F	7.30:1	325	2575	514	22.42	34.25	51.34
TIO-540-R	7.30:1	340	2575	521	22.60	34.25	51.52
(L)TIO-540-J	7.30:1	350	2575	518	22.56	34.25	51.50
(L)TIO-540-U	7.30:1	350	2500	547	22.59	34.25	47.40
(L)TIO-540-V	7.30:1	360	2600	547	24.44	34.88	53.21
(L)TIO-540-W	7.30:1	360	2600	536	23.55	34.88	54.19
TIO-541-D,E	7.30:1	450/425	3200	706	22.65	34.86	57.57
IO-720-A,B,D	8.70:1	400	2650	568	22.53	34.25	46.08
O-320-B2C	8.50:1	160	2700	255	22.99	32.24	29.56
HIO-360-B1A	8.50:1	180	2900	290	19.38	33.37	32.09
HIO-360-D1A	10.00:1	190	3200	321	19.48	35.25	35.62
(L)HIO-360-F1AD	8.00:1	190	3050	293	19.97	34.25	31.36
VO-435-A1F	7.30:1	260	3400	399	24.13	33.58	34.73
VO-435-B1A	8.70:1	265	3200	430	24.02	34.11	39.46
TVO-435-D1A	7.30:1	270	3200	465	35.67	33.58	34.73
O-540-F1B5	8.50:1	260	2800	369	24.56	33.37	37.22
HIO-540-A1A	8.70:1	290	2575	474	19.60	34.25	39.34
VO-540-C2A	8.70:1	305	3200	441	25.57	34.70	34.73

### Continental Engine Specifications

MODEL	C.R.	HP	RPM	WEIGHT	HEIGHT	WIDTH	LENGTH
O-200	7.0:1	100	2750	188	23.18	31.56	28.50
O-300-A,C	7.0:1	145	2700	270	23.25	31.50	39.75
O-300-D	7.0:1	145	2700	272	27.00	31.50	36.00
IO-360-A,C,D,G	8.5:1	210	2800	294	24.33	31.40	34.60
IO-360-J,B	8.5:1	195	2600	294	24.33	31.40	34.60
IO-360-K,KB	8.5:1	195	2600	294	24.33	31.40	34.60
TSIO-360-A	7.5:1	210	2800	300	23.75	33.03	35.84
TSIO-360-C,GB	7.5:1	225	2800	300	23.75	33.03	35.84
TSIO-360-G,GB	7.5:1	210	2700	354	31.90	33.88	35.57
TSIO-360-H,HB	7.5:1	210	2800	313	22.43	31.38	35.34
TSIO-360-K,KB	7.5:1	220	2800	359	26.44	31.30	56.58
O-470-G	8.0:1	240	2600	431	26.69	33.58	37.56
O-470-J	7.0:1	225	2550	380	27.75	33.32	36.03
O-470-K,L	7.0:1	230	2600	404	27.75	33.56	36.03
O-470-M	8.0:1	240	2600	409	19.62	33.56	43.31
O-470-R	7.0:1	230	2600	401	28.42	33.56	36.03
O-470-S	7.0:1	230	2600	412	28.42	33.56	36.03
IO-470-U	8.6:1	230	2400	412	28.42	33.56	36.03
IO-470-C	8.0:1	250	2600	431	26.81	33.58	37.93
IO-470-D,B	8.6:1	260	2625	426	19.75	33.56	43.31
IO-470-F	8.6:1	260	2625	426	23.79	33.56	37.22
IO-470-H	8.6:1	260	2625	431	26.81	33.58	38.14
IO-470-J,K	7.0:1	225	2600	401	26.81	33.39	38.14
IO-470-L	8.6:1	260	2625	430	19.75	33.56	43.17
IO-470-M	8.6:1	260	2625	430	19.75	33.56	47.16
IO-470-N	8.6:1	260	2625	433	26.81	33.58	38.14
IO-470-S	8.6:1	260	2625	426	19.75	33.56	41.41
IO-470-U	8.6:1	260	2625	423	19.75	33.86	44.14
IO-470-V,VO	8.6:1	260	2625	423	19.75	33.56	43.69
TSIO-470-B,C,D	7.5:1	260	2600	423	20.25	33.56	39.52
IO-520-A,J	8.5:1	285	2700	431	19.75	33.56	41.41
IO-520-B,BA,BB	8.5:1	285	2700	422	26.71	33.58	39.71
IO-520-C,B	8.5:1	285	2700	415	19.75	33.56	42.88
IO-520-D	8.5:1	285	2700	430	23.79	35.46	37.36
IO-520-E	8.5:1	285	2700	427	19.75	33.56	47.66
IO-520-F	8.5:1	285	2700	430	19.75	35.91	41.41
IO-520-K	8.5:1	285	2700	428	19.75	33.56	40.91
IO-520-L	8.5:1	285	2700	431	23.25	33.56	40.91
IO-520-M,MB	8.5:1	285	2700	413	20.41	33.56	46.80
IO-550-B	8.5:1	300	2700	422	27.32	37.97	37.97
IO-550-C	8.5:1	300	2700	433	19.78	33.56	43.31
TSIO-520-B,BB	7.5:1	285	2700	423	20.32	33.56	39.75
TSIO-520-C,H	7.5:1	285	2700	433	20.04	33.56	40.91
TSIO-520-D,DB	7.5:1	285	2700	423	22.34	33.58	43.25
TSIO-520-E,EB	7.5:1	300	2700	421	20.32	33.56	39.75
TSIO-520-G	7.5:1	300	2700	433	20.04	33.56	40.91
TSIO-520-J,NB	7.5:1	310	2700	412	22.5	33.56	54.36
TSIO-520-K,KB	7.5:1	285	2700	412	20.32	33.56	54.36
TSIO-520-L,LB	7.5:1	310	2700	514	20.02	33.56	50.62
TSIO-520-M,P	7.5:1	285	2600	436	20.04	33.56	40.91
TSIO-520-R	7.5:1	285	2600	436	23.54	33.56	40.91
TSIO-520-T	7.5:1	310	2700	426	32.26	33.56	38.20
TSIO-520-U,UB	7.5:1	300	2700	536	28.86	33.56	44.73
TSIO-520-V,VB	7.5:1	325	2700	456	20.41	33.56	39.25
TSIO-520-W,WB	7.5:1	325	2700	539	20.02	33.56	50.62
(L)TSIO-520-AE	8.5:1	250	2400	365	21.38	33.29	38.07
TSIO-520-AF	7.5:1	285	2600	418	23.54	33.56	40.31
TSIO-520-BB	7.5:1	310	2600	566	33.5	42.50	42.64
TSIO-520-CE	7.5:1	325	2700	527	25.00	34.00	41.00
GTSIO-520-C	7.5:1	340	3200	481	23.1	34.04	42.56
GTSIO-520-D	7.5:1	375	3400	508	26.78	34.04	42.56

## 11 FEHLERSUCHE BEIM FLUGMOTOR (Troubleshooting)

### 11.1 SUCHMETHODE

- Beginne mit den einfachsten und billigsten Untersuchungen zuerst (zB. nicht zuerst die Zündkabel und dann die Magnete tauschen um zum Schluss als Fehlerursache eine defekte Zündkerze festzustellen!!!)

- **Erstelle eine Liste über alle denkbaren Ursachen und diskutiere darüber mit Fachkollegen (auch über Telefon und Internet).**
- **Manche Motorprobleme werden durch ungenaue Cockpitinstrumente vorgetäuscht. Verwende daher niemals die eingebauten Instrumente für die Motorbeurteilung sondern eigene mit bekannter Genauigkeit.**

## 11.2 FEHLERBEISPIELE

### 11.2.1 ALTERNATOR BELT COMES OFF (Continental)

1. Worn or incorrectly installed counterweight bushings. These can be replaced without disassembling engine.
2. Incorrect belt tension. (See Service Bulletin M89-6).
3. Damaged pulley bearings.
4. Improper alignment of the sheaves. (See Service Bulletin M89-6).

### 11.2.2 BLOWN OR LEAKY NOSE SEAL

1. Crankcase pressurization. This can be caused by:
  - Blowby of combustion gas past the ring belt.
  - Turbocharged engine pressurizing the crankcase through a damaged guide boss. A loose valve guide that has enlarged the guide boss creates a gas path from the turbocharger back into the rocker box. Grab the exhaust valves and try to move them. If the valve and guide moves in the boss, then the guide is loose in the cylinder head causing a gas path from the exhaust port to the crankcase via the rocker box and push rod housing.
  - Loose oil filler cap gasket.
  - Air leakage past the nose seal.
  - Blocked or frozen engine breather tube. Moisture is expelled from the engine crankcase through the breather tube which often extends through the bottom of the engine cowling into the air stream. In freezing conditions, this moisture may freeze and continue a buildup of ice until the tube is completely blocked. A "whistle slot" (small hole in tube) should be provided in a warm area near the engine.
3. Poor seal installation.
4. Inadequate clearance between crankshaft oil slinger and crankcase.
5. Bent crankshaft oil slinger.
6. Scored crankshaft.
7. Faulty seal.

### 11.2.3 CANNOT REACH CRITICAL ALTITUDE

1. Improperly adjusted wastegate valve.
2. Leaky exhaust system. Inspect for any white exhaust stains on the exhaust system.
3. Malfunctioning turbocharger. Remove exhaust or air inlet connections and check rotor assembly for possible rubbing on housing, damaged rotor or malfunctioning bearings. Spin turbine by hand to check for free rotation.

4. Wastegate does not go to full closed position. Cap off the actuator discharge, apply 60-65 pounds of oil pressure to inlet. When the wastegate closes, measure the clearance between butterfly and housing. Lubricate shaft with Mouse Milk.
5. Suck-open door on compression discharge housing not fully closed or door gasket damaged (TIO-540 engines).
6. Faulty Absolute Controller. If engine loses power, consider leaking poppet valve or oil leaking into induction system because of broken boot bellows. Remove controller and check for oil in induction housing.
7. Faulty density controller.
8. Improperly adjusted controllers.
9. Insufficient oil pressure to close wastegate.

### **11.2.4 CAN'T GET FUEL FLOW AT FULL THROTTLE - LEAN (Continental Fuel - Injected Engines except IO-360 Series)**

If pump pressure (unmetered) is correct (29 pounds) but metered fuel pressure is low (cockpit fuel gauge indication is low) and engine is lean, then there is a loss of fuel pressure due to a fuel leak at the mixture control valve which is dumping fuel back to the pump through the mixture control valve. Lap the mixture control valve.

### **11.2.5 COCKPIT FUEL FLOW DIFFERENTIAL ON TWIN-ENGINE PLANES**

1. Metered and unmetered fuel pressure out of adjustment (Continental).
2. Manifold gauge out of calibration.
3. Improper size of nozzles in one engine (Continental).
4. (Continental) Leak in mixture control valve which dumps fuel back to pump through mixture control valve. If unmetered fuel pressure (pump pressure) is normal but metered fuel pressure is low or cockpit fuel flow gauge is indicating lean then fuel is bypassing the fuel control unit. To correct, lap mixture control valve.
5. Turbocharger rate controller out of adjustment.

### **11.2.6 DECREASE IN EGT FOR ALL CYLINDERS (With no change in Mixture Setting)**

1. Carburetor ice.
2. Decrease in airflow to engine such as caused by induction ice. Check also for any loss in manifold pressure, RPM (fixed pitch prop), and airspeed.

### **11.2.7 DECREASE IN EGT FOR ONE CYLINDER**

1. Intake valve not opening fully.
2. Low compression.

### **11.2.8 ENGINE WON'T IDLE UNLESS BOOST PUMP OFF**

1. Idle mixture extremely rich.
2. Engine pump fuel pressure too high.



## **11.2.9 ENGINE SURGES**

1. Injector nozzles dirty.
2. Faulty governor.
3. Air in turbocharger controller oil lines or wastegate actuator.
4. Breather plugged.
5. Injector nozzle pressure reference system leaking
6. Incorrect prop governor.
7. Defective oil pump. Erratic oil pressure may be traced to the pump sucking air.
8. Prop blades sticking in hub intermittently.
9. Malfunctioning or sticky wastegate.
10. Engine bootstrapping.

## **11.2.10 ENGINE KICKS BACK ON START**

Magneto firing too early.

1. Severe kickbacks on engines with "shower of sparks" ignition systems are due to the retard breaker points not closing, resulting in a start attempt on the advance points. On Continental engines, severe kickback will break the starter adapter. This can be caused from the a broken wire to the retard breaker or a poor connection at the magneto.
2. Impulse coupling flyweights are not engaging.

## **11.2.11 ENGINE SHUDDER**

1. Sticky valve.
2. Improper carburetor nozzle. Slight hesitation or stumble on acceleration. For O-320-E2D engines in Cessna 172's, and Piper PA-28-151's, and O-320-E2G installed Grumman AA5 and AMA, refer to Lycoming Service Instruction 1305C.
3. Water or ice ingestion.

## **11.2.12 EXCESSIVE RPM DROP ON LEFT MAGNETO (Shower of Sparks Ignition)**

Shorted shower of sparks vibrator, causing it to stay in the retarded position on the left magneto.

## **11.2.13 EXCESSIVE MAGNETO DROP WHEN CHECKING MAGNETOS**

1. Fouled spark plug(s).
2. Incorrect spark plug gap(s)
3. Incorrectly timed magnetos.
4. Incorrect fuel/air ratio.
5. Incorrect fuel.

## **11.2.14 FAILURE TO CHANGE PITCH OR RPM**

1. If RPM fails to decrease during or after takeoff: insufficient counterweight force and/or high friction in the hub parts.

2. If RPM fails to increase but will reduce: low oil pressure.
3. If RPM change in both directions is sluggish: Excessive friction in hub mechanism.
4. Newly-installed governor has wrong direction of rotation, or has bypass plug in wrong hole.
5. Transfer-collar distress on Continental engines will cause sluggish or erratic propeller operation.
6. Internal engine oil leak on Lycoming engines. With Lycoming engines you need to check main bearing clearance and rear plug in center of crankshaft for leaks. Remove propeller governor. There is a passage that goes down to the center of the front main bearing. The big hole indexes to the oil transfer tube which goes to prop governor. Take a differential pressure tester and with a rubber end push against passage. Apply 40 pounds in and as oil blows out of bearing you will see the secondary gauge come down. After 15 or 20 seconds you want to see 5 pounds or more. If the bearings will not hold 5 pounds you have an unacceptable leak. This is a quick and easy test to do after engine assembly at overhaul.

### 11.2.15 FAILURE TO FEATHER

1. Governor quadrant control does not provide enough travel to allow governor speed-adjusting lever to move hard against low RPM stop.
2. High-pitch pin stop fails to slide out at feathering RPM.
3. Weak or broken feathering spring.
4. Incorrect governor lift rod (feathering) setting.

### 11.2.16 FUEL DRIPPING OUT OF CARBURETOR

1. Leaking primer.
2. Leaking carburetor needle and seat.
3. Auto fuel. Adjust idle mixture.
4. Bendix-Stromberg carburetor models NA-S3A1 and NA-M. In certain airplane installations the fuel level in the carburetor is above the present idle air-bleed location while the airplane is parked. It is possible for the fuel to drain from the fuel tank through the carburetor and out of the idle air-bleed onto the ground. Refer to Bendix-Stromberg Revision No. I of Service Bulletin 73.

### 11.2.17 FLUCTUATING RPM

Defective tachometer. If engine speed varies 25-50 RPM at the tachometer but is otherwise smooth, suspect a defective tachometer. Lack of lubrication causes the tach to gradually bind resulting in small needle fluctuations. Most mechanical tachs have a oil port on the rear of the instrument where the tach cable installs. No one ever goes back there and lubricates it.

### 11.2.18 HARD STARTING

If the engine has a tendency to start when you let go of the starter switch or if the engine starts better with a low battery; then the engine is firing too early in the stroke. Magnetos are timed to the engine so as to provide the spark at 20 to 25 degrees before top dead center of piston compression stroke. This timing is designed to provide engine efficiency at normal operating speeds. Since starting occurs at very low engine turning speeds, magneto timing must occur closer to top dead center to push the piston down. There are two methods of adjusting timing: retard breaker magneto with vibrator ("shower of sparks") or impulse coupled magneto. The objective of the impulse coupling is to delay magneto firing from 200 before TDC until about 5" before TDC by building in a 151, lag angle into the impulse coupling. This happens only in theory. The impulse coupling lag angle varies with cranking speed of the engine. The degree of impulse coupling retard is directly proportional to crank speed. An example of this is the Lycoming O-235L2C engine. The original starter cranked the engine too fast. Lycoming Service Instruction 1362 changed the lag angle of the impulse coupling from 15 degrees to 5 degrees. ( with the 5 degree lag angle the engine may have a tendency to kick-back during hand propping. Don't hand prop!) A later starter (Prestolite MMU-4001R) was specifically designed to turn the engine slower. With the MMU-4001 R starter the im-

pulse coupling lag angle should remain at 15 degrees. When replacing Slick magnetos on this engine you can use a 5 or 15 degree lag angle magneto. The one you choose depends upon the starter.

1. Impulse coupling not engaging. Snap impulse coupling. To check the timing of the impulse coupling bump propeller to see where the impulse snaps.
  - Inspect for worn pawls and stop pin.
  - Impulse coupling fails to return to unwound position. Inspect impulse coupling nut for torque.
2. Technique.
3. Flooded. Crank engine with throttle full open and mixture in idle cutoff.
4. Throttle valve open too far. Set for approximately 800 RPM. An exception to this rule is carburetors without accelerator pumps such as the Bendix-Stromberg. Start with the throttle closed. Without an accelerator pump, nothing happens when you open the throttle except you don't get the idle circuit. Opening the throttle reduces fuel flow and increases air flow to the engine creating a lean start mixture. The closed throttle allows the idle discharge tubes to flow fuel and limits the air. This enriches the mixture which is easier for the ignition system to ignite. With a warm engine you may wish to open the throttle slightly to allow a little less fuel and a little more fuel to enter the engine.
5. Insufficient prime. May be accompanied by backfire. Make sure primer is not leaking. Primer nozzles may be clogged. These nozzles are so close to the intake valve that they carbon up. Not all the nozzles carbon up equally so one cylinder gets all the prime. When was the last time you had your nozzles cleaned? Take them out once a year and clean them.
6. Defective spark plugs or ignition wire.
7. (Shower of Sparks) Low voltage at vibrator input. Measure voltage between vibrator terminal marked "in" and ground terminal while operating starter. Must be at least 8 volts on 12 volt system, or 13 volts on 24 volt system.
8. (Shower of Sparks) Defective vibrator. If voltage is acceptable, listen for interrupted buzzing of vibrator during starting. If no buzzing is heard, either vibrator is defective or the circuit from the output terminal on the vibrator to the retard contact assembly is open. Check both switch and retard circuit. Check for good electrical ground. You should hear the vibrator tone change as the magneto breakers open and close. If the tone doesn't change, check out the wiring to the magneto --- also check the contact springs in the magneto breaker cover.
9. (Shower of Sparks) Retard contact assembly in magneto not operating. If retard breaker points don't open - you'll get no spark at all --- and no start. If the retard breaker points don't close, you'll be cranking with a fully-advanced boosted spark and may get a kickback. This would occur if the wire to the retard breaker is broken, or had a poor connection at the magneto. Retard points may not be closing due to improper adjustment or may not have a good electrical connection in the circuit. Check for good contact of switch and retard leads at magneto and vibrator.
10. (Shower of Sparks) Vibrator and magneto not putting out. Disconnect starter and all spark plug leads. Turn engine in normal-run direction until retard point opens at #1 cylinder firing position. Hold #1 plug lead approximately 3/16, from ground. Energize vibrator by turning switch to start. Plug lead should throw a shower of sparks to ground. If spark is weak or missing, replace vibrator. Check magneto for correct internal timing. Proper duration of shower of sparks may be checked by holding switch in "start" position, and hand turning prop until sparks stop. Degrees of prop rotation may be estimated to determine if retard points are adjusted properly.
11. Starter switch wired backwards. Starting on right magneto instead of left. The left magneto is usually the impulse magneto. The starter switch must be wired in such a way that the magneto without an impulse coupling is grounded during start. Engine will kick-backwards due to the early firing of the non-impulse magneto. On a Lycoming engine this sometimes breaks the starter housing.
12. Magneto improperly timed to engine. Advance breaker out of adjustment.
13. Magneto internal timing not adjusted properly or "E" gap drifting because of point or follower wear.
14. (Shower of Sparks) Retard points opening too late.
15. Low voltage to starter causing slow turning starter.
 

Burned starter solenoid points will cause a voltage drop across the solenoid. The best way to check a solenoid is with a load applied. When dealing with high current circuits, a fraction of an ohm is enough to produce poor, or no operation. Checking the circuit without a load would take a resistance of anywhere from a few hundred ohms to thousands of ohms to show a 0,2 volt drop. The best method of checking the solenoid is to disconnect the lead from the starter and connect it to a battery load-meter tester. Activate the relay and check the voltage on each side of the relay. A 0,1 volt drop is normal for a new or near new relay. Any more than 0,3 volt drop, replace the relay.

Check battery capacity. Check condition of starter and battery cables.
16. Faulty ignition switch causing intermittent grounding.
17. Magneto distributor electrode finger loose or burned.

18. Magneto distributor block electrode burned.
19. Spark plugs fouled.
20. Spark plugs ice bridged. Occurs after a balked start in freezing weather.
21. Lycoming engines. Noisy start, failure to engage or sluggish start can be caused by a dirty Bendix Drive. The Bendix Drive on the starter is what engages the starter ring gear. It must be able to slide on the starter shaft to engage. Oils should never be used on the Bendix Drive or shaft because they collect dirt and become gummy causing the Bendix Drive to stick. Lubricate the shaft and drive with a silicone lubricant.

## 11.2.19 HIGH OIL PRESSURE

1. Oil pressure relief valve improperly adjusted.
2. Improper weight of oil. Don't dismiss this item. It is the most common reason for high oil pressure in cold weather. Especially in Lycoming engines there is a tendency to use a higher grade of oil than what Lycoming recommends. Check the operators manual for correct grade of oil.
3. Oil passage from pressure relief valve to sump is plugged.
4. Improper pressure relief spring.
5. Oil too cold.

## 11.2.20 HIGH OIL TEMPERATURE

Oil temperature gauges are always suspect. If the gauge is working it responds to temperature changes of the oil. Therefore reduce the oil temperature and see if the gauge responds. To do this add more cooling to the engine. Lower the nose, open cowl flaps and reduce power. Does the gauge respond? An oil temperature problem will show up on both the pressure and temperature gauge. As oil temperature goes up pressure goes down. As oil temperature goes down pressure goes up.

The next thing you can do is feel the oil cooler to make sure it is hot. The hottest you can hold your hand against something is 120°F. If the oil is hot but the oil cooler isn't then oil is not circulating through the oil cooler.

You need an independent check of oil temperature. The best method of determining how hot the oil is and how accurate the gauge, is to take the oil's temperature. Immediately after landing use a long thermometer and dip the oil. We use a three foot mercury scientific thermometer and lower it into the oil filler tube. These are all checks the pilot or owner can perform without spending a lot of mechanic time or expense.

1. Thermostatic bypass valve not operating properly or seating squarely. On Continental engines the oil passing through the oil temperature control cavity is directed either through the oil cooler or directly to the crankcase passages, depending on the oil temperature. The Vernatherm valve modulates to maintain oil temperature at approximately 170°F. Continental Vernatherm valve can be checked for proper operation by dropping it in water heated to 180°F to 190°F. If valve opens, it is operating properly; if not, it should be replaced. Valves marked 77C should travel at least 0,090 inch as the water temperature is raised from 120 to 170°F. Valves marked 173 °F should travel at least .16 inch as the water temperature is raised from 135 to 173°F.

Most Lycoming engines use a vernatherm valve (P/N 53E19600). Remove the vernatherm from the oil filter adapter housing and inspect seat for concentric contact. Replace vernatherm if not concentric. Inspect contact seat in housing. Reface seat if there is not an even contact pattern. It is not unusual for Lycoming engine's to have a poor vernatherm or vernatherm seat. Older style (prior to 1972) Lycoming vernatherm (P/N LW-10269) valves did not function properly in some instances. The old style vernatherm can be identified by the use of metal discs on the valve diameter instead of a spring. See Lycoming service instruction 1255 for details.

On Continental engines make sure the separator on the oil cooler gasket is not broken. This happens when the oil cooler pad is warped or bent. Oil will bypass from one side of the cooler to the other side without flowing through cooler. The oil cooler will not warm up. You need to remove the oil cooler and inspect the gasket. This type of problem is rare.

Many oil cooler's on high time aircraft have never had the oil cooler properly cleaned. Flushing the cooler with solvent does not remove sludge and varnish deposits. These can gradually reduce the effectiveness of the oil cooler. Have the oil cooler cleaned by someone specializing in oil cooler repairs.

2. Insufficient oil supply.

3. Insufficient cooling air. Temperature problems are almost always caused by insufficient cooling rather than the engine producing too much heat. Inspect condition of engine baffling. On critically baffled aircraft, if the baffling in the rear engine bulkhead is bent backwards instead of forwards it can cause the oil temperature to reach red line before the aircraft leaves the traffic pattern.
4. Improper grade of oil. Check to be sure oil grade is not too high.
5. Oil cooler or lines plugged or partially plugged.
6. Excessive blow-by. Combustion gas blowing past the piston rings will elevate the oil temperature. If this is occurring you also get excessive oil out the engine breather and the oil turns black quickly.
7. Defective temperature gauge. Does it respond to changes in oil temperature? Does the oil pressure change as the oil temperature changes?
8. Maule M-4, refer to Maule Service Letter No. 12.
9. Cowl flap rigging. Especially on twin airplanes where one engine runs hotter than the other.

### 11.2.21 HIGH MANIFOLD PRESSURE AT IDLE

1. Improperly adjusted fuel injector or carburetor. Adjust idle mixture to get a 25 to 50 RPM rise when moving mixture control from full rich to idle cut-off. Continental TSIO-360 engines should get a fifty to 100 RPM rise.
2. Incorrect hydraulic lifter's installed.
3. Hydraulic lifter's bleeding down too rapidly.
4. Air leak in induction system. Engine will be lean and rough at idle. Induction system leaks can be found by using a vacuum cleaner and a soap and water solution. Blow air into the induction system and look for bubbles.
5. Inaccurate manifold pressure gauge.
6. Leaks in manifold pressure line.

### 11.2.22 HIGH EGT ON ONE CYLINDER

Poor mixture distribution.

1. Partially plugged fuel nozzle. A partially plugged nozzle will allow enough fuel to flow at idle for combustion. As power is increased, cylinder gradually leans out until detonation or lean mis-fire occurs. Exhaust gas temperature will rise and not respond to mixture control until idle cut off is reached. The reason for this is that the blockage now becomes the primary restriction and is independent of mixture control position. Nozzles can be flow-checked by comparing their outputs in containers of equal size to locate plugged or partially plugged nozzle.
2. Damaged nozzle. A nozzle damaged from over torque will not meter fuel properly. Damage caused by over torque usually effects the air-bleed at idle.
3. Air leak into induction system.

### 11.2.23 HIGH INDICATED FUEL FLOW

1. Plugged fuel injection nozzles if accompanied by loss of power and roughness. Flow check nozzles in containers to locate plugged nozzle. If plugged, soak in acetone and blow out with compressed air. Clean fuel injection nozzles by soaking in Hopies No. 9 (available at gun shops) for 20 minutes. Rinse in acetone or MEK (methyl ethyl ketone).
2. Air leak or restriction in deck pressure gauge line. Pressure check to 9 pounds and observe gauge for drop in pressure.
3. Injector rich.
4. Faulty fuel flow gauge.
5. Inside diameter of fuel lines too small (Lycoming engines). Lines must be between 0,085 and 0,090 inches I.D.
6. Incorrect nozzle flow. Flow nozzles into containers.
7. Cracked or broken fuel injector nozzle line. Look for fuel stains around silver solder.
8. Deck pressure gauge line plugged.
9. Restricted re-circulation passage in Continental fuel PUMP.

10. (Continental turbocharged engines) Plugged reference line. Metered fuel flow (pressure) gauge is dependent upon deck pressure to buffer the action of the fuel pressure in the bourdon tube, acting through the vent port of the gage. As in all other turbocharged Continental engines, if this reference line becomes plugged, a high indicated metered fuel flow (pressure) will be apparent, although actual pressure will be within limits. (The Bonanza has a tiny orifice at the controller end that is prone to plug up.)

### 11.2.24 HIGH OIL CONSUMPTION

If exceeding maximum oil consumption limit don't fly the airplane. Why? Oil in the combustion chamber may lower the fuel octane enough to create detonation. Maximum oil consumption limits are in the engine manufacturer's operating manual. Operators of high compression engines should be especially careful about operating with high levels of oil consumption. A industry rule-of-thumb maximum oil consumption is 1 quart per hour. One quart per hour, although easy to remember, is flawed since it does not take into consideration differences in detonation characteristics of various engines. One quart per hour on a six cylinder low compression engine is one thing but one quart per hour on a 10:1 compression Lycoming four cylinder engine is far in excess. Engines modified for high compression such as high compression pistons in the O-235 should not be allowed to operate with excessive oil consumption. We do not know what is excessive on this modified engine, ask the STC holder.

1. Improper grade of oil.
2. Failure of new rings to seat properly.
3. Failed or failing bearings.
4. Worn piston rings and cylinder barrels.
5. Worn valve guides.
6. Excessive oil leaks. A small oil leak looks like a great deal of oil.
7. Oil siphoning from engine in flight. Insure that oil filter cap is on tight and the oil access door closes properly. Be sure the breather hose is cut properly and located so there is no chance of siphoning oil from the engine.
8. Expander in oil control ring plugged.
9. Plugged injector nozzle. The lack of fuel and combustion pressure allows the oil to bypass the piston rings, thereby giving a false impression of ring problems.

### 11.2.25 HIGH CYLINDER TEMPERATURE

1. Spark plugs of improper heat rating installed.
2. Cooling baffles missing, broken or bent.
3. Partially plugged fuel nozzle.
4. Fuel lines of improper I.D. being used (Lycoming engines). Primer lines have the same threaded connections as fuel lines but are of much smaller I.D. The only exception to this rule is the IO-540-E1B5 used in the Aero Commander 500S. Fuel lines on Lycoming engines should have an inside diameter of 0,085 inch to 0,090 inch. Check fuel line ferrule braze joint and surrounding area for cracking, evidenced by fuel stains.
5. Engine improperly timed.
6. Engine operated excessively lean. If this condition is suspected, check combustion chamber for carbon deposits. If there are none, this is sufficient reason to be suspicious of a continuous lean-engine operation.
7. Mixture control improperly rigged. Even though mixture control lever at pilot seat appears to have full travel, be sure to check at carburetor or injector to insure that lever is going against full rich and idle cut-off stops.
8. Exhaust gas leak onto cylinder. Inspect for signs of exhaust leakage; burnt paint and whitish deposits.
9. Loose cylinder head temperature leads. Intermittent contact will give false readings. High cylinder head indications can be a result of the cylinder head temperature lead passing too close to an exhaust stack.

## 11.2.26 LOW FUEL FLOW

1. Dirty fuel filter screen. If Lycoming fuel injection, strainer in RSA unit plugged.
2. Injector lean. Run engine at a given power setting at full rich. Observe fuel flow and compare to fuel flow requirements for that power setting as found in Operator's Manual. An increase in cylinder head temperature, EGT or oil temperature may be an indication of a lean injector.
3. Faulty gauge.
4. Flow divider does not open all the way. Problem may not occur at all times.
5. Fuel line to fuel flow gauge broken, loose, or plugged.
6. Low fuel pressure.
7. No fuel in tank.

## 11.2.27 LOSS OF POWER GOING TO ALTITUDE

1. Leak in turbocharger system. Make sure alternate air door closes completely, and that the suck-open door is properly adjusted and its gasket is not damaged. Inspect "O" rings on intake pipes to be sure they are in place and properly seated. Make sure no exhaust gaskets are burned out.
2. Density controller does not follow curve to altitude. To check density controller, disconnect differential controller from system and block oil lines. Fly aircraft to altitude and observe that you get a steady rise in manifold pressure not to exceed airframe manufacturer's limits. If no rise is indicated, density controller must be replaced.
3. Oil line to actuator inlet kinked or blocked.
4. Actuator piston seal failed and leaking excessively.
5. Differential controller poppet valve leaking. Apply 80 psi oil to inlet port of differential controller; only minute drainage should be observed at drain port. If excessive oil is observed it indicates controller valve is leaking oil.
6. Poor combustion.
7. Binding Turbocharger. Reach in turbo outlet and spin blades. Blades should move freely. Maximum radial movement is 0,005 inch, and maximum end movement is 0,008 inch.
8. Lean injector.

## 11.2.28 LOW OIL PRESSURE

Low oil pressure, but still within the limits is not a serious problem. All things being equal a low but within limits oil pressure is more desirable than a high but within limits oil pressure.

1. Insufficient oil.
2. Pressure relief out of adjustment. Lycoming limits are 60 to 90 pounds. If the pressure relief valve is not operating properly, the oil pressure follows the throttle because the oil pump is engine driven and speed sensitive.

Lycoming engines: External adjustable type (P/N 77808) increase oil pressure by turning adjusting screw clockwise, and to decrease turn counter-clockwise. On types with solid tower, standard 1/4" flat washers (P/N STD-425 or AN960- 10) are used to control oil pressure. Add washers to increase oil pressure and remove washers to decrease oil pressure. On short tower, a maximum of three washers may be used. On a tall tower, a maximum of nine washers may be used. Adjust oil pressure when engine is warm. Normal oil pressure can be expected to vary from 100 psi during starting and warm up to 25 psi at idle when the engine is warm. See the oil pressure specifications in the applicable Operator's Manual for specific numbers. Refer to Lycoming Service Instruction 1172C.

Lycoming produces no less than four oil pressure relief valve springs. You may choose anyone to suite your conditions. This may be preferable than stacking washers. The reason there are different springs has to do with the airframe installation. Lycoming engines take oil pressure from between the pump and the pressure relief valve.

Oil to the propeller governor and oil cooler come directly off the oil pump. The size of the oil cooler, oil cooler lines, fittings, and length all has an effect on oil pressure before the relief valve. The amount of oil bypass through the governor also effects oil pressure. Different size oil pressure relief valve springs are used to compensate for these installation differences.

Even though an engine overhaul facility adjusted oil pressure after overhaul and on the test stand, you

- might have to re-adjust after installation on the aircraft.
3. Oil viscosity too low.
  4. Foam in oil due to presence of alkaline solids in system.
  5. Malfunctioning oil pump.
  6. Malfunctioning pressure gauge.
  7. Weak or broken oil pressure relief valve spring (Continental engines). The pressure relief valve spring in Continental engines is long and slender. It has a tendency to rub against the housing when it flexes. In high time engines it weakens the spring and eventually the spring breaks.
  8. Clogged filter or strainer.
  9. Carbon or metal chips under oil pressure relief valve.
  10. Damaged oil pressure relief seat. Seat not concentric.
  11. High oil temperature.
  12. Restriction at inlet side of oil pump.
  13. Excessive internal spill-off of oil. May be caused by: excessive bearing clearance, cracked crankcase in oil gallery area, piston cooling squirts blocked open.
  14. Pump inlet gasket deteriorated thus allowing pressure oil to return to the inlet side of the pump.
  15. Lycoming O-235 engines make sure plate P/N LW12795 is installed between accessory housing and the oil filter adapter. The plate is sandwiched between two gaskets. The plate is designed with a hole that meters the amount of oil flow and prevents an excessive flow of oil to the idler gear. When this plate is not installed as required, it results in low oil pressure.

## 11.2.29 LOW POWER

Related problem: Engine will not turn static RPM.

Note: Low power can be subjective since there is no one instrument that we can use to measure power on the airplane. With fixed wing aircraft a pilot will not notice a 5 horsepower loss in cruise. Five horsepower is noticeable during single engine climb on a twin.

1. Poor combustion. Check compression.
2. Leaks in induction system and exhaust system (turbocharged engines).
3. Improper fuel flow. Check and clean screens. The August 1974 General Aviation Inspection Aids wrote of an incident of low power caused by an ant that had entered the injector line while it was removed for maintenance. Check for ants!
4. Restriction in air inlet or manifold. Check carburetor air box for protruding gasket. Check air filter. Inspect air duct for evidence of hose collapsing.
5. Alternate air door leaking allowing heated air to enter carburetor.
6. Throttle lever not properly adjusted. Check for full travel.
7. Broken baffles in muffler. If section of baffle is loose in muffler, engine may operate satisfactory at times and may be low on power at other times. This indicates baffle is moving around in muffler, blocking exhaust gases sometimes and out of the way at other times. Strike muffler with rubber mallet and listen for rattle in muffler.
8. Prop out of adjustment (low pitch).
9. Governor linkage not adjusted properly. Adjust for full travel.
10. Crankshaft to camshaft timing off. This condition may be checked by first disconnecting starter. Remove top spark plugs and rocker box cover on #2 cylinder. Turn engine to TDC on compression stroke #1 cylinder.  
 Engine timing is checked by first observing the number two cylinder valve rocker arms. Both valves should be closed or nearly closed. Move the propeller slightly in one direction. Rocker arm motion should be seen as one valve starts to open. STOP. Now rotate the engine back to the original position with the #1 at TDC. Now move the propeller slightly in the direction opposite from the first movement. Rocker arm motion should again be seen as the other valve starts to open. If the two valves started to open as described with only a small amount of engine movement in each direction, the engine timing is correct. If movement in either direction exceeds twenty degrees of engine rotation before motion of the rocker arm occurs, the crankshaft to camshaft timing is not correct and the engine was assembled incorrectly.
11. Camshaft lobes flattened. Remove camshaft followers and inspect condition or examine oil filter for metal.
12. Incorrect carburetor.
13. Incorrect propeller.



14. (Turbocharged engines) Controllers out of adjustment. Variable absolute controller is adjusted by turning adjustment screw at cam end of controller counter-clockwise to increase boost, and clockwise to decrease boost. Controllers are set to obtain a specific MP and no compensation for density and temperature is necessary. Required MP settings are found in Operator's Manual. Adjust for full throttle setting only. Density controllers do compensate for temperature and pressure. Differential pressure controllers are set to maintain 6" (Lycoming) differential between deck and MP.
15. (Turbocharged engines) Damaged turbocharger impeller, binding or tight wheels. Visually inspect wheels for damage and free rotation.
16. (Turbocharged engines) Kinked or restricted oil lines from engine to actuator, and actuator to controller.
17. (Turbocharged engines) Wastegate out of adjustment or stuck open. Lubricate ends of shaft with Mouse Milk.
18. (Turbocharged engines) Inlet orifice in actuator plugged.
19. (Turbocharged engines) Piston seal in wastegate actuator leaking. Noted by excess oil coming out of drain.
20. (Turbocharged engines) Oil pressure too low to close wastegate. Continental engines 30-60 psi limit.
21. Injector and controller linkage not adjusted properly (Lycoming 541 engines).
22. (Turbocharged engines) Variable pressure controller out of adjustment.
23. Inaccurate tachometer. Mechanical tachometers, such as the AC tachometers, have a oil port in the rear. They never get oiled and over the years will start to read slow.
24. Turbulence in air flow causing improper fuel metering.
25. Improper valve rocker clearance. This is important on solid tappet engines (Lycoming O-235).

### 11.2.30 OIL IN COMBUSTION CHAMBER

1. Past rings.
2. Past intake guide. Uncommon in Lycoming engines.
3. Through induction system. Leaking turbocharger seals. Remove intake tubes and wash out oil. Re-install and run engine for short period. Remove intake tube and see whether oil is traveling from turbo to cylinder or visa versa. If engine idles too slow, turbo does not turn allowing oil to leak from compressor seal.
4. Plugged fuel injector nozzle. The lack of fuel and combustion pressure allows the oil to bypass piston rings, thereby giving a false impression of ring problems.

### 11.2.31 OIL OUT ENGINE BREATHER

1. Crankcase pressurization. Check engine compression. If oil color is black and oil temperatures are high, then combustion gases are going into the crankcase. To check for excessive crankcase pressure, install an oil cap modified with an airspeed indicator and run the engine through its normal range on the ground. Continental engines through TSIO-360 should read no higher than 45 mph. Continental engines from O-470 through GTSIO-520 should read no higher than 95 mph. Lycoming engines should read 45 to 55 mph with a maximum of 100 mph.
2. Loose seal on oil filler - check gasket.
3. Engine breather exposed to low pressure. Ensure the location of the engine breather is in the precise position as specified by the airframe manufacturer. If the end of the hose is exposed to airflow in an area of low pressure it sucks a mist of oil from the crankcase.
4. Nose seal loose.
5. On Continental IO-360 and TSIO-360 engines check to see if breather modification as outlined in Service Bulletin M80-18 has been complied with.
6. Defective wet vacuum pump (Garwin or Pesco).
7. Poor engineering at the factory. Call service department.

### 11.2.32 OIL TURNS BLACK

1. Blowby of combustion gases past the piston ring belt. Accompanied by high oil temperature and increased oil flow out engine breather. Check engine compression.
2. Excessive oil temperatures.
3. Contamination of oil.

### 11.2.33 POOR IDLE CUT-OFF

Ragged, slow shut down of engine.

Engine getting fuel.

1. Improper rigging of mixture control linkage. Rig mixture control to idle cut off stop without cushion.
2. Mixture control valve scored or not seating properly, or "O" ring on mixture jet broken or deformed. On fuelinjected airplanes you can check for leak by disconnecting fuel line at entrance to flow divider. Keep throttle and mixture off and boost pump on. On Continental fuel-injected engines you should not get more than 30 drops of fuel per minute at hose end. Continental specifications were as low as 9 drops per minute but have been revised upwards to 90 drops per minute (too high in our opinion). The mixture control is attached to the throttle body and in the idle cutoff position, diverts all fuel received back to the pump inlet or aircraft fuel supply. In this manner, no fuel can flow toward the fuel injector nozzles.

A sticking fuel flow divider is a more common problem on Continental fuel injected engines than an leaky mixture control valve. When pressure to the manifold valve drops to 3.5 psi the check valve closes providing a clean cutoff of fuel to the cylinder when the engine is shut down.

3. Vapor in lines. Avoid prolonged ground operation at low RPM or idle.
4. Dirt in air-bleed hole of nozzle. Wash in acetone or MEK (methyl ethyl ketone) and blow out with compressed air.
5. Valve in flow divider sticking.
6. Loose fuel line at flow divider or nozzle. Engine may be rich at idle.
8. Mixture valve stuck to valve seat.
9. Primer leaking (primarily on gravity feed systems.)
10. Lycoming fuel injected engines. Fuel vaporizing in lines. Engine may continue to run rough for a few seconds.  
Lycoming fuel injected engines see also section on RSA troubleshooting.

### 11.2.34 POOR ACCELERATION

1. Poor combustion. Engine won't idle unless boost pump on.
2. Idle mixture extremely lean. Engine stumbles.
3. Engine fuel pump failure, or pressure too low at idle speed.
4. AN type (mechanical style on Lycoming engines) bypassing internally.
5. Improper size nozzles for engine installed (Continental fuel-injected engines).
6. Improper carburetor nozzle. A slight hesitation or stumble on acceleration. For O-320-E2D engines in Cessna 172's, Piper PA-28-151's, O-320-E2G installed in Grumman AA5 and AA5A refer to Lycoming Service Instruction 1305C.

### 11.2.35 POOR MIXTURE ADJUSTMENT RESPONSE

1. Internal leak in RSA fuel injector. Check as described above.
2. Metering plug binding (Continental IO-346, TSIO-360 and IO-520D). After adjustment, tap on metering housing as throttle is advanced and retarded through full range.
3. On Continental fuel-injected engines check for worn link rod, levers and throttle shaft. Loose pin through throttle shaft and metering lever.

### 11.2.36 PROPELLER SURGING

1. Air trapped in propeller servo or in engine shaft. Exercise propeller by changing pitch or feathering before flight to allow trapped air to escape from system.
2. Excessive friction in pitch change mechanism.
3. Older model Woodward governor needs stability modification.

### 11.2.37 ROUGH ENGINE

Pay particular attention to determine if it is engine roughness or vibration, particularly when there are no engine instruments indicating trouble. Roughness comes and goes whereas vibration is steady but may change or go away at a different RPM setting.

In some cases, roughness will smooth out at a lower altitude, which tends to indicate an ignition leak, usually in the harness or magneto distributor cap. A loose fit between the pancake grommet of the harness and the distributor block towers allows the magneto to flash to ground between the tower and grommet. This would be more prevalent at altitude.

1. Spark plug misfire.
2. Lean misfire caused by insufficient spark plug gap.
3. Fouled spark plug.
4. Magneto misfire.
5. Ignition lead misfire
6. Faulty magneto coil. When magneto coils go bad, they usually break down when hot. The engine runs smoothly until a half hour into flight before it gets rough. The next day, when the coil has cooled down, the engine operates fine. The magneto will test fine on a test bench. If you suspect this problem, heat the magneto in an oven to 140°F for an hour and then run magneto. The coil checks good with a coil tester when cold but break downs if you heat it up. For best magneto performance the air temperature in the engine compartment at or near the magnetos should not exceed 125°F. It should not be permitted to exceed 160°F.
7. Carburetor ice.
8. Propeller out of track or unbalanced. Out of balance propellers or harmonic engine vibrations often result in cracks in spinners and engine baffling.
9. Broken valve spring. Always replace the hydraulic unit on the valve with the broken spring.
10. Turbocharged engine and accompanied by poor cutoff. Air-bleed hole(s) clogged.

### 11.2.38 ROUGH IDLE

1. Mixture too rich or lean. If mixture is too lean the engine stumbles on power application. Lean engine if mixture is too rich. Engine will smooth out and pick up RPM as it is leaned. After mixture is set, re-adjust idle speed.
2. Faulty ignition system. Fouled spark plug. Check magneto drop and condition of plugs and leads. Check for worn spark plug leads shorting out on a metal part.
3. Plugged nozzles. Usually accompanied by indicated high fuel flow. A partially plugged nozzle will allow enough fuel to flow at idle for combustion. As power is increased the cylinder gradually leans out until detonation or lean misfire occurs. Exhaust gas temperature rises and does not respond to mixture control until idle cut off is reached. The reason for this is the blockage now becomes the primary restriction and is independent of mixture control position. Nozzles can be flow-checked in containers of equal size to locate plugged or partially plugged nozzle. May be able to locate problem by feeling for cold cylinder. Inspect with magnifying glass before cleaning.
4. Induction air leak. Induction air leak at one of the following locations: Hoses, Cracked intake pipes, loose flange bolts, loose plugs in intake port, loose intake tubes in Lycoming engines, punctured flex tubing connecting the carburetor to air ducting. Slight air leak in induction system you are usually able to adjust initial idle but rough in 1000 -1500 RPM-range. Large leaks into induction system, usually unable to throttle engine down below 800-900 RPM.
5. Fuel drain valve not seating properly. These valves, called sniffle valves can cause the cylinders to run lean. To check the valve, operate the engine and place your finger over the valve. If you feel any suction or if the roughness goes away, the valve should be replaced.

6. Engine mount. Engine mount contacting airframe member can transmit vibratory impulses into airframe. Check for sagging engine mounts.
7. Mount bushings improperly installed.
8. Internal injector leak (Lycoming RSA fuel injection) Usually unable to adjust injector at idle or won't hold adjustment. Check by disconnecting induction system at injector inlet to observe impact tubes. Put throttle in full forward position and mixture in full rich position, cap fuel line to flow divider, turn on boost pump. If fuel is observed coming out of impact tubes, then injector has internal leak and must be replaced.
9. Fuel vaporizing in lines and distributor. Occurs at high ambient temperatures and prolonged operation at low or idle RPM.
10. Air-bleed hole in fuel injector nozzle blocked. Check nozzle screen and shroud for deformation.
11. Sticky valve in fuel flow divider.
12. Uneven cylinder compression.
13. Improper fuel pressure.
14. Sticky valves. Occurs most frequently in the hot summer months. Frequently occurs on the first start of the day when the engine is cold. Remove rocker gasket. Turn engine backwards until valve is fully closed. Using both thumbs, depress valve springs. Valve should open and close without any feel of dragging. Valve movement should be smooth.
15. Insufficient spark plug gap.
16. Mixed nozzle set in Continental Fuel injection engines. Make sure all nozzles are same size (letter).
18. Lean at idle. Check induction system for leaks. Use a vacuum cleaner and soap and water solution.
19. Check hydraulic plungers for proper bleed down.
20. Check valve rocker clearance. Especially important on solid tappet engines (Lycoming O-235).
21. Fuel vaporizing in fuel lines or distributor. Encountered only under high ambient temperature conditions or following prolonged operation at low idle RPM's.
22. Damaged or missing air inlet straightening grids.
23. Leaking primer solenoid
24. Leaking carburetor discharge nozzle.
25. (Turbocharged Lycoming engines). Fuel pump diaphragm leaking fuel out vent line into induction system. See Lycoming Service Bulletin 497 for restrictor kit.

## 11.2.39 SLUGGISH START

Operator must make several attempts before the starting motor will crank the engine.

1. Low voltage to starter.
2. Poor ground. Check condition of ground at battery box.
3. Lycoming engines-failure of starter Bendix to engage. Clean and lubricate Bendix drive. Lubricate screw-shaft threads and ratchet with a silicone spray. Oil should never be used because oil in that location collects dust and dirt, becoming gummy which causes the Bendix to stick. Fairly common problem
4. Continental engines-slipping starter adapter. Remove for overhaul. Common problem. Continental starter adapters are overhauled by grinding the shaft 0,015 inch undersize and installing a 0,015 spring. This repair is relatively inexpensive. However, if the shaft has already been ground 0,015 undersize it will be necessary to replace the shaft. In this case the repair is expensive. Continental Rebuilt engines have a "015" inked stamped on the starter adapter housing if the shaft has been ground undersize at the factory. There are some PMA shafts available that have been plated back to standard size. We have not had good luck using these shafts.

If the adapter is slipping the shaft should be ground regardless of its micrometer reading in order to restore the surface finish.

Engines that "kick back" due to improper retard breaker or impulse coupling can wind the spring off the end of the starter adapter shaft. In such a case you may find it impossible to disassemble the starter adapter. To disassemble one of these "impossible" units use an acetylene torch with a long tip. Turn up the oxygen and reach in with the tip and cut the spring.

5. Poor engine-to-mount bonding. There must be an adequate ground path from the engine to the airframe. Poor grounding causes engine control cables and instrument hoses to carry a portion of the ground return starter current. This causes these components to get hot and creates a fire hazard. One customer complained that every time he started the engine the mixture control handle got hot.

### 11.2.40 SPLIT MANIFOLD PRESSURE (Twin Engine)

1. Propeller blade angle not adjusted properly.
2. Controllers out of adjustment.
3. Excessively dirty air filter. Problem may be more noticeable when aircraft is flown to altitude because of the decrease in air density.
4. Alternate air door leaking. Although the door may appear to close on the ground, it may be opening slightly in flight due to vibration or air currents. To determine if this is happening, tape the alternate air door shut and fly aircraft to altitude and observe manifold pressure. Be sure to remove tape upon landing.
5. Incorrect hydraulic lifters or hydraulic lifters bleeding down too rapidly. Manifold pressures on turbo-charged engines will come back together when pressure gets above 30 inches.
6. Restriction in airframe or engine induction system.
7. Leak in airframe or engine induction system.
8. Sticking wastegate.

### 11.2.41 MAXIMUM STATIC RPM TOO LOW

Governor has high RPM stop, propeller has low RPM pitch stop. Either the propeller or the propeller stop may limit maximum static RPM. To determine which is causing trouble, open the throttle and move governor control back and forth slowly. If maximum static RPM is reached before governor stop is reached, propeller low pitch stop is probably limiting the RPM. If this is the case, turn governor high RPM stop out, loosen blade clamp outer bolts and rotate blades in clamps. Reduce blade angle about 1 degree for each 100 RPM increase. (1 degree equals 1/32 inch circumference at blade root.) After blade clamps are tightened, check to see if maximum static RPM is reached before governor stop is reached. After proper blade angle is set, reset governor high RPM stop.

If maximum static RPM is reached at same time as governor high stop is reached, governor stop is probably limiting the maximum RPM. Readjust governor stop to obtain proper RPM. Turn stop screw out to increase RPM.

### 11.2.42 STARTER RING GEAR DAMAGED (Lycoming)

1. Incorrect pitch on starter Bendix or incorrect pitch on ring gear.
2. Starter solenoid contact bouncing closed during flight causing starter to engage. Not uncommon.  
Lycoming uses two different types of engine starter drive gears and starter ring gears. The one type has a 10/12 diametral pitch and the other a 12/14 diametral pitch. Diametral pitch pertains to the number of teeth per inch of gear diameter. In this instance, the first number (numerator) indicates the pitch determining the number of teeth, and the second number (denominator) indicates the pitch governing the height of the teeth. The starter drive and the starter ring gear must have gear teeth with the same diametral pitch.

### 11.2.43 THROTTLE OR MIXTURE CONTROL HOT

Poor engine ground. A poor engine ground will cause current to flow through engine controls or through a metal tube to a gauge, causing those components to get hot.

### 11.2.44 UNSTABLE MANIFOLD PRESSURE GAUGE

1. Plugged fuel injector nozzles.
2. Dirt in fuel manifold.
3. Faulty differential or density controller.
4. Sticky wastegate.

## 11.2.45 WHITE SMOKE EXHAUST

1. Turbocharger coking, oil forced through seal in turbo housing.
2. Engine idles too slow-turbo not turning. Increase idle speed to a maximum of 700 RPM. If turbo still smokes, it must be overhauled or replaced. Note: New turbos may smoke for a short period of time.

## 11.2.46 EGT TROUBLESHOOTING GUIDE

### **75°F-100°F EGT rise for one cylinder**

1. One spark plug not firing due to fouling or because the plug is faulty or because an ignition lead is bad.
2. During rich mixture operation such as takeoff and climb, this symptom can also mean a leaking intake pipe.

### **75°F-100°F EGT rise for all cylinders**

One magneto inoperative.

### **Increase in EGT after maintenance**

Improper ignition timing-retarded.

### **Decrease in EGT after maintenance**

Improper ignition timing-advanced.

### **Sudden loss of peak EGT**

Poor ignition. This symptom in fuel-injected engines may be caused by vapor in fuel system.

### **Slow rise in EGT of one cylinder**

Leaky exhaust valve.

### **Decrease in peak, increase in CHT**

Detonation. Detonation will cause a very flat peak.

### **Sudden, maximum rise in CHT, decrease in EGT**

Preignition.

### **Fluctuating EGT**

Faulty gauge or wire. Mechanical EGT gauges such as the Alcor gauges, which are 20 plus years old may stick. Alcor will repair these units - no need to buy a new one. Fairly common occurrence on older EGT systems.

## 11.2.47 RSA FUEL INJECTOR TROUBLESHOOTING

RSA fuel injectors are used on Lycoming fuel injected engines.

Whenever a fuel injector problem arises, the first thing to do is make sure the fuel screen is clean and not plugged.

There is a 74 micron filter screen at the fuel inlet of the injector. This screen should be removed and cleaned at each 100 hour inspection. The screen should be removed from the same side of the injector to which the fuel line is attached. This is to prevent any dirt from getting back into the injector that has been deposited on the screen. On early injectors, the screen is attached to the inlet adapter and can only be removed from that side. (Refer to Bendix bulletin RS-48 Revision 2 to change to a bypassing type) Later injectors have a spring-loaded screen to provide a fuel bypass in case it becomes plugged.

The best method of cleaning and inspecting the filter is to first dry the filter with air and tap on it open side down on a clean piece of paper. Inspect the contaminants that fall out for signs of fuel system deterioration. Look into the center of the filter while shining a light through the outside. You should be able to see light through the weave on most of the surface areas. If you blow through the filter there should be very little restriction. Clean with a solvent such as M.E.K. or acetone. After the screen has been cleaned, blow it

out with compressed air.

Next, make sure the rigging is correct and that the throttle and mixture controls are both traveling to their full open and full closed stops. Also check to see if you get a 25 to 50 RPM rise at idle when the mixture control is moved from full rich to idle cutoff. A lean idle mixture will cause poor acceleration of the engine. To adjust the idle mixture, turn the scalloped wheel at the side of the injector either toward rich or lean as required until the desired rise in RPM is reached. When the linkage is adjusted to a longer length, a richer mixture is provided. When the linkage is shortened, a leaner mixture is provided. Each time an adjustment is changed, clear the engine by running it up to approximately 2000 RPM before making a mixture check. If the setting does not remain stable, check the idle linkage. Any looseness in this linkage causes erratic idling. Make allowance for the effect of weather conditions upon idling adjustments. The relationship of the aircraft to the direction of the prevailing wind has an effect on the propeller load and its RPM. It is advisable to make the idle setting with the aircraft crosswind. After adjusting the idle mixture, you may have to adjust the idle RPM. A good idle RPM is 600 to 650.

If you are experiencing a rough shut-down and the engine doesn't want to quit when the mixture control is retarded, it may be because there is a score on either the mixture control jet or rotating plate, or a bad "O" ring on the jet. Disconnect the fuel line coming out of the fuel injector and leave the fitting open. Pull the mixture control and throttle all the way back (off) and turn on the boost pump. There should not be any fuel coming out of the open fitting. The mixture control assembly can be removed and the scores eliminated by lapping the mixture control jet and rotating plate on a good lap plate using a mild abrasive such as Bon-Ami. The final lapping should be done with the jet and plate together. Clean and re-assemble the parts using a new "O" ring.

If the engine does not shut down smoothly but fuel is not leaking out the end fitting, then nozzles are plugged. Normally-aspirated engines have a screen covering the air-bleed hole which makes a visual inspection impossible. Therefore, you must remove the nozzles from the engine and clean them. Hoppe's No. 9 makes a good cleaner and can be purchased at a gun shop. Soak the nozzles for 20 to 30 minutes in Hoppies and then rinse with Stoddard solvent and dry. When cleaning newer two-piece nozzles, be sure each restrictor is kept with its respective body. On old style one piece nozzles, inspect the top threads (at the fuel line connection) for damaged threads. Damage indicates the fuel line nut has been over-torqued. This can cause a reduction in the size of the air restrictor.

Standard nozzles flow 32 pounds per hour at 12 psi. Nozzle cleaning instructions are included in Lycoming Service Instruction 1414. The first indication of dirty nozzles is an increase in indicated fuel flow at various power settings. Fuel stains around a nozzle also indicate cleaning is necessary.

The air-bleed hole on turbocharged engines is shrouded and vented back to the compressor discharge pressure, "deck pressure". Inspect these lines and fittings to make sure they are free of dirt, leaks, or obstructions. Remove the shroud from the nozzle and lean and blow out with compressed air. Make sure the letter "A" that is stamped on the hex portion of the nozzle is pointed down ( $\pm 30$  degrees); this positions the air-bleed hole up. Torque the nozzle to 40 inch pounds and never over 60 inch pounds ( 1/2 to 1 flat of the nut from finger tight position then stop). Caution over-torquing can distort the nozzle and change it's flow characteristics.

Check for an internal leak in the fuel injector center body seal. All the fuel that is delivered to the engine should go through the individual fuel lines to the nozzles and on into the combustion chamber. If there is an internal leak in the injector, fuel enters the injector at the throat and goes to the cylinders much as in a carbureted engine. This extra fuel flow does not show up on the cockpit fuel flow gauge and will cause the engine to run rich. The pilot may have to retard the mixture control on flare-out and landing to prevent the engine from stopping or the mechanic may have to adjust the idle mixture every week or two because it has drifted rich.

There is a simple test you can make to check for an internal fuel leak. Remove enough of the induction system so you can see the impact tubes in the throat of the injector. Then disconnect the fuel line from the fuel injector to the flow divider and cap off the fitting in the fuel injector. Move the controls to the full throttle and full rich position and turn on the boost pump. Any fuel observed coming out of the impact tubes of the injector means the center body seal is leaking. If you have a leak, then send the injector in for overhaul.

## 12 LITERATURVERZEICHNIS

<b>VERZEICHNIS DIVERSE FACHLITERATUR:</b>		
<b>TITEL</b>	<b>AUTOR</b>	<b>VERLAG</b>
A&P Technician - Powerplant Textbook	Autorenkollektiv	Jeppesen Sanderson, USA
Aircraft Reciprocating Engines	-	Jeppesen Sanderson, USA
Aircraft Fuel Metering Systems	-	Jeppesen Sanderson, USA
Aircraft Propellers and Controls	-	Jeppesen Sanderson, USA
Aircraft Ignition and Power Systems	-	Jeppesen Sanderson, USA
Grundlagen der Luftfahrzeugtechnik - Triebwerk	Autorenkollektiv	TÜV Rheinland, D
Engineering Manual	John Schwaner	Sky Ranch. USA
The Magneteto Ignition System	John Schwaner	Sky Ranch. USA
Study Guide	-	Textron Lycoming, USA
Tips on Engine Care	-	Teledyne Continental, USA
Otto und Dieselmotoren	Heinz Grohe	Vogel Buchverlag, D
Fachkunde Kraftfahrzeugtechnik	Autorenkollektiv	Europa Lehrmittel, D
Einführung in die Luftfahrttechnik	Ernst Götsch	Leuchtturm Verlag, D
The Proficient Pilot	Barry Schiff	Aircraft Owner and Pilots Ass., USA