

# AIRCADEMY



LEARNING AT A HIGHER LEVEL



Advanced PPL-Guide

# Allgemeine Luftfahrzeugkunde

Gemäß ICAO-Richtlinien und EASA Part FCL

7

## 1.2 Aufbau der Zelle

Auch wenn es in Abhängigkeit von der Verwendung viele verschiedene Flugzeugkonstruktionen gibt, verfügen nahezu alle über die notwendigen Hauptkomponenten. Der **Flugzeugrumpf** beinhaltet die Kabine, sowie das Cockpit, die **Tragflächen** sorgen für den Auftrieb und beinhalten meist auch den Tank. Die **Leitwerke** sorgen für aerodynamische Stabilität und sind mit Rudern ausgestattet, mit deren Hilfe das Flugzeug in der Luft gesteuert wird. Das **Triebwerk** sorgt schließlich für die notwendige Vortriebskraft und das **Fahrwerk** dient dem Rollen am Boden.

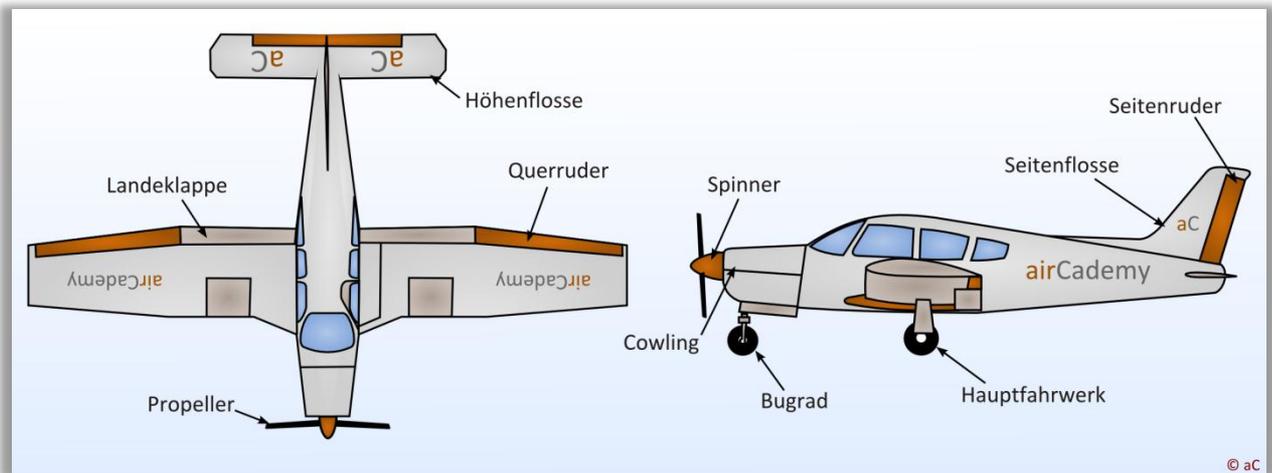


Abb. 5: Die Hauptbauteile eines Flugzeuges.

### 1.2.1 Rumpfwerk

Der Rumpf kann als das Herzstück des Flugzeuges angesehen werden; er beinhaltet sowohl das Cockpit als auch die Kabine mit Platz für Passagiere, bzw. Fracht. Er ist mit allen weiteren wichtigen Konstruktionselementen des Flugzeuges direkt verbunden und versammelt die Steuerungssysteme.

Vor allem kommt dem Rumpfwerk die wichtige Aufgabe zu, die Beanspruchungen durch Luft- und Massenkraft während des Fluges und am Boden auch von den anderen Bauteilen aufzunehmen. Dies bezieht sich beispielsweise auf Auftriebs-, Schub- und Fliehkräfte. Der größte Teil der Beanspruchung geht dabei von am Rumpf befestigten Teilen wie den Tragflächen oder den Leitwerken aus. Sofern das Flugzeug mit einer Druckkabine ausgerüstet ist, muss auch die vom Differenzdruck ausgehende Kraft ausgehalten werden. Der Rumpf muss folglich über eine möglichst hohe Festigkeit und wenig Angriffsmöglichkeiten für die wirkenden Kräfte verfügen.

Bei der Konstruktion muss zudem berücksichtigt werden, dass der Rumpf ausreichend Platz für Passagiere und Fracht bietet und dabei eine möglichst aerodynamische Form haben muss. Zur Erfüllung dieser Kriterien kann je nach Schwerpunktsetzung und Entwicklungsstand auf verschiedene Konstruktionsformen zurückgegriffen werden. Einer der wichtigsten Faktoren ist dabei immer die Sicherheit. Bei Sportflugzeugen der Allge-

meinen Luftfahrt werden für die Baugruppen meist Beplankungselemente, Spanten und Längsurte verwendet. Andere Elemente kommen in Abhängigkeit von der verwendeten Konstruktionsweise hinzu (vgl. Kapitel 1.1.3).

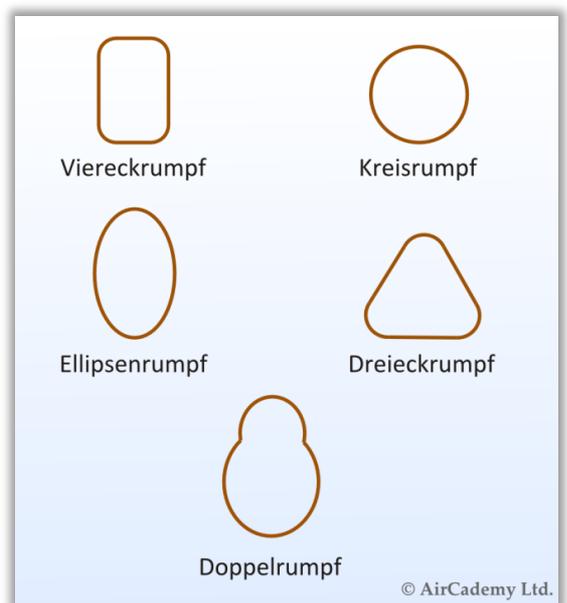


Abb. 6: Die Rumpfquerschnittsformen von Luftfahrzeugen variieren entsprechend der Anforderungen.

## 1.2.2 Tragflächen

Die Tragflächen sind vor allem zur Auftriebserzeugung notwendig, beinhalten aber auch eine Reihe weiterer Bauteile. So sind meist Kraftstofftanks innerhalb der Flügel angebracht, weil so die Belastung an der Rumpfverbindung gering gehalten werden kann – die Fläche trägt so das Gewicht des Treibstoffs selbst. Zudem sind an der Tragfläche sind Steuersysteme wie Querruder, Bremsklappen und Landeklappen angebracht. Häufig sind auch Triebwerke und Fahrwerkskonstruktionen an den Tragflächen montiert.

An der Tragflügelvorderkante ist oft die **Überziehwarnanlage** angebracht, welche vor einem Strömungsabriss infolge eines zu großen Anstellwinkels warnen soll. Bei kleinen Flugzeugen erfolgt die Warnung meist akustisch mittels einer Hupe. Diese wird entweder durch eine Bohrung in der Tragfläche ausgelöst, welche den bei einem beginnenden Strömungsabriss entstehenden Druckunterschied registriert. Alternativ erfolgt die Warnung durch eine Metallzunge, die bei regulär anliegender Strömung nach unten gedrückt wird, sich bei einem zu großen Anstellwinkel (und der damit verbundenen Strömungsabrissgefahr) aber nach oben bewegt, wodurch ein Signalton ausgelöst wird.



Abb. 7: Die Überziehwarnanlage an der Tragflächenvorderkante löst bei einem zu großen Anstellwinkel einen Ton im Cockpit aus.

### Aufbau

Basis eines Tragflügels ist im Normalfall der **Holm**, welcher sich über die gesamte Flügellänge erstreckt. Die meisten Flugzeuge verfügen über wenigstens zwei Holme, jeweils einer im vorderen und einer im hinteren Teil der Tragfläche. Quer zu den Holmen sind die **Rippen** angebracht, welche dem Tragflügel seine aerodynamische Form geben. Auf dieser Konstruktion wird die **Beplankung** angebracht und ggf. noch durch Längsgurte verstärkt. Die einzelnen Bauelemente werden bei dieser **Gitter- oder Fachwerkbauweise** durch Verstrebungen miteinander verbunden.

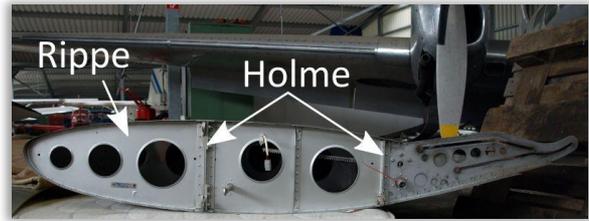


Abb. 8: Die Rippe formt das Tragflächenprofil (hier auf dem Rücken liegend). Basis der Tragfläche bilden zwei Holme im vorderen und hinteren Bereich der Tragfläche.

Als **Flügelwurzel** wird bei einer Tragfläche der dickste und innere Teil bezeichnet, welcher mit dem Rumpf verbunden ist und von wo aus der Flügel sich zur Außenkante hin verschlankt. Der runde Abschluss am Flügelende wird als **Randbogen** bezeichnet, die **Flügel-nase** ist die abgerundete Vorderkante. Die **Spannweite** misst die kürzeste Entfernung zwischen den Flügelspitzen der beiden Tragflächen, die (mittlere) **Flügeltiefe** ist die Distanz zwischen Flügelvorder- und Flügelhinterkante. Die **Flügeldicke** bezeichnet die Distanz zwischen Flügelunterseite und Flügeloberseite an der dicksten Stelle der Tragfläche.

An der Flügelwurzel wirken die Kräfte am stärksten, weswegen die Tragflächenkonstruktion dort in der Regel auch ihre dickste Stelle hat. Zu den Flügelspitzen wird das Profil im Allgemeinen flacher. Die Form gebenden Rippen sind dort flacher konstruiert, weisen aber an jeder Stelle ein auftriebserzeugendes Profil auf (vgl. Band 2: *Aerodynamik*).

### Anordnung

Die Tragflächen können an Flugzeugen in ganz unterschiedlicher Weise angeordnet sein. Die jeweilige Bauform kann von aerodynamischen Qualitäten, aber auch von konstruktionsbedingten Faktoren abhängen.



Abb. 9: Die Cessna 150 / 152 ist ein klassisches Beispiel für einen abgestrebten Schulterdecker.



Abb. 10: Die Diamond DA 40 ist ebenso wie die kleinere DA 20 Katana ist eine Tiefdeckerkonstruktion.

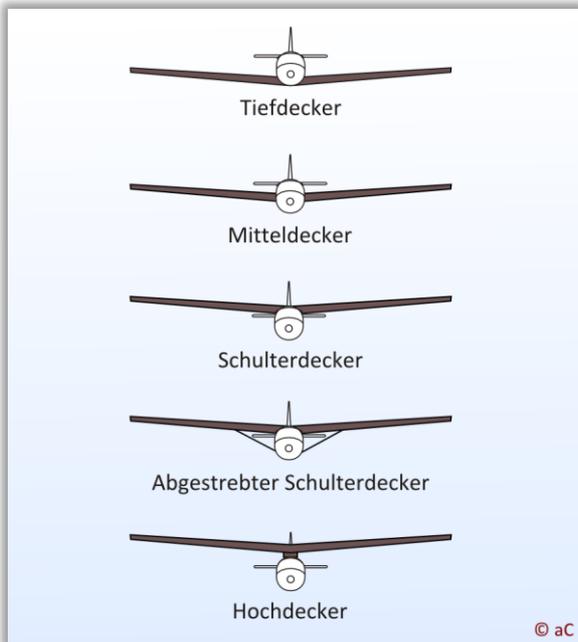


Abb. 11: Unterschiedliche Möglichkeiten der Tragflächenanordnung.

**Form**

Die Flügelform hat entscheidenden Einfluss auf die aerodynamischen Qualitäten eines Flugzeuges. Luftfahrzeuge, die überwiegend im Langsamflug betrieben werden, haben eine andere Flügelgeometrie als Hochgeschwindigkeitsflugzeuge. Sportflugzeuge der Allgemeinen Luftfahrt sind meist mit rechteckigen Flügeln konstruiert, schnellere Verkehrsflugzeuge haben hingegen immer eine Pfeilform. Diese Pfeilform kann sowohl positiv, als auch negativ konstruiert sein. Extrem schnelle Militärflugzeuge haben oft deltaförmige Tragflächen.

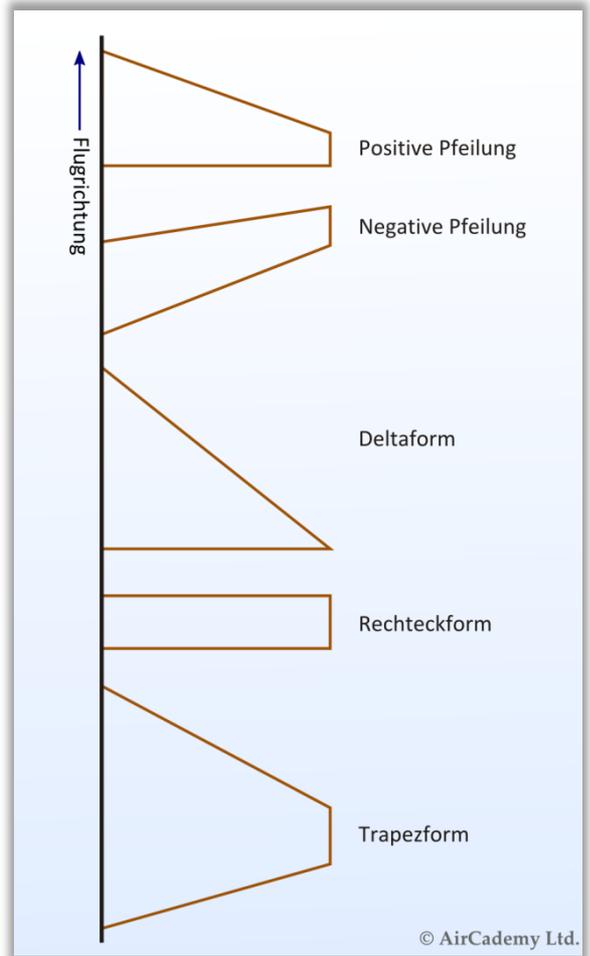


Abb. 12: Die dargestellten Tragflächenformen sind nur eine Auswahl der gängigsten Formen. Darüber hinaus gibt es vielfältige Variationen.

Neben dieser Formgebung sind Tragflügel in den meisten Fällen abgewinkelt. Sind sie vom Rumpfwerk ausgehend nach oben abgewinkelt, ist dies eine positive **V-Stellung**, eine Abwinklung nach unten ist hingegen eine negative V-Stellung.

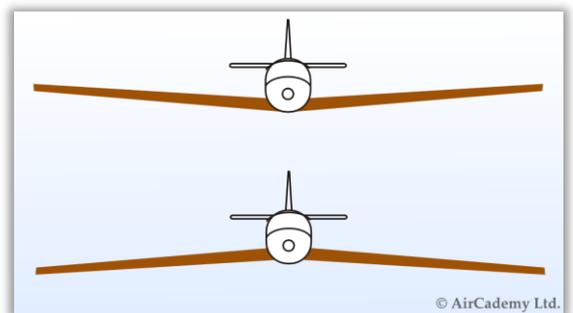


Abb. 13: Bei einer positiven V-Form ist die Tragfläche nach oben abgewinkelt, bei einer negativen nach unten.



Abb. 14: Eindeutig ist bei der PA 28 Archer die positive V-Form der Tragflächen zu erkennen.

### 1.2.3 Leitwerke

Das Leitwerk besteht wenigstens aus der Seitenflosse und der Höhenflosse und dient sowohl der Stabilisierung des Flugzeuges als auch der Steuerung. Bei einem **Pendelleitwerk** ist die gesamte Flosse dabei beweglich und wird als Ruder verwendet.

Die meisten Flugzeugtypen verfügen hingegen über **gedämpfte Leitwerkkonstruktionen**, bei denen die Flosse fest mit dem Rumpf verbunden ist. Höhen- und Seitenrudder sind in diesem Fall beweglich an den Flossen angebracht. Es können auch beide Varianten bei einem Flugzeug Verwendung finden, indem beispielsweise ein Pendelhöhenleitwerk mit einem gedämpften Seitenleitwerk kombiniert wird.



Abb. 15: Bei der Piper PA 28 ist die Höhenflosse als Pendelleitwerk und die Seitenflosse als gedämpfte Leitwerkskonstruktion ausgelegt.

Durch Verwirbelungen während des Fluges kann es zu einem „Flattern“ der Ruder kommen. Um dies zu verhindern, können **Ausgleichsgewichte** eingebaut werden, die den Schwerpunkt des Ruders in Richtung des Drehpunktes verlagern. Eine andere Möglichkeit besteht darin, die äußeren Teile des Ruders vor dem

Drehpunkt anzuordnen. Dieser als **Ruderhorn** bezeichnete Teil wird bei einer Bewegung des Ruders in den Fahrtwind gedreht und wirkt sich stabilisierend auf das Flugverhalten aus (vgl. Band 2: Aerodynamik).



Abb. 16: Der Ruderhorn am Höhenleitwerk bewirkt eine Stabilisierung der Höhenflosse.

Die **Flossen** sind ähnlich wie ein Tragflügel aus Holmen, Rippen und Beplankung konstruiert, erzeugen im Normalfall aber keinen Auftrieb. Die Leitwerkskonstruktionen unterscheiden sich teilweise stark voneinander und werden konstruktionsbedingt verwendet.

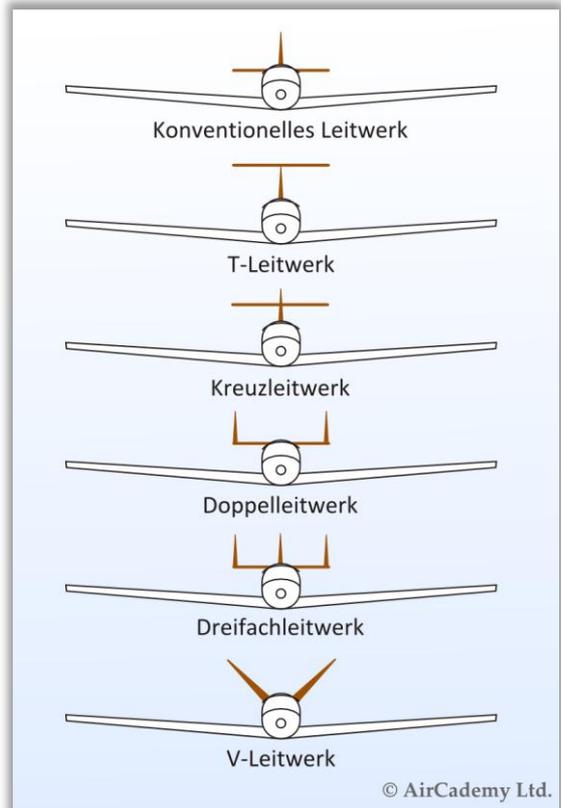


Abb. 17: Die am häufigsten verwendeten Leitwerksformen.

## 3.2 Kraftstoffversorgung

Die im Zylinder entstehende Kraftentwicklung, welche dem Luftfahrzeug als Antrieb dient, entsteht durch die Verbrennung und die dadurch entstehende Druckwelle eines Luft-Kraftstoff-Gemisches. Damit der Energiegehalt des Kraftstoffes zur Krafterzeugung genutzt werden kann, wird zur Oxidation (Reaktion von Elementen mit Sauerstoff) der Sauerstoffgehalt der Luft genutzt. In den Zylinderraum wird also ein Luft-Kraftstoff-Gemisch geführt, welches durch die Komprimierung und den Zündfunken explosionsartig verbrennt und somit eine Druckwelle auslöst.

Es bestehen je nach Flugzeugkonstruktion verschiedene Möglichkeiten, den Kraftstoff aus den Tanks dem Motor zuzuführen. Ebenso unterscheiden sich auch die Verfahren zur Mischung von Luft und Kraftstoff, bevor dieses Gemisch in den Zylinderraum eingelassen wird. Unterschiedliche Faktoren bestimmen darüber hinaus das Mischungsverhältnis, welches bei Sportflugzeugen oftmals manuell eingestellt werden muss.

### 3.2.1 Kraftstoffsorten

Der in Luftfahrzeugen verwendete Kraftstoff ist speziell auf die Bedürfnisse von Flugmotoren abgestimmt und unterscheidet sich in verschiedenen Punkten von beispielsweise Automobilkraftstoff. Der Luftfahrzeugführer ist dafür verantwortlich, dass nur Kraftstoffe getankt werden, für welche der Motor zugelassen ist. Dies gilt sowohl bei Selbstbetankung, als auch bei Betankung des Flugzeuges durch einen Tankwart. Bei Verwendung eines nicht geeigneten Kraftstoffes kann es zu Leistungseinbußen und sogar zum Motorausfall und Defekt kommen.

Flugkraftstoffe bestehen im Wesentlichen aus einem großen Anteil Kohlenwasserstoffen (ca. 99 %) und Schwefelverbindungen (1 %). Daneben werden weitere chemische Zusätze (*Additive*) beigemischt, um gewünschte Eigenschaften zu erhalten (beispielsweise Farbstoffe zur Kennzeichnung und *Bleitetraethyl* als Antiklopfmittel).



Abb. 69: Die Betankung erfolgt entweder über eine Selbstbedienungstankstelle oder ein Tankwart übernimmt den Vorgang.

#### Eigenschaften

Die **Klopffestigkeit** eines Kraftstoffes ist ein wichtiges Kriterium und ausschlaggebend für die Einteilung in unterschiedliche Kategorien, welche farblich gekennzeichnet werden. Angegeben wird die Klopffestigkeit

durch die **Oktanzahl**. Diese wird auf dem Prüfstand gemessen und gibt an, wie viel Anteil des besonders klopfesten Kraftstoffes *Isooktan* in einer Modellmischung dem Stoff *Heptan* beigemischt werden müssen, um die Klopfestigkeit des angegebenen Kraftstoffes zu erreichen. Eine Oktanzahl von 95 würde bedeuten, dass der Kraftstoff einer Modellmischung von 95% *Isooktan* entspricht.

Kraftstoffe mit Oktanzahlen von über 100 entsprechen einer Modellmischung von 100% *Isooktan*, dem darüber hinaus klopfmindernde Zusatzstoffe beigefügt wurden. Werte über 100 werden als **Leistungszahlen** (*Fuel Grade*) bezeichnet. Sie geben an, um welchen Wert ein mit diesem Kraftstoff betriebener Motor über die Leistung eines mit 100% *Isooktan* betriebenen Motors hinaus beansprucht werden kann. Bei der Kraftstoffbeschreibung werden zwei Leistungszahlen angegeben – die erste gilt für ein mageres Gemisch, die zweite für reiches Gemisch (vgl. Kapitel 3.2.3).

Kraftstoffsorte	Leistungszahl	Farbe
100 LL ( <i>Low Lead</i> – leicht verbleit) – AVGAS	100 / 130	Blau
100	100 / 130	Grün
115 (militärisch)	115 / 145	Violett

Neben der Klopfestigkeit gibt es eine Reihe weiterer Eigenschaften, die für die Einschätzung eines Flugkraftstoffes wichtig sind. So gibt der **Flammpunkt** die Temperatur an, bei welcher sich über dem Kraftstoff ein zündfähiges Gas entwickelt. Ein niedriger Flammpunkt ermöglicht zwar auch bei kalter Temperatur (vor dem Start) eine gute Zündfähigkeit, steigert aber gleichzeitig die Explosionsgefahr des Gemisches.

Der Flammpunkt von AVGAS liegt bei etwa  $-25^{\circ}\text{C}$ . Der **Gefrierpunkt** liegt dagegen bei etwa  $-60^{\circ}\text{C}$ . Die Temperatur, bei welcher das Luft-Kraftstoff Gemisch nach seiner Entflammung weiter brennt, ist der **Zündpunkt**.

Bei einer Temperatur von etwa 550°C ist der **Selbstzündungspunkt** von AVGAS erreicht. Bei dieser Temperatur entzündet sich das Gemisch ohne einen von außen zugefügten Zündfunken. Der **Heizwert** gibt an, wie viel Wärmeenergie bei der Verbrennung von 1 kg Kraftstoff abgegeben wird. Bei AVGAS liegt er bei etwa 43.400 kJ/kg.

Wichtig unter anderem für die Masse- und Schwerpunktberechnung ist die **spezifische Masse** von AVGAS. Unter den Temperaturvoraussetzungen der Standardatmosphäre hat ein Liter AVGAS in MSL eine Masse von etwa 0,72 kg, ist also „leichter“ als Wasser. Auch wenn dieser Wert mit veränderter Temperatur variiert, kann er für die Berechnung als konstant während des gesamten Fluges angenommen werden.



Abb. 70: Am Tankverschluss ist in der Regel ein Hinweis auf den für den Motor zugelassenen Kraftstoff zu finden.

### Gefahren

Beim Umgang mit Kraftstoffen ist generell äußerste Vorsicht geboten. Oft verfügen die Tankstellen an Flugplätzen über besondere Sicherheitsvorschriften, die eingehalten werden müssen. Dies gilt insbesondere, wenn der Tankvorgang selbstständig durch den Flugzeugführer durchgeführt wird.

Besondere Aufmerksamkeit muss dem **Wassergehalt** im Kraftstoff beigemessen werden, welcher bestimmte Grenzwerte nicht überschreiten darf. Ein geringer Wasseranteil ist immer in Kraftstoff vorhanden. Dieser gelangt beispielsweise durch Kondensation bei sich abkühlender feuchter Luft (z. B. nachts) innerhalb des Tanks in den Kraftstoff.

Je leerer der Tank ist, umso mehr Luftfeuchtigkeit kann dabei durch die Tankentlüftung eindringen. Bei vollen Tanks ist die Aufnahme von Feuchtigkeit hingegen am geringsten. Bei Regen sollten die Tankdeckel darüber hinaus nur mit äußerster Vorsicht geöffnet werden und auch beim Tankvorgang darf kein Wasser (beispielsweise von der Außenhaut des Luftfahrzeuges) in den Tank gelangen.

Wasser ist in Kraftstoff nicht lösbar und scheidet sich aufgrund seiner Oberflächenspannung als Kügelchen ab. Weil die Dichte von Wasser höher ist, lagern sich diese Wasserkügelchen an der tiefsten Stelle des Tanks ab. Dort befinden sich auch die Ablassventile, durch welche das Wasser abgesondert wird.

Es ist äußerst wichtig, dass der Pilot vor dem Flug an entsprechenden **Ablassventilen** (*drain valves*) Kraftstoffproben mit Hilfe eines entsprechenden Bechers entnimmt und diesen auf den Wassergehalt und weitere Verunreinigungen überprüft. Sind in dem Becher Wasser oder Verunreinigungen erkennbar, muss der Vorgang so lange wiederholt werden, bis keine Ablagerungen mehr vorhanden sind. Diese Kraftstoffprobe muss nach jeder Betankung und vor dem ersten Bewegen des Flugzeuges (also ggf. noch in der Halle) entnommen werden.



Abb. 71: Das Ablassventil ist an der tiefsten Stelle des Tanks angebracht, um die Wasserrückstände und andere Verunreinigungen im Kraftstoff entfernen zu können.

### 3.2.2 Kraftstoffanlagen

Prinzipiell werden bei Sportflugzeugen der Allgemeinen Luftfahrt zwei unterschiedliche Systeme bei den Kraftstoffanlagen unterschieden: die Schwerkraft-Anlage und die Kraftstoffpumpenanlage.

#### Schwerkraft-Anlage

Bei Luftfahrzeugen, deren Tanks (während normaler Fluglagen) oberhalb des Vergasers liegen, wird die Schwerkraft für den Transport des Kraftstoffs genutzt. Dies ist üblicherweise bei Hoch- und Schulterdeckern möglich. Der Vorteil dieser Anlage besteht darin, dass keine zusätzlichen und elektrisch betriebenen Bauteile notwendig sind.

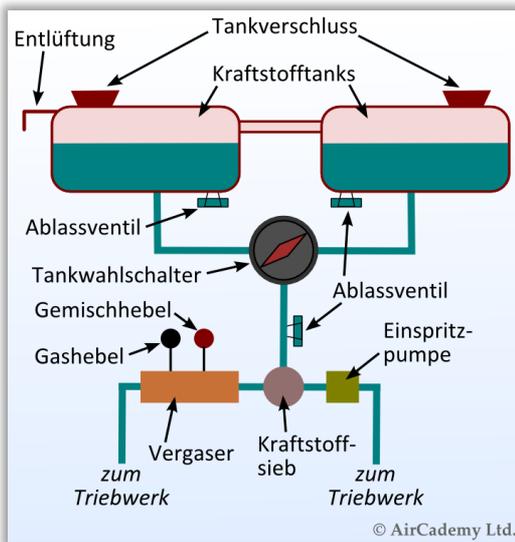


Abb. 72: Kraftstoffversorgung mit Hilfe der Schwerkraft (beispielsweise bei einer Cessna 172).

### Kraftstoffpumpenanlage

Vor allem bei Tief- und Mitteldeckern wird zum Transport des Kraftstoffs eine vom Triebwerk angetriebene Kraftstoffpumpe verwendet. Da diese allerdings während des Startvorgangs nicht zur Verfügung steht und bei einem Ausfall die Kraftstoffzufuhr beenden würde, wird eine zusätzliche elektrisch betriebene Kraftstoffpumpe (*Boost Pump*) installiert. Diese wird beispielsweise während des Startvorgangs und in bestimmten Flugphasen zugeschaltet, um einen reibungslosen Kraftstofffluss zu gewährleisten. Detaillierte Angaben zur Bedienung sind dem jeweiligen Flughandbuch zu entnehmen.

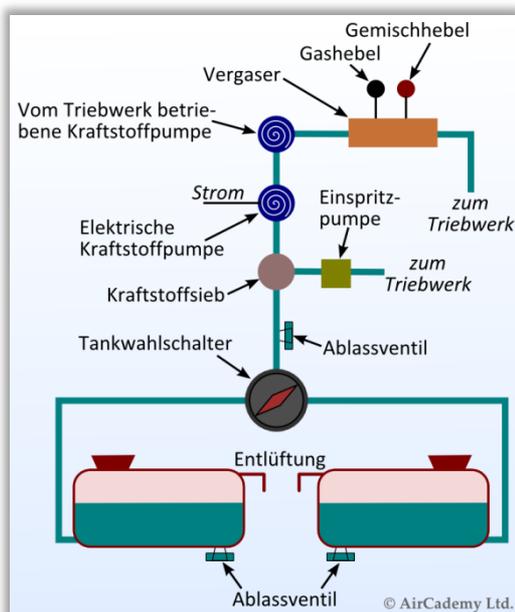


Abb. 73: Kraftstoffversorgung durch Kraftstoffpumpen (z.B. bei der PA 28).

### Weitere Elemente

Damit bei der Entnahme von Kraftstoff aus den Tanks kein Vakuum in diesen entsteht, müssen sie mit einer **Tankentlüftung** ausgestattet sein. Dies ist eine Verbindung nach außen, aus welcher im Normalfall aber kein Kraftstoff austritt. Lediglich bei zu vollen Tanks kann es tröpfchenweise dazu kommen. Bei der Vorflugkontrolle muss die Entlüftung auf Verunreinigungen überprüft werden.



Abb. 74: Die Tankentlüftung sorgt für einen Druckausgleich im Tank des Flugzeuges.

Das **Kraftstoffsperrventil** (Brandhahn) sorgt für eine Unterbrechung des Kraftstoffflusses zum Motor. Im Normalfall kann es geöffnet bleiben, nur bei Brandgefahr (wie einer Notlandung) ist der zu schließen (vgl. Band 7: *Verhalten*). Der Brandhahn kann als einzelner Schalter konstruiert sein oder ist mit dem Tankwahlschalter gekoppelt.

Mit Hilfe des **Tankwahlschalters** im Cockpit kann der Luftfahrzeugführer bestimmen, aus welchem Tank der Kraftstoff entnommen werden soll. Je nach Flugzeugmuster kann der Kraftstoff nur aus jeweils einem Tank oder aus beiden gleichzeitig entnommen werden. Ist die Entnahme nur jeweils aus einem Tank möglich, sollte diese möglichst gleichmäßig erfolgen.



Abb. 75: Der Tankwahlschalter (hier bei der PA28) muss vom Sitz des Flugzeugführers gut zu erreichen sein.

Der Tank kann in bestimmten Zeitabständen (beispielsweise alle 30 Minuten) gewechselt werden. Auch sind die Herstellerangaben im Flughandbuch unbedingt zu beachten. Während des Umschaltens auf einen anderen Tank ist – sofern vorhanden – die zusätzliche Kraftstoffpumpe aus Sicherheitsgründen einzuschalten.

### 3.2.3 Gemischbildung

Bevor der Kraftstoff von der Kraftstoffanlage in den Zylinderraum zur Verbrennung geleitet wird, muss er in einem bestimmten Verhältnis mit Luft vermischt werden. Dies erfolgt entweder mit Hilfe eines Vergasers oder eines Einspritzsystems. Bei **Vergaseranlagen** erfolgt die Mischung im Vergaser und wird anschließend in den Ansaugstutzen geführt. **Einspritzsysteme** mischen die Bestandteile dagegen erst kurz vor dem Zylinderraum.

#### Vergaseranlagen

Viele Sportflugzeuge der Allgemeinen Luftfahrt verfügen über **Schwimmervergaseranlagen** zur Mischung von Kraftstoff und Luft. Die Luft wird dabei vor dem Eintritt in den Vergaser durch einen Luftfilter geführt, der sich am Bug des Flugzeuges befindet.

Nachdem die Luft den Filter passiert hat, wird sie in ein **Venturirohr** geführt und dadurch beschleunigt. Durch die Verengung in der Mitte eines Venturirohres steigt der Staudruck und sinkt der statische Druck. Da die Durchflussmenge an allen Stellen des Rohres gleich hoch ist, muss die Geschwindigkeit an der engen Passage zunehmen. Durch den Rückgang des statischen Drucks an der engsten Stelle entsteht hier ein Unterdruck, der die Luft zusätzlich anzieht (vgl. Band 2: *Aerodynamik*).

An dieser engsten Stelle wird der Kraftstoff durch die **Hauptdüse** mit der einströmenden Luft vermischt. Die Hauptdüse führt vom **Schwimmergehäuse** zum Venturirohr. Der Kraftstoff wird zunächst durch einen Kraftstofffilter in das Schwimmergehäuse geführt. Ein Schwimmer regelt hier den Kraftstoffzufluss, indem er den Stand immer leicht über der Hauptdüsenhöhe hält.

Innerhalb des Schwimmergehäuses herrscht derselbe statische Außendruck wie an den breiten Stellen des Venturirohres. So wird ein Unterdruck an dem Austritt der Hauptdüse erzeugt und der Kraftstoff strömt diesem Unterdruck entgegen in Richtung Venturirohr. Hier vermischt sich der Kraftstoff mit der einströmenden Luft und verdampft dabei.

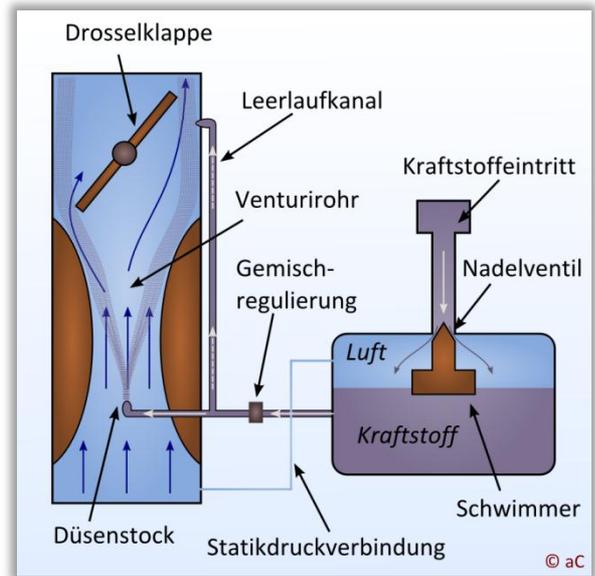


Abb. 76: Der Kraftstoff wird an der engsten Stelle des Venturirohres der einströmenden Luft beigemischt. Im Leerlaufbetrieb ist die Drosselklappe fast geschlossen und der Kraftstoff wird über die Leerlaufdüse zugeführt.

Hinter der engsten Stelle des Venturirohres ist die **Drosselklappe** installiert, welche die Gemischmenge reguliert, die zum Motor geführt wird. Bedient wird die Drosselklappe durch den Gashebel (*Throttle*) im Cockpit. Bei Vollgas ist die Drosselklappe voll geöffnet, befindet sich der Motor im **Leerlaufbetrieb** (etwa 1.000 U/Min.), ist sie fast vollständig geschlossen. Die Luftströmung an der engsten Stelle im Venturirohr ist nun so gering, dass der Unterdruck nicht ausreichend ist, um Kraftstoff aus dem Schwimmergehäuse anzusaugen. Deswegen wird der deutlich höhere Unterdruck genutzt, welcher an dem noch bestehenden Öffnungsspalt der Drosselklappe entsteht.

Eine zweite **Leerlaufdüse** führt vom Schwimmergehäuse direkt an den Spalt bei der Drosselklappe. In Leerlaufstellung wird an dieser Stelle ausreichend Kraftstoff eingesogen. Wird die Drosselklappe weiter geöffnet, steigt der Unterdruck an der Hauptdüse wieder und nimmt an der Leerlaufdüse ab. Der Kraftstoff wird dann wieder durch die Hauptdüse zugeführt.

Das Verhältnis von Kraftstoff zu Luft wird bei Kolbenmotoren in der Luftfahrt in der Regel manuell eingestellt (vgl. Kapitel 3.2.4). Hierfür ist an der Hauptdüse ein Ventil angebracht, welches die Kraftstoffmenge begrenzt, die in das Venturirohr eingesogen wird. Bei voll geöffnetem Ventil ist das Gemisch „reich“, bei sich schließendem Ventil wird es „verarmt“. Dieses Ventil wird im Cockpit durch den Gemischregler (*Mixture*) betätigt. Einige Vergaser reichern das Gemisch bei hohen Leistungen automatisch zusätzlich an, um eine ausreichende Kühlung zu gewährleisten.



## 4 Instrumente

Die Instrumentierung von Luftfahrzeugen unterscheidet sich entsprechend ihrer Verwendung teilweise erheblich voneinander. An den **Flugüberwachungsinstrumenten** kann der Pilot Informationen zur aktuellen Flugsituation ablesen. Der Fahrtmesser gibt Auskunft über die Fluggeschwindigkeit, der künstliche Horizont stellt die Lage im Raum dar, der Höhenmesser zeigt die aktuelle Höhe über der eingestellten Bezugsdruckfläche an und der Kurskreisel gibt Auskunft über die Flugrichtung. Diese vier Hauptinstrumente sollten nach Vorgabe der ICAO möglichst standardisiert in einem „T“ (Basis-T-Anordnung) zueinander angeordnet sein. Ebenfalls zu den Flugüberwachungsinstrumenten gehören der Wendezeiger, welcher Bewegungen um die Hochachse anzeigt, und das Variometer, welches Steig-, bzw. Sinkgeschwindigkeiten anzeigt.

Unter dem Begriff **Navigationsinstrumente** sind diejenigen Instrumente zusammengefasst, welche für die Darstellung verschiedener Navigationsverfahren notwendig sind (vgl. Band 3: *Navigation*). Mit Hilfe dieser Instrumentengruppe kann der Flugzeugführer seine Navigation teilweise völlig ohne Sicht nach außen durchführen (im IFR-Betrieb). **Triebwerküberwachungsinstrumente** schließlich geben Aufschluss über den Zustand verschiedener Triebwerkparameter wie Öltemperatur, Drehzahl, Öldruck und Kraftstoffdruck. Daneben ermöglichen **Systemüberwachungsinstrumente** die Überwachung von elektrischen, pneumatischen und hydraulischen Systemen an Bord eines Luftfahrzeuges.

## 4.1 Dosen- und Druckinstrumente

Dosen-, bzw. Druckinstrumente interpretieren einen bestimmten Flugzustand ausschließlich aufgrund einer Luftdruckmessung. Die Druckanlage des Luftfahrzeuges misst hierfür sowohl den statischen Druck der umgebenden Luft als auch den Staudruck in Flugrichtung. Der Luftdruck kann in den Instrumenten direkt interpretiert und zur Anzeige gebracht werden, weil aus der Meteorologie bekannt ist, dass der Luftdruck mit steigender Höhe abnimmt (vgl. Band 5: *Meteorologie*). Mit dieser Erkenntnis kann sowohl die Flughöhe als auch die Steig- bzw. Sinkrate angezeigt werden. Für die Anzeige der Fluggeschwindigkeit ist zusätzlich der Staudruck in Flugrichtung notwendig, der mit einer Zunahme der Geschwindigkeit ebenfalls steigt. All diese Instrumente sind folglich abhängig von der Funktionstüchtigkeit des flugzeuginternen Drucksystems.

### 4.1.1 Druckanlage

Die Druckanlage (*pitot-static system*) besteht aus folgenden **Komponenten**:

- Statische Druckabnahmestelle (*static port*)
- Staurohr (*pitot tube*) oder Prandtl-Rohr zur Messung des Gesamtdrucks (Staudruck + statischer Druck)

Der gemessene statische Druck wird dabei an den **Höhenmesser** und das **Variometer** weitergeleitet, der **Fahrtmesser** benötigt zusätzlich den Gesamtdruck aus dem Staurohr.

#### Statischer Druck

Als statischer Druck wird der Druck der ungestörten umgebenden Luft bezeichnet. Er wird mittels kleiner Öffnungen am Rumpf (*static ports*) gemessen und über eine Druckleitung an die entsprechenden Instrumente weitergeleitet.

Meist erfolgt die Messung durch mehrere Öffnungen an verschiedenen Stellen des Luftfahrzeuges, die miteinander verbunden sind, um Messfehler möglichst gering zu halten. Idealerweise ist die statische Druckabnahme dabei an einer Position angebracht, wo die Luft möglichst ungestört ist (oft an der Rumpfsseite). Die genaue Position wird dabei vom Hersteller bestimmt.

Einige Flugzeuge verfügen über eine zusätzliche Öffnung zur Entnahme des statischen Drucks im Cockpit (**alternate static port**). Dem Drucksystem kann aus dieser Öffnung der statische Druck zugeführt werden, wenn die außen am Luftfahrzeug angebrachten Öffnungen verstopft sind. Aufgrund des *Venturi-Effektes* (vgl. Band 2: *Aerodynamik*) ist der im Cockpit gemessene Druck allerdings normalerweise niedriger als der außerhalb des Luftfahrzeuges gemessene. Dies hat zur Folge, dass der Höhenmesser und der Fahrtmesser einen höheren Wert als den tatsächlichen anzeigen und das Variometer zunächst einen leichten Steigflug im Horizontalflug anzeigt.

Verfügt das Luftfahrzeug über keine zusätzliche Öffnung zur Entnahme des statischen Drucks, kann dem Drucksystem durch Einschlagen der Scheibe des Variometers

der statische Druck im Cockpit zugeführt werden. Allerdings ist das Variometer anschließend nicht mehr brauchbar.



Abb. 94: Die Öffnung zur Entnahme des statischen Drucks ist bei den meisten Flugzeugen an der Seite des Rumpfes angebracht, weil die Luft dort relativ ruhig zu messen ist.

#### Gesamtdruck

Für die Geschwindigkeitsmessung ist zusätzlich zum statischen Druck der Staudruck notwendig, welcher durch die Bewegung des Luftfahrzeuges entsteht. Befindet sich das Luftfahrzeug im Ruhezustand am Boden, ist der Staudruck gleich dem statischen Druck. Sobald sich das Flugzeug in Bewegung setzt, staut sich die Luft an den im Luftstrom liegenden Stirnseiten.

Der so entstehende Druck steht in einem direkten Zusammenhang mit der Fluggeschwindigkeit:

Bei einer **Verdopplung der Fluggeschwindigkeit** steigt der **Staudruck um den vierfachen Wert**.

Der Staudruck kann nur in Verbindung mit dem statischen Druck und niemals alleine gemessen werden, da der statische Druck auch in sich bewegender Luft enthalten ist. Neben der Fluggeschwindigkeit ist der Staudruck auch von der Luftdichte abhängig, die mit der Höhe abnimmt.

Dieser Gesamtdruck wird durch ein **Staurohr** (*pitot tube*) gemessen, das möglichst frei von Turbulenzen in Bewegungsrichtung (also entgegen der Strömungsrichtung) angebracht ist. Es befindet sich meist seitlich des Rumpfes oder unterhalb der Tragfläche. In der Luftfahrt wird häufig eine Ausführung als **Prandtlrohr** verwendet, bei der seitlich am Pitotrohr zusätzlich Öffnungen zur Entnahme des statischen Drucks angebracht sind (*pitot-static-probe*).

Aus der Differenz zwischen Gesamtdruck und statischem Druck wird so der Staudruck ermittelt, welcher dem Fahrmesser zugeführt wird. In der Praxis erfolgt die Differenzbildung direkt innerhalb des Fahrmessers mit Hilfe einer Membrandose.



Abb. 95: Das Staurohr einer Cessna 172.

Da während des Fluges und durch Kondensation auch am Boden Wasser in das Staurohr eindringen kann, sind diese mit **Entwässerungslöchern** sowie einer Stau-

rohrheizung ausgestattet. Die **Staurohrheizung** verhindert das Zufrieren der Öffnungen und kann aus dem Cockpit eingeschaltet werden. Sie sollte nur bei Vereisungsgefahr eingeschaltet werden.

### Fehler

Zunächst können konstruktiv bedingte **Instrumentenfehler** auftreten, die jedoch weitgehend bereits durch eine Justierung behoben werden können. Des Weiteren kann es bei eingeschalteter **Pitot-Rohr-Heizung** aufgrund der sinkenden Dichte von erwärmter Luft ebenfalls zu Fehlern bei der Anzeige kommen. Für beide Fehler sind Korrekturwerte im Flughandbuch angegeben.

Durch die unvermeidbaren Turbulenzen von Luftfahrzeugteilen tritt der **Positionierungsfehler** auf, der durch eine möglichst störungsfreie Platzierung der Messsonden gering gehalten werden kann. Zudem kann bei schnellen Richtungsänderungen der Luftstrom in den Druckleitungen durch Turbulenzen an den Abnahmestellen kurzzeitig unterbrochen werden und zu Fehlanzeigen führen (**Manöverfehler**).

Eine weitere häufige Fehlerursache liegt in der **Blockade** der Abnahmestellen oder Druckleitungen (vgl. Kapitel 4.1.5). Es ist aus diesem Grund zwingend erforderlich, dass die Öffnungen zur Druckmessung bei der Vorflugkontrolle überprüft und ggf. gesäubert werden, damit eine korrekte Messung gewährleistet ist. Beim Säubern ist mit Bedacht vorzugehen, um das interne Drucksystem nicht zu beschädigen (so darf beispielsweise nicht in die Öffnung geblasen werden).

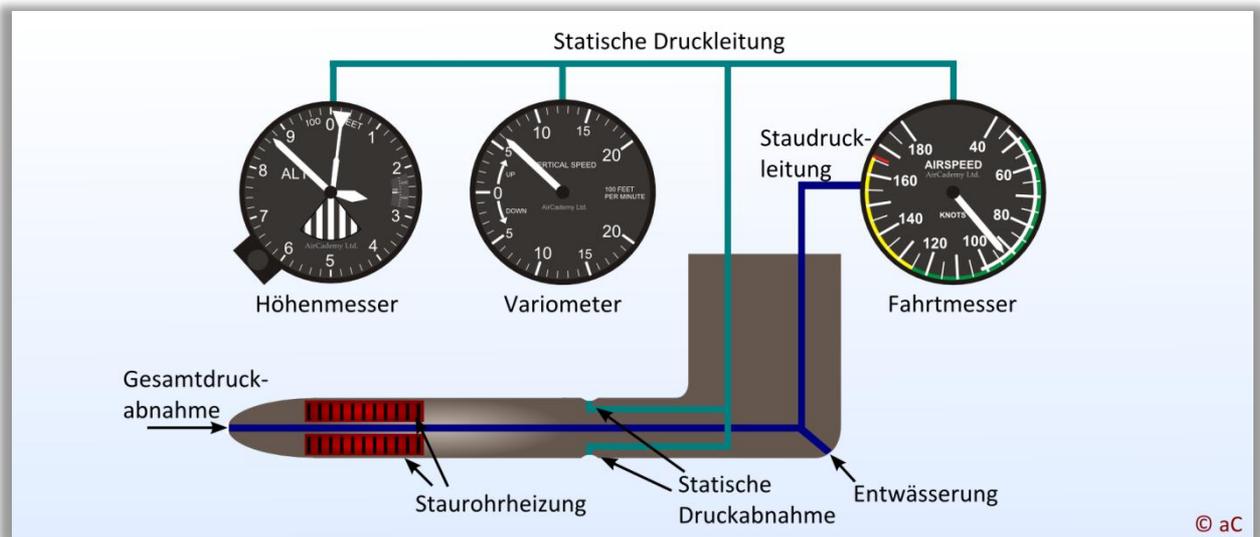


Abb. 96: Die Druckanlage des Luftfahrzeuges versorgt den Fahrmesser, das Variometer und den Höhenmesser mit dem statischen Druck. Zusätzlich benötigt der Fahrmesser den Staudruck, welcher mittels des Pitot-Rohrs gemessen wird.