

02 07 00 Machmeter

Die **Machzahl** (engl. Mach number) ist das Verhältnis der True Airspeed zur lokalen Schallgeschwindigkeit c_a . Als Formel:

$$M = \frac{TAS}{c_a}$$

Man beachte dabei, dass der TAS-Wert mit der Höhe zunimmt und die Schallgeschwindigkeit mit der Höhe abnimmt. Es gilt für die Schallgeschwindigkeit c_a die so genannte Formel von Laplace (im Folgenden in zwei Schreibweisen):

$$c_a = \sqrt{\kappa \cdot \frac{P}{\rho}} = \sqrt{\kappa \cdot R \cdot T}$$

Wobei $\kappa = c_p / c_v$ das Verhältnis der spezifischen Wärme der Luft bei konstantem Druck und konstantem Volumen ist (ca. 1,405), p ist der aktuelle Luftdruck und ρ die aktuelle Luftdichte, R ist die Gaskonstante für Luft (287,1 J/kg °K), T die Temperatur in °K.

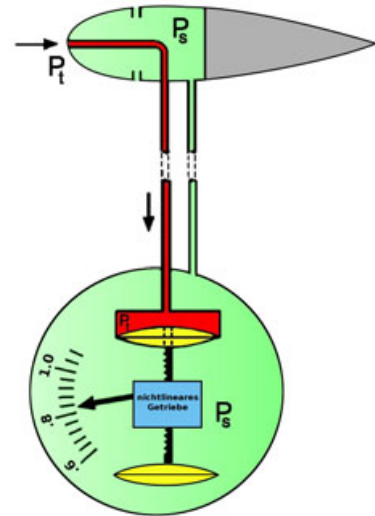


Abbildung 52: Bauweise Machmeter (Grafik: KLSP)

Höhe in ft	Luftdichte in kg/m ³	Luftdruck in hPcal	Schallgeschwindigkeit m/s	Schallgeschwindigkeit km/h	0.8 Mach in km/h	0.8 Mach in KTAS
0	1,225	1013,3	340,3	1.225	980	529
3.281	1,117	898,8	335,6	1.208	967	522
6.562	1,0066	795,0	332,5	1.197	958	517
9.843	0,90926	701,2	328,6	1.183	946	511
13.123	0,81935	616,6	324,6	1.169	935	505
16.404	0,73643	540,5	320,5	1.154	923	498
19.685	0,66011	472,2	316,4	1.139	911	492
22.966	0,59002	411,1	312,3	1.124	899	486
25.000	0,55007	376,5	309,6	1.114	892	481
26.247	0,52578	356,5	308,1	1.109	887	479
29.528	0,46706	308,0	303,8	1.094	875	473
32.808	0,41351	265,0	299,5	1.078	863	466

Tabelle 3: Tabelle zu Schallgeschwindigkeit und Machzahl (Quelle: KLSP)

Tabelle 3 gibt eine Übersicht. Bei Rechenaufgaben zur Ermittlung der Schallgeschwindigkeit aus der Kelvintemperatur nimmt man besser die ausmultiplizierten Varianten:

$$c_a \cong 20,1 * \sqrt{T} \left[\frac{\text{m}}{\text{sec}} \right] \quad \text{oder} \quad c_a \cong 39,04 * \sqrt{T} \quad [\text{kts}]$$

Beispielaufgabe: If the outside temperature at 35 000 feet is -40°C, the local speed of sound (LSS) is:

307 kt / 247 kt / 596 kt / 686 kt.

Lösung:

$T = 273 - 40 = 233 \text{ °K}$.

$LSS = 39,04 * \text{SQRT}(233) = 595,92 = \underline{596 \text{ kt}}$ (gerundet).

Interessant ist übrigens der Zusammenhang zwischen CAS und Machzahl. Der folgende Zusammenhang lässt sich durch Einsetzen der TAS-Formel und der Formel von Laplace in die Machzahldefinition ermitteln:

$$M = \sqrt{\frac{\rho_0}{\kappa}} * \frac{CAS}{\sqrt{P}} \cong 0,94 * \frac{CAS}{\sqrt{P}}$$



Abbildung 53: KIAS/Machzahl-Kombiinstrument (Quelle Basisfoto: tzywen.com)

Bauweise. Diese Formel ist für den Bau eines Machmeters interessant. Nimmt man einen konventionellen Fahrtmesser, der im Idealfall CAS liefert, und zusätzlich einen Höhenmesser, der den Luftdruck P liefert, so lässt sich die Machzahl zur Anzeige bringen. In der Tat bestehen ältere mechanische oder elektromechanische Machmeter aus einem Fahrtmesser und einem zusätzlich im Gehäuse eingebauten Höhenmesser. Der Zeiger wird dabei über ein nichtlineares Getriebe von CAS- und Druckwert angetrieben (siehe Abbildung 52).

Instrumentenbeispiele. In Abbildung 53 ist ein älteres Rundinstrument eines nach CS25 zugelassenen Transportflugzeugs inklusive einer integrierten digitalen KIAS/Machanzeige zu sehen.



Abbildung 54: links F104 KIAS/Mach-Anzeige, rechts Machinstrument der Concorde (Quellen: links f-16.net, Ziffernblatt rechts BNPS.co.uk)

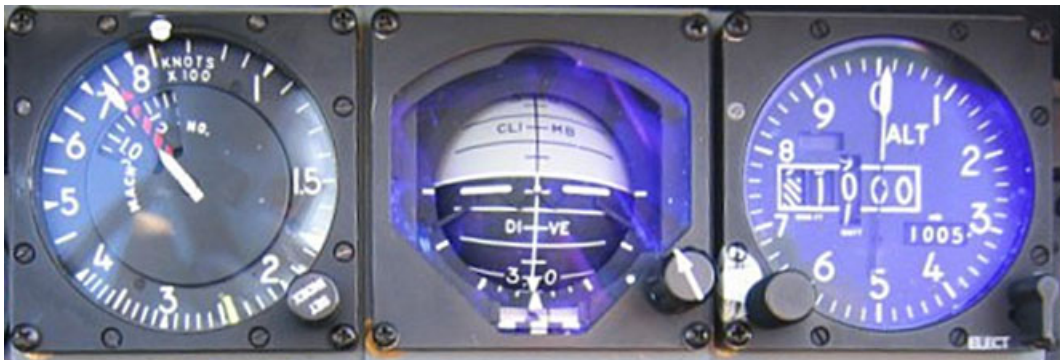


Abbildung 55: links F104s KIAS/Mach-Anzeige bei M1.15 in 1.000 ft (Quelle: f-16.net, mod. KLSP)

Abbildung 54 zeigt zwei weitere Machmeter früherer Zeit, despektierlich heute auch als „steam gauges“ bezeichnet. Auf der linken Seite sieht man das Kombiinstrument eines Lockheed F104 Starfighters, bestehend aus einer normalen Fahrtmesseranzeige (innerer Ring) und einer Machzahlanzeige (äußerer Ring). Auf der rechten Seite ist das Machmeter der Concorde abgebildet, ein elektromechanisches Instrument, das sehr aufwändig konstruiert war. Neben der Machzahlanzeige wurden die M_{MO} (schwarz-gelb gemusterter Zeiger) sowie die zulässigen Geschwindigkeitsgrenzen entsprechend der jeweiligen Schwerpunktlage dynamisch ermittelt und angezeigt.

Bei modernen Glascockpits wird die Machzahl aus den beiden Werten des Fahrtmessers und des Altimeters berechnet und digital angezeigt.



Abbildung 56: Vertikale IAS-Anzeige, am unteren Ende Machzahl, am oberen Ende Machzahl-Sollwert (Basisfoto: austrianaviationart.org)

Bei der Bauweise findet man reine Zeigerinstrumente (siehe Abbildung 54, Abbildung 55), mechanische Digitalanzeigen wie in Abbildung 53 zu sehen und kombinierte IAS/Machzahl-Vertikalskalen wie in Abbildung 56 dargestellt.

Blockagen. Die Korrektheit des Machmeters bzw. der Machzahlanzeige ist nur vom Fahrtmesser- und Altitude-Wert und somit vom Pitot-Static-System abhängig. Sind Pitottube und/oder Static Port blockiert, stimmt die Machanzeige nicht mehr. Schreibt man die Mach-CAS-Formel aus, erhält man:

$$M = \sqrt{\frac{2}{\kappa} * \frac{P_t - P_s}{P_s}}$$

Das Verhalten des Machmeters hinsichtlich des Ausfalls der beiden Größen P_t und/oder P_s lässt sich folglich anhand folgender Abhängigkeit ableiten:

$$M \approx \frac{P_t - P_s}{P_s}$$

Bei blockiertem Pitotrohr (P_t konstant) steigt der Zähler mit zunehmender Altitude überproportional an, das Machmeter zeigt zu viel Fahrt an. Bei blockiertem Static Port sinkt $P_t - P_s$ beim Steigen, d.h. die Machmeter-Anzeige sinkt kontinuierlich, im Sinkflug ist es umgekehrt. Kurz: die Abhängigkeiten sind genauso wie beim Fahrtmesser.

Da das Machmeter die selben Inputs wie ein Fahrtmesser nutzt, ist seine Anzeige auch genauso vom möglichen Positionsfehler betroffen.

CAS/TAS/Machzahl-Abhängigkeiten. Im Folgenden einige Abhängigkeiten, die oft in Prüfungsfragen abgefragt werden.

1. Im Steigflug mit konstanter IAS/CAS steigt die Machzahl an, da der Druckwert mit zunehmender Altitude kontinuierlich abnimmt.
2. Im Steigflug mit konstanter Machzahl sinkt aus demselben Grund der IAS/CAS-Wert.
3. Im Steigflug mit konstanter TAS steigt die Machzahl an, da die Schallgeschwindigkeit c_a mit zunehmender Altitude kontinuierlich abnimmt.
4. Im Steigflug mit konstanter Machzahl sinkt aus demselben Grund der TAS-Wert.
5. Die Machzahlanzeige ist unabhängig von der Außentemperatur der Druckschicht, in der sie gemessen wird.
6. Falls die Temperatur sich bei konstanter Machzahl ändert, steigt oder sinkt der TAS-Wert, da sich mit der Temperatur die Schallgeschwindigkeit c_a ändert.

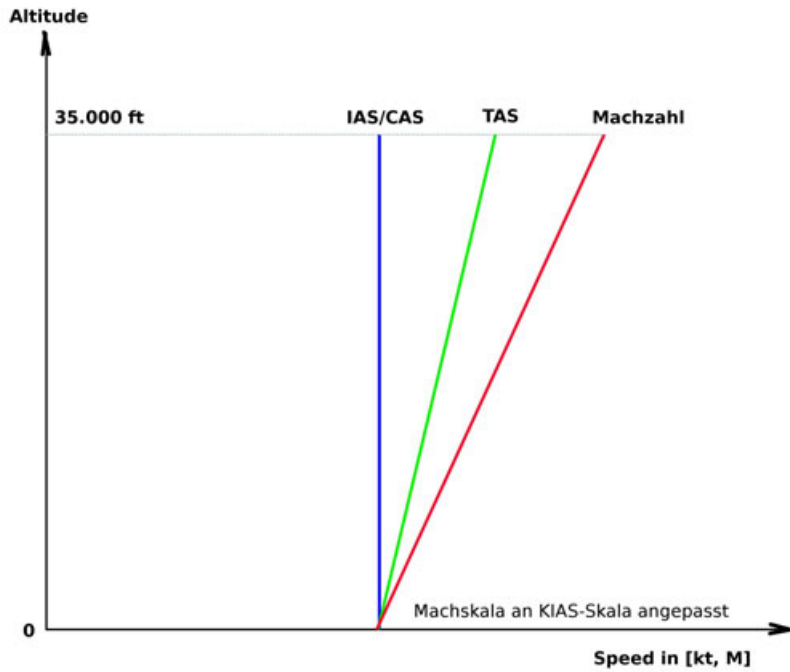


Abbildung 57: Steig-/Sinkflug mit konstantem KIAS/KCAS-Wert (Grafik: KLSP)

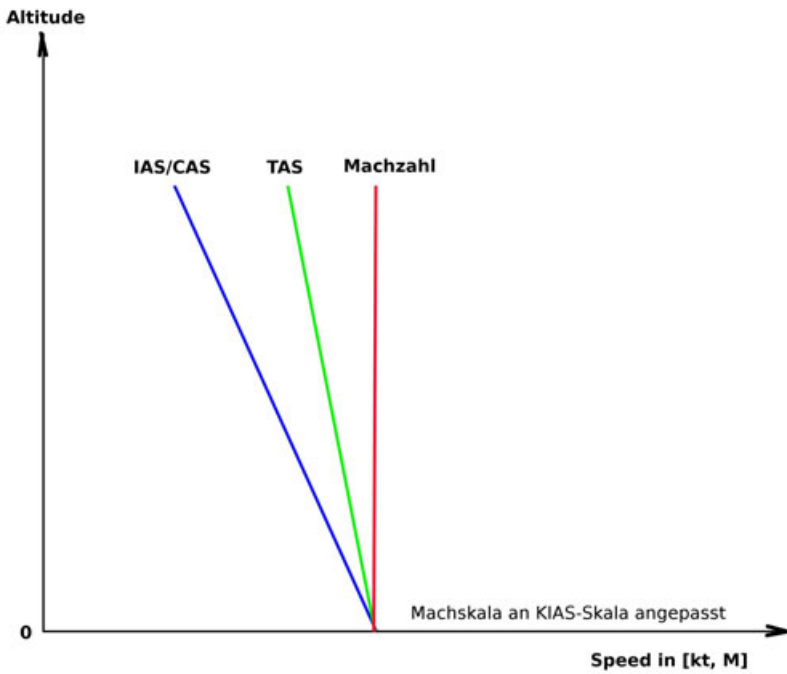


Abbildung 58: Steig-/Sinkflug mit konstanter Machzahl (Grafik: KLSP)

Die genannten Abhängigkeiten zwischen CAS/TAS/Machzahl lassen sich anhand der Darstellung in Abbildung 57 bzw. Abbildung 58 ablesen. Tatsächlich bleibt die Reihenfolge der Kurven d.h. CAS/TAS/Machzahl von links nach rechts unabhängig davon, ob man mit konstanter CAS, TAS oder Machzahl steigt oder sinkt, stets erhalten. Der jeweilig konstante Wert lässt sich senkrecht aufzeichnen, wobei sich die anderen Kurven entsprechend ergeben und die gefragte Abhängigkeit sich auf diese Weise ermitteln lässt. In Abbildung 57 ist IAS/CAS konstant, in Abbildung 58 ist es die Machzahl, die dritte Zeichnung mit TAS=const sei dem Leser überlassen.

Alternativ zu dieser grafischen Methode kann man unmittelbar die Formeln nutzen und durch Betrachtung der Veränderung von Zähler/Nenner die Abhängigkeit numerisch ermitteln.

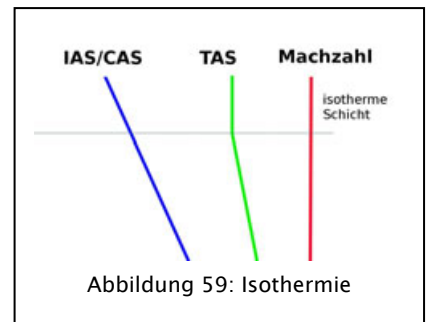
Beispiel: Steigflug mit konstanter TAS.

$$M = \frac{TAS}{c_a}$$

Da die Schallgeschwindigkeit c_a im Nenner mit zunehmender Altitude immer kleiner wird, muss die Machzahl immer größer werden, da der Zähler (TAS) per definitionem konstant sein soll.

Bei der Temperaturabhängigkeit sollte man sich klar machen, dass bei konstanter Machzahl sich der TAS-Wert nur mit der Temperatur ändert. Dies bedeutet im Steigflug insbesondere, dass bei einer Isothermie der TAS-Wert in der isothermen Schicht nicht weiter abnimmt (z.B. ab der Tropopause),

wohl aber der CAS-Wert, da dieser vom statischen Druck abhängt.



Warnung vor Overspeed. Die maximal erlaubte Machzahl M_{MO} (Mach number maximum operating speed) wird bei Transportflugzeugen durch ein Warnsystem überwacht, das bei Überschreiten in der Regel neben der optischen Warnanzeige eine akustische Warnung ausgibt, z.B.: „Overspeed, Overspeed!“ Dasselbe passiert bei Überschreiten der V_{MO} (KIAS maximum operating speed). Siehe auch 12 05 00 Warnung vor Overspeed auf Seite 249.

02 08 00 Air Data Computer (ADC)

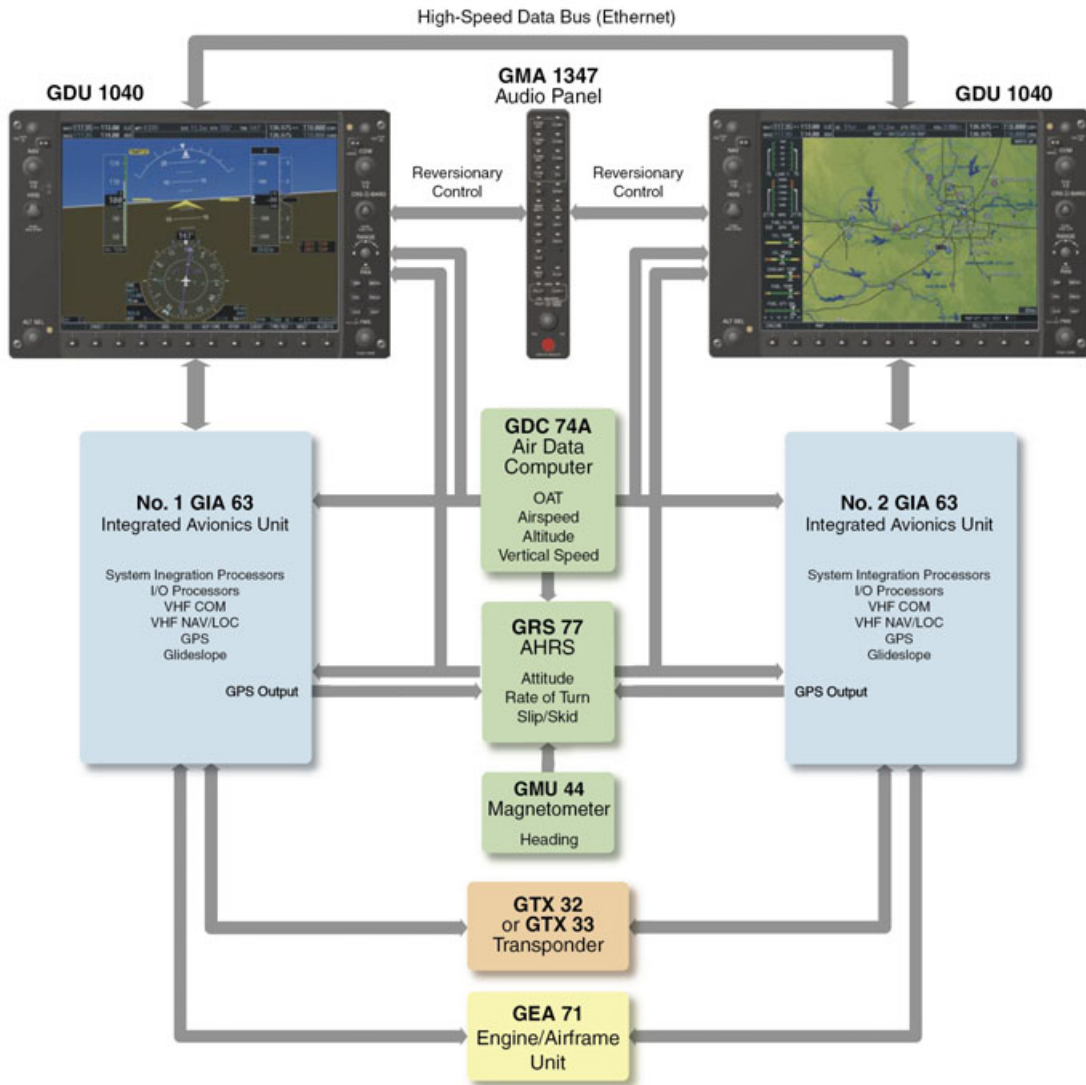


Abbildung 60: Garmin G1000 Gesamtschema (Quelle: Garmin)

Bei allen modernen Flugzeugen werden die aus der Luftströmung ermittelten Daten digitalisiert zum Air Data Computer (Abk. ADC) übertragen, der kontinuierlich aus den Rohdaten die benötigten Anzeigedaten berechnet. Von dort werden die Anzeigedaten

als digitaler Datenstrom an die Display Units weitergeleitet und auf den Displays zur Anzeige gebracht.

Die Daten, die der ADC als gemessene Inputdaten verwendet sind dabei

- ▶ Statischer Druck (static pressure)
- ▶ Gesamtdruck (total pressure)
- ▶ Gemessene TAT–Temperatur (measured temperature)
- ▶ Anstellwinkel (angle of attack)

Bei manchen ADC werden zusätzlichen die Stellung von Klappen und Fahrwerk (flaps and landing gear position) „durchgereicht“. Zur Berechnung dienen neben den gemessenen Daten weitere Tabellendaten zum Luftfahrzeug bzw. Konstanten, die der ADC im eigenen Speicher vorhält.

Aus diesem Input wird folgender Output erzeugt:

- ▶ Angezeigte Fluggeschwindigkeit (IAS)
- ▶ Wahre Fluggeschwindigkeit (TAS)
- ▶ Statische Außentemperatur (OAT/SAT)
- ▶ Dynamische Außentemperatur (TAT)
- ▶ Machzahl (M, Mach number)
- ▶ Anstellwinkel (AoA, Angle of attack)
- ▶ Flughöhe (Altitude)
- ▶ Variometeranzeige (Vertical speed)
- ▶ Dynamische V_{MO}/M_{MO} Limitanzeige (V_{MO}/M_{MO} pointer)

Ein Vorteil des ADC gegenüber klassischen Instrumenten liegt darin, dass man mittels Computeralgorithmen mit vertretbarem numerischem Aufwand Korrekturen an den gemessenen Inputwerten berechnen kann. So lässt sich beispielsweise ein korrekter TAS–Wert auf Basis eines EAS–Wertes nach folgender Formel ermitteln.

$$TAS = \sqrt{\frac{2\kappa}{(\kappa-1)} \frac{p_s}{\rho_s} \left[\left(\frac{p_t - p_s}{p_s} + 1 \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1 \right]}$$

Dabei sind Dichte– und Kompressibilitätskorrektur enthalten. Eine vergleichbare Genauigkeit würde man bei klassischen Instrumenten nur mit unverhältnismäßig hohem Aufwand erzielen.

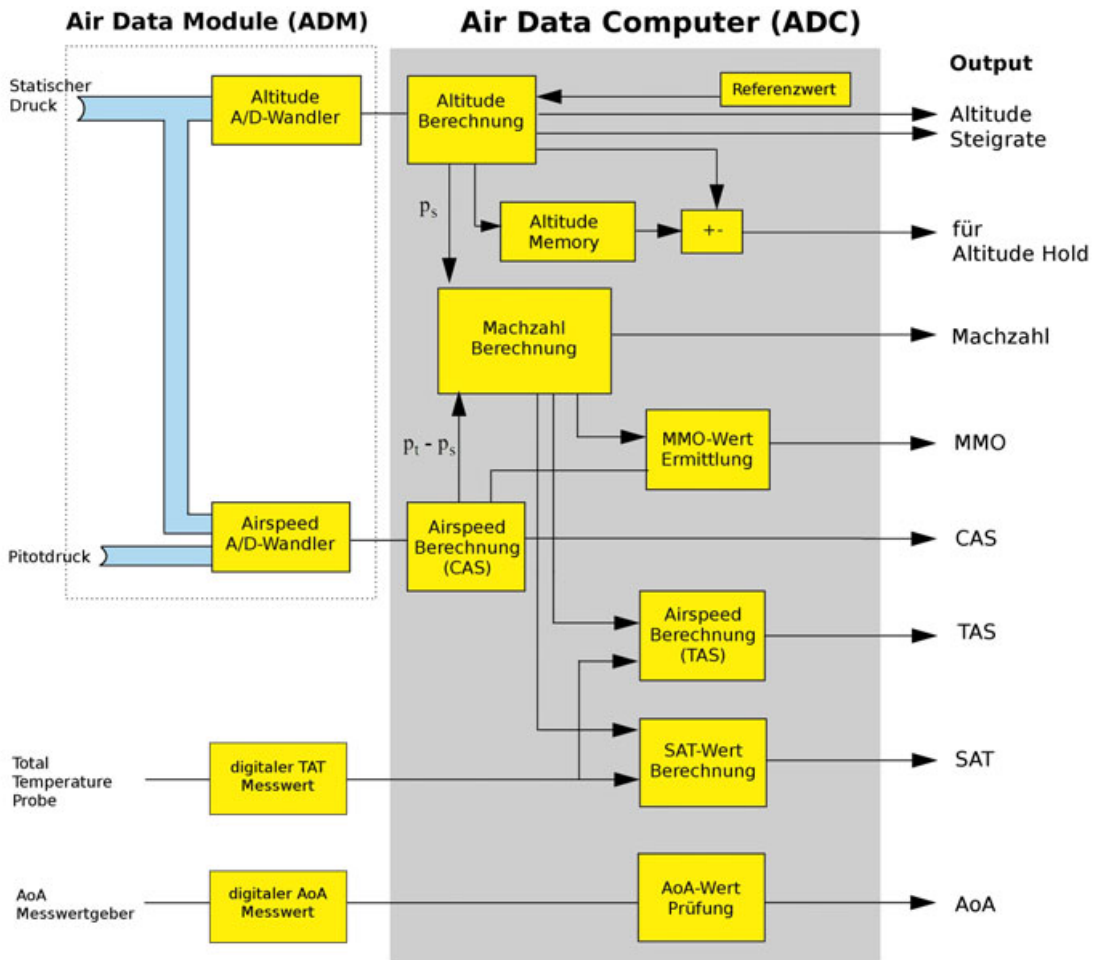


Abbildung 61: Blockschema ADM und ADC (Grafik: KLSP)

Bei dieser Methodik der Berechnung von Anzeigewerten im ADC kann ein Instrumentenfehler nur insofern auftreten, als man die Berechnungen auf Basis von vereinfachten Näherungen durchführt. Der normale Positionierungsfehler aufgrund des Anstellwinkels kann kompensiert werden, ein Positionierungsfehler aufgrund von Flugmanövern lässt sich auch bei der digitalen Methodik nur mit großem Aufwand kompensieren.



Abbildung 62: Garmin GDC 74A ADC des Garmin 1000 (Quelle: Garmin)



Abbildung 64: Moderne ADIRU, Litton LTN 101 (Quelle: Flightglobal.com)

Mehrere ADC werden als Air Data System (Abk. ADS) bezeichnet. Die Vorteile eines ADS gegenüber konventionellen Anzeigesystemen liegen in folgenden Punkten:

- ▶ Entkopplung der Daten von der Anzeige ermöglicht es, die Daten an beliebiger Stelle anzuzeigen mit allen Designoptionen bei der optischen Präsentation
- ▶ Elimination von mechanisch bedingten Zeitverzögerungen in den Anzeigen
- ▶ Bessere Fehlerkompensation durch digitale Berechnung
- ▶ Weiterverarbeitung der Daten in anderen Computersystemen
- ▶ Weit gehende Reduktion bei der Verlegung von Luftdruck führenden Leitungen

Als primäre Nachteile sind die komplexe Architektur und die Abhängigkeit von elektrischer Spannung zu nennen. Aus diesen Gründen ist jedes Transportflugzeug zusätzlich mit einem konventionellen Standby-System ausgerüstet (siehe Abbildung 65 auf Seite 91).

02 09 00 Pitot-Static-System: Fehlersituationen

Die folgende Tabelle gibt eine Übersicht über mögliche Fehlersituationen beim Ausfall vom Komponenten im Pitot-Static-System:

Flugphase	Symptom	Ursache
Take-off	Airspeed steigt nur langsam oder überhaupt nicht.	1. Pitotrohr durch Insekt, Schmutz oder Eis blockiert 2. Pitotrohrabdeckung nicht entfernt
Steigflug	Im Steigflug steigt der angezeigte Speedwert trotz konstanter Geschwindigkeit kontinuierlich. (Birgen-Air Unfall)	Pitotrohr ist blockiert. Die Luft im Pitotrohr hält P_t konstant, P_s nimmt im Steigflug ab damit wird $P_t - P_s$ mit der Höhe größer und damit auch die angezeigte Airspeed.
Sinkflug	Airspeed ist auf Reiseflughöhe normal. Im Sinkflug nimmt der angezeigte Speedwert trotz konstanter Attitude ab.	Pitotrohr ist blockiert. Die Luft im Pitotrohr hält P_t konstant, P_s nimmt im Sinkflug zu, damit wird $P_t - P_s$ kleiner und damit auch die angezeigte Speed.
Reiseflug	Airspeed geht langsam zurück.	Es bildet sich langsam Eis am Pitotrohr, Pitotrohrheizung nicht eingeschaltet.
Reiseflug, dann Steigen oder Sinken	1. Die Speedanzeige ist im Reiseflug normal. Im Sinkflug wird die Speed kontinuierlich größer, im Steigflug kontinuierlich kleiner. 2. Vario bleibt bei 0 stehen. 3. Höhenmesser bleibt unverändert auf einem festen Höhenwert.	Static Port ist blockiert. Damit ist P_s konstant. Beim Steigen wird $P_t - P_s$ kontinuierlich kleiner, da P_t kontinuierlich kleiner wird, im Sinkflug ist es umgekehrt. Static Port verstopft, überlackiert oder vorher durch Tape abgeklebt?
alle Phasen	Speed- und Höhenmesseranzeige sind größer als normal, Vario zeigt kurzfristig Steigen an und zeigt danach tendenziell normal an.	Bei einem Flugzeug ohne Druckkabine wurde das Kabineninnere als Alternate Air selektiert.

Tabelle 4: Fehlersituationen im Überblick (Quelle: KLSPP)

Im Fall z.B. eines Flugzeuges ohne Druckkabine wird als statischer Ersatzdruck oft der Druck in der Kabine genutzt. Beim Umschalten auf Alternate Air führt dies zu fehlerhaften Anzeigen. Wie die luftdruckbezogenen Anzeigen reagieren, hängt dabei davon ab, welcher Unterdruck (beeinflusst Höhenmesser >, Airspeed >) in der Kabine existiert.

tiert und wie intensiv der Austausch (beeinflusst Variometer) mit der Außenluft stattfindet.

Würde man im Fall z.B. eines Flugzeuges mit Druckkabine den Kabinendruck als Alternate Air nutzen, würde das Altimeter die Cabin Altitude anzeigen und die Geschwindigkeitsanzeige wäre viel zu niedrig. Ferner ändert sich der Luftdruck in der Kabine mit einem kleineren Gradienten als die Atmosphäre und das Variometer würde daher die Steig- und Sinkgeschwindigkeit der Cabin Pressure messen.

Wir haben dies hier nur ergänzt, weil es in der CQDB tatsächlich Fragen folgender Art gibt:

Aircraft with pressurized cabine in flight: When switching to the alternate static pressure source, the pointer of the Vertical Speed Indicator.

- a. does not move.
- b. indicates a climb, then maintains this position.
- c. indicates a climb, then settles down and reads correctly.
- d. indicates a climb, then settles down and reads in correctly.

Die richtige Antwort ist Punkt d, sofern man annehmen will, dass das Kabineninnere einer Druckkabine (!) die alternate static pressure source darstellt.

Hierzu lassen sich zwei Aussagen ergänzen: Erstens ist eine solche Annahme als Voraussetzung für die Antwort überhaupt nicht genannt und zweitens handelte es sich, wenn man sie machte, um eine fragwürdige Annahme, die keine Entsprechung in der Realität hat.

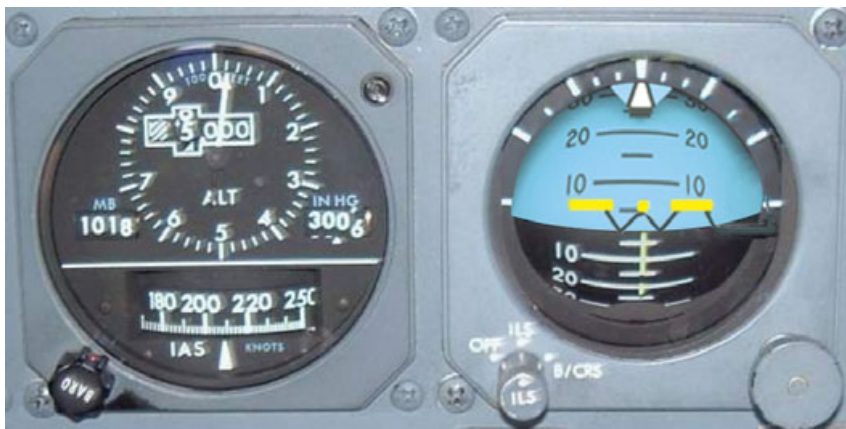


Abbildung 65: B737 Standby-System (Foto: Chris Brady, mod. KLSP)

Exkurs: Flugunfälle Pitot-Static-System

- ▶ 1. Dezember 1974—Northwest Airlines Flug 6231, eine Boeing 727, verunglückte nordwestlich des John F. Kennedy International Airports in der Steigphase des Fluges zum Buffalo Niagara International Airport wegen blockierter Pitot tubes durch Vereisung.
 - ▶ 6. Februar 1996—Birgenair Flug 301 stürzte kurz nach dem Takeoff ins Meer wegen fehlerhafter Airspeed-Anzeige. Die vermutliche Ursache war ein durch Insekten blockiertes Pitotrohr.
 - ▶ 2. Oktober 1996—AeroPeru Flug 603 verunglückte wegen blockierter Static ports. Die Static Ports auf der linken Seite des Flugzeuges waren aufgrund von Reinigungsarbeiten abgeklebt und die Abklebungen später nicht entfernt worden.
 - ▶ 23. Februar 2008—Ein B-2 Bomber stürzte in Guam wegen Feuchtigkeit in den Sensoren des Pitot-Static-Systems ab.
 - ▶ 1. Juni 2009—Air France Flug 447 hatte beim Flug über den Südatlantik vermutlich ein Problem mit der Vereisung sämtlicher Pitotrohre und stürzte ins Meer.
- Quelle: http://en.wikipedia.org/wiki/Pitot-static_system



FORÇA AÉREA BRASILEIRA

Abbildung 66: Bergung des Leitwerks des verunglückten Airbus A330 des Air France Fluges AF 447 (Quelle: siehe im Foto)

----- Ende Kapitel 2 -----