

Jüngere Zahnrad-Rechner:

Mirage – Luftdaten-Zentrale – Air Data Computer ADC

US-Version:

Überblick zum Flugzeug	p. 1
Pitot-Rohr mit Fehlern	p. 3
Luftdatenzentrale, Ein- u. Ausgänge	p. 5, 7
Ansicht des Rechners	p. 9
Luftdruck, Servomotoren	p. 11
Temperatur, Anstellwinkel	p. 12, 14
Souris, Höhengcodierer IFF	p. 17, 18
Weiteres... kompakter	p. 20

Zwischenteil

Vergleich Rechentechnik mit FltGt	p. 22
Synchros, Prinzip & Anwendung	p. 23

Französische Version

Chariots, Cames	p. 25
Temperatur	p. 26
Druck, log ($\Delta p / p_s$)	p. 27
Druck und Flughöhe	p. 31
Geschwindigkeit, Mach-Zahl	p. 32, 35
Gesamt-Schema Crouzet	p. 36
und Litton	p. 37

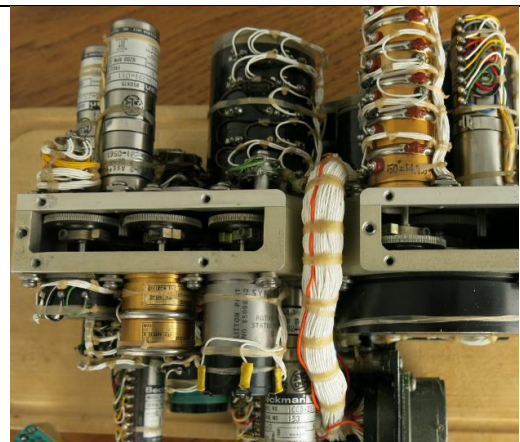
Knappe Zusammenfassung

Post Scriptum

Quellen	p. 42
Frühere Arbeiten dieser Serie	p. 43

Mirage – Ein kurzer Überblick

Mirage III von Dassault: In der Schweizer Luftwaffe im Einsatz von 1966 bis 2003, mit drei Versionen: Jäger – Aufklärer – Doppelsitzer (Ausbildung).



Mirage-Doppelsitzer: 4 frühere (1964, 1970) und 2 spätere (1983, nach old.hermannkeist) beschafft. Beim Doppelsitzer ist anfänglich die französische Luftdatenzentrale dringeblichen (nach funkflieger), weshalb diese Unterlagen noch erhalten sind. Letzter ziviler Flug, Payerne: 25.5.2023.

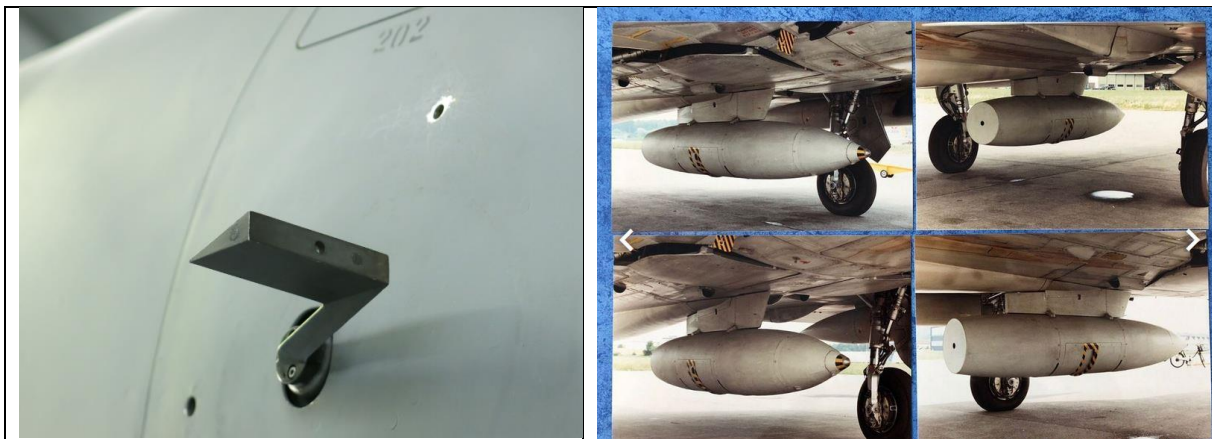
Erstaunlich, in diesem modernen Flieger gibt es noch Zahnrad-Rechner! Im Bild: 5 (dünne) Servomotoren treiben die Zahnräder im Getriebebeschacht an, welche die Drehwiderstände geregelt auf ihre Winkel einstellen.

Ursprünglich wurde beschlossen, 100 Flugzeuge anzuschaffen. Der Umbau von der französischen Elektronik zur US-Elektronik erwies sich als kompliziert, alles wurde viel teurer. Es gab politische Erdbeben, die Stückzahl musste auf 57 reduziert werden – mit grossen Konsequenzen für die Zulieferer, die alle mit 100 Stück gerechnet hatten und das Material bestellt oder schon im Hause hatten.

Entscheidung zur **Wahl der Elektronik-Ausrüstung** wird beschrieben durch Walter Dürig, www.wrd.ch, dort 1949-1991, Dokumentation zum Mirage-Projekt, Erinnerungen an das Mirageprojekt (1961). Neben TARAN (USA) und CYRANO (F) war auch FERRANTI (GB) im Spiel. Adresse Dürig-Erinnerung direkt: https://www.wrd.ch/triboni/store/1961_Mirage_Erinnerungen_WD.pdf?mthd=get&name=wrdd_store1&sign=h6NK7T4BZWqiVxE9xc2uOw%3D%3D&id=hyuemmxhdhaaaaaaayic&fmt=application%2Fpdf

In dieser Arbeit wird ein **winziger Ausschnitt** aus der ganzen Elektronik des Flugzeuges besprochen. Die Hauptteile der Anlage bestehen aus dem US-Radar TARAN (Tactical Radar and Navigation), dem Navigationsrechner mit dem (später eingebauten) Inertialsystem, und dem Waffenrechner. Alle diese Rechner beziehen Daten zur Fluglage, zu Höhe, Anstellwinkel und Geschwindigkeit. Der Luftdaten-Rechner stellt diese Grössen aus den mehrfach kombinierten Luftdruck-Messungen des Pitots-Rohres allen möglichen Abnehmern zur Verfügung. **Der Luftdaten-Rechner wird hier sowohl in der US- wie auch in der ursprünglichen französischen Version vorgestellt: Zwei grundverschiedene Rechner in einer Arbeit.**

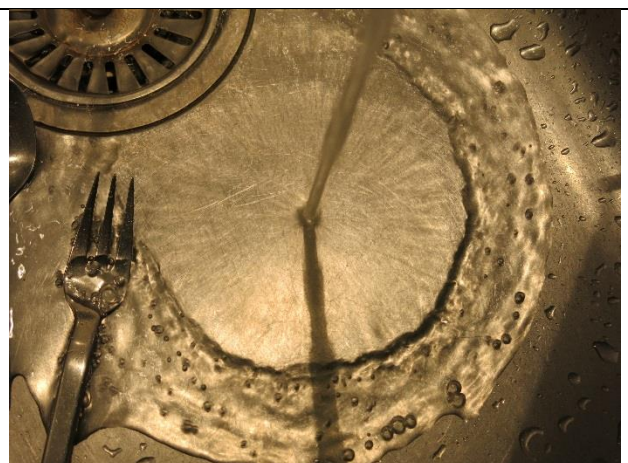
Der Mirage war ein **Überschall-Flugzeug**, in allen drei Formen (Jäger, Aufklärer, Doppelsitzer). Der Verfasser dieser Arbeit hat sich nie ein vertieftes Wissen im Überschallbereich angeeignet – es lauern also überall Fallen und Fehlteile. Während man im Bereich von Segel- und Motorschiffen weiss, dass alle Wellen und Turbulenzen hinter dem Schiff stets auf Kosten des Schiffsantriebes gehen, finden sich bei der Mirage seltsame, unverständliche Formen, sie tun fast der Seele weh – im Bild etwa die abrupte Hinterkante des Anstellwinkel-Flügels ca. 5 cm breit), oder der untergehängten Infrarot-Ausrüstung: vorne spitz und hinten jämmerlich abgeschnitten. Der FA-18 fliegt auch im Überschallbereich, aber sein untergehängter Tank ist vorne wie hinten spitz... wieso das alles ?



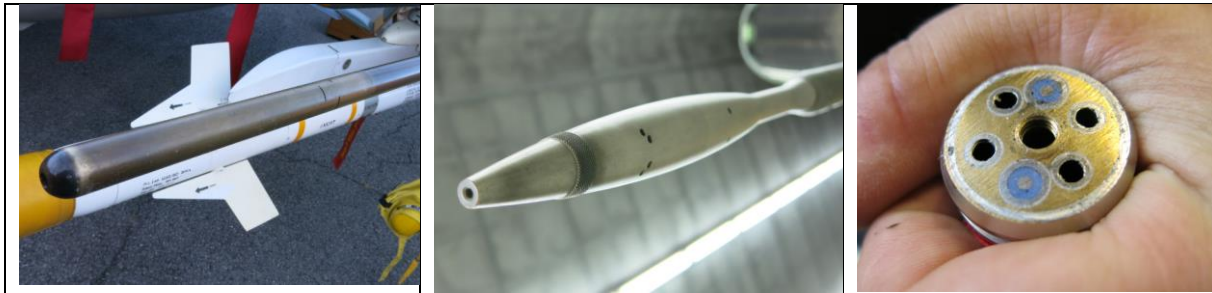
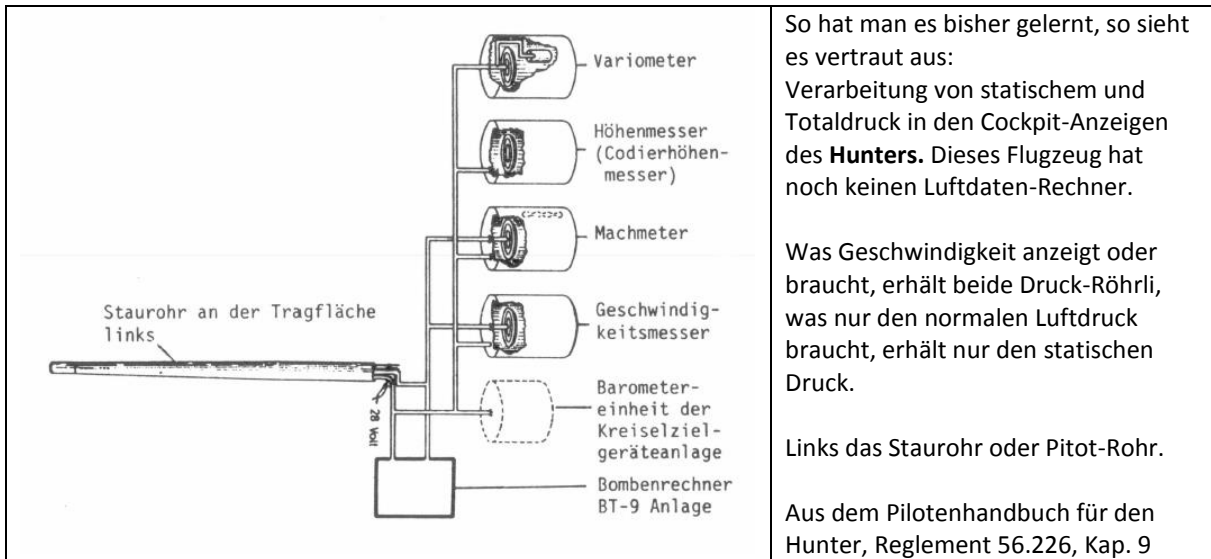
Wer das alles versteht, wer bereits mit Stosswellen im Küchenbereich vertraut ist und an der Sprunggrenze die abrupte Änderung der Geschwindigkeit erkennt, bei der Luft auch von Dichte und Temperatur, ist bestens gerüstet – und wird Fehler und Unzulänglichkeiten in dieser Arbeit sicher erkennen.

Danke für eine Mitteilung, wo nötig.

Der Luftdaten-Rechner arbeitet im Unterwie auch im Überschall-Bereich – so viel ist sicher.



>>> Luftdaten mit Pitot-Rohr

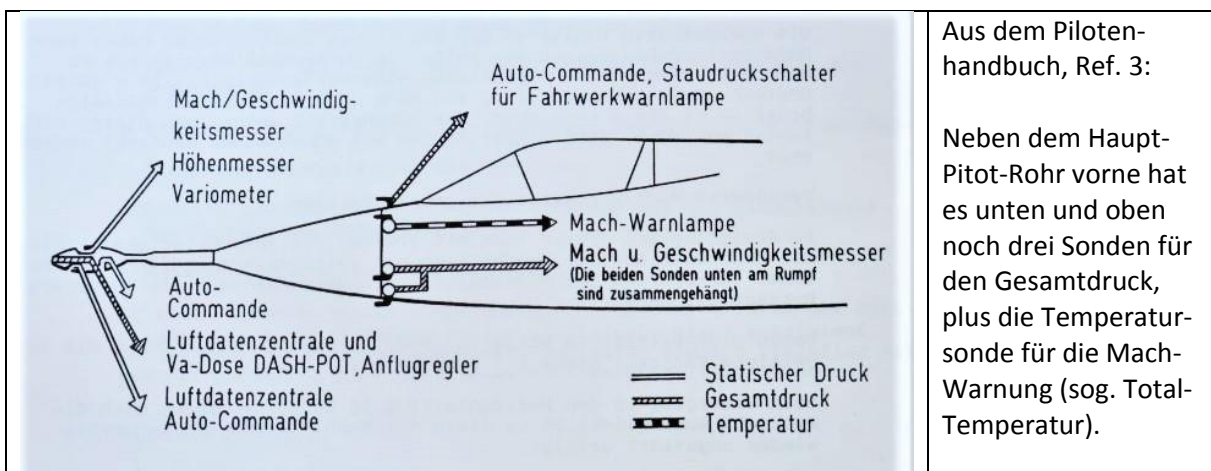


Links: Staurohr des Hunters. Vorne kaum sichtbar ein Loch für Totaldruck, weit dahinter seitlich mehrere Schlitze für den statischen Druck. Hintergrund weiss gehört nicht dazu.

Mitte: Mirage, Überschalljäger. 6 Löcher oben, 6 Löcher unten, eines ganz vorne. Blick von unten zum Hangar-Dach. Wieso der Riffel-Ring und die mittlere Verdickung des Rohres ??

Rechts: Mirage-Staurohr zersägt, vier Röhrli gehen ins Flugzeug, plus die blau isolierten Heizdrähte. Fotos aus Interlaken / Buochs / Privatsammlung.

Es gibt mehrere seitliche Öffnungen, wahrscheinlich um besser auszumitteln, wenn die Luft in starken Kurven oder bei grossem Anstellwinkel auch schräg zur Rohrachse anströmt.



>>> Grenzen von Pitot-Rohr / Prandtl-Rohr

Der Sprachgebrauch für diese Staudrucksonden ist in USA anders als in Europa. Hier wird immer vom Pitot-Rohr gesprochen, wie es auch in den CH-Unterlagen so steht. Wer meint, das sei wirklich falsch und der richtige Name sei Prandtl-Rohr, weil hier beide Druckwerte erfasst werden - bitte nicht aufregen.

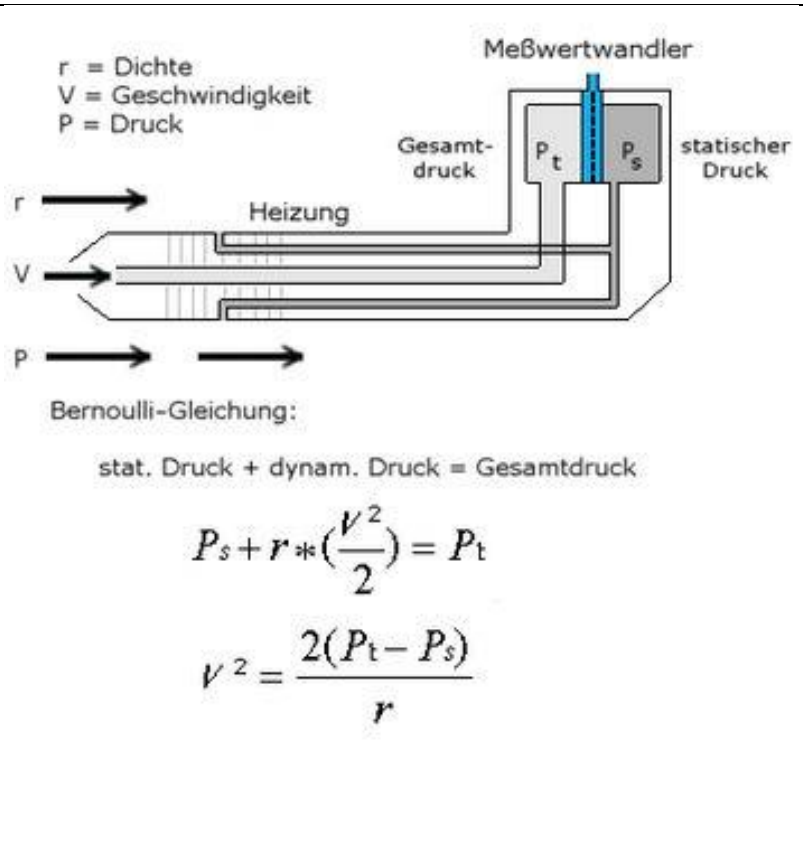
Am vordersten Loch wird der Totaldruck oder **Gesamtdruck** abgenommen, an den seitlichen Löchern der **statische Druck**, aus dem die Flughöhe bestimmt wird. Die Differenz der beiden Druckwerte gibt den **dynamischen Druck** oder Staudruck, aus dem sich die Fluggeschwindigkeit berechnen lässt.

So steht's im Schulbuch

p statisch (Löcher seitlich) plus p dynamisch (Bildung der Differenz) gibt zusammen p total (vorderes Loch). Nimm die Differenz aus den beiden gemessenen Druck-Werten, und bestimme nach unterster Zeile die Geschwindigkeit des Flugzeuges.

Die zweitunterste Zeile ist das Gesetz von Bernoulli: Wo es schnell strömt, ist der statische Druck tiefer. Unterste Zeile ist dasselbe, aufgelöst nach der Geschwindigkeit.

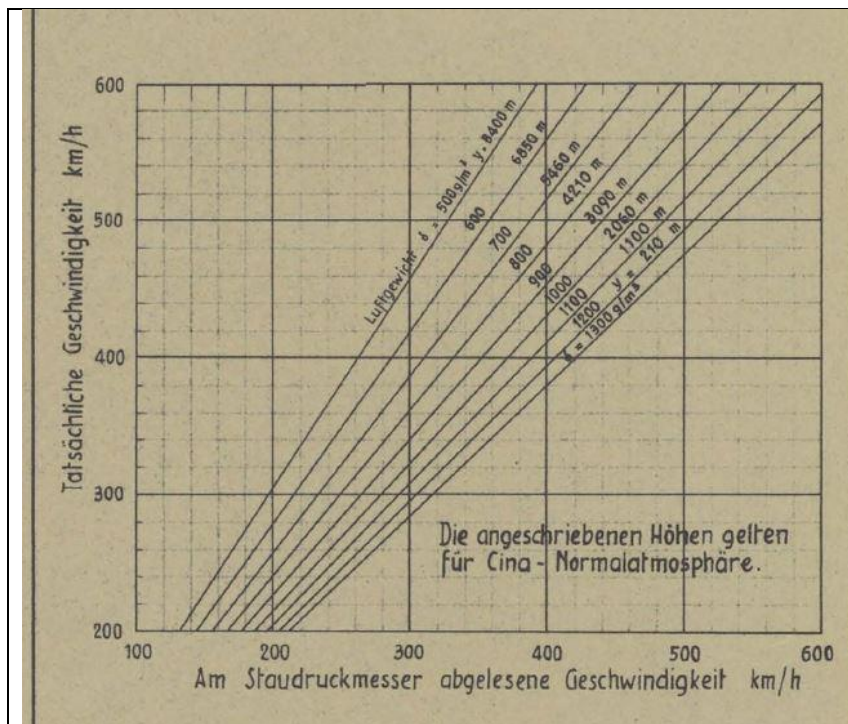
Ganz zuvorderst strömt es nicht, die Luft ist in Ruhe, wird aber ins Rohr gedrückt. Der Druck wird dort höher als der normale Luftdruck.



In der Fussnote steht beim Gesetz von Bernoulli: «... gilt für inkompressible, verlustfreie, wirbelfreie Medien». **Luft ist aber gut komprimierbar!!!**

Das gibt Probleme, man ahnt es schon: Der Luftdaten-Rechner muss die Unrichtigkeiten auskorrigieren und alle Ungenauigkeiten wegen der Bernoulli-Anwendung rückwärts rechnen. Und das wird aufwändig, mit kleinen Korrektur-Faktoren kommt man nicht mehr durch.

Die vereinfacht gemessenen Druckwerte ergeben schon bei moderaten Geschwindigkeiten und Flughöhen deutliche Fehler. Im Bundesarchiv wurde eine Darstellung aus dem **Jahre 1942** gefunden (600 km/h waren damals wohl unerreichbar – das sind eher Rechnungen?):



Lese-Beispiel, die zwei untersten Geraden: Bei geringen Flughöhen, d.h. hoher Luftdichte ($y = 0$ bis 1000 m) stimmen die abgelesenen Geschwindigkeiten sehr gut mit den tatsächlichen überein. Bei 8400 m Flughöhe, 400 km/h abgelesen: die echte Geschwindigkeit ist 50% höher als die abgelesene.

Die Pitot-Werte sind nicht mehr direkt brauchbar.

Bild (1942) aus Ref. 4

Extrapoliert man diese Geraden auf einen Mirage-Flug in 10'000 m Höhe mit einer echten Geschwindigkeit von **800 km/h**, so würde man am Staudruckmesser eine Geschwindigkeit von **480 km/h** ablesen, oder 60% der tatsächlichen Geschwindigkeit. In 20'000 m Höhe wäre der Fehler noch grösser: abgelesen 230 km/h (knapp 30% des tatsächlichen Wertes)!

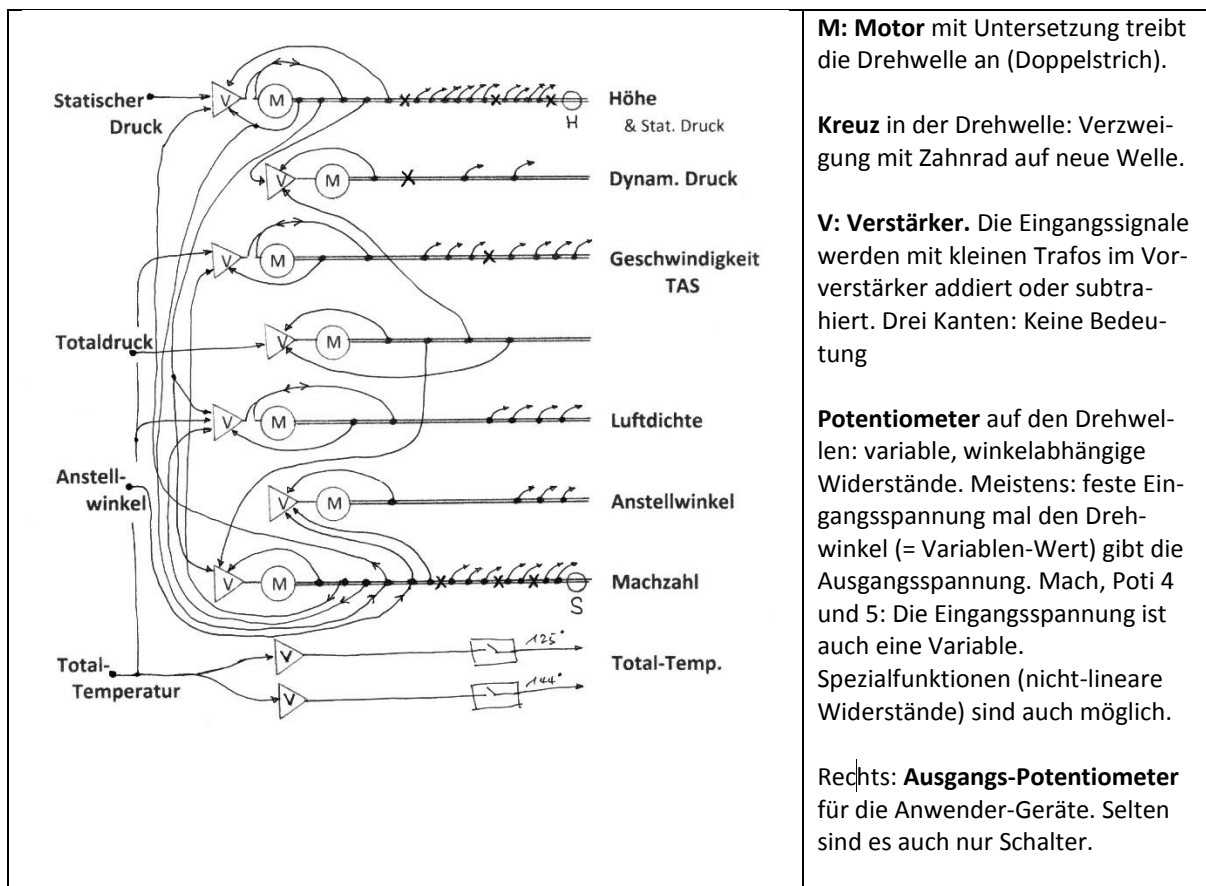
>>> Wie denn jetzt ? Wie gibt es zuverlässige Daten ?

Im **Luftdaten-Rechner** werden statischer Druck und Totaldruck und weitere Grössen wie Anstellwinkel, Temperatur alle miteinander verrechnet – am Ausgang stehen die richtigen Druckwerte, die True Airspeed TAS, die Höhe, der korrigierte Anstellwinkel, die Luftdichte usw. zur Verfügung. Diese korrigierten Werte werden allen möglichen Geräten im Flugzeug zur Verfügung gestellt: Navigation, Waffenrechner, usw.

In dieser Arbeit wird sowohl die US-Version **Litton** des Luftdatenrechners (aus den Jägern und Aufklärern), wie auch die ursprüngliche französische Version **Crouzet** beschrieben, welche anfänglich im Doppelsitzer bis in die 1980er-Jahre dringeblichen ist.

Im **Litton-Rechner** der Mirage werden aus **vier Eingangs-Variablen** unter Berücksichtigung intensiver Quer-Bezüge **sieben Ausgangs-Grössen** ermittelt, die im Flugzeug den unterschiedlichsten Geräten zugeführt werden. Wenn es auch nicht möglich ist, alles vertieft zu erklären und zu verstehen, so soll trotzdem ein Eindruck vermittelt werden, wie die Variablen mehrfach miteinander verknüpft werden.

Es folgt ein **Signalfluss-Schema des Litton-Rechners**. Links: Signal-Eingänge – Rechts: Ausgänge des Rechners. Was aus dieser Zeichnung nicht hervorgeht, sind die numerischen Beziehungen: Häufig ist die elektrische Spannung proportional zum Drehwinkel der Variablen – aber eben nicht immer. Spezialfunktionen gehen aus den CH-Unterlagen des Rechners leider nicht hervor (bzw: bisher nichts gefunden).



Servo-Regelung der Motoren: Soll-Wert und Ist-Wert werden laufend verglichen, die Abweichung steuert den Motor. Der Soll-Wert entspricht der Summe aller Eingangs-Signale beim Verstärker, davon wird der Ist-Wert abgezogen, der direkt an der Drehwelle durch das erste Potentiometer abgenommen wird. Eine allfällige Differenz wird verstärkt und steuert den Motor. Direkt im Motorgehäuse eingebaut ist auch ein Generator, dessen Spannung mit der Motorgeschwindigkeit wächst. Diese Spannung wird wieder zurückgekoppelt in den Verstärker und zum Motor, das dämpft das Überschwingen (das ist hier nicht eingezeichnet).

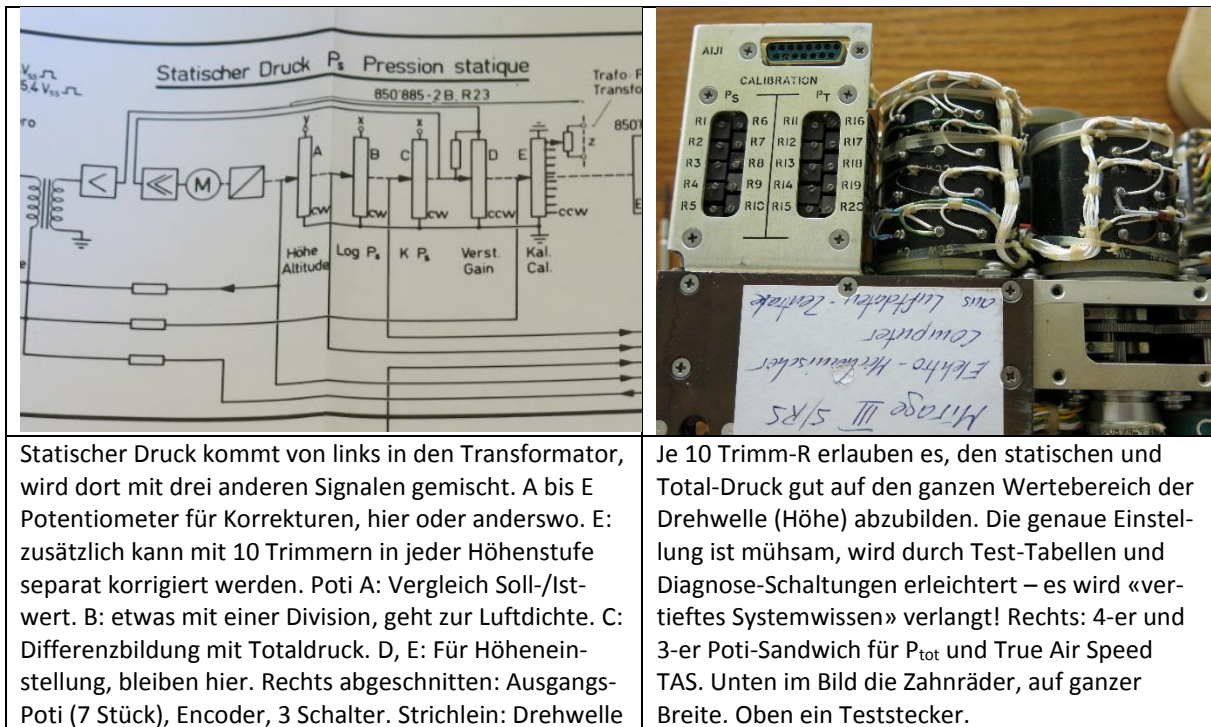
H beim Höhen-Signal: **Encoder** für die eigene Höhe bei der IFF-Sendung (Freund-Feind-Erkennung, sog. Sekundär-Radar).

S beim Mach-Signal: **Synchro**, um den gegenwärtigen Winkel der Mach-Welle anderswo zu kopieren (in der Auto-Commande: automat. Einhaltung von Höhe, Lage, Kurve, Geschwindigkeit, uam).

Die Kreuze (Verzweigungen der Welle) sind in richtiger Zahl, aber nicht am richtigen Ort eingezeichnet.

Dass Totaldruck minus Statischer Druck zum dynamischen Druck führt, sieht man ja gut. Der Statische Druck spürt auch noch eine Mach-Korrektur, und Mach selber ist auch vom Totaldruck abhängig... da hängt vieles mit vielem zusammen. Numerisch ist (fast) nichts bekannt.

Beispiel einer Kalibrierung und sorgfältigen Einstellung zwischen statischem Druck und der Flughöhe:



Statischer Druck kommt von links in den Transformator, wird dort mit drei anderen Signalen gemischt. A bis E Potentiometer für Korrekturen, hier oder anderswo. E: zusätzlich kann mit 10 Trimmern in jeder Höhenstufe separat korrigiert werden. Poti A: Vergleich Soll-/Istwert. B: etwas mit einer Division, geht zur Luftdichte. C: Differenzbildung mit Totaldruck. D, E: Für Höheneinstellung, bleiben hier. Rechts abgeschnitten: Ausgangspoti (7 Stück), Encoder, 3 Schalter. Strichlein: Drehwelle

Je 10 Trimm-R erlauben es, den statischen und Total-Druck gut auf den ganzen Wertebereich der Drehwelle (Höhe) abzubilden. Die genaue Einstellung ist mühsam, wird durch Test-Tabellen und Diagnose-Schaltungen erleichtert – es wird «vertieftes Systemwissen» verlangt! Rechts: 4-er und 3-er Poti-Sandwich für P_{tot} und True Air Speed TAS. Unten im Bild die Zahnräder, auf ganzer Breite. Oben ein Teststecker.

>>> Ausgangs-Signale des Rechners:

Die Ausgangs-Potentiometer bedienen alle möglichen Geräte im Flugzeug, so etwa:

Ausgangsvariable	Verwendet für
Flughöhe, stat. Druck *)	Gier- und Nick-Schwingungsdämpferkorrektur, zuschaltbar, genannt Lacet (Gieren, Hochachse), Tangage (Stampfen, Querachse) FALCO Nu- und Rho-Parameter SIWA In Range-Anzeige, AS 30 FALCO-Programmierer: Tail tracking Umschaltung Navigation: Schräg-Distanz für Radar-Fix-Eichung Feuerleit-Bedienungsgerät: Leistungsreduktion des Senders um 20% SIWA: In-Range-Anzeige, g-Begrenzung Schiessgemischregler, beim Kan-Schiessen kommen O ₂ -arme Pulvergase in das Triebwerk, deshalb wird weniger Treibstoff zugeführt Höhen-Encoder für Transponder
Staudruck = Dyn. Druck	Gier- und Nick-Schwingungsdämpferkorrektur, zuschaltbar, genannt Lacet, Tangage
Geschwindigkeit TAS	Navigation: Zurückgelegte Distanz FALCO-Parameter, Lenkwaffe Kanonenballistik (Vorhaltewinkel), Bombenauslösung Filmgeschwindigkeit, auch Red Baron Bomben, Kanonen. Degagierzeitpunkt, Ballistik, in Range. Fluglagereferenzsystem SPERRY: Aufrichtung, Korrekturfunktionen
Luftdichte **)	FALCO Vorbereitungszeiten. FALCO-F Pol Bestimmung Kanonen: In Range-Anzeige. Bomben
Anstellwinkel (nach Mach-Korrektur)	Anzeige im Cockpit (Signalweg ohne Korrektur, neben Rechner vorbei) Angriffsrechner: FALCO, SIWA, Kanonen, Bomben Antennensteuerung bei Terrain Following, Antennenservo-Vorverstärker

Machzahl	Film Kompensationsgeschwindigkeit (Schärfe, Blende, Zeit ?) Angriffsrechner: In Range Anzeige SIWA Abschaltung Höhenüberwachung beim Übergang zu Mach 1 Warnton-Generator
***)	Steuerung der Souris am Triebwerkeinlass (Verdrängungskörper) Angriffsrechner Bombenballistik Einschaltung der survitesse, Triebwerk Überdrehzahl
Total-Temperatur	Warnlampe Erhitzung Abschaltung SEPR-Raketentriebwerk

Es gibt neben den Analog-Grössen noch einige Schalter, ähnlich wie Relais-Kontakte, hier nicht erwähnt. SIWA, FALCO: Lenkwaffen Luft-Luft. AS 30: Luft-Boden. Insgesamt sind 40 Signale verzeichnet, welche vom Luftdaten-Rechner zu den verschiedenen Empfängern gehen (inkl. zwei Reserve-Positionen). Pour la France: Einzelne Signale werden nur im Aufklärer verwendet – oder dort eben gerade nicht (weil kein Radar dort).

***) Ausgang Höhe / Statischer Druck:**

Es zeigt sich eine gewisse Uneinheitlichkeit – ist's nun die Höhe oder der Luftdruck ? Wahrscheinlich dreht die Welle nach der Höhe. Sicher liegen an den Ausgangs-Potentiometern beide Grössen an. Im Cockpit liest man am Höhenmesser in Fuss (Buochs, ev. neu) oder in Metern (Ref. 3) ab, dies aber unabhängig vom Rechner. – Auch der Crouzet-Rechner hat zwei getrennte Ausgänge für Höhe und für statischen Druck, siehe p. 31.

***) Beim Ausgang zur **Luftdichte** ist auch ein «Luftdichte-Verhältnis» erwähnt, ρ / ρ_0 , dessen Wert geht von 0.0214 bis 0.29 nach CH-Angaben, aber von 0.094 bis 1.03 in den Litton-Angaben (D3, Density ratio) (ev. eines der vier Ausgangs-Potentiometer ?). Die Luftdichte wird nicht intern verwendet zur TAS-Bestimmung.

***)) Die **Souris-Steuerung** wird weiter unten erklärt

Mechanische Nachführung, Positions-Fehler wird besonders geregelt:

Bei der Fluggeschwindigkeit TAS und bei der Luftdichte ist ein «eigener» Drehwiderstand eingefügt zwischen Vorverstärker und Servoverstärker, ebenso bei statischem Druck / Flughöhe. Normalerweise führt der Vorverstärker jeweils direkt in den Verstärker. Bei TAS, Dichte und Höhe wird die momentane Abweichung zwischen Soll- und Istwert je nach Position im ganzen Wertebereich unterschiedlich empfindlich / kräftig / schnell zurückgeregelt. Vom Flugbetrieb her werden sich sämtliche Variablen nur mässig schnell ändern, das wird kaum ein Grund sein für die variable Regelung.

Es braucht schon vertiefte Kenntnisse, um den Grund und die Auswirkungen dieser Feinheiten wirklich zu verstehen und zu würdigen.

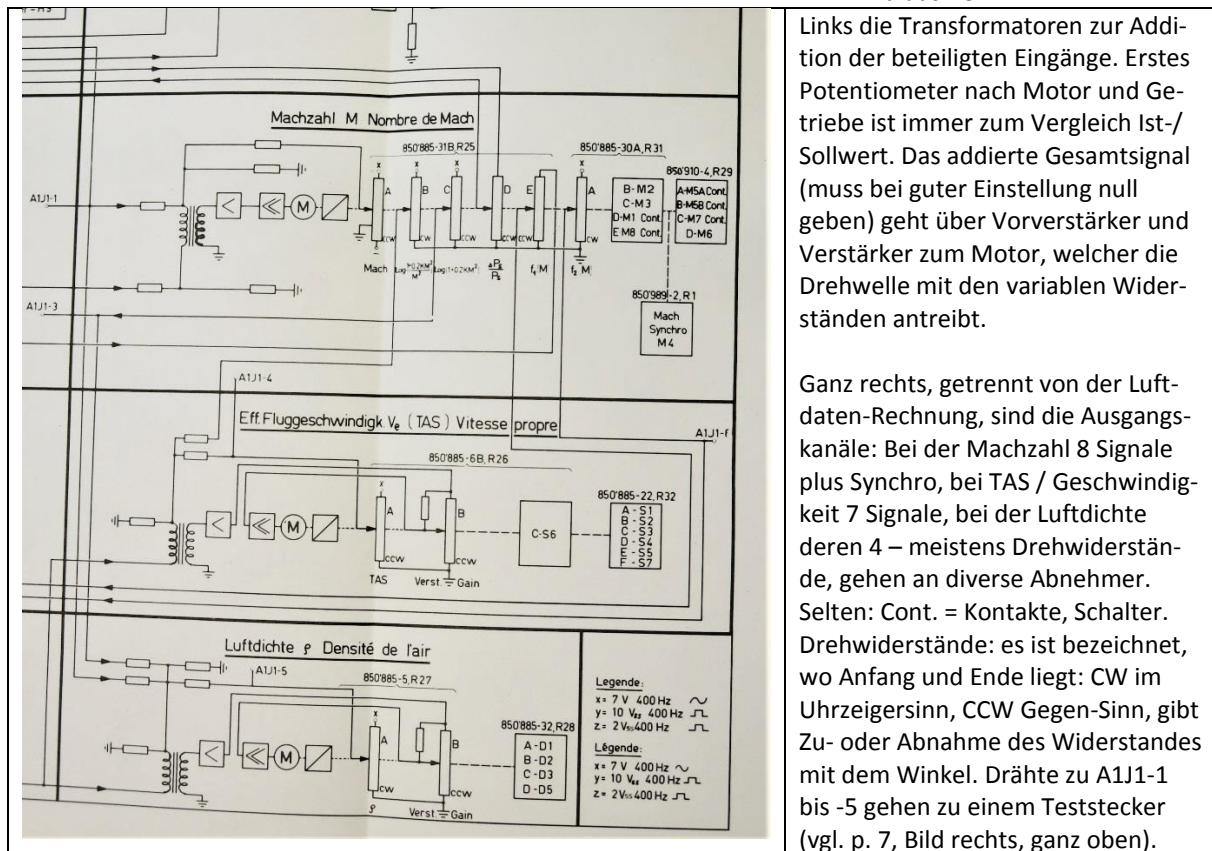


Rechen- und Ausgangs-Potentiometer sehen gleich aus. Hier ein Turm von 6 TAS-Ausgangs-Widerständen, und etwas Unbekanntes (nächstes Bild: bei TAS ganz rechts), zusammen mit einem Streichholzkopf.

Hier stimmt die Part-Nr. gut mit dem Schema überein, gelegentlich ist das unsicher. Bei einem Mach-Poti-Turm steht: Lin. ±0.5% (=Genauigkeit): das ist Military quality. Rechts ein Servomotor.

Ausschnitt aus dem Funktionsplan

Bild aus Ref. 1



Links die Transformatoren zur Addition der beteiligten Eingänge. Erstes Potentiometer nach Motor und Getriebe ist immer zum Vergleich Ist-/ Sollwert. Das addierte Gesamtsignal (muss bei guter Einstellung null geben) geht über Vorverstärker und Verstärker zum Motor, welcher die Drehwelle mit den variablen Widerständen antreibt.

Ganz rechts, getrennt von der Luftdaten-Rechnung, sind die Ausgangskanäle: Bei der Machzahl 8 Signale plus Synchro, bei TAS / Geschwindigkeit 7 Signale, bei der Luftdichte deren 4 – meistens Drehwiderstände, gehen an diverse Abnehmer. Selten: Cont. = Kontakte, Schalter. Drehwiderstände: es ist bezeichnet, wo Anfang und Ende liegt: CW im Uhrzeigersinn, CCW Gegen-Sinn, gibt Zu- oder Abnahme des Widerstandes mit dem Winkel. Drähte zu A1J1-1 bis -5 gehen zu einem Teststecker (vgl. p. 7, Bild rechts, ganz oben).

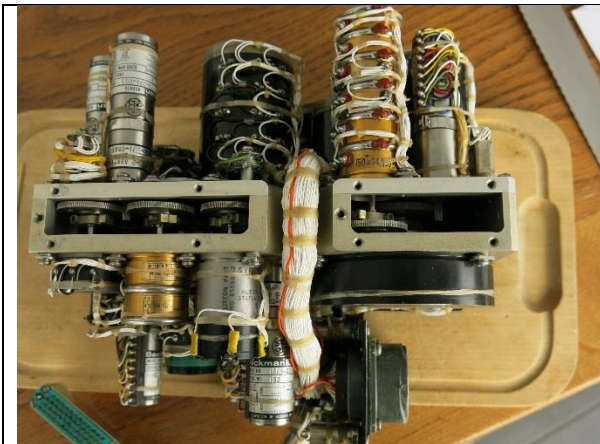
Rechenoperationen:

- > Addition und Subtraktion: mittels Transformatoren vor den Verstärkern (je andere Polung)
Die Gewichtung der Signale bei den Trafos ist jeweils nicht angegeben.
- > Multiplikation: Dankbar und sehr einfach an den Potentiometern.
- > Division: Ein Problem! Im Feuerleitgerät «Super-Fledermaus», welches sehr ähnlich funktioniert mit Drehwellen und Rechenkondensatoren (statt der Potentiometer), gibt es «Reziprok-Verstärker» mit anderer Verschaltung von Eingang/Ausgang/Rückkopplung. Damit kann man multiplizieren, wenn eine Division stattfinden muss.

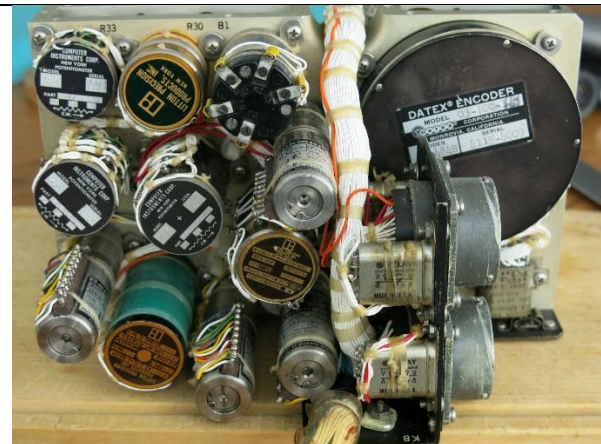
Im Mirage-Rechner ist kein solcher Verstärker gefunden worden. Dafür zweimal logarithmische Potentiometer: Für den Quotient ($x : y$) ist zu rechnen $\log x - \log y$, das Resultat muss dann wieder in ein 10^x - oder e^x -Potentiometer gegeben werden zum ent-logarithmieren, fertig ist die Division. Im Crouzet-Rechner wird auch so dividiert, gut dokumentiert.

>>> Ansicht des Luftdaten-Rechners:

In einem hohlen Aluminium-Block finden sich die Zahnrad-Getriebe. Ausserhalb sind auf beiden Seiten die Motoren sowie die «Säulen» der gestapelten Widerstände (= Potentiometer) angeordnet. Alle Widerstände sind auf der Aussenseite intensiv verdrahtet.

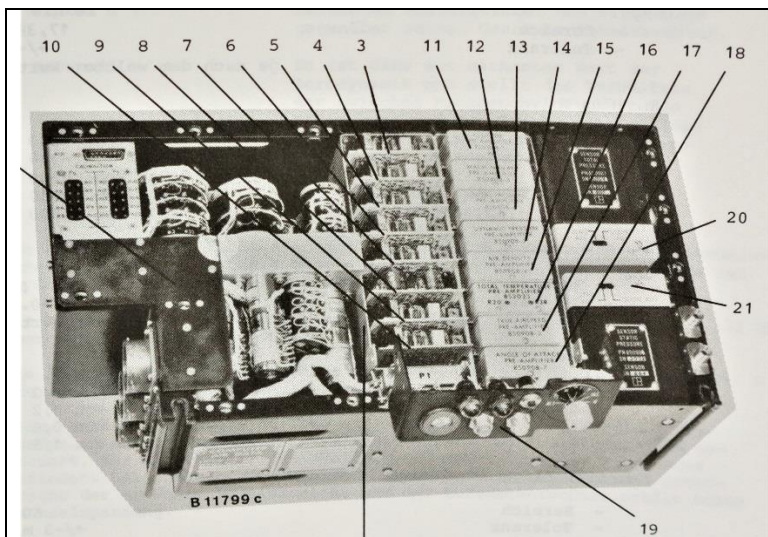


Die Motoren sind etwas schmaler als die Drehwiderstände, hier sind deren fünf (von sieben) abgebildet, drei oberhalb der Zahnräder, zwei unterhalb.



Um 90° gedreht: Rechts der Höhen-Encoder, welcher bei der Freund-Feind-Abfrage codiert auch die eigene Flughöhe mitteilt. Davor zwei Anschluss-Stecker (von vier). Die Motoren haben neun Anschlüsse.

Bild Ref. 1



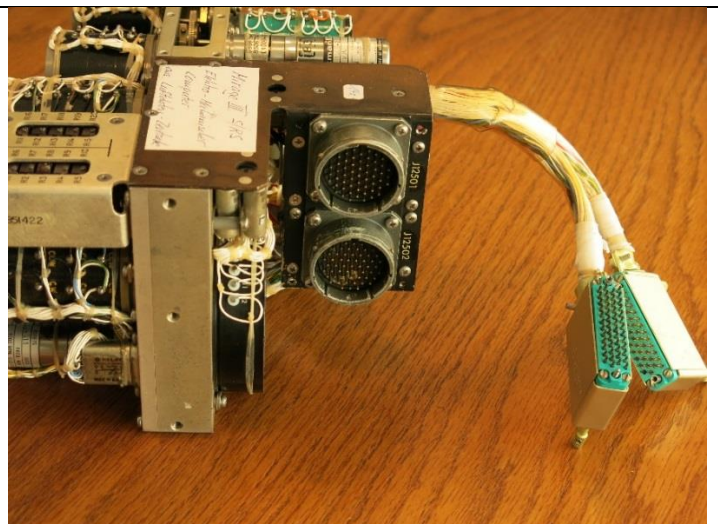
Zusätzlich zum Getriebe-Block (linke Hälfte) und direkt daran angeschlossen ist eine ähnlich grosse Einheit, mit allen benötigten Vorverstärkern (ummantelt) und Servoverstärkern (offen), sowie ganz rechts den zwei Druck-Sensoren für den statischen Druck und den Totaldruck ab Pitot-Rohr. Die kleinen Addier-Transformatoren befinden sich auf den Vorverstärkern. Die Generator-Spannungen (Tacho-Generatoren an die Motoren angekoppelt) kommen direkt zum Vorverstärker, gehen aber nicht über die Trafos. Ziff. 19: Selbst-Test plus Bedienung

Ganz rechts, bei der Ziffer 21: Die beiden Druck-Anschlüsse vom Pitot-Rohr her.

Kabel & Stecker – Verbindungen nach innen und aussen

Zwei runde Anschlüsse **vom Getriebeblock zum Flugzeug**: alle Ausgangs-Spannungen zu den Empfängern im Flugzeug, Synchro Mach.

Darunter: Platz für einen dritten, kleineren Anschluss **vom Flugzeug zu den Verstärkern**, neben dem Getriebeblock vorbei: Temperatur, Anstellwinkel, Speisung. Zwei Flachstecker **vom Getriebeblock zu den Verstärkern**: Zumischungen zu Variablen, Tachogeneratoren zu den Vorverstärkern, Strom von den Verstärkern zu den Servomotoren. Dicke Kabelstränge! Zusammen sind ca. 239 Drähte für die Daten- und Stromversorgung nötig (Leer-Pins sind abgezogen).



Funktionen im Detail:

>>> Luftdruck-Messung Zwei Eingangs-Signale zum Rechner

Die zu messenden Druckwerte werden mit einer biegbaren Membran in elektrische Spannungen umgewandelt:

Bilder: Ref. 1

Die **Druck-Sensoren** messen eine mechanische Kraft bei einer Verbiegung: Die runde Scheibe 3 schliesst die Druckröhre ab, aussen ist Vakuum; sie verbiegt sich, die Dehnungs-Messdrähte 1, die zu einer Messbrücke geschaltet sind, wandeln das in eine elektrische Spannung um. Starker Druck: Oben sind die Drähte gedehnt, unten entlastet. Der Widerstand der Drähte ist abhängig von ihrer (minimalen!!) Verlängerung.

Messbrücke wie üblich, allerdings nur gerade hier mit Rechteck-Spannung betrieben (Vermutung: die Messdrähte dürfen nicht aufgeheizt werden – ev. sind beim Rechteck die Widerstands-Effekte günstiger im Verhältnis zur Aufheizung ?).

Die Druck-Sensoren sitzen in einer aufwändig beheizten und dick isolierten Box (Temperatur 87°C, Anfangs-Heizung 100 W, Temperatur-Regelung). Damit es in den Flug-Kurven keine Störungen gibt, sitzt mitten auf der runden Biegeplatte ein Zusatzgewicht, da die Platte innerhalb der Abstützung leichter ist als ausserhalb (sofern die Zeichnung massstäblich ist). Ob die vier «Saphirstifte», welche die vorgespannten Drähte halten, steifer sind als Metall, und deshalb die Verformung treuer an die Drähte weitergeben ? Es gibt 20 Kalibrier-Potentiometer, um die beiden Druck-Werte treu abzubilden auf jede Flughöhe, Bild siehe p. 7.

Künstlicher Saphir, Rubin lässt sich im Verneuil-Verfahren seit 1902 im Knallgas-Brenner aus Al_2O_3 -Pulver herstellen, hauptsächlich für Uhrensteine.

Vergleiche den Drucksensor im US-Rechner mit der ganz anderen Druck-Messung im ursprünglichen französischen Rechner (p. 28 und Kalibrierung p. 40)

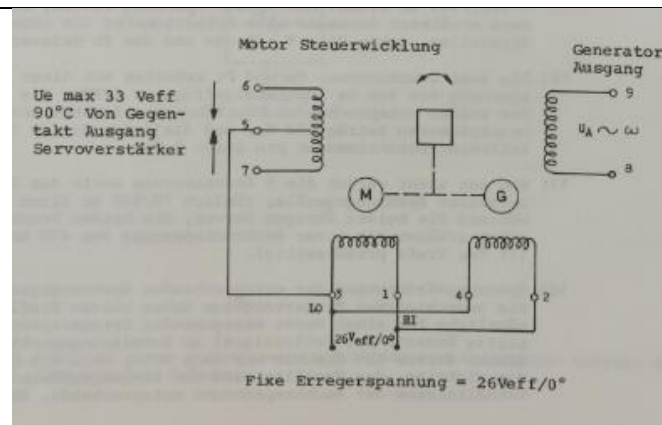
>>> Servo-Motoren

In allen Rechenkreisen

Das Verdrehen der vielen Drehwiderstände braucht natürlich Kraft, das gelingt nicht direkt mit den Eingangssignalen. Die Eingangssignale (mit allerlei Korrekturen aus anderen Grössen

gemischt) werden verstärkt, treiben einen Elektromotor an. Bei den Drehwiderständen ist stets ein linearer Widerstand dabei, dessen Ausgang zurückgeführt und elektrisch von den Eingangsspannungen subtrahiert wird. Dieser «feedback» zeigt den Fehler an, um den die Welle noch neben ihrer idealen Stellung liegt. Der Fehler wird verstärkt, auf den Motor geben – das ist eine geregelte Einstellung. «Servus» ist der Sklave, der Knecht: der Motor gehorcht der Eingangsspannung und folgt ihr laufend und treu nach.

Eine zusätzliche Rückkopplung in den Verstärker erfolgt durch den **Generator**, der im selben Gehäuse wie der Motor eingebaut ist. Je schneller der Motor dreht, desto grösser wird die Ausgangsspannung des Generators (immer 400 Hz, unabhängig von der Geschwindigkeit). Sie wirkt bei der Annäherung an den optimalen Punkt, aber auch bei der Entfernung stets bremsend. Das verbessert das mögliche Überschieszen: Der Motor hat ja eine Trägheit, d.h. wenn er seinen optimalen Punkt erreicht hat, wird der Antrieb zwar zu null, aber er dreht immer noch weiter. Wird schon zuvor gebremst, wirkt sich das günstig aus. Diese Generatorspannung ist im Signalfuss-Schema jeweils nicht eingezeichnet.



Genau wie in der Foto: Anschluss 1, 2 sind verbunden, ebenfalls 3,4.

Neun Anschlüsse haben Motor und Generator zusammen. Der Hintergrund ist mit Papier abgedeckt. Gehäuse: so gross wie der kleine Finger. Darin stecken Motor, Generator und das Untersetzungs-Getriebe. Kein überflüssiges Gewicht!

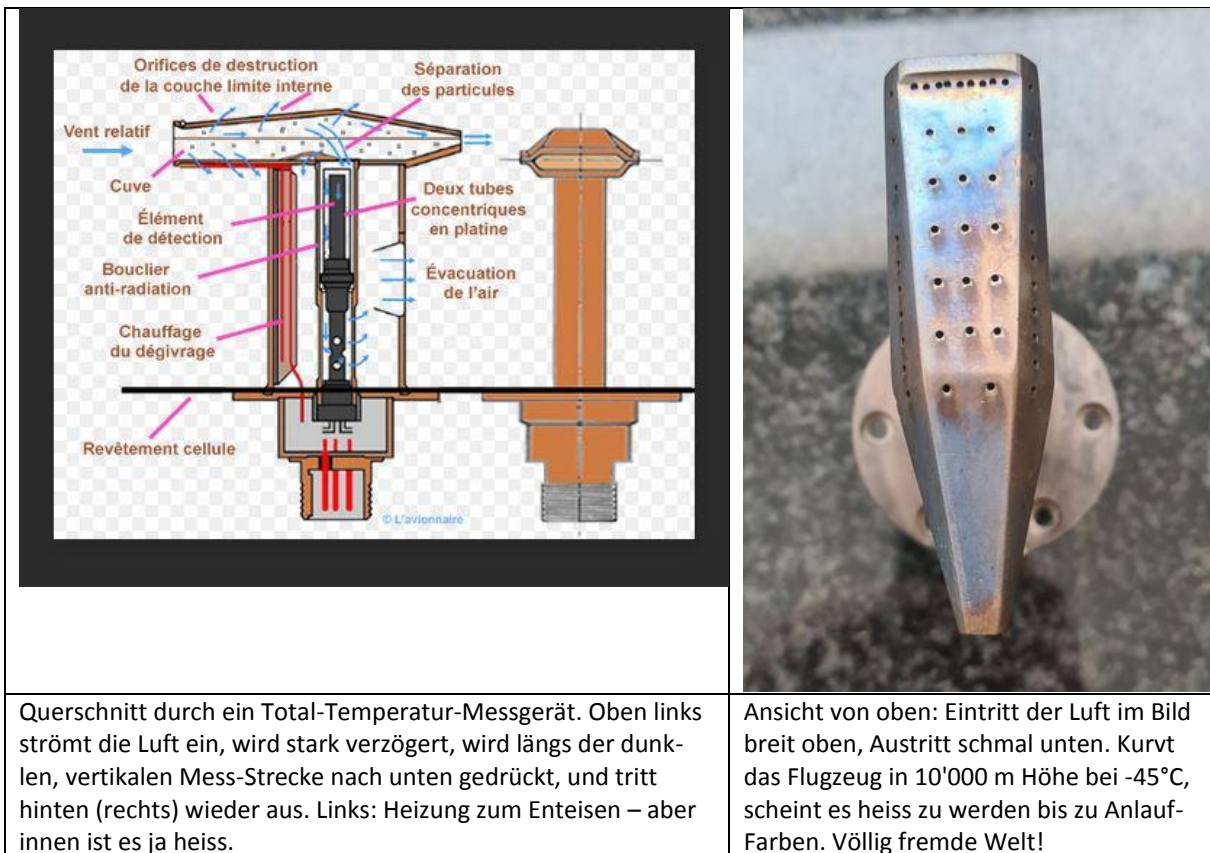
Elektro-Schema: Unten gemeinsame Erregung 400 Hz von Motor und Generator, links Ansteuerung Motor, rechts Ausgang Generator. Zwischen Generator und Motor die schnelle Achse, oben das Untersetzungs-Getriebe. Bei nicht-drehendem Generator darf keine Spannung entstehen, bei langsamer Drehzahl eine geringe Spannung.

>>> Total-Temperatur

Ein sonderbarer Geselle ist diese Lufttemperatur (nicht zu verwechseln mit der Absolut-Temperatur, gemessen in Kelvin: Anzahl °C plus 273, das bedeutet einfach einen verschobenem Nullpunkt). Die Total-Temperatur ist weit weg vom Alltagsleben!

Um die Total-Temperatur zu messen, muss man die Luft «ruhend» machen, d.h. stillstehend mit dem Piloten. Aussen am Flugzeug ist ein «Auffanggefäss» zu befestigen, welches die Luft einfängt und ruhig macht, z.B. ein Trinkglas, mit der Öffnung nach vorne. Jetzt wird die Luft komprimiert, weil das Flugzeug ja schnell fliegt – der «Velopumpen-Effekt» kommt ins Spiel: die Luft erwärmt sich umso stärker, je mehr sie komprimiert wird, d.h. je schneller das Flugzeug fliegt. Sie erreicht jetzt ihre **Total-Temperatur**.

Logisch ist, dass die Total-Temperatur steigt, wenn das Flugzeug schneller fliegt. Umgekehrt kann man sich das zunutze machen: aus der gemessenen Total-Temperatur wird geschlossen auf die Flugzeug-Geschwindigkeit (TAS = true air speed).



Links Verkehrsflugzeug – sie fliegen stundenlang hoch oben und sehr schnell: die haben natürlich auch einen Air Data Computer, um genaue Daten zur Geschwindigkeit etc. zu kennen. **Rechts** Mirage, Buochs: Schräg oben auf der Nase das «Thermometer», darunter seitlich das drehbare Strömungs-Flügel für den Anstellwinkel. Ganz rechts aussen der verstellbare Einlasskonus beim Triebwerk, genannt «souris». TAT = Total Air Temperature.

Um einen Begriff zu erhalten, wie stark sich die normale Temperatur von der Total-Temperatur unterscheidet, diene diese grobe Übersicht (Rechnung: Von °C statisch zuerst in Kelvin, dann Total-Temperatur in Kelvin via **Mach-Zahl**, dann Total-Temperatur in °C angegeben):

T total = T static (1 + 0.2 · 0.95 · M ²)	8500 m 30'000 ft	5500 m 20'000 ft	2400 m << Flughöhe 8'000 ft
Umgerechnet von °C (statisch) >>>	-40°C	-20°C	0°C
zur Total-Temp. in °C >>>			
0.2 M	-38	-18	2 Abweichg. gering, nur 2° wärmer
0.4M	-33	-12	8
Verkehrsflugzeug 0.8 M	-12	11	33 Abw. +30°
1.0 M	4	28	52
1.4 M	47	74	102
>>> 2.0 M	137	172	207 Abweichg. + 180° bis 200°

Wahrscheinlich umfasst die Total-Temperatur nur die Komprimierungsenergie, nicht aber die Reibung zum Flugzeug-Blech (?). Bei der Überschall-Verkehrsmaschine Concorde sollen die Oberflächen-Temperaturen bei Mach 2 ringsherum auf den grossen Flächen (Rumpf und Flügel) etwa 90°-100°C betragen haben, an den Flügel-Vorderkanten 105°C, und ganz vorne an der Spitze 127°C (nach anderer Quelle: sogar 153°C). Das Flugzeug sei dadurch um 30 cm länger geworden, auf Gesamtlänge von 62 m (nach anderer Quelle 14 cm länger). Ev. ist die eine Verlängerung gemessen ab Flugplatz, die andere ab kalter Höhenluft, aber noch bei Unterschallgeschwindigkeit ? Die Concorde durfte nur über dem Meer in den Überschallflug gehen.

>>> Anstell-Winkel Im ursprünglichen französischen **Crouzet-Rechner** wird der Anstellwinkel nicht bearbeitet.

Ein schwieriges Thema zur Bearbeitung durch den Nicht-Aviatiker! Es gab dreimal Verständnis-Schwierigkeiten:

1. Der Anstell-Winkel wird gemessen durch den seitlich angebrachten kleinen Dreh-Flügel, wie es auch bei zivilen Maschinen üblich ist (Bild: p. 2). Im Rechner wird der Wert noch verrechnet mit der aktuellen Machzahl. Wieso muss man eine Grösse, die direkt gemessen wird, noch verändern, bevor sie zuverlässig genug erscheint zur Weitergabe ? Vielleicht eine Art «Bugwelle» ? Unverstanden, mehr auf p. 20 inkl. numerische Korrekturen.

2. Der Drehflügel bedient zwei Sensoren: einer zum Rechner, einer zum Piloten. Der Pilot wird in einem aufwändigen Verfahren durch Pfeiftöne im Kopfhörer vor allerlei Unheil gewarnt: Vor Pannen und Defekten, vor kommender Schallgeschwindigkeit, Hydraulik-Druck, weniger als 600 Liter Treibstoff – und es gibt auch eine **Überzieh-Warnung**. Hier wird wohl nicht vor dem Anstellwinkel gewarnt, sondern vor dessen Gefährlichkeit, und da geht auch die Geschwindigkeit ein: Ein bestimmter Anstellwinkel kann je nach Machzahl gefährlich sein oder auch nicht. - Umgekehrt liest man, dass der Deltaflügel bezüglich Überziehen viel harmloser sei als andere Flügelformen: Beim Delta gibt es keinen Punkt, wo plötzlich die ganze Strömung abreisst und der Auftrieb fast ganz entfällt. Es gibt von Anfang an grosse Wirbel-

systeme über dem ganzen Flügel. Die Wirbel stellen ab Flügel-Vorderkante bereits eine Ablösung der Strömung dar, legen sich dann nach halber Umdrehung nochmals schön an – das ist Normalzustand ab Start. Die Wirbel sollen auch zum Auftrieb beitragen. Das Delta-Flugzeug kann bis zu hohen Anstellwinkeln fliegen, der Widerstand wird aber gross, das Triebwerk muss ihn ausgleichen. Wieso denn der aufwändige Pfeifton-Alarm, wenn alles doch eher harmlos ist ? Ist ev. der **Triebwerks-Abriß** gefährlicher als beim Flügel ?

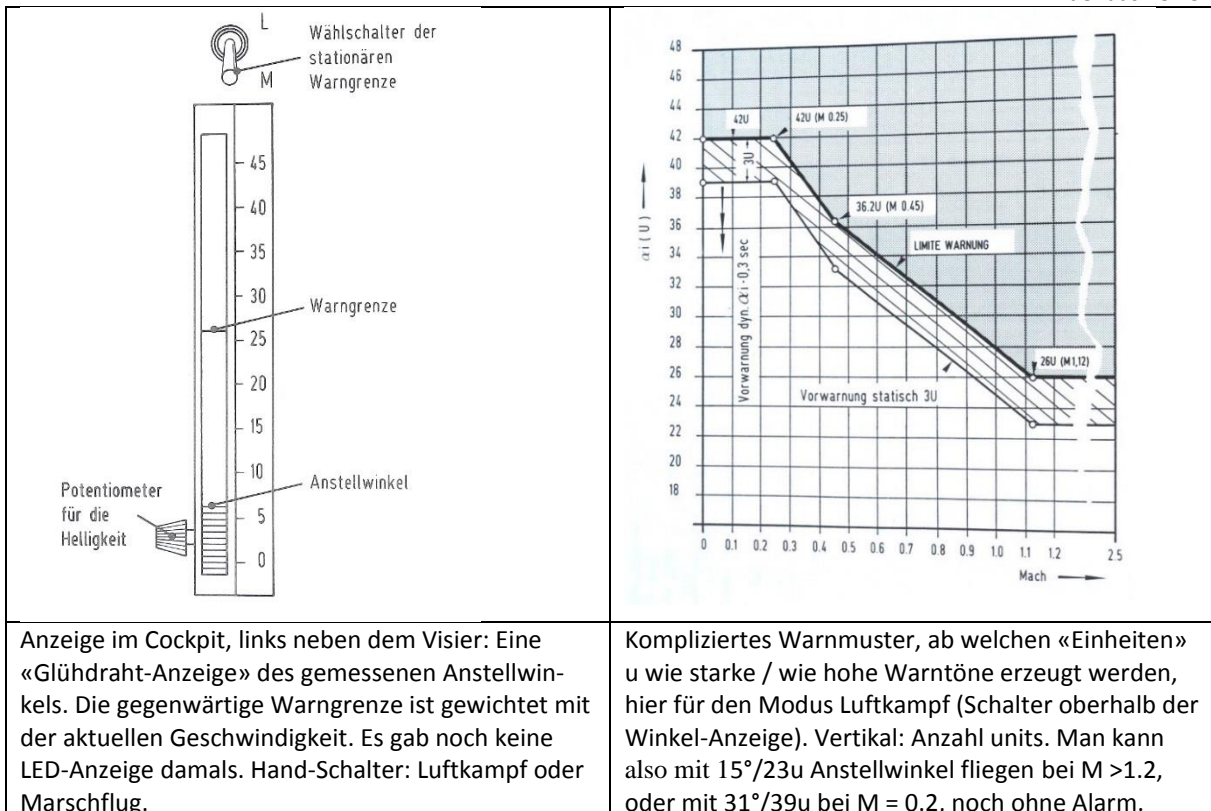
3. Das Signal des Sensors, das zum Piloten geht, wird graphisch in einem Leuchtbalken links vom Visier angezeigt. Es werden aber nicht Winkelgrad angezeigt, sondern «Einheiten», «units», also z.B. 28 u. Diese Umwandlung geht nicht in den Luftdatenrechner.

Die Potentiometer in der Anstellsonde haben einen Bereich von $\pm 25^\circ$ und sind in der Null-Lage um 15° nach oben verschoben. Messbar sind also Anstellwinkel von -10° bis $+40^\circ$, eine Spannweite von 50° . Die Anzeige für den Piloten geht von -2u bis 48u, hat also auch eine Spanne von 50u. Die «units» scheinen zu entstehen, indem zu den gemessenen Winkelgrad noch 8 Einheiten dazu addiert werden.

Warntongenerator:

Im ruhigen Marschflug beginnt die akkustische Warnung bei 23 u, wird deutlicher bis 26 u, und dann laut bei noch grösseren Werten. Im Luftkampf liegen die Schwellen bei geringen Geschwindigkeiten bei 39 u / 42 u. Im Ton wird sogar die u-Zunahme berücksichtigt, d.h. wie schnell man sich dem gefährlichen Zustand nähert: Nimmt der Anstellwinkel schnell zu, kommt die Warnung früher als bei langsamer Annäherung. Die Tonhöhe, die Pfeif-Intervalle und auch die Lautstärke steigern sich bei Annäherung an die Limite immer mehr – alles in der Hoffnung, der Pilot könne den Strömungs-Abriß (der wegen Delta-Form gar nicht schlimm sein soll) noch verhindern.

Bilder aus Ref. 3



Vermutung bestätigt und mehrfach belegt, bis zum Elektroplan: Die Piloten-Anzeige des gemessenen Anstellwinkels geht ganz neben dem Rechner vorbei, vom Sensor über eine «Anstellwinkelelektronik» direkt zur Anzeige. Auch die akustische Warnschwelle wird nicht im Rechner, sondern im «Warnton-Generator» erzeugt. Nur die Machzahl vom Rechner wird dazu noch benötigt.

Neben dem Abreißen der Strömung am Flügel sind viele Tricks zu beachten, **damit die Strömung am Triebwerks-Kompressor nicht abreisst** oder die Flamme nicht ausgeblasen wird. «Eine **Erhöhung der Triebwerksleistung** bei Anstellwinkel über 26u ist wegen der Gefahr eines Kompressor-Stalls nicht zulässig». «**Verboten sind Drehzahlreduktionen** unter 26'000 Fuss zwischen Mach 1.6 und 2.0». Ref. 3. – Sehr empfindlich auf seitliche Anströmung und auf Änderungen im Luftdurchsatz reagieren offenbar die **Verdichtungsstösse** beim Triebwerks-Einlass, welche die Luft abbremsen von Überschall- auf Unterschall-Geschwindigkeit.

Beispiel zum grossen möglichen Anstellwinkel des Delta-Flügels: Die **Landungen** sind gemäss Piloten-Handbuch Ref. 3 erlaubt mit 350 km/h (1 bis 2 km vor Piste) resp. 305-330 km/h (Pisten-Anfang, ohne Aussenlasten). Bei 26'000 Fuss darf – in viel dünnerer Luft! – mit bis 180 km/h geflogen werden, in 50'000 Fuss mit 280 km/h. Sofern die Höhe gehalten wird, braucht das einen riesigen Anstellwinkel, damit der Auftrieb gross genug wird! In 50'000 Fuss hat die Luft nur noch 16% der Boden-Dichte – aber man darf dort langsamer fliegen als beim Landeanflug! (**Vorsicht, Anfängerfehler!** Das sind alles IAS-Werte, indicated air speed, **diese Werte sind hoch oben falscher als unten.** v minimal 180 km/h in 26'000 Fuss ist kleiner als 350 km/h am Boden, aber in 50'000 Fuss Höhe (15'200 m) sind 280 km/h deutlich schneller als 350 km/h am Boden, fast das Doppelte). Vgl. Ref. 8

Die Wirbel des Delta-Flügels werden durch äussere Formen gehegt und gepflegt, für den Kurvenflug oder bei Schieben stabilisiert – die Wirbel können sogar beitragen zum Auftrieb («vortex lift»). Die Strömung liegt nach einer halben Umdrehung wieder schön am Flügel an. **Bild links:** Mirage hat eine tiefe, schmale Kerbe in der Flügel-Vorderkante, beim Hunter gibt es einen Vor-Sprung, genannt «Sägezahn». **Bild rechts:** Enten-Flügel vor dem Triebwerk (erst ab den 80er-Jahren). **Bild Mitte:** Haupt-Wirbel, von der ruhenden Luft aus gesehen (aber Delta entfernt sich nach rechts, nicht wie gezeichnet).

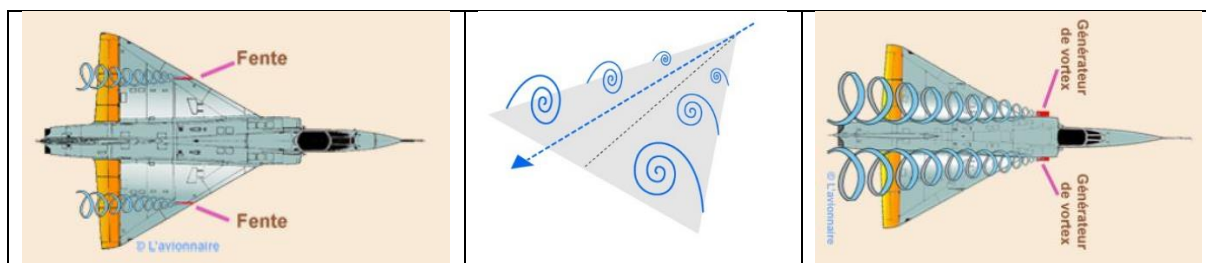


Bild links u. rechts: <https://www.lavionnaire.fr/AerodynFlecheDelta.php>
 Bild Mitte: <https://de.wikipedia.org/wiki/Deltafl%C3%BCgel>



Netto trägt der Deltaflügel das Flugzeug wie jeder andere Flügel: es wird Luft nach unten beschleunigt. Paradox: Die hochgebogenen Winglets ausen am Flügel reduzieren die Wirbel, alles wird effizienter, es braucht weniger Treibstoff. Wieso reduziert sich der Auftrieb nicht, da der Wirbel schwächer wird? Die Luft wird halt überall nach unten abgelenkt (Unterseite des Flügels, vertikale Ablenkung auf ganzer Flügellänge). Wird der Wirbel gar stärker, wenn man ihn zu verhindern sucht?

Bild: Airliners.net

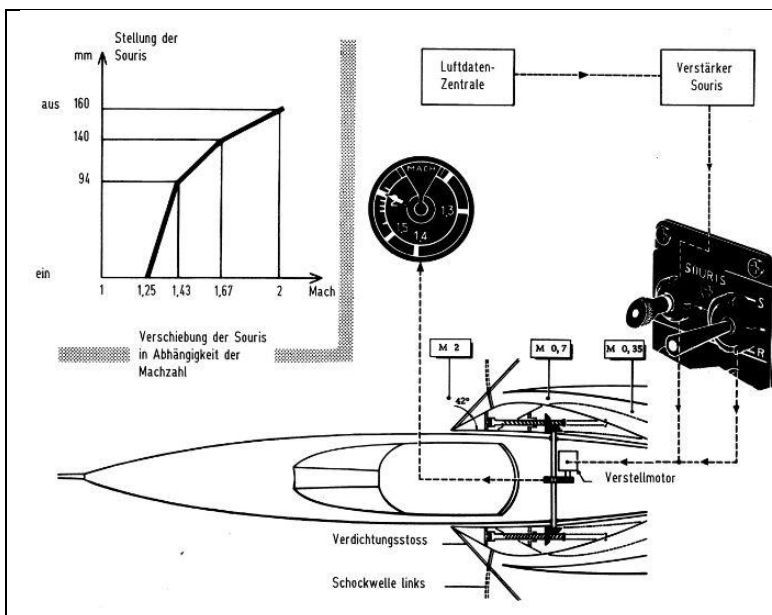
>>> «Souris» im Triebwerkseinlass

Bild: E-Pics ETH, Mirage

Der Verdränger-Konus im Luftereinlass ist wie die Maus in ihrem Loch: Kommt sie nach vorne, oder zieht sie sich zurück? Der Kanal muss die Strömung von Überschall abbremsen auf Unterschall. Das erfolgt mit zwei Verdichtungs-Stößen im vordersten Teil des Luftkanals. Die Druck- und v-Stöße sind stark abhängig von der Geometrie – deshalb wird der Konus beweglich ausgeführt, verschiebbar in der Längsachse.



Bild: Pilotenhandbuch Mirage



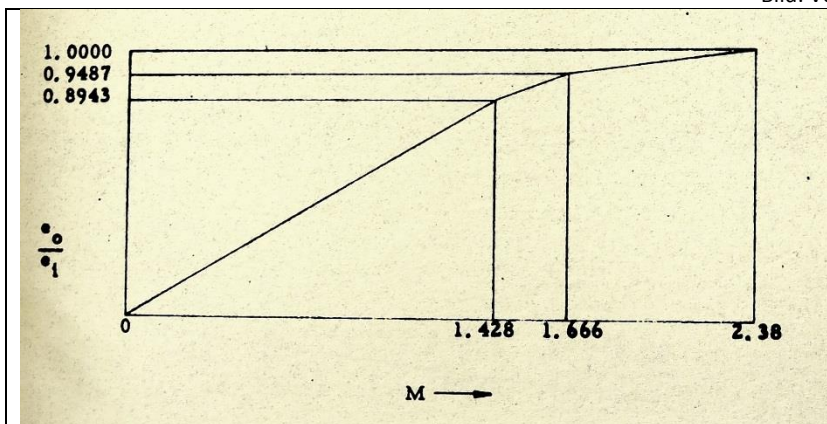
Bis Mach 1.25 bleibt die Souris ganz hinten. Bei höherer Geschwindigkeit wird sie bis zu 16 cm nach vorne geschoben. Nach zwei Druckstößen erreicht die Luft vor dem Triebwerks-Kompressor Mach 0.35.

Braucht das Triebwerk mehr oder weniger Luft, kann sich das auf Lage oder Stabilität der Druckstöße auswirken. Besonders auch seitlich anströmende Luft ist empfindlich.

Verdichtungs-Stoss: Druck und Dichte steigen sprunghaft an, die Geschwindigkeit nimmt ab.

Der Luftdatenrechner gibt mit einem der vielen Potentiometer auf der Mach-Welle ein Signal an den lokalen Souris-Verstärker (Bild unten), der es im linearen Anstieg noch umformt wie in der Figur oben (Anstieg erst ab M 1.25).

Bild: Verkaufsvertrag Litton, Ref. 6



Ausgangssignal des Mach-Potentiometers M6.

Der Souris-Verstärker muss den Anstieg des linearen Teiles noch verschieben, Beginn ab M 1.25, wie oben gezeigt. Die Mach-Zahlen sind gleich, in den USA sogar mit einer Kommastelle mehr angeführt.



Im Cockpit des Piloten
 Rechts oben: Ablesung Geschwindigkeit (indicated Airspeed) und Mach.
 Darunter: Variometer und Höhenmesser (ev. neuere Form, feet und mbar).

Darunter kleiner: Stellung der Souris.
 Wahrscheinlich so zu lesen: Zeiger – wo sie ist. Zahlen: Wo sie bei der gegenwärtigen Mach-Zahl stehen sollte.
 Nochmals darunter, nicht sichtbar, neben dem linken Knie: Handschalter, um bei Pannen die Souris noch von Hand zu verschieben.

Bild: Buochs

>>> Höhen-Codierer

Ein Ausgang des Rechners

Das **Sekundär-Radar** der **Boden-Stationen** ist in der Regel fest mit der Radarantenne verbunden und dreht mit. Die normale Radarantenne sucht das Echo des Flugzeuges, bestimmt damit Ort und Distanz des Flugzeuges. Das Sekundärradar sendet auf tieferer Frequenz und deponiert eine Anfrage beim Flugzeug, welche automatisch beantwortet wird – mit unterschiedlichen Betriebszuständen. Bei militärischen Flugzeugen ist ein geheimer Code üblich, mit dem sich eigene von fremden Maschinen unterschieden lassen. Daneben ist es üblich, auch im zivilen Bereich, dass Flugzeuge ihre **Flughöhe** via Transponder zur Bodenstation übermitteln.



Sekundärradar beim **Skyguard**: Der obere, schnell drehende elliptische Hohlspiegel sendet die eigentlichen Radarpulse ab, die aufgesetzten Stängeli strahlen die tieferen Frequenzen des Sekundärradars ab, empfangen auch die Antwort des Flugzeuges. Darunter etwas verdeckt der runde Folgeradar, folgt fein dem Flugzeug nach. Rechts wahrscheinlich Kamera oder Laser.

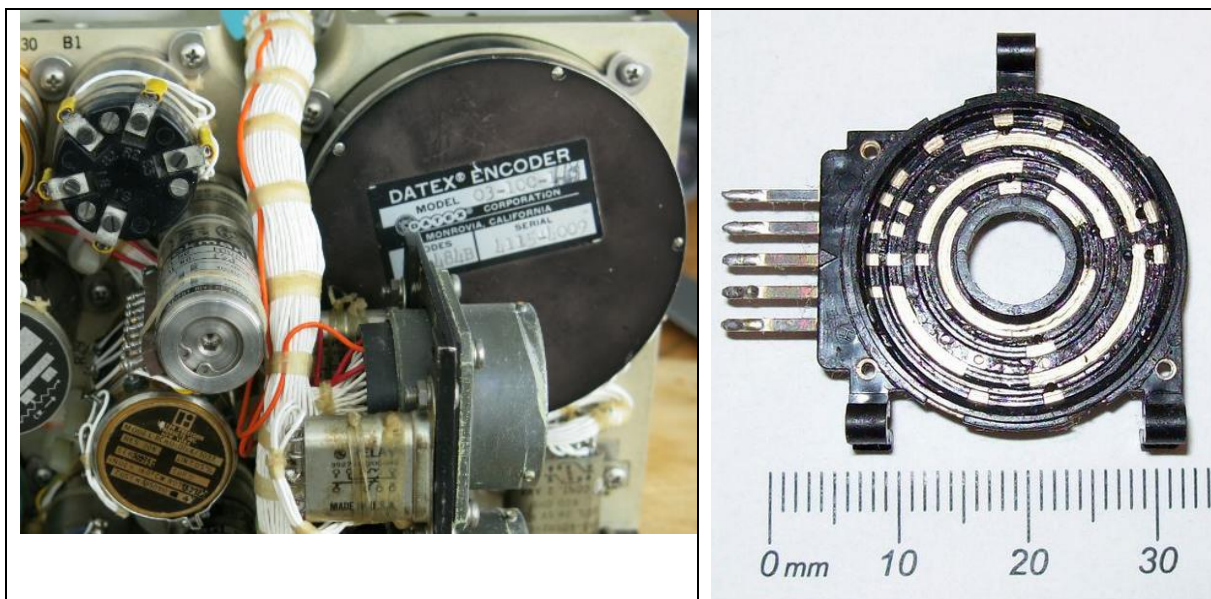


Ur-Anfänge: Der Transponder-Code zur Identifizierung des Flugzeuges bleibt fest (aufgeklebt ganz rechts aussen an der Wand). Blick in die leergeäumte Nase einer **Venom-Maschine**: Code 2516. Bis heute hat sich viel verändert! Im Hunter und in der Mirage kann der Code durch den Piloten verstellt werden. Private Sammlung

Bild links: <https://nara.getarchive.net/media/a-swiss-built-skyguard-fire-control-system-radar-unit-positioned-at-a-desert-031897>

Der **Höhen-Codierer** der Mirage (Bild unten) liess sich leider nicht öffnen; vier Schrauben sind gut zugänglich, aber um die letzte zu entfernen, wären grosse Zerlegungsarbeiten nötig. Im **Bild rechts** ist ein Ersatz-Bild eines Codierers, zentraler Schleifkontakt abgehoben: so wird man sich das vorstellen müssen, allerdings hat der Höhen-Encoder acht Schleifringe. In einer Art digitaler Information wird die Flughöhe durch die Freund-Feind-Erkennung an die Bodenstation gesendet. Der Durchmesser des Mirage-Encoders beträgt 8 cm. Vor dem Encoder ist einer von fünf Anschluss-Steckern sichtbar, links oben der einzige Synchro-Winkel-Geber, im Signalkreis für die Machzahl (damit lässt sich die Stellung der Mach-Welle an anderer Stelle im Flugzeug nochmals kopieren. Einen Mach-Synchro-Ausgang gibt es auch im Crouzet-Rechner).

Der Encoder wird in den Litton-Plänen tatsächlich als **Analog-Digital-Converter** bezeichnet.



>>> **Selbst-Test des Rechners** Am Boden, im Hangar

Es gibt einen zuschaltbaren Selbst-Test, bei dem alle Eingangsvariablen auf einen tieferen (low) oder auf einen höheren (high) Wert gesetzt werden. Es wird danach mit einem Hand-Umschalter für alle Kanäle einzeln geprüft, ob die Servomotoren dabei auf ihre richtige Stellung fahren. Die Sensoren selber und wenige Vorverstärker entgehen der Prüfung.

Die Prüfung wird eingeschaltet von Hand durch Tastendruck, oder durch eine TARAN-Operation. Dadurch schalten sieben Doppel-Relais um, die inneren Verbindungen werden umgeleitet.

Die Total-Temperatur resp. deren zwei Ausgangsrelais werden separat getestet, da es hier keine Servomotoren gibt.

Zusätzlich gibt es in seitenlangen Tabellen unzählige Prüfpositionen zum Einstellen und Kalibrieren der ganzen Anlage, damit alle Variablen die richtigen numerischen Verhältnissen anzeigen.

Zitat:

«Kein Luftdatenrechner hat genau die gleiche Charakteristik der Druckwandler sowie der Potentiometer, sodass dieses Gerät nicht vollständig nach einer genau definierten Abgleichvorschrift kalibriert werden kann.» Ref. 1, Kap. S2/54.1, Seite 2.1.-04

>>> Weiteres ...

Zur Entlastung des Textes werden allerlei Dinge, die zum Verständnis weniger wichtig sind, hier etwas kompakter festgehalten.

Flugzeug, Pitot-Rohr

In Bildern etlicher ca. zeitgenössischer Flugzeuge wurde gesucht, ob sich **Pitot-Rohre mit Verdickungen** finden lassen: Starfighter, Supersabre, G-91, X-15, Electric Lightning, Mig 21, Mig 29, Su 17, Hunter, Delta Dagger, Delta Dart, Corsair A7-G, Skyhawk A-4, Dassault Milan, Dassault Mirage F1, Saab-105, Saab Draken, Saab Gripen, F-14 Tomcat, F-16, Avro Vulkan, F-4 Phantom, Northrop F-5.

Resultat: Nur bei Sepecat Jaguar (Breguet und British Aircraft Corporation), bei Dassault Milan und bei Mirage F1 lässt sich so etwas finden. Milan war die Erdkampf-Version der Mirage III, Entwicklung ab 1968 bis 1972. Milan verlor in der Schweiz gegen A7-G, der dann auch nicht beschafft wurde (Nullentscheid 1972, deutlich nach dem Mirage-Skandal). Sehr detaillierte Erinnerung von Rudolf Wicki an den Nullentscheid: <https://www.gazette-online.ch/blog/nunc-tincidunt-elit-non-cursus-3-6-2-2-2-2-2-2-2-2-2-3-3-4-2-trashed-2-2-7-3-4-2-2-4-2-2-2/>

Heizungen: Das grosse, zentrale Staurohr der Mirage wird gegen Vereisung mit 220-340 W geheizt, die kleineren mit 60-80 W, der Sensor für den Anstellwinkel mit 100 W.

Flugzeug, Wirbel über Deltaflügel / Canard

Die Wirbel können in Einzelfällen auch sehr stören, wenn es infolge Luftbremse zu starken Schwingungen am Seitenleitwerk kommt, Christian Breitsamter, 2014: https://www.researchgate.net/publication/245430922_Airbrake-Induced_Fin-Buffer_Loads_On_Fighter_Aircraft

Litton-Rechner

Anstellwinkel – normale Korrektur:

Der Litton-Rechner verändert den gemessenen Anstellwinkel zu einem richtigen oder wahren Anstellwinkel. Wieso, um was geht es da ? Gedanken eines völligen Laien – letztlich ist diese Korrektur nicht verstanden:

- a) Der Sensor ist links vor dem Piloten in der Flugzeug-Spitze, an vertikaler Wand. Sobald es einen Anstellwinkel gibt, windet sich die Luft vielleicht etwas spiralförmig um die Spitze, was eine lokal veränderte Richtung erzeugt.
- b) Was heisst «die Luftströmung» ? Weiter hinten kommt der Flügel, der die Luft nach unten ablenkt. Vielleicht ist «der Anstellwinkel» über die Flugzeuglänge gemittelt. Das gäbe eine Korrektur zu kleinerem Anstellwinkel.
- c) Erzeugen die Wirbel über den Flügeln etwa eine Sog- oder Druckwirkung bis nach vorne ? Nicht bei $M > 1!$

Korrektur-Programm: >> Eine der wenigen Stellen, wo man genau sieht, was der Rechner macht! <<

	0°	2°	5°	10°	15°	20°	25°	← Anstellwinkel gemessen, ind.
Mach 0.4	2.5°	3.6	5.3	8.1	10.9	13.7	16.5°	← Anstellwinkel korrigiert, true
Mach 0.8	2.3	3.6	5.5	8.8	12.0	15.3	18.6°	
Mach 1.0	2.2	2.9	5.1	6.9	8.7	14.7	18.0°	
Mach 1.2	0.9	2.1	3.8	6.7	9.6	12.5	15.4°	Es gibt Korrekturen bis > 5°
Mach 1.6	0.6	2.1	4.4	8.2	12.0	15.8	19.6°	bei kleinen Winkeln 1° bis 2°
Mach 2.0	0.6	2.3	4.8	9.1	13.3	17.6	21.8°	

Der Rechner führt alle nötigen Korrekturen (gefordert/empfohlen von Dassault) mit bloss zwei Drehwiderständen aus, die auf der Machwelle sitzen: $\alpha_{true} = f_1(M) + f_2(M) \cdot \alpha_{ind}$ $f_1: 0.6^\circ \dots 2.4^\circ$, $f_2: 0.5 \dots 0.85$, tabelliert.

Der **Pilot** erhält die direkt gemessenen, **unkorrigierten** Werte des Anstellwinkels zur Anzeige, aber in «units».

Anstellwinkel wird überwacht für die akustische Warnschwelle:

Das geschieht nicht im Luftdaten-Rechner, sondern an anderer Stelle (auch die Umwandlung von den gemessenen Winkel-Grad in die angezeigten units, vgl. p. 15).

Ein grösseres Problem mit dem Anstellwinkel, bei Testflügen 1965 in den USA entdeckt:

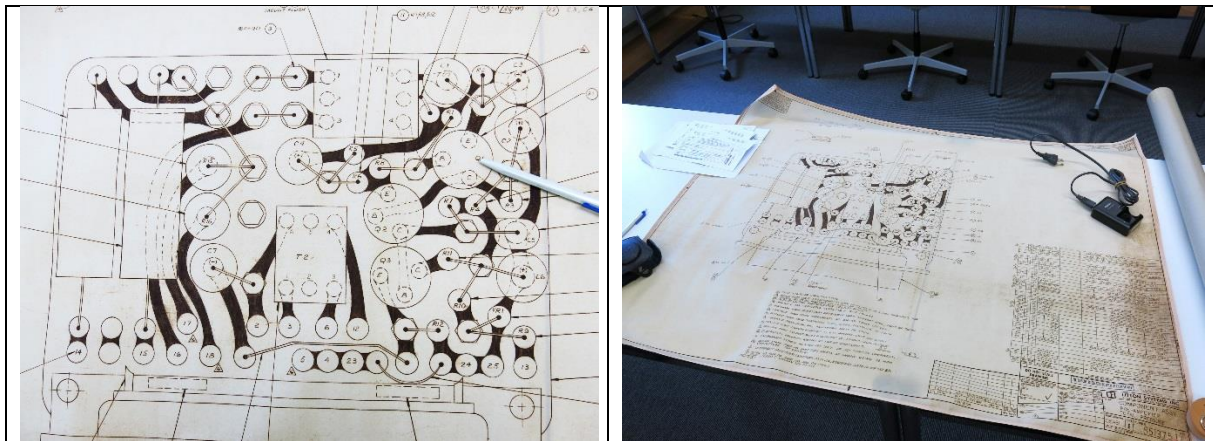
Bei Mach ca. 0.8 ergaben sich für Toss Bombing und für Radar-geführtes Terrain-following leicht falsche Anstellwinkel: um die 0.5° betrug die Differenz. Man konnte nicht finden, ist die Sonde dafür verantwortlich, ist es der Rechner, oder ist es TARAN – oder etwas dazwischen. Das Problem schien wichtig zu sein, die Leute wurden nervös. Beteiligt waren Hughes, Litton, Dassault, KTA, F+W – was die Untersuchungen nicht vereinfachte. Kontrolliert wurde alles durch genau ausgemessene Fotos der Bordkameras, durch mitgeführtes Instrumentarium mit Daten-Registrierungen. Eine der Kameras war im 500-Liter-Tank. Es gibt in den numerischen Untersuchungen Listen mit 38 (!) geometrischen Variablen, viele davon mit drei räumlichen Komponenten.

Ob diese Unklarheiten zum Anstellwinkel etwas damit zu tun haben, dass der Mirage in der Schweiz nie Erdkampfaufgaben erhielt? Die Erdkampf-fähigen Hunter wurden Ende 1994 ausser Dienst gestellt, also ca. 30 Jahre später. Nachtrag, Buochs: Mirage-Erdkampf wurde wegen zu kleiner Anzahl Flugzeuge unmöglich.

Printplatten für die Servoverstärker und Vorverstärker:

Im Bundesarchiv liegen grosse bis riesige gerollte Litton-Papier-Pläne, etwas vergilbt, mit der Nähmaschine am Rand sorgfältig mit Stoff verstärkt. Die frühen Printplatten mit ausgeätzten Leiterbahnen sind hier 8 : 1 vergrössert. **Bild links:** Vorverstärker für Totaldruck, der Schreiber zeigt auf einen von drei Transistoren, auf Sockel (pad) montiert für den Ersatz. Einer der Transformatoren dient der Addition / Subtraktion der Eingangs-Signale: «Purchase from Triad Transformer Corp., Venice, Calif. or equiv.» Drei präzise Widerstände zu 0.1%. Ganz gross links: zwei hochohmige Widerstände 1.3 M Ω und 108 k Ω , als Original fast 2 cm lang. **Stecker-Anschlüsse?** **Bild rechts:** Ganzer Plan auf dem Tisch, auf Kartonrolle gerollt.

Minimal anders bestückt, wird dieselbe gedruckte Platte (PCB) auch für andere Vorverstärker gebraucht.



Potentiometer: Funktionen

Nichts wurde gefunden zu den nicht-linearen Rechen-Potentiometern (logarithmisch, quadratisch, ganz freie Funktionen). Einige Male wurde der Begriff «Film-Potentiometer» angetroffen. Vermutlich gibt es keine Mehr-gang-Potentiometer – der ganze Funktionsumfang ist auf eine einzige Umdrehung beschränkt.

Kaufpreis und Stückzahlen:

Der Kaufvertrag vom 13.7.62 mit Litton umfasst für 100 Flugzeuge: 2 Prototypen, 121 Rechner, Mockup, Instruktion und Training, Ersatzteile, technische Dokumentation. Zusammen \$ 3.7 Millionen. 2 Prototypen bis Jan. 63, 47 Rechner 1964, Rest 1965 und 1966. Ein Rechner kostete inkl. zwei Sonden \$ 23'000.- oder damals SFr. 104'000.-

Es ist von einer **Cadmium-Plattierung** die Rede (Aluminium wird durch andere Methoden geschützt)

Die **Pläne mit den Konstruktions-Details** des Litton-Rechners sind nachgeführt, datiert, kontrolliert. Man erhält rein vom Datum her den Eindruck, diese Pläne seien eigens für die Mirage-Flugzeuge der Schweiz gezeichnet worden, d.h. es scheint kein Standard-Rechner zu sein.

Chronologie:

Botschaft Bundesrat zum Kauf von 100 Mirages:	Dezember 1960
Kaufvertrag für 2 + 121 Litton-Rechner:	13. Juli 1962
Litton-Pläne für Rechner gezeichnet, verändert:	April, Juni 1963 bis Mai, August 1965. Juni 1966 released.
Litton-Rechner voraussichtlich abzuliefern:	Januar 1963 (2. Prototyp), 1964-1966 (Serie)
Einsetzen der parlamentarischen Untersuchung:	Juni 1964
Parlament beschliesst Reduktion auf 57 Mirages:	Sept./Okt. 1964
Testflüge	1965, 1966
Zwei Mirage-Staffeln sind operationell:	März 1968
Mirage-Produktion abgeschlossen:	1970. Gesamtkosten 3 Flz-Typen: 1185 Millionen SFr.

In der Schweiz wurden durch F+W geringe Änderungen in den Litton-Plänen eingetragen 1972, 1973, 1986.

Zwischenteil:

Vergleich zwischen den Rechnern

Mirage Luftdatenrechner - **Flab Feuerleitgerät**
Drehwellen und Synchros
Spielfreie Doppel-Zahnräder

Eine ganz andere Welt – aber in gleicher Technik: Beim Feuerleitgerät 63/69 «Super-Fledermaus» der Fliegerabwehr arbeitet der Rechner ebenfalls mit Drehwellen, aber es sitzen auf diesen Wellen ganze Pakete von **Dreh-Kondensatoren**, mit denen gerechnet wird. Auch hier haben die (viel schwereren!) Motoren fest eingebaute Generatoren, deren Ausgangsspannung proportional zur Drehgeschwindigkeit ist. Die Fliegerabwehr steht am Boden – das Gewicht spielt hier keine grosse Rolle. Der Analogrechner für die Flugbahn- und Treffpunkt-berechnung hat in vier grossen Schubladen Platz, drei geschätzt zu je ca. 30 kg, die schwerste vielleicht 50 kg (alles ohne Radarteil, ohne Speisung). Viel Eisen bei Motoren und Transformatoren gibt viel Gewicht.



Drei Motoren des Feuerleitgerätes 63/69 zur Nachführung der Geschwindigkeitswellen: Geschwindigkeit des Flugzeuges in Ost/West, Nord/Süd, und vertikal. Auf den Drehwellen (seitlich dahinter) sitzen die Kondensatoren, mit denen gerechnet wird. Orange Koax-Kabel: von Kondensatoren zu den Verstärkern. – Löt-Anschlüsse Motor (oberste Reihe) und Generator (mittlere Reihe) zusammen 9 ohne Erdung. Unterste Reihe: Temperatur-Kompensation. Motor-Generatoren: 12 cm lang. Im Unterschied zum Mirage-Rechner werden die Generator-Spannungen (hier: Beschleunigungen des Zieles) auch zum Rechnen benutzt, zusätzlich zur blossen Regelung der Grösse.

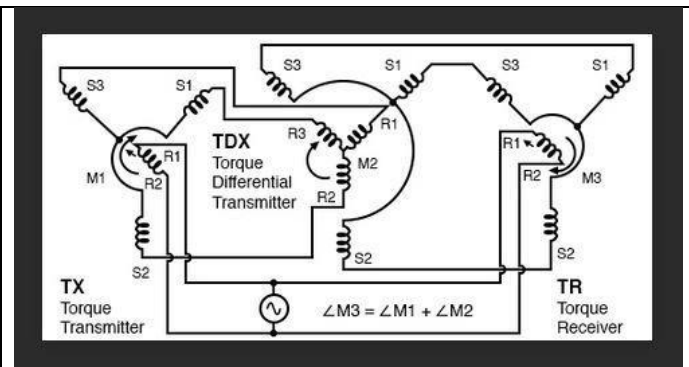
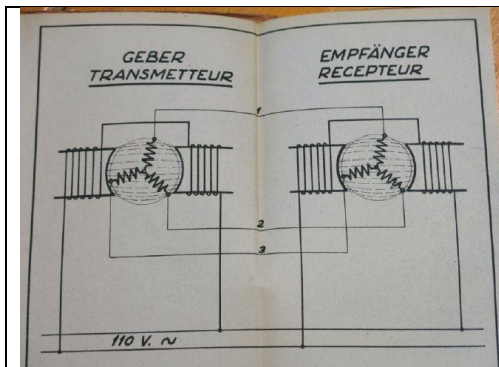
Das FltGt63/69 arbeitet für Signalverstärkung und Motor-Steuerungen mit 219 Elektronenröhren – im Mirage-Rechner ist bereits alles transistorisiert.

Es gibt beim Flugabwehr-Gerät deutlich mehr Variablen zu bearbeiten als im Mirage-Rechner, zumal Ort, Geschwindigkeit, Beschleunigung alle dreidimensional sind, und auch noch Polar-Koordinaten dazukommen, sowie unterschiedlich geglättete Variablen. Überdies sind Treffpunkt, Vorhaltestrecken und Parallax-Werte für drei Geschütze separat zu berechnen. Der Luftdruck, die Temperatur und die Machzahl im Mirage-Rechner haben allesamt keine drei räumlichen Komponenten – es gibt deshalb viel weniger Variablen.

Synchros – Funktionsprinzip

Synchros sind verwandt mit elektrischen Generatoren und Motoren – sie sind aber nicht auf kontinuierliche oder schnelle Dauerbewegung ausgerichtet, sondern auf die Einstellung und Wiedergabe von präzisen Winkelpositionen. Sie stellen eine Art «Übersetzung» dar zwischen der mechanischen und elektrischen Darstellung von Variablen.

Im FltGt63/69 wird viel mehr Gebrauch gemacht von **Synchros** in allerlei Ausführungen: Geber und Empfänger – zum Kopieren der Winkel von Drehwellen (d.h. zum mechanischen Fern-Kopieren von Variablen), auch zum Addieren und Subtrahieren von Winkeln. Beim Mirage-Gerät von Litton (USA) wird nur gerade die Mach-Welle in ihrem Winkelzustand an einem zweiten Ort im Flugzeug elektrisch kopiert. Beim Rechner von Crouzet (F) wird etwas stärker von den Servos Gebrauch gemacht.



Elektrische Winkel-Fernübertragung.

Stator wird mit fester Wechselspannung gespeist. Am Rotor stellen sich drei Spannungen ein – die beim Empfänger automatisch wieder dieselbe Winkelstellung bewirken. Drei Phasen könnten auch am Stator anliegen, die eine Phase am Rotor.

Ungarisches Kommandogerät GAMMA von 1938, CH-Flab Kan 7.5 cm.

Differential-Synchro: Der Rotor-Winkel links sei durch eine Variable bestimmt: dadurch entstehen in den Stator-Wicklungen drei unterschiedliche Spannungen.

Sie gehen an den Rotor des mittleren Differential-Synchros. Mechanisch «stimmt» der 2. Rotor aber nicht zu diesem Wert, sondern ist durch eine weitere Variable zwangsverdreht. Am 2. Stator entsteht somit ein Summen- oder Differenz-Muster, das zum dritten Synchro führt – der das wieder mechanisch einstellt.

Netto: Zwei mechanische Winkel sind addiert worden!

Normalerweise muss der **ganze vorkommende Wertebereich** auf eine einzige Umdrehung des Synchros abgebildet werden – das kann Probleme mit der Genauigkeit oder mit genauer Ablesbarkeit geben. Schon die «Folgezeiger» ab den 30er-Jahren (z.B. manuelles Eindrehen der Telemeterdistanz ins Rechengerät, oder um die zwei Kanonen-Winkel von Hand einzu-

stellen ab Rechengerät) hatten immer eine Grob- und eine Fein-Skala – es war dabei stets von Hand Zeiger auf Zeiger zu halten.

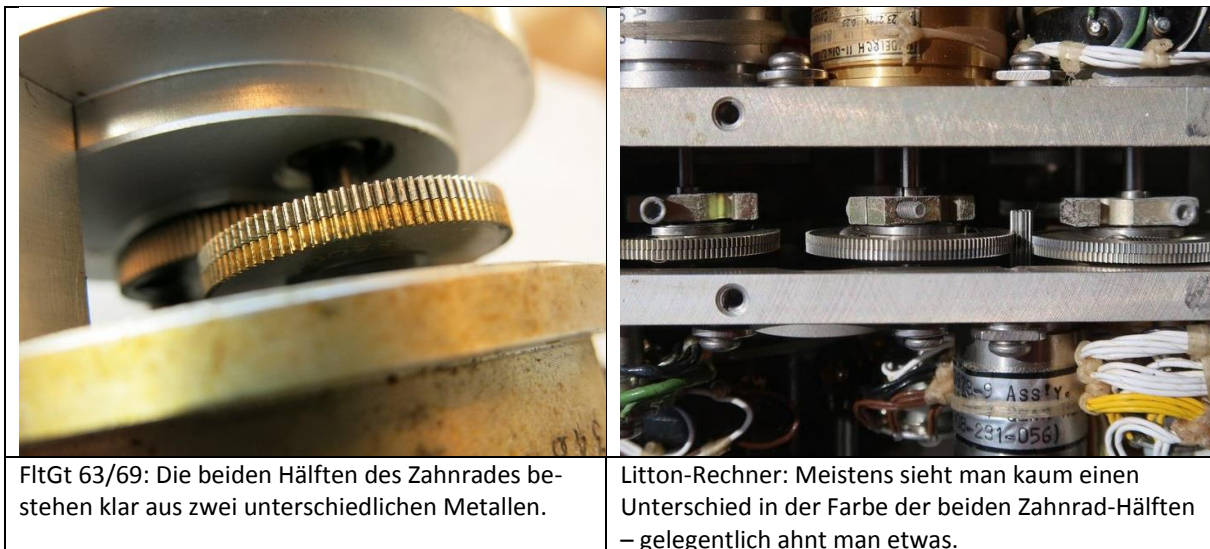
Im FltGt63/69 ist eine rein maschinelle Lösung mit Grobzeiger und Feinzeiger mit beträchtlichem Aufwand realisiert worden. Durch Menschen-Augen ist das viel einfacher zu machen als rein maschinell: Zuerst den Grob-Bereich einstellen, dann nur noch den Fein-Zeiger beobachten und verfolgen. Maschinell die beiden Bereiche simultan korrekt zu halten, ist nicht ganz einfach.

Crouzet-Rechner, Anzeige der Flughöhe: Es ist eine Lösung gefunden worden, den gesamten Höhen-Bereich von 0m bis zu ca. 25'000 m als Ganzes und in feineren Bereichen 5000 m und 1000 m (für Einstell-Arbeiten) per Synchro zu bedienen – es ist dabei ein «faux synchro» im Spiel, der langsamer dreht als der Anzeige-Synchro. Voir p. 32.

Beim Litton-Rechner wie beim FltGt wird beobachtet:

Doppel-Zahnräder zur Reduktion des Spieles bei der Bewegungs-Umkehr:

Die Zahnräder bestehen aus zwei gegenseitig durch **Zugfedern** verspannten Hälften.



Was Idee und Zweck der unterschiedlichen Metalle sein kann, bleibt bisher offen. Die beiden Zahnräderhälften müssen nach Litton gegenseitig um vier Zähne verspannt werden.

Im Litton-Rechner sind Spiel-freie Zahnräder «anti backlash» zu wie folgt zu beobachten:

Überall nur Doppelzahnräder: Δp , Mach, p_{tot} , Dichte.

Teilweise mit Doppelzahnrädern: TAS und p_{stat} (angetrieben je von geschütztem Zahnrad)

Gar keine verspannten Doppelzahnräder: Anstellwinkel

Entwicklungs-Geschichte dieser beiden Rechner: Beide wurden in den frühen 60er-Jahren produziert. Die Rechentechnik des Contraves-Gerätes ist schon in den späten 40er-Jahren im Wesentlichen fertig entwickelt, wie erhaltene Aufnahmen und ein datierbares Gerät (1948) in Schweden zeigen. Wann oder wie lange der Litton-Rechner entwickelt wurde, ist unbekannt.

Zweiter Teil:

Version des französischen, d.h. des ursprünglichen Luftdaten-Rechners (Firma Crouzet)

Der französische Rechner ist ganz anders aufgebaut als das US-Produkt: mit viel mehr Mechanik, mit Schlitten, Stäben, Walzen, Führungs-Schienen, Waagen, Form-Kurven (mathematisch gerechnete Schablonen oder «comes», frz. und english). Es ist sinnlicher, es wirkt abwechslungsreich, schöpferisch, spielerisch. Jedes Problem wird mit einem anderen Trick gelöst, die Einheitlichkeit des US-Rechners gibt es nicht. Gerne würde man zurückhören in die Sitzungen, als entschieden wurde, welcher Technik der Vorzug zu geben sei und wieso!

Von den **verwendeten Variablen** des US-Rechners fehlt beim französischen Gerät der Anstellwinkel und die Luftdichte. Sonst ist vom Prinzip und den Aufgaben her alles sehr ähnlich wie beim US-Gerät.

Die französischen Unterlagen sind erhalten geblieben, obgleich die Schweiz die US-Version bevorzugte, weil der Mirage **Doppelsitzer** (nur vier Stück) anfänglich den französischen Luftdaten-Rechner beibehalten hatte. Später scheint er ebenfalls umgebaut worden zu sein. **Jäger und Aufklärer** wurden von Anfang an mit dem US-Rechner gebaut, zusammen mit der ganzen übrigen US-Elektronik (Radar, TARAN, Navigation). – Bei den französischen Unterlagen zum Crouzet-Rechner sind die Kopien der wirklichen Fotos mit ihren Grautönen nicht mehr schön, das sind wohl Kopien der Kopien der Kopien... Der Text und die schematischen Darstellungen in reinem schwarz/weiss sind dagegen sauber erhalten. Auf die Fotos der mechanischen Bauelemente wird hier verzichtet, man erkennt nicht mehr viel. Hauptsache, man versteht oder ahnt die Prinzipien, nach denen gerechnet wird!

Chariots et comes

Bewegliche **Schlitten oder Wagen** werden mittels Servokreisen auf geregelte Positionen gebracht, um die Variablen einzustellen und während des Fluges laufend nachzuführen. Oft wird beim laufenden Nachstellen der Variablen durch Abtasten einer **Schablonen-Kurve** (came) das Resultat eines mathematischen Zusammenhanges gefunden und als mechanischer Wert weitergegeben zu neuen Rechnungen.

Schon im ganzen zweiten Weltkrieg ist diese Technik des numerischen Abtastens ab Formkörpern intensiv verwendet worden. Oft waren es 3-dimensionale Abtast-Körper, bei denen gesuchte Funktionen von zwei oder gar drei Variablen bestimmt wurden. Diese Formkörper waren zu ihrer erstmaligen Herstellung äusserst arbeits-intensiv, nachher konnte man mit Fräs-Automaten kopieren. Beim französischen Produkt von Crouzet sind nur eindimensionale Formkurven gefunden worden: $y = f(x)$.

>>> Temperatur-zu-chariot-Converter Eine Rollwagen-Steuerung

Im Beispiel wird gezeigt, wie ein Servokreis zum Abgleich der Brücke den Wagen steuert und der gemessenen Temperatur nachführt – seine Position wird andernorts weiter gebraucht. Die im US-Bereich «Total-Temperatur» genannte Grösse heisst hier «Impact-Temperatur», T_i .

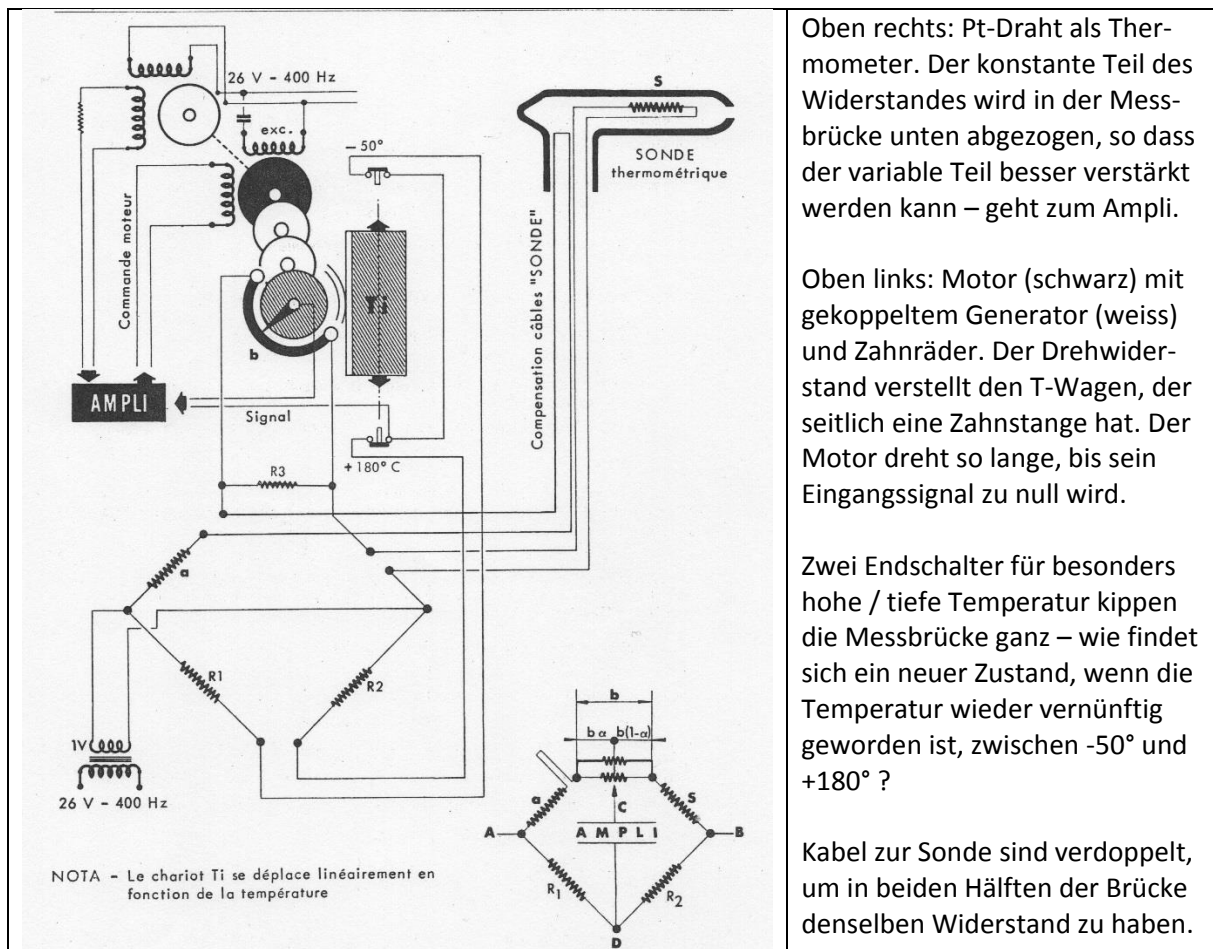


Bild aus Ref. 2

>>> Beispiel für eine Schablonen-Ablesung («came»):

Die französischen Unterlagen berichten präziser darüber, was genau gerechnet wird. Aus den CH-Unterlagen über den US-Rechner geht zwar die Rechentechnik klar hervor, aber was genau berechnet wird, nach welchen Formeln, findet man nur selten und nur angedeutet. Nach welchen Funktionen die vielen Potentiometer ausgebildet sind, wurde nicht gefunden.

Die US-Litton-Dokumente sind im Bundesarchiv allerdings undankbar geordnet und aufbewahrt – in hunderten von Einzel-Briefen und zu allen möglichen Mirage-Themen – wild durcheinander. Vielleicht finden sich noch irgendwo klarere Informationen. – Crouzet-Informationen sind im Bundesarchiv gar nicht verzeichnet.

Es folgen zwei Beispiele für numerische Zusammenhänge im Crouzet-Rechner. Oft findet sich das Verhältnis $\Delta p / p_s$, also das Verhältnis Dynamischer Druck zu Statischer Druck, beide gemessen mit dem Pitot-Rohr. Die folgenden Zusammenhänge dürfen wohl nicht als «Naturgesetze» betrachtet werden, sondern eher als Stolz des Konstrukteurs, dass er das so clever hingebraht hat: Mit einer einzigen, allerdings komplizierten Variablen wird so vieles ermöglicht – der Rechner wird damit einfacher.

<p>3-2-2. NOMBRE DE MACH Deux cas se présentent :</p> <p>En subsonique: $M \leq 1$, on utilise la loi de St. VENANT :</p> $M^2 = 5 \left[\left(1 + \frac{\Delta p}{P_s} \right)^{1/3,5} - 1 \right]$ <p>En supersonique: $M > 1$, Loi de Lord RAYLEIGH :</p> $\frac{\Delta p}{P_s} = \frac{166,9215 M^7}{(7 M^2 - 1)^{2,5}} - 1$	<p>En subsonique:</p> $V_{p^2} = 5 \gamma TR_s \left[\left(1 + \frac{\Delta p}{P_s} \right)^{1/3,5} - 1 \right]$ <p>Soit tous calculs faits :</p> $V_{p^2} = 5 \gamma RT_i \left[1 - \frac{1}{\left(1 + \frac{\Delta p}{P_s} \right)^{1/3,5}} \right]$ <p>En supersonique:</p> $V_{p^2} = \frac{RT_i M^2}{1 + 0,2 M^2}$ <p>M étant lié au rapport $\frac{\Delta p}{P_s}$ par la loi de RAYLEIGH.</p>
Mach-Zahl als Funktion der Druck-Werte	Eigengeschwindigkeit v_p , v propre

Die Gleichungen links werden gebraucht zur Bestimmung der Machzahl, die Gleichungen rechts für die Eigengeschwindigkeit. Korrekt rechts oben: $5 \gamma R T_s$
R ist die Gaskonstante, γ ist der Adiabaten-Exponent = 1.4.

Alles ist so formuliert, **dass es als Funktion von $\Delta p / p_s$ erscheint**. Das Verhältnis wird beim Einlesen der Druck-Werte ermittelt und gilt (neben der Mach-Zahl und der Eigengeschwindigkeit) auch noch für die zwei Druck-Korrekturen «correction d'antenne».

Die **Division** der Druck-Werte wird so gemacht: $\log (\Delta p / p_s) = \log \Delta p - \log p_s$, man braucht die Logarithmus-Funktion und muss dann nur noch subtrahieren (statt dividieren). Wenn man das schon hat, wird im Rechner stets die Grösse $\log (\Delta p / p_s)$ herumgeführt, auch wenn eigentlich $(\Delta p / p_s)$ gemeint ist. Der log kann dann in der nächsten Formkurve wieder rückgängig gemacht werden.

Im folgenden Beispiel wird gezeigt, wie die beiden Druckwerte mittels Waagebalken in den Rechner genommen werden, wie mittels Schablonen der Logarithmus gebildet wird, und wie die wichtige Grösse $\log (\Delta p / p_s)$ mit zwei Synchros dargestellt und an andere Rechenstufen weitergeleitet wird. Generell: **In keiner Zeichnung wird jeweils alles gezeigt – es sind Einzel-Themen, die dargestellt werden**. Es braucht viele Zeichnungen, um alles zu verstehen.

Ergänzendes Detail zu den Synchros:

Auf p. 23 wurde gezeigt, wie die Differenz zweier Winkelstellungen weitergegeben wird – mit Hilfe dreier Synchros. Im Folgenden braucht es nur zwei Synchros, um die Differenz zwischen $\log \Delta p$ und $\log p_s$ zu bilden. Diese Differenz wird elektrisch dreiphasig weitergegeben zum dritten Synchro an den beiden Korrekturscheiben, wo jetzt wirklich der Differenz-Winkel eingestellt wird. Die beiden Korrekturscheiben rechts haben die Werte gespeichert, um die der gemessene statische Druck p_s und der dynamische Druck Δp zu korrigieren sind.

Folgende Seite:

>>> Prinzip der Druckmessung Statischer Druck p_s und dynamischer Druck Δp .

Es **fehlt** in der folg. Zeichnung:

Differenz-Waage liefert wirklich Δp

Waagebalken-Ausrichtung stets auf null

Es fehlt auch: Flughöhe.

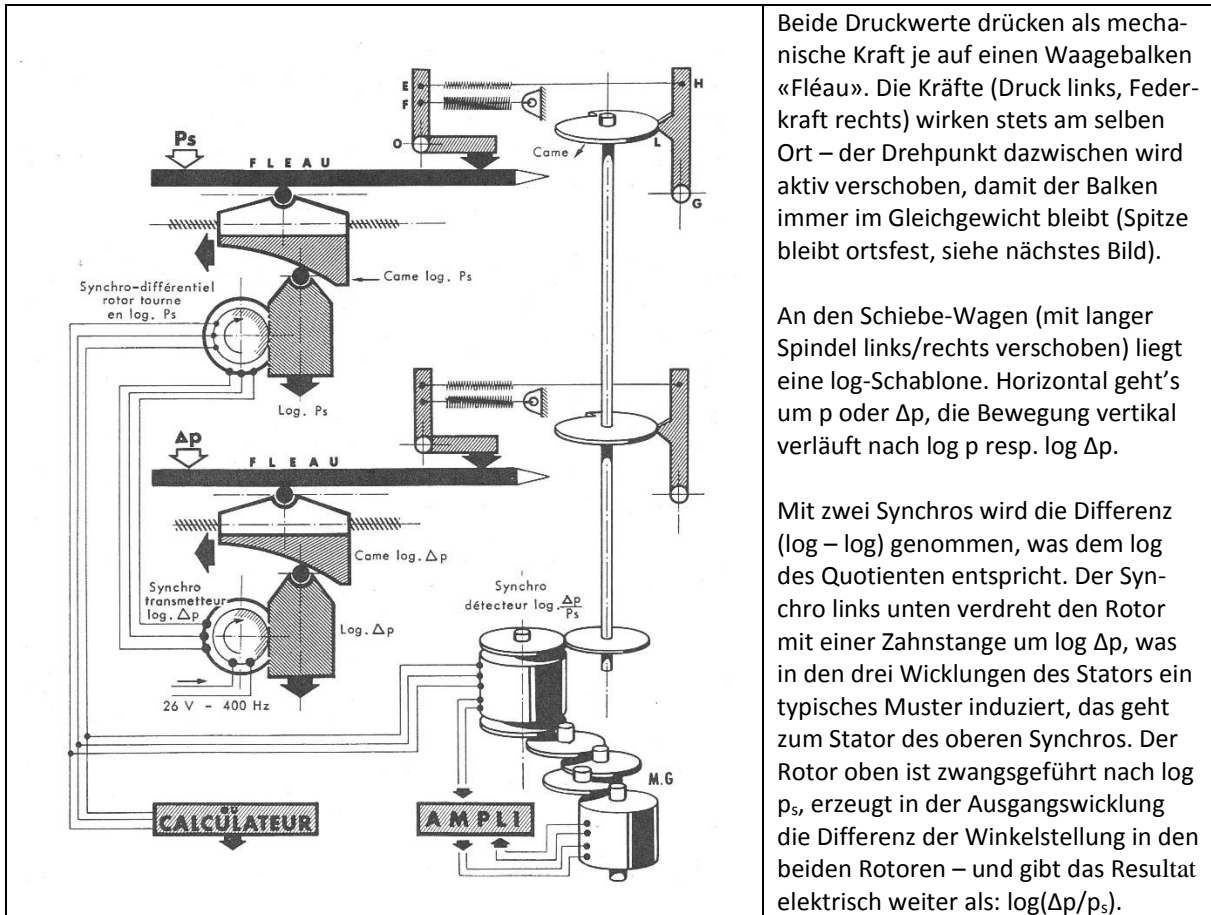
Zu sehen ist:

Druck-Einlesen

Schablonen-Ablesung mit logarithmischen Cames

Bildung $\log (\Delta p / p_s)$ als $\log \Delta p - \log p_s$ mit Hilfe von Synchros

Correction d'antenne zur Korrektur der gemessenen Pitot-Druckwerte



Beide Druckwerte drücken als mechanische Kraft je auf einen Waagebalken «Fléau». Die Kräfte (Druck links, Federkraft rechts) wirken stets am selben Ort – der Drehpunkt dazwischen wird aktiv verschoben, damit der Balken immer im Gleichgewicht bleibt (Spitze bleibt ortsfest, siehe nächstes Bild).

An den Schiebe-Wagen (mit langer Spindel links/rechts verschoben) liegt eine log-Schablone. Horizontal geht's um p oder Δp , die Bewegung vertikal verläuft nach $\log p$ resp. $\log \Delta p$.

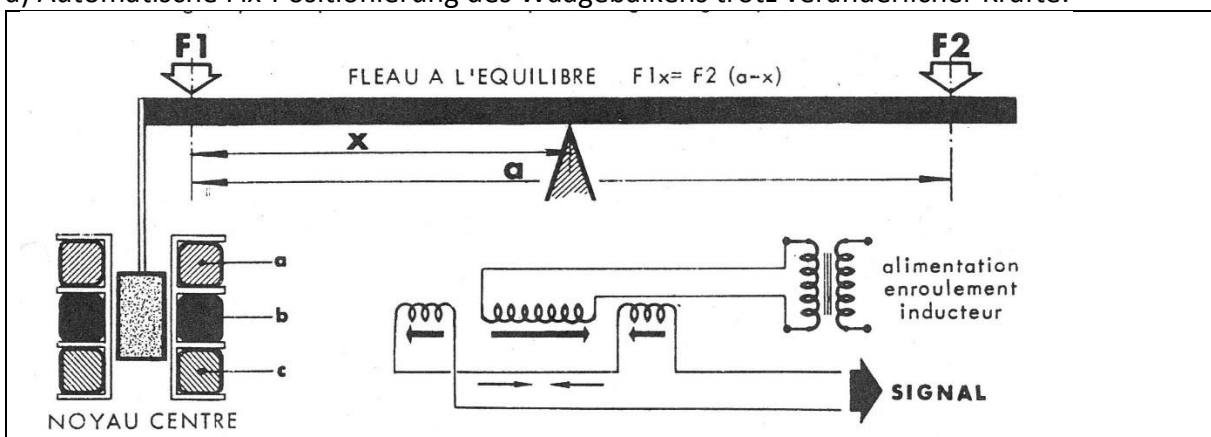
Mit zwei Synchros wird die Differenz ($\log - \log$) genommen, was dem \log des Quotienten entspricht. Der Synchro links unten verdreht den Rotor mit einer Zahnstange um $\log \Delta p$, was in den drei Wicklungen des Stators ein typisches Muster induziert, das geht zum Stator des oberen Synchros. Der Rotor oben ist zwangsgeführt nach $\log p_s$, erzeugt in der Ausgangswicklung die Differenz der Winkelstellung in den beiden Rotoren – und gibt das Resultat elektrisch weiter als: $\log(\Delta p/p_s)$.

Bild aus Ref. 2

Es bleibt zu erklären:

- a) Stabilisierung des Waagebalkens auf fester Position – bei sich ändernden Kräften
- b) Der Teil ganz rechts mit Fein-Korrektur der Feder-Gegenkraft – auch diese Korrektur geht mit $\log(\Delta p / p_s)$. Das ist eine Korrektur der Druckwerte, genannt «Correction d'antenne».

a) Automatische Fix-Positionierung des Waagebalkens trotz veränderlicher Kräfte:



Der mittlere Drehpunkt wird bei variablen Kräften F_1, F_2 per Motor laufend so verschoben, dass der Waagebalken immer in selber Position bleibt. Der Balken führt einen Eisenkörper durch drei feste Spulen a, b, c. Die mittlere Spule b wird durch Wechselstrom erregt. Ist der Balken richtig positioniert, gibt Spule a und c zusammen keine Spannung. Eine Fehlposition erzeugt durch a und c netto eine Spannung > Verstärker > Servomotor > Verschiebung des mittleren Drehpunktes. Ein Fehler wird jederzeit automatisch zurückgeregelt – der Waagebalken «Fléau» verschiebt sich nicht.


Oben nicht eingezeichnet: Bei der Waagebalken-Stabilisierung ist elektrisch gleich eine Kompensation eingebaut worden, um die veränderliche Länge des Waagebalkens mit der Temperatur auszugleichen.

In späterer Version sind die Waagebalken umkonstruiert worden, damit sie weniger empfindlich sind auf starke Beschleunigungen des Flugzeuges (vgl. p.41).

b) Teil ganz rechts in der Abbildung oben zur Feinkorrektur: Die Druck-Kräfte auf die Waage (links) werden kompensiert durch eine feste Feder (rechts), und variiert durch eine schwächere Korrektur: je nach $\log(\Delta p/p_s)$ über eine Form-Schablone. Das ist eine **Feinkorrektur** des Pitot-Rohres, genannt **«correction d'antenne»** (hat mit einer Antennen-Wirkung nichts zu tun). Es scheint um eine Eichung der Druckmessungen zu gehen. Im Spiel sind die folgenden Größen, mit insgesamt sechs Druck-Werten, zwei Mach-Werten:

Bild: Buochs

Symboles utilisés	
V_p	= Vitesse propre de l'avion.
R	= Constante des gaz parfaits.
T_s	= Température statique de l'air.
T_i	= Température d'impact ou d'arrêt de l'air.
a	= Vitesse du son.
M ou M_v	= Nombre de Mach vrai.
M_i	= Nombre de Mach indiqué.
P_s	= Pression statique vraie.
P_r	= Pression statique détectée.
dP_s	= Erreur sur la P_s .
P_t	= Pression totale.
Δp	= Pression dynamique = $P_t - P_s$.
Δr	= Pression dynamique détectée $P_t - P_r$.
Z	= Altitude Pression.
γ	= 1,4.



Wieso ist das Druck-Messrohr bei der Mirage gerade bei den Mess-Löchern verdickt – das verfälscht doch die Werte? Was soll der Riffelring davor bewirken, eine Störung der Strömung? Sobald es in die Einzelheiten geht, wird alles enorm kompliziert!

<p>Bezeichnungen der Druckwerte nach Crouzet-Unterlagen.</p> <p>Der Gesamtdruck wird als zuverlässig betrachtet und nicht korrigiert.</p> <p>Gibt es im Pitot-Rohr einen Messfehler dp_s beim statischen Druck, so wird der dynamische Druck Δp als Differenz auch betroffen, das Verhältnis dynamisch zu statisch ebenfalls. Man muss das wieder zurück-korrigieren!</p>	<table border="0"> <tr> <td></td> <td style="text-align: center;">0</td> <td style="text-align: center;">Gibt Höhe p_{stat}</td> <td style="text-align: center;">Wird als korrekt betrachtet p_{tot}</td> </tr> <tr> <td style="text-align: right;">Gemessener Druck</td> <td colspan="3" style="text-align: center;"> ----- ----- -----></td> </tr> <tr> <td></td> <td style="text-align: center;">← p_r →</td> <td style="text-align: center;">← Δr →</td> <td></td> </tr> <tr> <td></td> <td style="text-align: center;"> </td> <td style="text-align: center;"> </td> <td style="text-align: center;"> </td> </tr> <tr> <td></td> <td style="text-align: center;">← dp_s →</td> <td></td> <td></td> </tr> <tr> <td style="text-align: right;">Korrigierter Druck</td> <td colspan="3" style="text-align: center;"> ----- ----- -----></td> </tr> <tr> <td></td> <td style="text-align: center;">← p_s →</td> <td style="text-align: center;">← Δp →</td> <td></td> </tr> </table>		0	Gibt Höhe p_{stat}	Wird als korrekt betrachtet p_{tot}	Gemessener Druck	----- ----- ----->				← p_r →	← Δr →							← dp_s →			Korrigierter Druck	----- ----- ----->				← p_s →	← Δp →	
	0	Gibt Höhe p_{stat}	Wird als korrekt betrachtet p_{tot}																										
Gemessener Druck	----- ----- ----->																												
	← p_r →	← Δr →																											
	← dp_s →																												
Korrigierter Druck	----- ----- ----->																												
	← p_s →	← Δp →																											

Die «**correction d'antenne**» zur Korrektur der beiden Druckwerte hat eine zentrale Funktion und ist bei Crouzet nicht sehr gut verstanden (bei Litton besser). Die Erklärungen in den französischen Unterlagen sind bezüglich der Getriebe und mechanischen Ausführung klar, aber was genau gerechnet wird und wieso, ist etwas nebulös. Mit einiger Not-Phantasie wird versucht, einen Sinn zu erkennen.

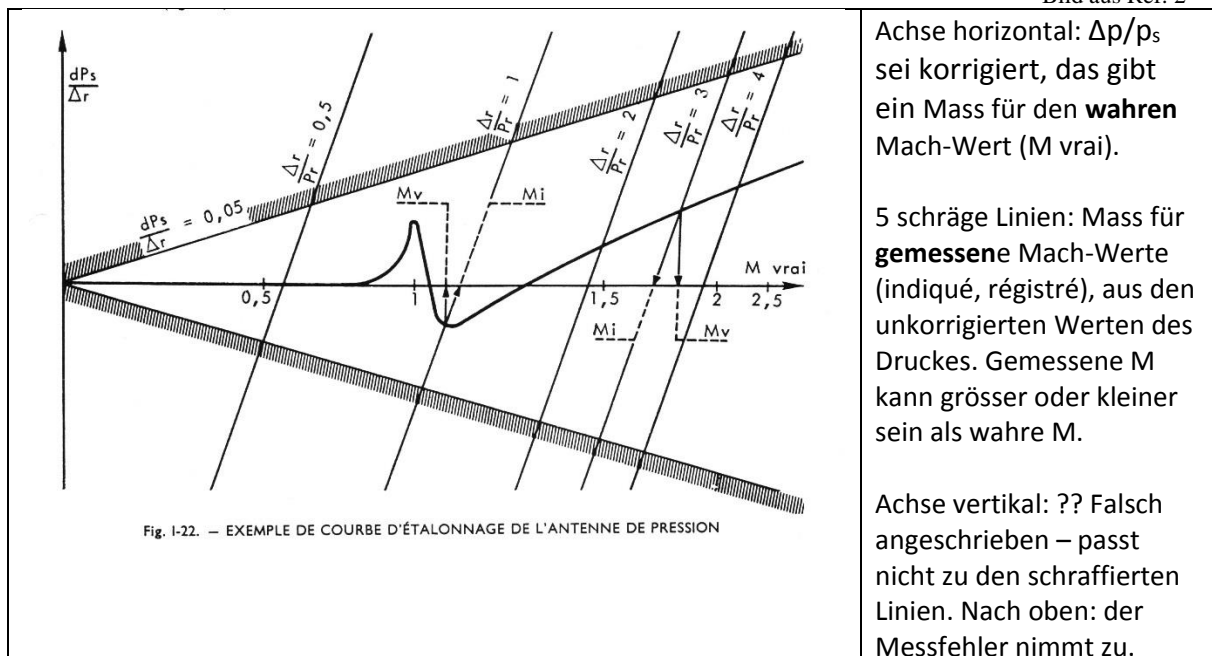
In der folgenden Figur ist möglicherweise etwas falsch angeschrieben. Wenn bei den schraffierten Linien (typisches Beispiel: Fehler im gemessenen statischen Druck soll 5% des dynamischen Druckes betragen) exakt dieselbe Grösse auch in der Vertikal-Achse aufgetragen ist, so müsste das doch schraffierte Horizontalen geben ?

Δp : Dynamischer Druck, korrigiert

dp_s : Fehler im statischen Druck, weil das Pitot-Rohr nicht den richtigen Wert anzeigt.

Δr : Dynamischer Druck gemessen, unkorrigiert

Bild aus Ref. 2



Statt alles im Detail auseinanderzunehmen, was richtig, was falsch sein könnte, machen wir das kürzer – wir suchen den Gesamt-Sinn, wenn auch nur als Vermutung:

Die schwarze Kurve wird eine Messung des Pitot-Rohres im Überschall-Luftkanal sein, mit den dort bekannten richtigen Mach-Werten. Wird im Flugzeug das Verhältnis dynamischer Druck zu statischer Druck wieder gleich falsch angezeigt wie im Windkanal, so wird dieser Fehler zurück-korrigiert mit den beiden Korrektur-Formkörpern auf der vertikalen Achse ganz rechts aussen im Bild p. 28, und zwar werden die statischen und dynamischen Druckwerte je einzeln korrigiert. Die experimentell gemessene Kurve von $dp_s / \Delta r$ in der Darstellung oben (es gibt vielleicht noch weitere, in Ref. 2 nicht publizierte Kurven ?) wird dazu benutzt, während des Fluges die gemessenen Druck-Werte laufend zu verbessern.

Eine **gewisse Seltsamkeit** bleibt bestehen: Zu Beginn der Arbeit wurde erläutert, dass die Werte des Pitot-Rohres recht deutlich falsch sein können (vgl. p. 5). Der Luftdaten-Rechner stellt das richtig (Höhen- und Luftdichte-Korrektur), so dass die an Waffen und Navigation weitergegebenen Werte wieder stimmen. Aber der Pilot hat an seinen Instrumenten (Höhe, Geschwindigkeit, Mach, Variometer) nach wie vor die primären Werte der Pitotrohre zur Verfügung. Das mag mit Sicherheitsüberlegungen zu tun haben, die primären Werte funktionieren z.B. alle auch ohne Strom – der Rechner aber nicht.

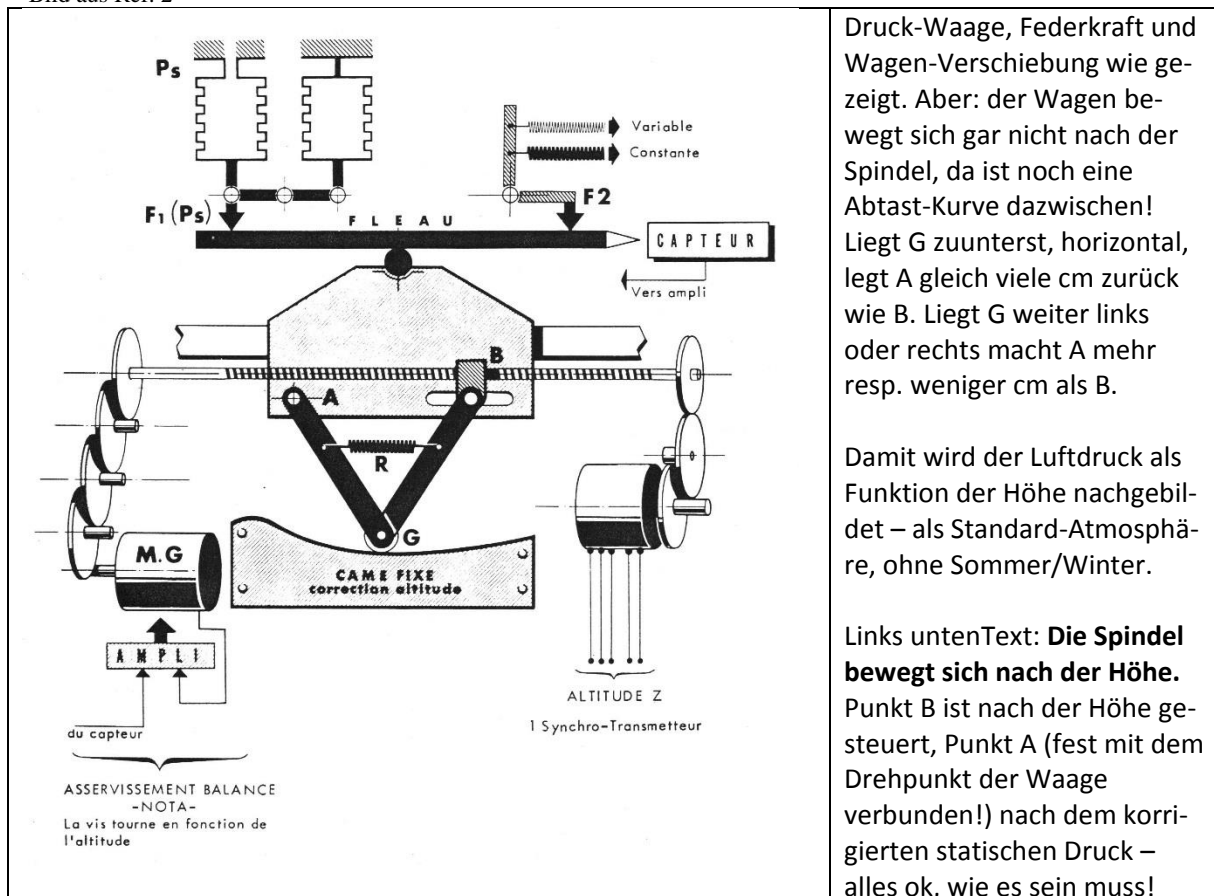
Zu vermuten bleibt, dass die bauchige Form des Mirage-Pitot-Rohres gewisse Vorteile hat, ev. die im Rechner auch noch durchgeführte «Correction d'antenne» erleichtert. Wieso denn nicht mehr Flieger ein bauchiges Pitot-Rohr haben, bleibt offen.

>>> Einlesen des statischen Druckes und der Flughöhe

Beim Waagebalken auf Seite 28 oben wird beim statischen Druck der Schiebe-Wagen horizontal nicht nach dem statischen Druck verstellt, wie anzunehmen wäre – sondern nach der Flughöhe. Das wird hier genauer gezeigt.

Links oben Einlesen der Druckwerte – als Differenz-Waage mit zwei Aneroid-Dosen. Rechts ist nur Vakuum drin, beim dynamischen Druck wird von p_{tot} der geringere p_s abgezogen, sonst gleicher Aufbau. Auf diese Art müssen nicht grössere Baugruppen luftdicht abgeschlossen werden, weil das Flugzeug selber ja grosse Höhendifferenzen durchmisst.

Bild aus Ref. 2

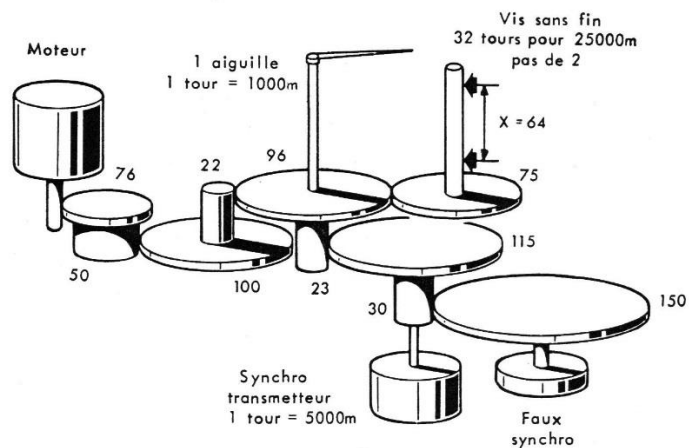


Ausgabe der Höhe:

Spindel (rechts oben) umfasst den gesamten Höhenbereich von 25'000 m, in 32 Umgängen.

Fein-Zeiger: 1000 m für eine Umdrehung – zur Justierung des Gerätes, d.h. nicht für den Ausgang, nicht für den Piloten. Abzulesen im Hangar durch Mechaniker, am geöffneten Flugzeug.

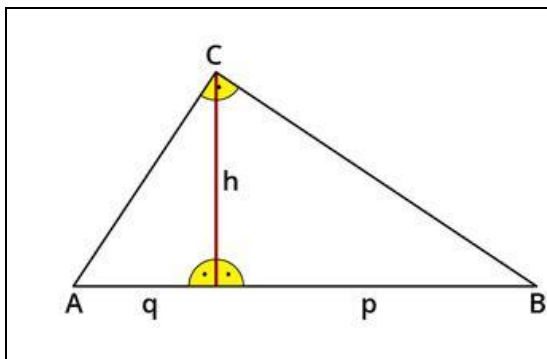
Ein Synchro leitet die Höhe in 5000 m-Paketen weiter, der faux synchro (??) hat wieder den gesamten Höhenbereich 25000 m.



Der Rechner befindet sich in einem Einschub hinter dem Piloten. Aus diesem Grund müssen die Ausgänge des Luftdaten-Rechners in elektrischer Form erfolgen (mit Potentiometer oder Synchro). Zahnradverbindungen oder Drehwellen durch das ganze Flugzeug zu legen, geht ja wirklich nicht.

Die Kombination von faux synchro (mit gesamtem Höhenbereich) und normalem Synchro (Faktor 5 empfindlicher, aber nur noch 5000 m Höhenbereich) sieht gleich aus wie die Aufteilung in Grobbereich und Feinbereich beim Contraves-Feuerleitgerät «Superfledermaus». Die Verarbeitung von zwei Signalen für eine einzige Grösse ist heikel und anspruchsvoll, viele Tricks werden benötigt: Man muss – nach der Addition der beiden Signale – zuerst den Grobbereich halbwegs befriedigen, danach muss er ausgeblendet werden und der Feinbereich erhält mehr Gewicht. Das Winkel-Verhältnis der beiden Signale beim Crouzet-Rechner beträgt 1 : 5, beim Contraves-Rechner 1 : 16 (so gelesen, die Anzeigeeinstrumente zeigen ganz andere Verhältnisse). – Wieso erfordert die Flughöhe diesen hohen Genauigkeits-Aufwand ?

>>> Geometrie führt zur Eigengeschwindigkeit



Der geometrische **Höhensatz** besagt:

Im rechtwinkligen Dreieck ist das Quadrat über die Höhe flächenmässig gleich gross wie das Rechteck aus den Abschnitten der Hypotenuse:

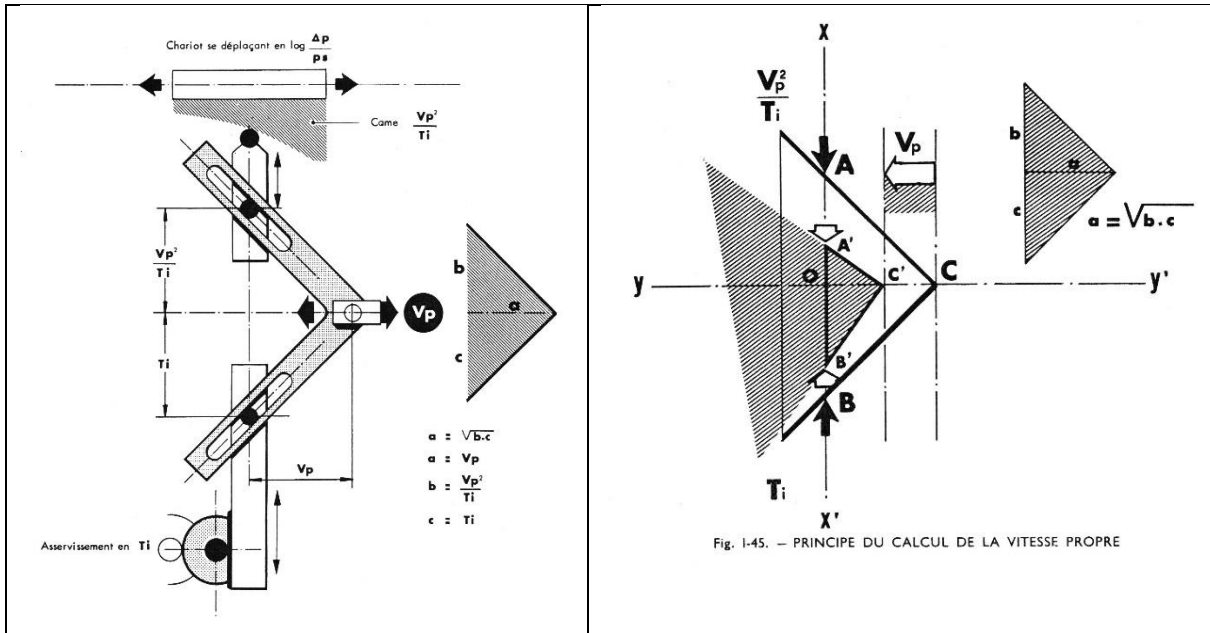
$$h^2 = q \cdot p$$

Dieser Satz wird verwendet, um mechanisch eine Wurzel zu ziehen.

Siehe folgende Figur unten: Das bewegliche rechtwinklige Dreieck ist ein Metall-Winkel, der sich beim Punkt des rechten Winkels nur «horizontal» bewegen darf, sich dort aber auch beliebig drehen kann. Die beiden Schenkel werden durch andere Variablen «gleitend» bestossen, so dass sich eine bestimmte Position einstellt.

Eigengeschwindigkeit und Mach-Zahl werden ganz unabhängig voneinander ermittelt - nur das Verhältnis $\log(\Delta p/p_s)$ wird bei beiden gebraucht. Die Bestimmung der Eigengeschwindigkeit erfolgt mit dieser mechanischen Anordnung:

Bilder aus Ref. 2



Links ganz oben bewegt sich «horizontal» der Wagen auf einer Spindel gemäss $\log(\Delta p/p_s)$. Daran ist eine Schablone angehängt mit dem verhänglichen Titel « v_p^2/T_i ». v_p (v propre) und T_i (Température impact) sind zwei Grössen, die sich laufend ändern – sie lassen sich natürlich nicht in eine feste Metall-Form einfangen. Die Schablone gibt als Resultat v_p^2/T_i , das ist ihr Name und der Output der Schablone. Erklärung siehe bei den Gleichungen auf p. 27 oben.

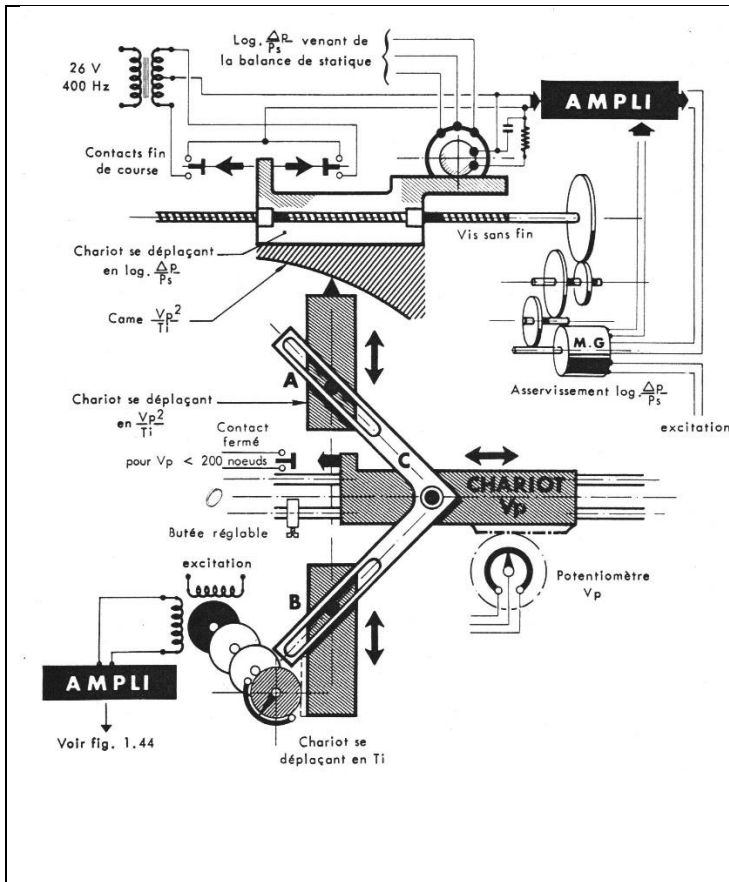
Unten bewegt sich «vertikal» ein Wagen nach der gemessenen Total-Temperatur $T_i =$ Impact-Temperatur. Dies weil oben dummerweise diese Temperatur auch schon drin ist, also muss das wieder rückgängig gemacht werden. Beide Variablen messen sich ab der Mittellinie bis zum jeweiligen Stoss-Zapfen, wie im Bild links angegeben ist. v_p wird von O nach rechts gemessen zu C, wie im Bild links richtig steht; im Bild rechts ist es verwirrend gezeichnet, der weisse Pfeil v_p ist falsch. Zu kleine Geschwindigkeiten werden abgeschnitten, siehe Endschalter im nächsten Bild.

Die Strecke O bis C ist immer die Höhe im rechtwinkligen Dreieck, wie schief das Dreieck auch immer steht, und entspricht der gesuchten Eigengeschwindigkeit.

Diese Beschreibung maskiert etwas, dass die **Temperatur** wohl die Haupt-Information darüber ist, wie schnell man eigentlich fliegt.

Jetzt alles zusammen, mit mehr Details:

Bild aus Ref. 2



Horizontale Spindel: sie dreht im Winkel nach $\log(\Delta p/p_s)$. Der Synchro darüber prüft, wie falsch sie noch steht. Der Fehler wird verstärkt und geht zum Motor-Generator M.G., welche die Spindel dreht.

Der chariot auf der Spindel bewegt sich ebenfalls nach $\log(\Delta p/p_s)$. Daraus wird mit der Schablone v_p^2/T_i abgelesen (nach den Gleichungen), geht sofort auf das Metall-Dreieck.

Von unten her kommt die eingeleseene Temperatur T_i , wird hineinmultipliziert nach Höhensatz. Der resultierende Ort der Dreieck-Spitze ist die gesuchte Eigengeschwindigkeit. Ausgang: elektrisch per Potentiometer.

Zwei Endschalter bei $\log(\Delta p/p_s)$, ein Endschalter bei v_p verhindert tiefe Geschwindigkeiten unter 370 km/h. Für Start und Landung muss die v-Anzeige aber trotzdem funktionieren. Die Instrumente im Cockpit haben eigene Druck- und Mach-Versorgung.

Kombinierte Geschwindigkeitsanzeige für den Piloten: km/h und Mach.

Das Instrument für den Piloten hat eigene Druck-Werte direkt von den Sonden her, ist also unabhängig von der Luftdatenzentrale (vgl. p. 3, auch Pilotenhandbuch 1.8.3).

150-400 km/h gedehnt, Marken: rot/weiss 280 minimal zum Aufsetzen. Gelb 340 minimal für Landeanflug. Weiss 450 km/h maximal für offenes Fahrwerk.

Rot/weiss 1400 km/h max. Fluggeschwindigkeit IAS *). Sonst wird das mit 2400 km/h angegeben, aber das ist true airspeed TAS. Mach von 0.98 bis 2.5 auf verschiebbarer, angepasster Skala, alles abgelesen mit einem Zeiger. In diesem Aufklärer ist die US-Version des Rechners eingebaut (beim Crouzet-Rechner ev. etwas anders?).

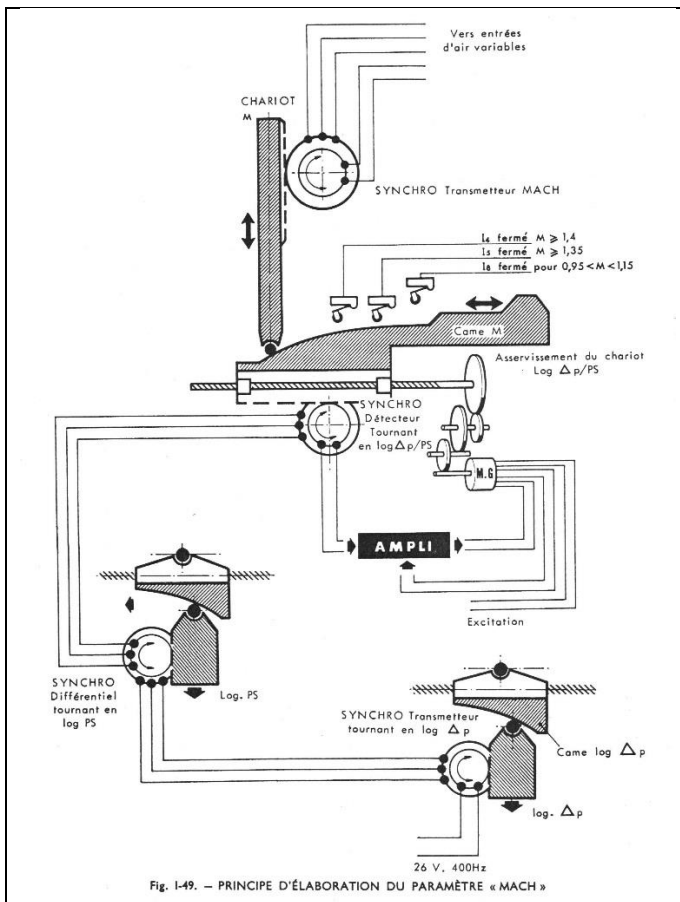


*) Rot/weiss: Text gemäss Ref. 3, 1.8.3, wörtlich zitiert.

Der Crouzet-Rechner deckt einen Geschwindigkeitsbereich von 160 bis 1350 Knoten ab, also von 300 bis 2500 km/h. Das ist aber TAS = true airspeed..

>>> Mach-Zahl

Bild aus Ref. 2



Untere Hälfte der Abbildung: Bildung des Verhältnisses $\log(\Delta p/p_s)$, gleich wie p. 28. Der Synchro in der Bildmitte vergleicht Sollwert und Istwert des Wagens auf der Spindel, Differenz treibt Spindel an. Die Spindel ist dieselbe wie bei der Bestimmung der Eigen-Geschwindigkeit, p. 34.

Darauf sitzt auch noch der Mach-Formkörper, dessen Abtastung vertikal gibt die Mach-Zahl. Wie beim US-Rechner: dessen Output wird über Synchro weitergegeben (Crouzet auch bei der Flughöhe). Der Winkelwert der Mach-Zahl kann damit anderswo kopiert werden.

Einzelshalter:

$M \geq 1.4$ Survitesse, mehr Treibstoff

$M \geq 1.35$ Luftenlass (aber nicht souris ?)

$0.95 < M < 1.15$ contact coupant la surveillance en altitude Z de l'auto-commande.

Autocommande : Höhe oder v oder Kurve kann automatisch konstant gehalten werden. Höhe geht aber nicht bei Druck-Schlägen nahe $M = 1$.

Untere Hälfte des Bildes: Bildung $\log(\Delta p/p_s)$ gemäss Einlesen der beiden Druck-Werte. Zentrum des Bildes: Der Wert von $\log(\Delta p/p_s)$ steuert die lange Spindel, der Rotor muss sich so einstellen, dass Spannung null entsteht (bei Fehlerspannung wird Spindel verstellt). Came Mach wird durch Spindel entsprechend horizontal verschoben, vertikal abgetastet, vertikale Zahnstange steuert den Mach-Ausgangs-Synchro. Zusätzlich: Mehrere Einzelkontakte für Spezialaufgaben.

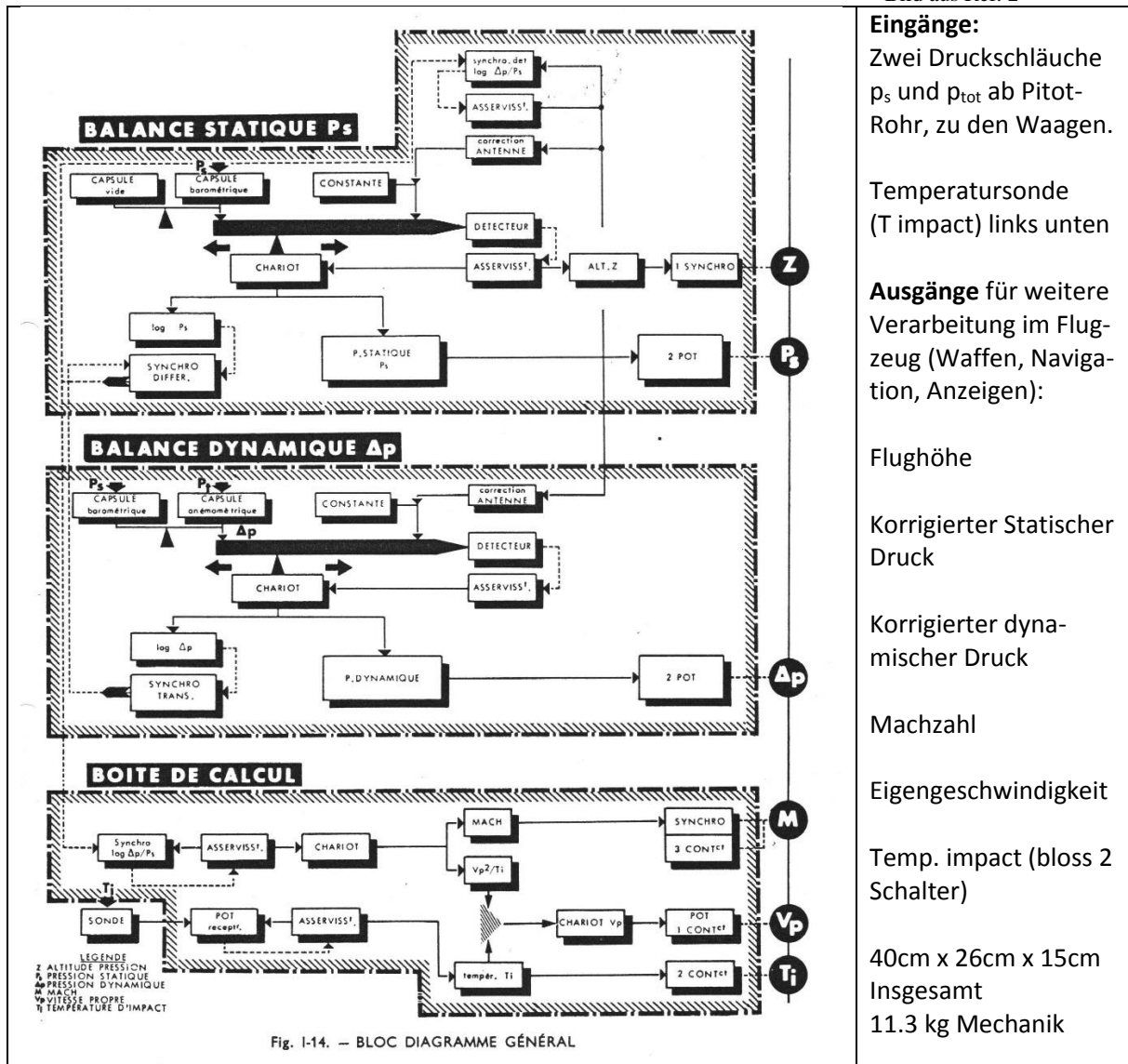
Der Mach-Abtastkörper ist Punkt für Punkt gerechnet worden gemäss den Gleichungen auf p. 27 (linke Bildhälfte).

Einzelshalter $M \geq 1.35$ für Luftenlass: Passt nicht gut zu den dokumentierten Werten für die Souris-Steuerung beim Litton-Rechner, die bei anderen Mach-Werten reagiert und kontinuierlich arbeitet, also nicht als Schalter. Es können aber einige Jahre zwischen Crouzet und Litton liegen, mit neuen Ideen – oder es hat vielleicht auch beim Litton-Rechner noch vergleichbare Werte, die bisher nicht entdeckt worden sind.

Litton-Schalter: Engine control closed above $M 1.4$. Bild 6071

>>> Gesamt-System des Rechners Crouzet

Bild aus Ref. 2



Eingänge:
Zwei Druckschläuche p_s und p_{tot} ab Pitot-Rohr, zu den Waagen.

Temperatursonde (T impact) links unten

Ausgänge für weitere Verarbeitung im Flugzeug (Waffen, Navigation, Anzeigen):

Flughöhe

Korrigierter Statischer Druck

Korrigierter dynamischer Druck

Machzahl

Eigengeschwindigkeit

Temp. impact (bloss 2 Schalter)

40cm x 26cm x 15cm
Insgesamt
11.3 kg Mechanik

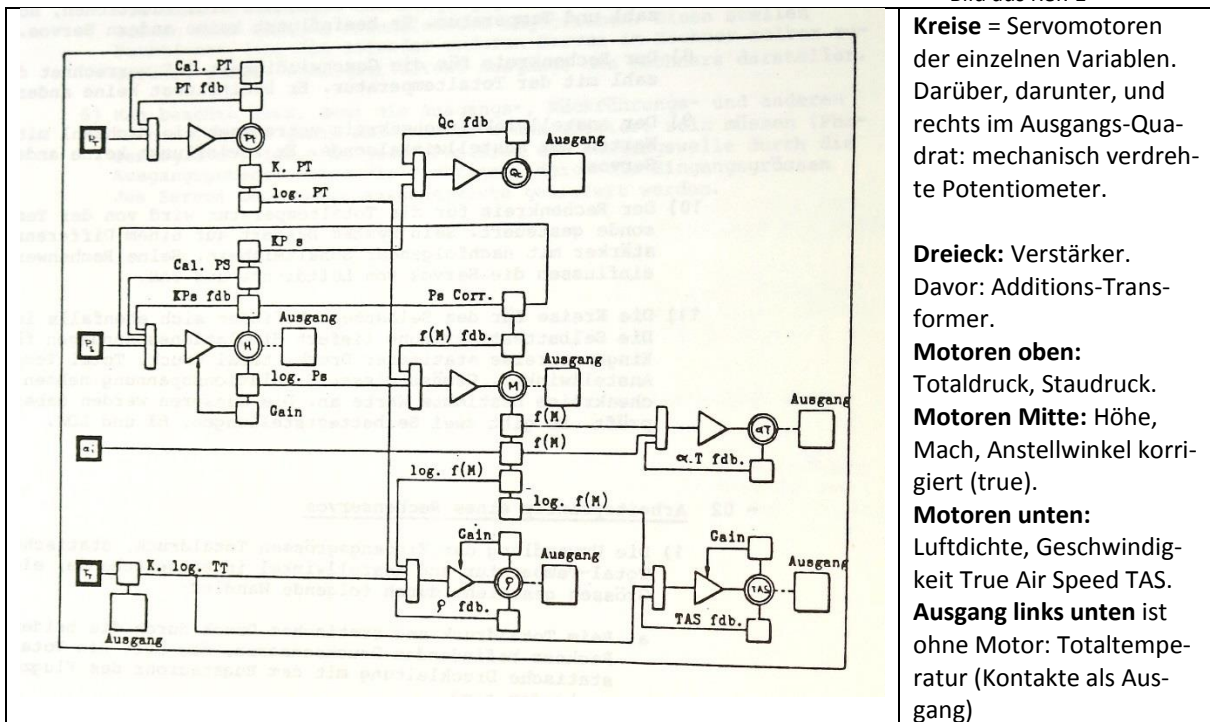
Zur «Correction d'Antenne»: Vergleich Crouzet – Litton-Rechner.

Der **Crouzet-Rechner** korrigiert die beiden Druckwerte des Pitot-Rohres auf markantem und direktem Weg, nur die letzten Feinheiten wurden nicht ganz verstanden. Beim **Litton-Rechner** ist die Correction ebenfalls zu erkennen: Ein Höhen-/Druck-Signal wird – modifiziert durch den Mach-Wert – wieder zurück zur Höhe geführt. Das Mach-Potentiometer D, welches zurückspeist, ist angeschrieben mit $\Delta p_s / p_s$. Das ist zu lesen als dp_s / p_s oder: prozentualer Fehler der statischen Druckmessung, wie falsch das Pitot-Rohr bei jedem Mach-Wert anzeigt. In Ref. 6 gibt Dassault zu jedem Machwert diesen Fehler numerisch an – er wird im Mach-Poti D um diesen Faktor nach-korrigiert. Der Dynamische Druck spürt die nötige Korrektur denn im normalen Differenz-Verfahren: $\Delta p = (p_{tot} - p_{stat})$.

Ist ev. bei Crouzet mit dem bestimmenden Faktor $\Delta p/p_s$ wegen lokal anderer Schreibweise dasselbe gemeint? Nein, unmöglich, bei Crouzet wird der Faktor sehr klar durch den dynamischen und statischen Druck bestimmt.

>>> Gesamt-System des Rechners Litton

Bild aus Ref. 1



Kreise = Servomotoren der einzelnen Variablen. Darüber, darunter, und rechts im Ausgangs-Quadrat: mechanisch verdrehte Potentiometer.

Dreieck: Verstärker. Davor: Additions-Transformer.

Motoren oben: Totaldruck, Staudruck.
Motoren Mitte: Höhe, Mach, Anstellwinkel korrigiert (true).

Motoren unten: Luftdichte, Geschwindigkeit True Air Speed TAS.
Ausgang links unten ist ohne Motor: Totaltemperatur (Kontakte als Ausgang)

Jeweils das erste Potentiometer auf der Welle (fdb) wird als feedback gebraucht: Vergleich von Sollwert und Istwert. Ist alles richtig eingestellt, ist Spannung vor dem Verstärker und nach dem Verstärker gleich null.

Beim Höhenkreis heisst es H, d.h. der Motor dreht nach der Höhe – aber beim Feedback heisst es bereits wieder p_s , statischer Druck. Diese Ambivalenz von Druck und Höhe auf derselben Drehwelle ist durchgehend und überall anzutreffen – und wurde nie richtig begriffen.

Nicht gezeichnet sind: Untersetzungsgetriebe nach dem Motor (1:256 oder 342 oder 182), Generator bei jedem Motor für stabilisierende Gegenspannung, konstante Speisespannung an den meisten Potentiometern (wo nur ein Anschluss wegführt), zahlreiche Ausgangs-Potentiometer für die einzelnen Anwendungen.

Nicht abzulesen aus dem Verschaltungsplan: **Alles muss numerisch richtig eingestellt sein!** Das wird eine sehr grosse Arbeit gewesen sein. Im Analogrechner muss jede Grösse in einem **bestimmten Massstab** dargestellt werden: z.B. 1 km/h = 0.01 Volt, oder ein Winkelgrad, Mach 1, ein Druckwert – alles muss nicht nur im Prinzip, d.h. von der Verschaltung her möglichst genau abgebildet sein, sondern auch numerisch. Die Druck-Sensoren müssen in der Temperatur stabilisiert werden... Alles muss richtig gedämpft sein, nichts darf von selbst schwingen, keine Grösse darf mit der Zeit wegdriften, die Bewegungen sollen auch bei kleinen Signalen treu starten, die «minimum slew rates» müssen der Flugzeugbewegung angepasst sein. - Das gilt alles auch für den mechanischen Crouzet-Rechner.

>>> Kurze Zusammenfassung: Zwei Rechner – Auf zwei Seiten

Die beiden Druckwerte des Haupt-Pitot-Rohres werden in der Luftdatenzentrale auf mannigfache Weise miteinander kombiniert, um daraus verbesserte Werte oder neue Variablen zu errechnen (Eigengeschwindigkeit TAS, true air speed, Machzahl, Luftdichte, Flughöhe, sowie den korrigierten Anstellwinkel und die sog. «Impact-Temperatur»).

Vom Rechner «Crouzet» aus Frankreich (Doppelsitzer) und vom US-Rechner «Litton» (Jäger, Aufklärer) sind die hauptsächlichsten Wirkungsprinzipien dokumentiert geblieben:

- Der Rechner «**Crouzet**» arbeitet mit einer beeindruckenden Fülle an rein mechanischen Elementen wie Hebeln, Waagen, Formkurven, Schiebeschlitten, Spiralfedern, Dreiecken etc., die oft mechanisch, häufig auch elektrisch verknüpft werden (Messbrücken, End-Abschalter, drei Servomotoren für Gewinde-Spindeln, Synchros).
- Beim Rechner «**Litton**» werden sieben Variablen mit motorisierten Drehwellen dargestellt: Der aktuelle Drehwinkel entspricht dem momentanen Wert der Variablen. Die Drehwellen stellen eine Vielzahl von linearen oder auch nicht-linearen Drehwiderständen auf die richtige Position ein, die dann mehrfach miteinander verschaltet werden. Die eigentliche Rechnung ist elektrisch: Verknüpfung und Aktualisierung der Variablen. Die Ausgänge gehen zu den Abnehmer-Geräten: Waffenschaltrechner, Lenkwaffen, Navigation, TARAN, Triebwerk, Lufteinlass, Kameras. Die Ausgangs-Potentiometer sind stets getrennt von den Rechen-Widerständen.

Die wichtigsten **Anzeige-Instrumente des Piloten** arbeiten ohne Rechner (aus Sicherheitsgründen ?) mit den direkt gemessenen Werten von Luftdruck und Anstellwinkel: Höhenmesser, Geschwindigkeit, Mach-Zahl. Es gibt akustische Alarmierungen im Kopfhörer.

Die gemessenen Druckwerte des **Mirage-Pitot-Rohres** werden in beiden Rechnern korrigiert, nach vorgegebenen Tabellen. Der Korrektur-Weg kommt beim Crouzet-Rechner schön und klar zum Ausdruck, die numerischen Einzelheiten dagegen nicht. Beim Litton-Rechner sind die Druck-Korrekturen auch numerisch klar, im Gegensatz zu den meisten anderen Korrekturen. Nachträgliche Druck-Korrekturen heissen in Frankreich «corrections d'antenne».

Nicht bearbeitet wurden zahlreiche Einstell- und Prüfarbeiten rings um den Rechner – bis das alles numerisch stimmt, braucht es einen riesigen Aufwand!

Ebenfalls offen bleiben die Flügerfahrungen: wie sich das bewährte, wie genau es war, welche Schwachstellen zu beobachten waren, etc.

Bild: ETH-Sammlung E-Pics, Mirage, Flugzeugwerk Emmen, Comet Foto. Durch die dünnen Schläuche erfolgt eine statische Prüfung der Anzeigen oder des Verhaltens des Rechners.



Art der Berechnungen

Bei den Rechnern Litton und Crouzet handelt es sich der Aufgabe entsprechend um «Instant-Rechner»: Input und Output stellen die **Momentanwerte** der Variablen dar. Sie beeinflussen und ergänzen einander – aber es wird nicht in die Zukunft oder Vergangenheit geschaut. Die Variable ZEIT spielt selber keine Rolle. Es gibt keine zukünftigen Dinge zu berechnen, und es werden keine Veränderungen in den letzten fünf Sekunden berücksichtigt. Es gibt keine Integral-Rechnung und keine Differentialrechnung im Luftdatenrechner.

Eine winzige Ausnahme erfolgt, aber nicht im Luftdatenrechner: In einem aufwändigen Alarmierungssystem mit unterschiedlichen Tonhöhen, Tonintervallen, Lautstärken wird der Pilot auf diverse Unregelmässigkeiten aufmerksam gemacht. Hier wird berücksichtigt, wie schnell sich der Anstellwinkel einer bedrohlichen Situation annähert – da wird «vorausgedacht». Selbstverständlich haben die diversen Waffen- und Navigationsrechner viele Geschwindigkeits- und Annäherungsprobleme zu behandeln: Treffpunkte, Flugbahnen, Trägheitsnavigation.

Kaum Kontakte zwischen Rechner und Pilot:

Es gibt keine direkten Anzeigen an den Piloten, und der Pilot kann nicht in die Rechenvorgänge eingreifen – mit ganz kleinen Ausnahmen:

- Das Alarmton-System benötigt die Machzahl ab Rechner.
- Eine Ausgabe des Rechners ist die gegenwärtige Flughöhe im Rahmen der IFF-Abfrage (Freund-Feind).
Sonst gehen alle Ausgänge an weitere Rechner im Flugzeug: Zu Waffenbedienung, Hydraulik und Navigation.
- Die Position des Verdrängungskörpers im Lufteinlasskanal «La Souris» wird vom Rechner gesteuert, kann vom Piloten geprüft, zur Not von Hand übersteuert werden.

Steht das Flugzeug mit geöffneten Luken im Hangar, kann mit einem eingebauten Test beim Litton-Rechner das richtige Funktionieren der Servokreise von Hand überprüft werden. Kabelbrüche oder Sensor-Fehler würden nicht unbedingt entdeckt.

Vergleich Litton / Crouzet bei den Rechenvorgängen:

Es gibt wenige Informationen zu den numerischen Korrekturen. Da und dort erkennt man unterschiedliche Informationswege, z.B. bei der Korrektur der Pitot-Rohr- Druckwerte:

- Bei **Litton** wird eine numerische Korrektur des statischen Druckes je nach aktueller Machzahl durchgeführt, unabhängig von der Höhe. Der dynamische Druck wird automatisch durch die normale Differenzbildung korrigiert. Zur Bestimmung der Machzahl wird der Total-Druck und der korrigierte statische Druck gebraucht.

Korrekturen des statischen Druckes, gemäss Dassault-Vorgaben:

0.1% bei M 0.5 .. 0.7 / schwankend um M 1 / 1% bis 2% bei M 1.2 - 1.4 / 3% bis 4% bei M 1.6 - 2 / 2% bei M 2.2.

- Bei **Crousaz** wird aus den gemessenen Druckwerten laufend ein Faktor ($\Delta p_s / p_s$) ermittelt, also das Verhältnis dynamischer Druck zu statischem Druck, und daraus je eine eigene Korrektur für die beiden Druckwerte ermittelt. Aus demselben Faktor wird auch der Machwert berechnet. Das sind kleine Unterschiede zwischen beiden Rechnern, die sich bei genauerer Kontrolle wohl als belanglos erweisen würden.

Post Scriptum: Nach Abschluss der Arbeiten sind weitere Quellen gefunden worden

Zum Rechner Litton

Bei einem Sammler waren die **Original-US-Ausbildungs-Unterlagen** einzusehen, woraus einige aufschlussreiche Passagen hervorgehen: Ref. 7.

Zitat: «Never check the resistance of a potentiometer with an ohmmeter.» Ups.. wie bitte ?

Calibration procedure of the pressure sensors (p_{tot} , p_s)

Unterrichtszeit: 8 Std.

Einzustellen: Cap adjust, Zero adjust, Slope adjust.

Testfragen: What indications would you expect to find if the sensors were not checked for leaks and if a leak would be present in either sensor or in both ?

Explain why the mach shaft must be kept below mach 1.0 during calibration of the altitude shaft.

Wieder ein Hinweis dafür, dass die Welle nach der Höhe dreht, und nicht nach dem statischen Druck.

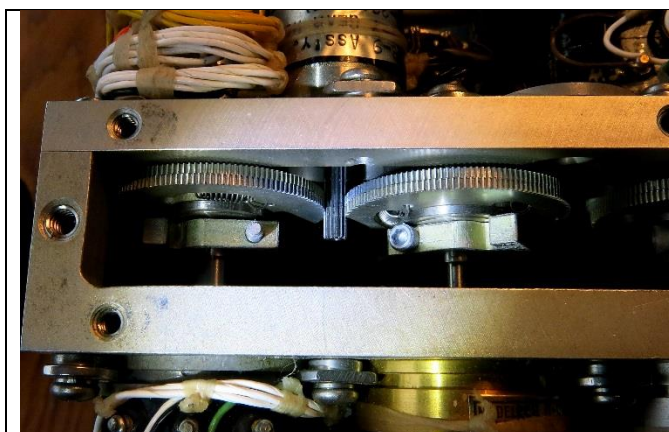
Calibration procedure of the pressure sensors (p_{tot} , p_s)

Aus Buochs fielen kräftige und sehr deutliche Worte von jemandem, der diese Kalibration selber machen musste: Die französische Version mit den Druckwaagen und Aneroid-Dosen sei viel einfacher und deutlich stabiler gewesen als die Litton-Sensoren. Bei Litton habe man das fast nicht hingebraucht – kaum habe man es aus den Händen gegeben, hätte man gleich wieder beginnen müssen.

Phasing of gear train:

Unterrichtszeit: 8 Std.

Es geht um eine Art Synchronisation: Ein einziger Motor bedient oft mehrere Stapel mit zusammengebundenen Potentiometern. Ein Motor mit nur einem Stapel findet automatisch die richtige Lage, aber wenn ein Motor zwei Wellen bedient, müssen sie so zusammengesetzt werden, dass beide Teil-Wellen in richtiger Stellung zueinander laufen.



Bildmitte von oben her, auf kleinem Ritzel endend: Motor für Staudruck = dynamischer Druck. Von unten her kommt links das Rechen-Potentiometer des Staudruckes (Feedback), rechts davon die Ausgangspotentiometer für den Staudruck. Die feinen Wellen der Potentiometer können mit einer Quetsch-Kupplung variabel zu den grossen Zahnrädern befestigt werden – und diese gegenseitige Stellung muss überall stimmen (ev. feiner als ein Zahnsprung). Knapp sichtbar sind die Spiralfedern zur Verspannung innerhalb der spielfreien Doppel-Zahnräder.

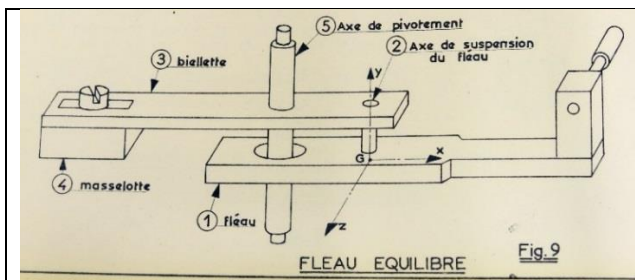
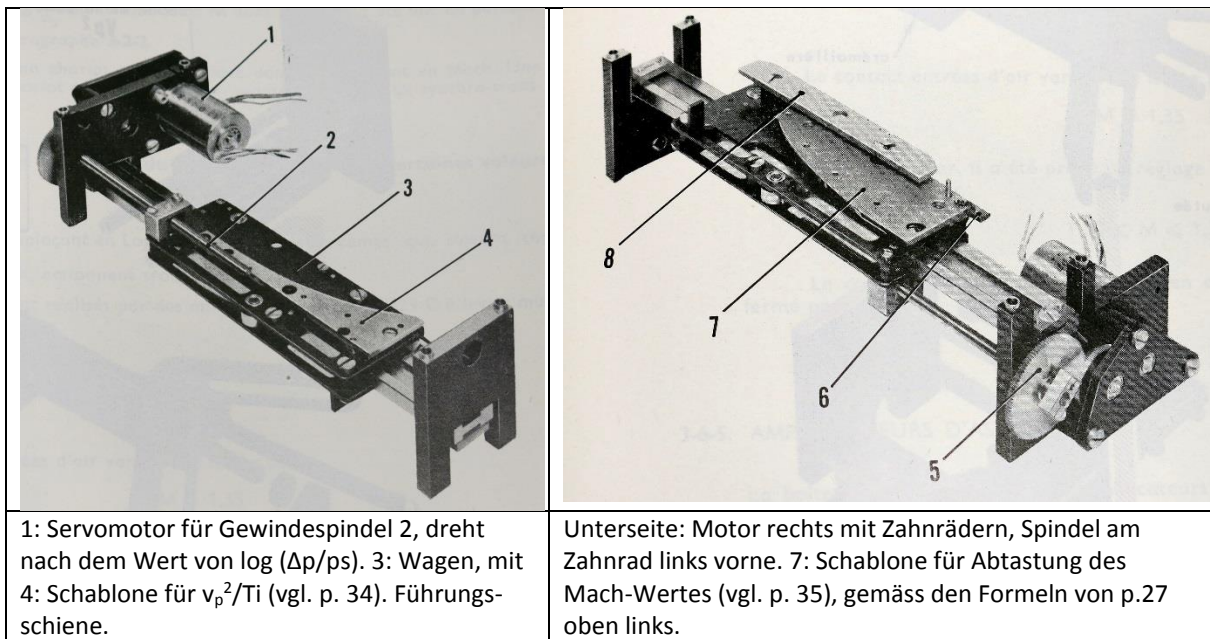
Beobachtung am Gerät: Es gibt keinen spürbaren «Nullpunkt», man kann die Potentiometer von Anfang bis Ende durchdrehen und dann noch weiter – und ist wieder am Anfang.

Testfrage bei der Ausbildung: What effect would an altitude phasing error have on the mach computation ?

Zum Rechner Crouzet

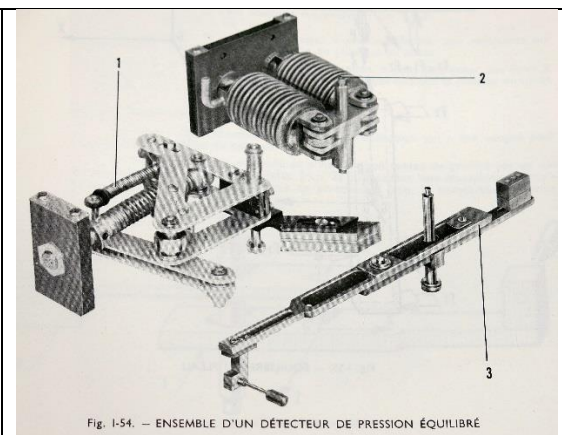
Abbildungen: In den Original-Unterlagen aus Frankreich fanden sich qualitativ bessere Bilder. Trotzdem ist es eher schwierig, sich zu orientieren – es geht besser bei einzeln dokumentierten Konstruktionen, als bei grossen, mehrfach zusammengesetzten Stücken.

Dasselbe Bauteil von oben und von unten:



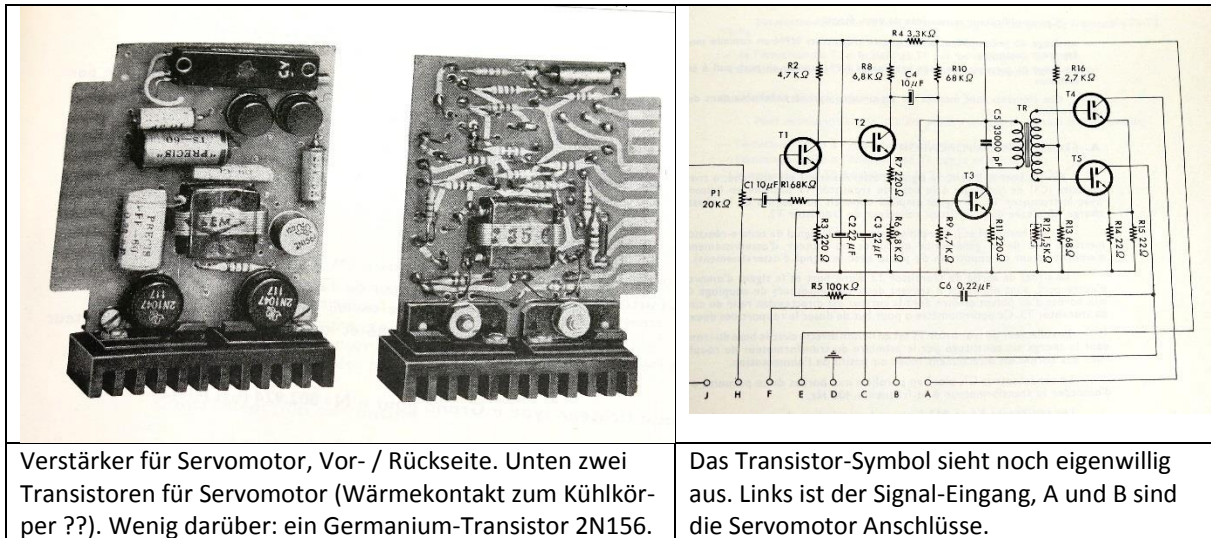
Kraftwaage für Druckmessungen – unempfindlich für Beschleunigungen. Der untere Balken ist die Waage: Druck-Kraft und Feder-Kraft steuern den Ort der mittleren Gegenkraft so, dass alles im Gleichgewicht ist (nur winzige Bewegungen beim Loch). Aufgehängt ist die Waage in ihrem Schwerpunkt – an einem zweiten Balken, der seinerseits in seinem Schwerpunkt drehbar gelagert ist. Winzige Suchbewegungen der Waage werden durch das Loch nicht behindert.

Ref. 2, frühere Fassung 1962



Waage: Aneroid-Dosen einerseits, starke Feder und correction d'antenne andererseits drücken auf den Waagebalken (hier: an der Oberseite). Ein Servokreis verschiebt den Drehpunkt, bis drei Kräfte im Gleichgewicht sind. Markanter vorstehender Eisendorn liegt in einer Spule mit mehreren Wicklungen, ihr Signal hält den Balken stets am selben Ort (vgl. p.28). Sorgfältig ausgewählte, exakt gleich grosse Baro-Dosen werden benötigt.

Ref. 2



Verstärker für Servomotor, Vor- / Rückseite. Unten zwei Transistoren für Servomotor (Wärmekontakt zum Kühlkörper ??). Wenig darüber: ein Germanium-Transistor 2N156.

Das Transistor-Symbol sieht noch eigenwillig aus. Links ist der Signal-Eingang, A und B sind die Servomotor Anschlüsse.

Historische Entwicklung

Diese Bilder aus den Jahren 1962, 1964 müssen den **Contraves**-Ingenieuren schmerzlich bewusst gemacht haben, welche Belastung ihr früher Start und die lange Entwicklungsdauer der erfolgreichen Feuerleitgeräte Super-Fledermaus mit sich brachte: Sie verwendeten noch Röhrenverstärker – die waren natürlich viel grösser und schwerer. Ein datierbares Feuerleitgerät in einem schwedischen Museum zeigt, dass die gesamte Contraves-Rechentechnik im Jahre 1948 mit einem Analog-Rechner mit ebenfalls Drehwellen, Rechenkondensatoren und Röhrenverstärkern funktionsfähig war. Danach wurde noch der Rechengang optimiert (z.B. getrennte Geschossflugzeiten für jedes einzelne Geschütz). Ab ca. 1954-56 begann mit einem grossen Nato-Auftrag eine erfolgreiche Verkaufs-Serie. Super-Fledermaus ab ca. 1962. Erst der Nachfolger Skyguard verwendete Transistoren – bereits mit einem Digitalrechner. Der Flak-Pz Gepard erhielt wieder einen Analogrechner mit Drehwellen, aber transistorisiert: Prototypen 1965-70, Entwicklung bis Serienreife 1970-72.

Quellen:

1. Unterlagen zu Mirage III S/RS: Unterhaltsvorschrift 56.155d, Stufe 1 und 2, Kap. 54: Luftdaten-Systeme. Vorhanden in Buochs beim Mirage-Verein (und sicher auch in Dübendorf).
2. Centrale aérodynamique de CROUZET, type 21: Alle schematischen Zeichnungen dieses Rechners stammen daraus. Unterlagen bei einem privaten Sammler. Im Bundesarchiv und in der Guisan-Bibliothek ist nichts zu finden, in Buochs auch nicht. Es sollen noch mechanische Crouzet-Rechner bei Sammlern vorhanden sein. Etablissements Crouzet, Valence, Drôme F.
3. Pilotenhandbuch für Mirage, 56.158, z.B. 1987.
4. Angaben über Flugzeugwaffen, Munition und Fliegerbomben. Sektion für Schiessversuche Thun, Febr. 1942. Tafel 122. Als Teil eines elektronischen Sammel-Versandes unter E27-1000-721-18911. Rückwärts-Suche geht nicht. Besser unter E27#1000/721#18911*
5. https://www.nasa.gov/centers/dryden/pdf/88377main_H-2044.pdf
Nasa-Sicht: Korrekturen der Pitot-Rohre, Eich-Methoden, Messflüge.
Falls Adresse nicht geht: Nasa Technical Memorandum 104316, Air Data Measurement and Calibration. Edward A. Haering. Dec. 1995. Nicht gross erhellend.

6. Verkaufsvertrag zwischen Litton und «Service Technique du Département Militaire Fédéral», (STM = KTA ?), signiert am 13. und 19.7.1962. Enthalten im Bundesarchiv, E5150C#1977/189#6*

7. LC-3 Air Data Computer: Technical Training, Student reference material. Litton Industries, Beverly Hills, California. 1.1.1964. Bei einem Sammler eingesehen.

Auf dem Titelblatt ist eine Mirage abgebildet – wie schon früher vermutet: Der US-Rechner dürfte eine Extra-Anfertigung für die CH-Bestellung sein (Frankreich wird in seine Flugzeuge den Crouzet-Rechner eingebaut haben).

8. >>> **Umrechnen von Geschwindigkeiten** je nach Höhe: <https://aerotoobox.com/airspeed-conversions/>
CAS ist ca. gleich gross wie IAS (calibrated airspeed, indicated airspeed).

Dank

Als Nicht-Aviatiker ist der Autor sehr dankbar für allerlei Informationen der fliegenden Zunft. Speziellen Dank an den Mirage-Verein Buochs, an den ehem. Werkpiloten Ferdinand Meyer, an Andreas Weber, Bruno Lurati, Hans Burkard, an das Fliegermuseum Oberaargau, Beat Troesch, Matthias Jost, Thomas Müller, Pierre Masson, und ganz besonders an Daniel Jenni – er hat sich ein enormes Wissen über allerlei Einzelheiten der Mirage angeeignet.

Bisherige Arbeiten in dieser Serie:

Dies ist die neunzehnte Arbeit in einer Reihe, in der **historische Militärrechner** studiert und beschrieben werden – anfänglich im Bereich der **Fliegerabwehr**, später sind auch Flugzeug-Rechner dazugekommen:

Erste Arbeit:	Kommandogerät SPERRY	Herbst 2014
Zweite Arbeit:	Kommandogerät GAMMA-JUHASZ-HASLER	2014/15
Dritte Arbeit:	Diverse Geräte der Fliegerabwehr: Distanzbestimmungen, Kontroll- und Schulungsgeräte	
Vierte Arbeit:	Rechnen mit präzis geformten Stahlkörpern	März 2016
Fünfte Arbeit:	Kommandogerät zur 34mm Kanone (Winkelgeschwindigkeits-Gerät)	Mai 2016
Sechste Arbeit:	Frühe CONTRAVES-Geräte: Oionoskop mit Stereomat und Verograph	Juli 2016
Siebente Arbeit:	Horchortung: Elascop und Orthognom	Nov 2016
Achte Arbeit:	Kurvenflug-Rechner	Jan 2017
Neunte Arbeit:	Automatisierte Rechner für Geschossflugbahnen	Mai 2017
Zehnte Arbeit:	Auswanderungsmesser: Flugzeugvermessung im 1. Weltkrieg	Okt 2017
Elfte Arbeit:	Rechenanlage Verograph zur genauen Distanzbestimmung	Dez 2018
Zwölfte Arbeit:	Flabvisier XABA zur 35mm-Kanone 1963 Oerlikon	Mai 2019
Dreizehnte Arb:	Hunter-Rechner BT-9 von SAAB (Flugzeug-Rechner)	März 2020
Vierzehnte Arb:	Kommandogerät GAMMA: Reparaturheft gefunden (kurzer Text)	Jan 2021
Fünfzehnte Arb:	Venom-Rechner LAR (Flugzeug-Rechner)	Juni 2021
Sechzehnte Arb:	Feuerleitgerät 63/69 «Super-Fledermaus»	Dez 2021
Siebzehnte Arb:	Integrieranlage IA-58 von Contraves	Aug 2022
Achtzehnte Arb:	Abwurf-Zielfernrohr Goerz-Boykow (Flugzeug-Rechner)	Juli 2023

André Masson, Langenthal / Schweiz

Dezember 2023