



Boeing 707, 747, DC 10

Kapitel 34 ...

Trägheits- navigationssystem

Lufthansa
TECHNISCHE SCHULE

Eigentum der
Deutschen Lufthansa AG
Bei Ausscheiden aus der Firma zurückzugeben

GRUNDLAGEN DER TRÄGHEITSNAVIGATION

1. Grundlagen

2. Allgemeines

2.1 Komponenten der LTN 72-Anlage

2.2 Ausbau

2.2.1 Doppler System

2.2.2 High Range Altimeter

2.2.3 Loran System

2.2.4 Navigator Station

2.3 Umbau

2.3.1 Wetterradar Receiver

2.3.2 Audio Selector Panel

2.3.3 Fuel Reset Knöpfe und Buchsen für
F/E's Mike and Headset

2.3.4 Compaß Control Panel

2.3.5 Wetterradar Control Panel

2.3.6 Frequenzpläne für HF

2.3.7 Selcal Control Panel

2.4 Modifizierung von Geräten

2.4.1 Autopilot Control Panel

2.4.2 TAS-Indicator

2.5 Eingebaut bleiben:

2.6 Loran-System beim Erprobungseinbau

3. INS-Anlage LTN 72 Stromversorgung

3.1. Stromversorgung der INS-Anlage

3.2 Funktion der LTN 72-Anlage

Lufthansa

Technische Schule

Trägheitsnavigationsanlage

707, 747, DC-10

Kap. 34... Seite 2

Datum 1.73

Bearbeiter dth

Korrektur-Nr.

3.2.1 MSU-Schalterstellung OFF

3.2.2 MSU-Schalterstellung STBY

3.2.3 MSU-Schalterstellung ALIGN

3.2.4 MSU-Schalterstellung NAV

3.2.5 MSU-Wahlschalterstellung ATT REF

3.2.6 Eingabe- und Anzeigegerät

Control Display Unit (CDU)

4. Bedienung

4.1 INS-Anzeigen nach Einschaltung

4.2 Test

4.2.2 HSI-Testanzeigen

4.2.3 Kandanrahmentest

4.3 Action Code und Malfunction Code

4.4 Standorteingabe

4.5 Wegpunkteingabe

4.6 Track Switching

4.6.2 Manuelle Umschaltung

4.7 Anzeige der Navigationsdaten

4.7.1 Anzeige der Navigationsdaten
an der Control Display Unit

4.7.2 INS-Anzeige am HSI

4.8 Besondere Betriebsarten

4.8.1 Betriebsarten Festkurs

Track Hold Mode

4.8.2 Betriebsart Parallelkurs

XTK Offset Mode

4.8.3 Anfangskurseingabe

Initial Track Selection

4.8.4 Ermittlung von Vorrusstrecken-
daten

Remote Ranging

4.8.5 Standortkontrolle und Korrektur

Position Check and Up-
dating

1 Grundlagen

Eine Trägheitsnavigationsanlage mißt fortlaufend die Beschleunigung, der ein bewegter Körper unterliegt. Zur exakten Messung sind Beschleunigungsmesser erforderlich. Nimmt man an, daß ein Beschleunigungsmesser die Horizontalbeschleunigung in Nordsüdrichtung, der andere in Ostwestrichtung die Beschleunigung mißt, so läßt sich aus beiden Meßgrößen nach dem Satz von Pythagoras die tatsächliche Beschleunigung und auch Beschleunigungsrichtung errechnen.

Nimmt man beispielweise eine konstante Beschleunigung an, so steigt die Geschwindigkeit linear an

$$v = b \cdot t$$

Der Betrag der Geschwindigkeit entspricht der Fläche unter der Beschleunigungskurve. Aus der mittleren Geschwindigkeit läßt sich für diesen Fall der Weg ermitteln zu

$$s = \frac{v \cdot t}{2} = \frac{b \cdot t \cdot t}{2}$$

Multipliziert man also die Beschleunigung zweimal mit der Zeit, so kann man in Beschleunigungsrichtung den zurückgelegten Weg ermitteln. Das Multiplizieren mit der Zeit in unendlich kleinen Zeitintervallen wird mit Integratoren vorgenommen.

Der Beschleunigungsmesser hat seine Prüfmasse als Pendel ausgeführt. Elektrisch stellt das Pendel die bewegliche Platte eines Kondensators dar. Die Kapazitätsänderung mit der Beschleunigung wird durch eine Brückenschaltung als Spannung am Pick off ausgebildet.

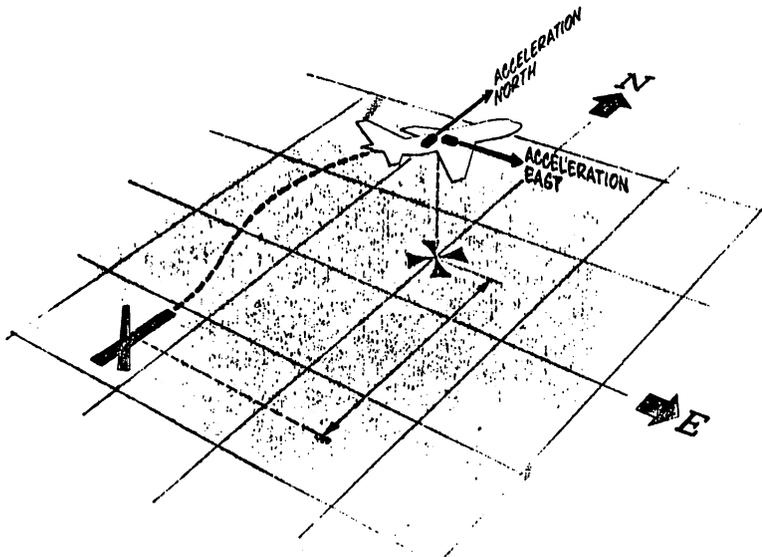
Der Beschleunigungsmesser arbeitet wegen seines sehr großen Meßbereichs nach dem Stromrückstellprinzip. Ein Torquer fesselt den Beschleunigungsmesser nahe der Nulllage, der Torquestrom ist ein Maß für die anliegende Beschleunigung.

Die verstärkte Spannung, die von der Beschleunigung direkt abhängt, wird durch Integration zuerst in die Geschwindigkeit umgesetzt, durch einen nachfolgenden Integrator in den zurückgelegten Weg.

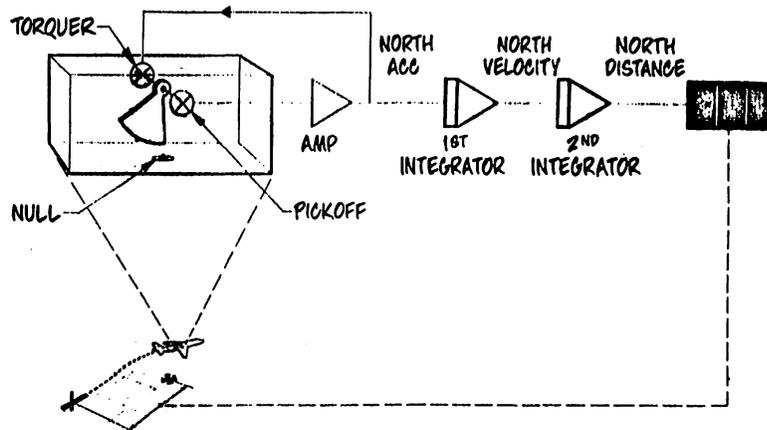
Durch die Messung in Nordsüdrichtung und in Ostwestrichtung läßt sich die Geschwindigkeit über Grund ermittelt, bei bekanntem Heading auch der Driftwinkel.

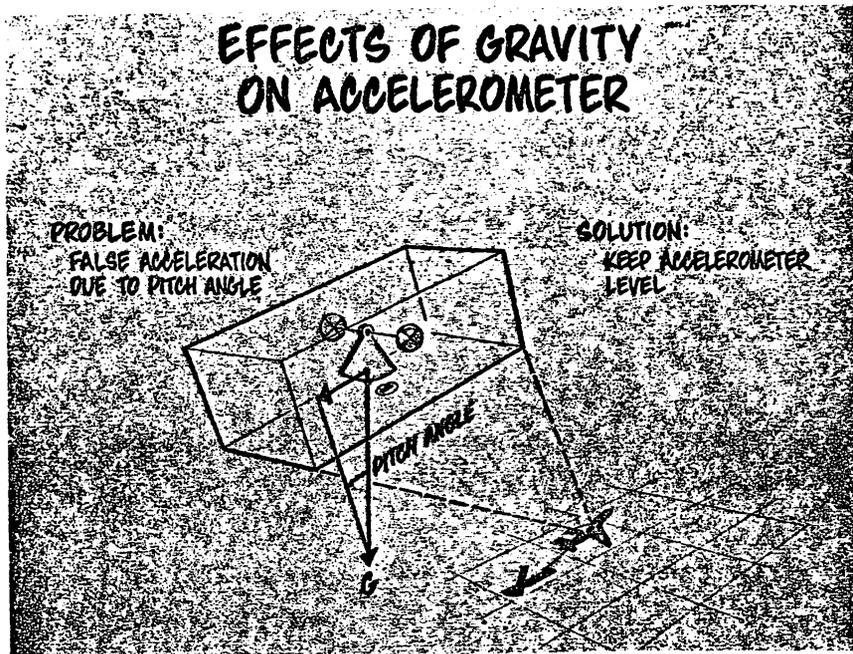
Da zu Beginn der Messung der Standort eingegeben wurde, läßt sich über die Ostwestwege und Nordsüdwege der neue Standort errechnen, der an der Control Display Unit in Schalterstellung POS abgelesen werden kann.

THE ACCELEROMETER

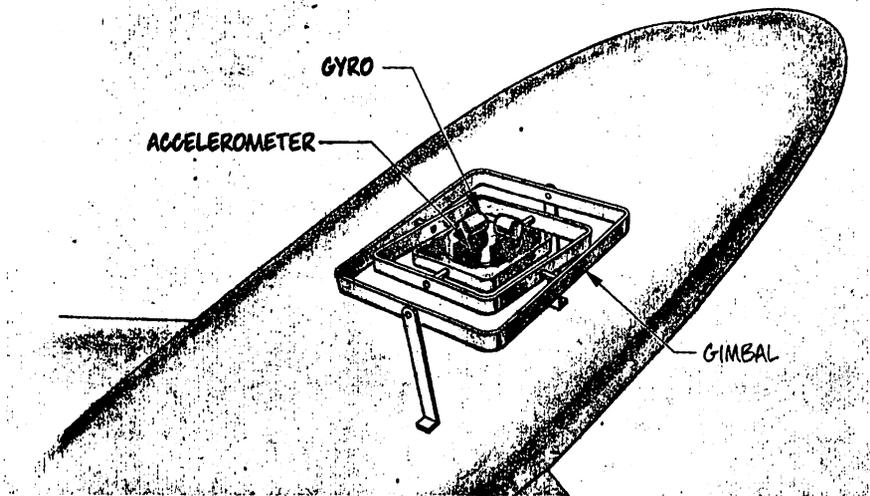


ACCELEROMETER AND INTEGRATORS



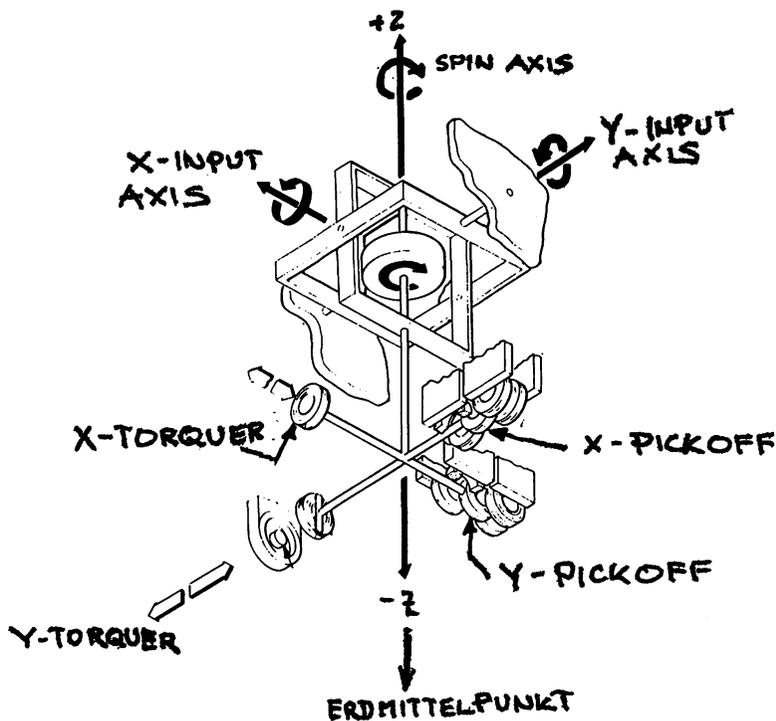
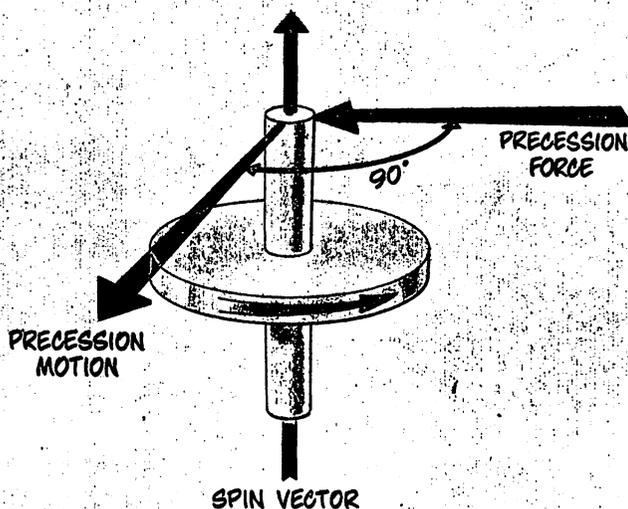


GIMBALS AND GYROS ISOLATE ACCELEROMETERS FROM EFFECTS OF GRAVITY



Bei festmontierten Beschleunigungsmessern würde bei einer Pitch- oder Roll-Lage des Flugzeugs der Beschleunigungsmesser auch eine Komponente der Erdbeschleunigung mitmessen. Um dies zu vermeiden, müssen die Beschleunigungsmesser genau horizontal in ihrer Meßachse ausgerichtet sein, was eine kreiselstabilisierte Plattform realisiert.

THE GYROSCOPE



Ein Vertical Gyro mit den Meßachsen X und Y fungiert nach der Aufrichtphase als Lagereferenz für die Plattform; während der Aufrichtphase, die von den X- und Y-Beschleunigungsmessern gesteuert wird, wirkt der Gyro als Integrator für die beschleunigungsabhängige Spannung vom Beschleunigungsmesser.

EARTH-ORIENTING THE PLATFORM

IN ORDER TO KEEP THE ACCELEROMETERS
LEVEL WITH RESPECT TO EARTH, WE MUST
COMPENSATE FOR THE FACT THAT

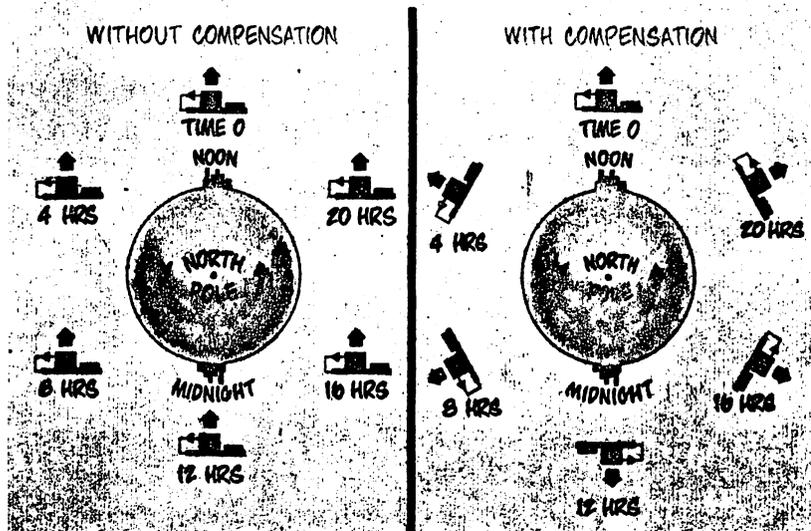
① THE EARTH IS ROTATING



② THE EARTH IS ROUND

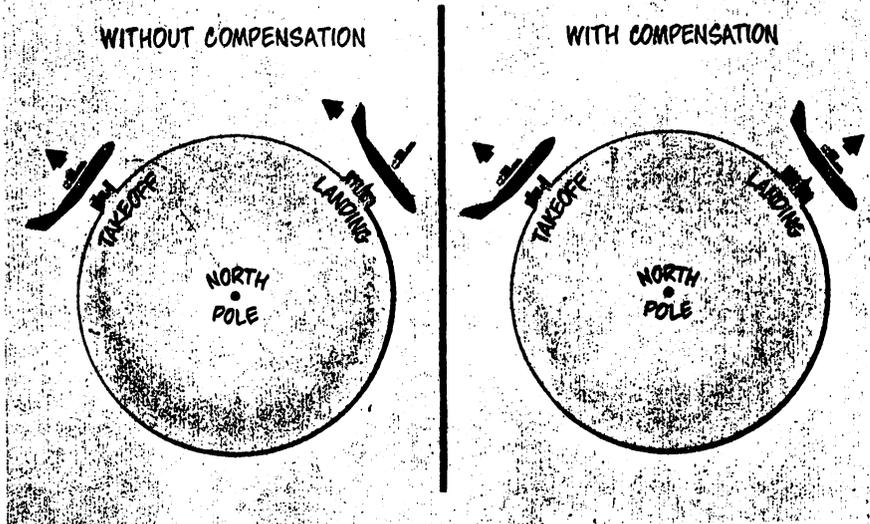


EARTH ROTATION RATE COMPENSATION

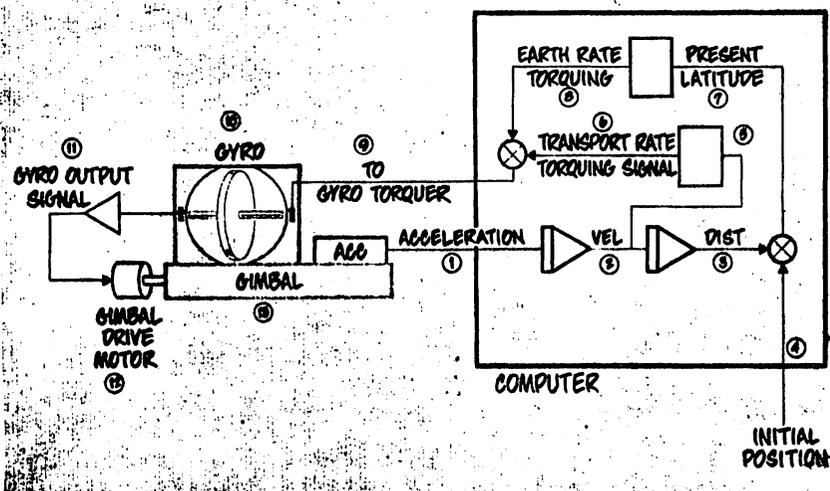


Am Äquator beträgt die Nadel-
führrate 15,4°/h,
am Pol 0°/h.

TRANSPORT RATE COMPENSATION



GYRO TORQUING



Die Schaltung zeigt, wie das scheinbare Kippen durch die Erddrehung behoben wird. Der Computer muß für diese Aufgabe den augenblicklichen Standort aus den Beschleunigungssignalen ermitteln. Der errechnete Breitengrad bestimmt die Nachführrate, die als Torquestrom auf den Kreisel gegeben wird. Entsprechend wird der Kreisel präzedieren, das Pickoff-Signal führt über ein Plattformservo den Rahmen nach.

Für die Behebung der scheinbaren Präzession durch die Flugzeuggeschwindigkeit wird der vom Computer errechnete Geschwindigkeitswert in einen entsprechenden Torquestrom umgelegt.

Beschleunigungskorrekturen

Bewegungen auf der kugelförmigen, rotierenden Erde führen zur Messung von zusätzlichen Beschleunigungen, die im Meßsystem kompensiert werden müssen. Die als Störungen auftretenden Beschleunigungen sind die Zentripetalbeschleunigung und die Coriolisbeschleunigung.

Allgemein gilt, daß ein Körper, der sich auf einer Kreisbahn bewegt, stets einer nach dem Kreismittelpunkt gerichteten Zentripetalbeschleunigung unterliegt. Ein Flugzeug auf einem Großkreis mit der Flugeschwindigkeit v hat dabei eine Zentripetalbeschleunigung von

$$b_Z = \frac{v^2}{R} \quad R \hat{=} \text{Radius des kreisförmigen Flugweges.}$$

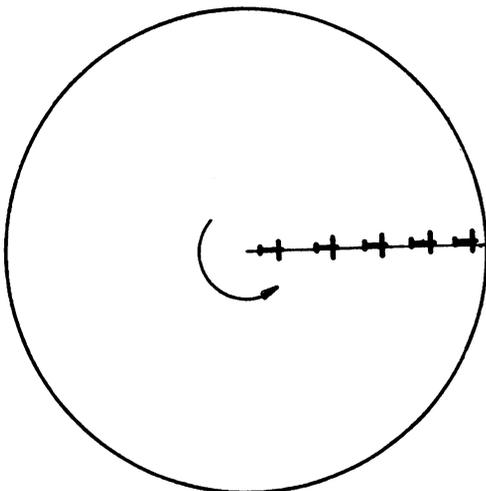
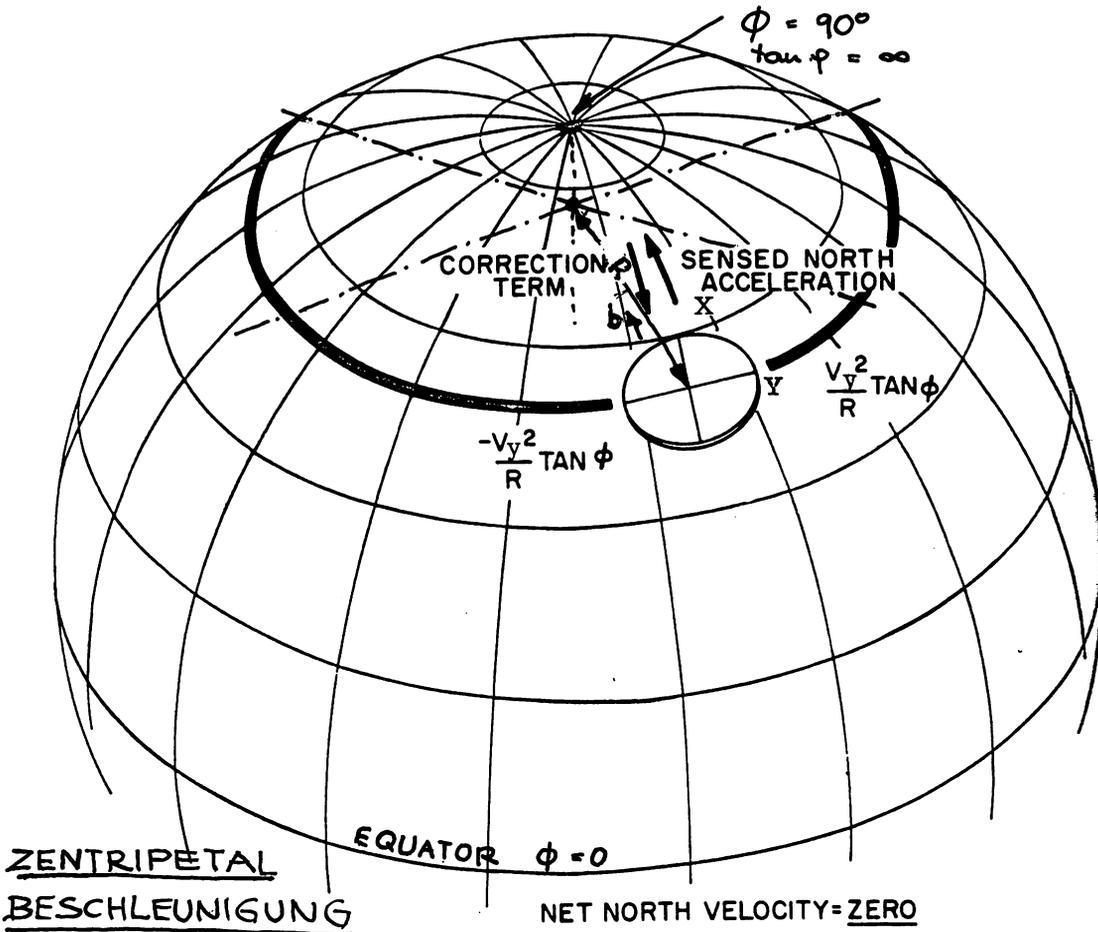
Beim Flug längs des Äquators liegt diese Beschleunigung in der Z-Achse und wird dabei vom X- oder Y-Beschleunigungsmesser nicht erfaßt. Beim Flug längs anderer Breitengrade jedoch kommt es bei einer auf geographisch Nord ausgerichteten Plattform zu einer Beschleunigungskomponente auf die X-Achse

$$b_{Z_X} = \frac{v^2}{r} \tan \phi.$$

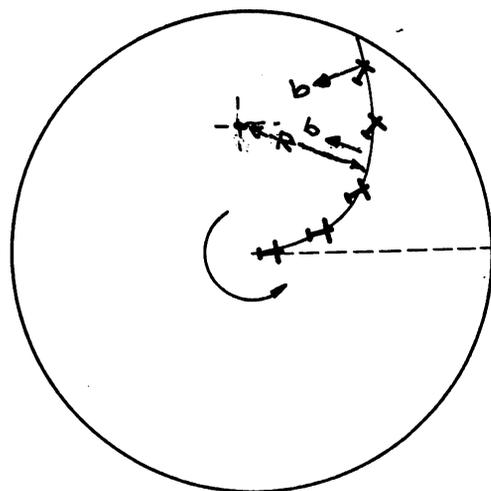
Am Pol muß eine auf geographisch Nord ausgerichtete Plattform wegen des unendlich hohen Korrektursignales versagen. Damit das INS-System auch hier arbeitet, bezieht lediglich der Computer alle Größen auf den geographischen Nordpol.

Die Plattform ist um einen Winkel vom geographischen Nordpol versetzt. Hierdurch kompliziert sich das Korrektursignal dahingehend, daß Korrekturen auf die X- sowie auf die Z-Achse erforderlich sind.

Die Coriolisbeschleunigung entsteht durch die Erddrehung. Bei einem Flug längs eines Meridians, vom Nordpol ausgehend, erscheint für einen Beobachter im Raum außerhalb der Erde der Flugweg gekrümmt. Die Bahnkrümmung ist durch Coriolisbeschleunigung entstanden (siehe Zentripetalkraft), die vor dem Integrator zur Ermittlung der Geschwindigkeit kompensiert werden muß.



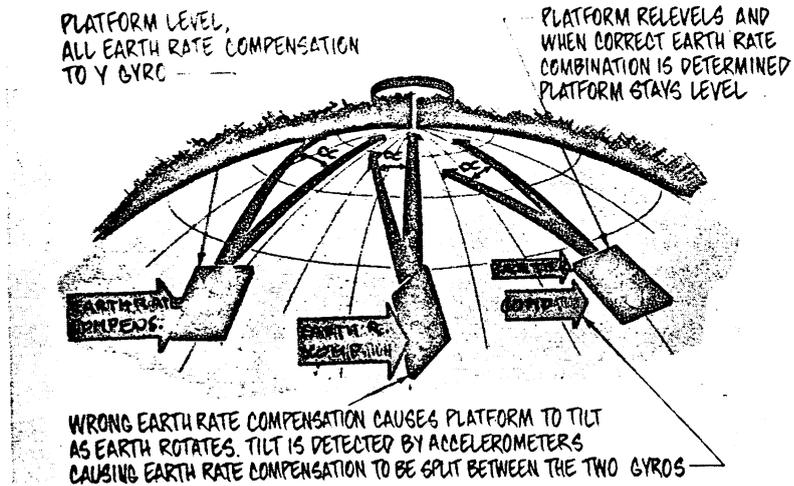
Flugweg für Beobachter auf d. Erde



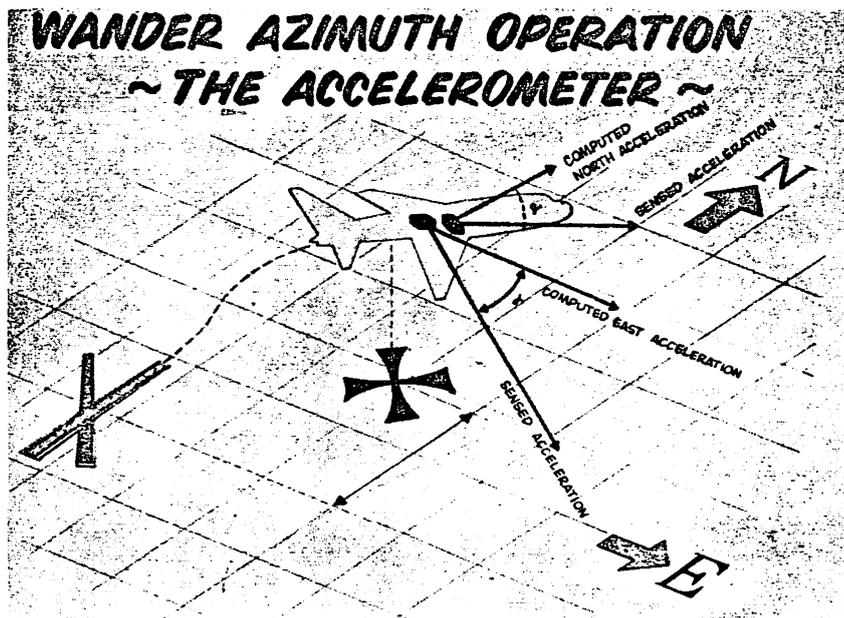
Flugweg für Beobachter im Raum

CORIOLIS BESCHLEUNIGUNG

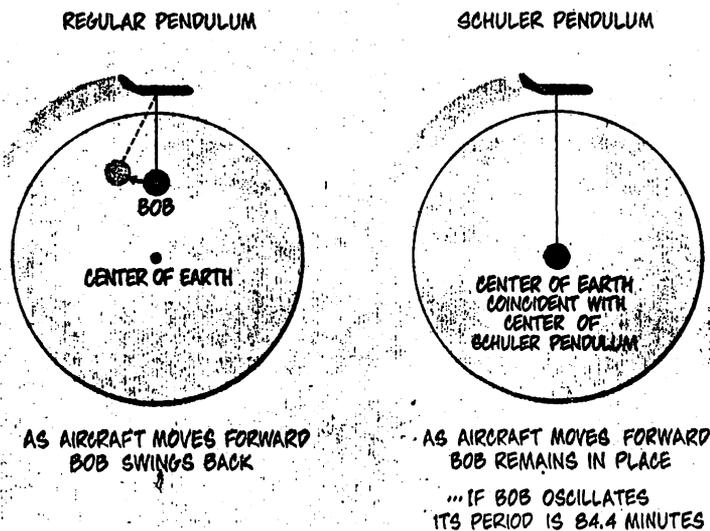
WANDER AZIMUTH GYROCOMPASSING



Der Winkel α wird als Winkel entgegen dem Uhrzeigersinn zur X-Richtung vom geographischen Nordpol aus gesehen errechnet.



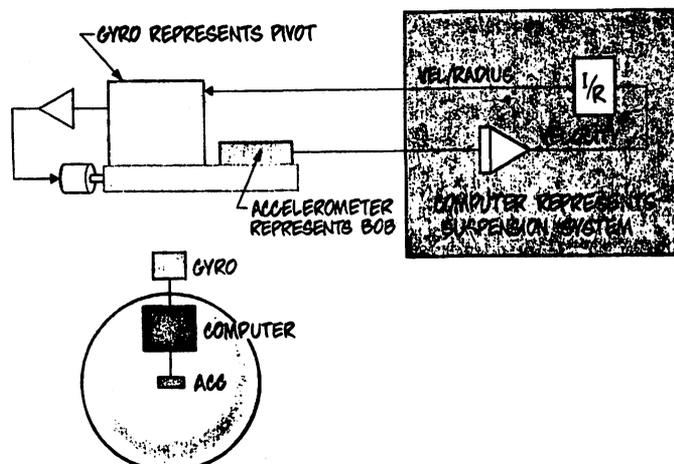
THE SCHULER PENDULUM

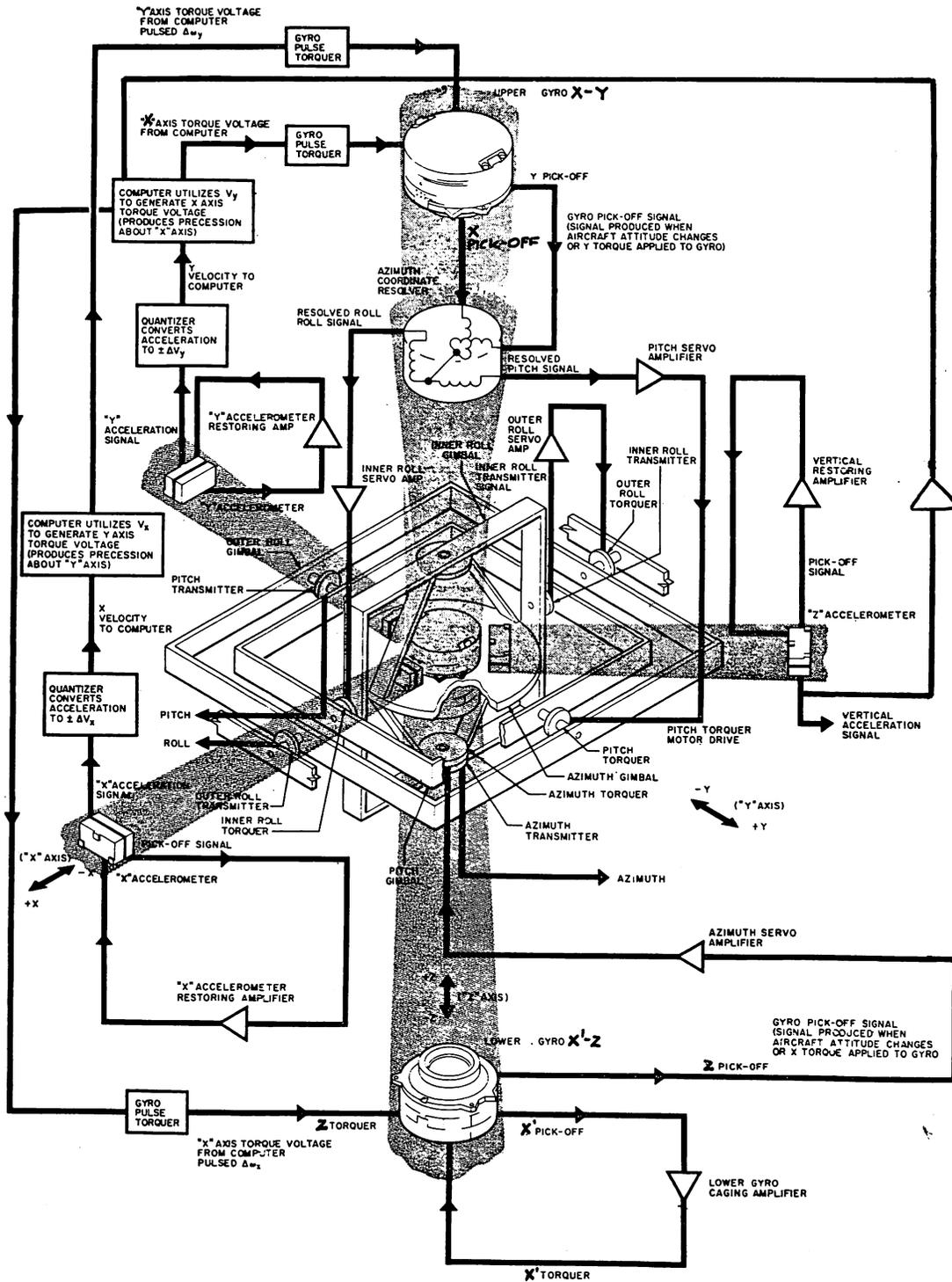


Die Schwingungsdauer von rund 84 Minuten trägt den Namen Schuler Intervall.
Durch das bewerkstelligte Schwingungsverhalten ergeben sich für die Trägheitsnavigationsanlage folgende Vorteile:

- 1) Die Plattform verharrt entweder in der Ortsvertikalen oder schwingt in einem genau bekannten Intervall um diese Ruhelage
- 2) Die Schwingung um die Ortsvertikale wird nicht durch horizontale Beschleunigung beeinflusst.
- 3) Durch die Schwingung um die Null-Lage werden viele Fehler vermindert, die quadratisch mit der Zeit anwachsen.

SCHULER-TUNED (84.4-MINUTE PERIOD) GYRO TORQUING





PLATFORM STABILIZATION SYSTEM

2 Allgemeines

2.1 Komponenten der LTN 72-Anlage

Das LITTON Trägheitsnavigationssystem LTN-72, das in der Boeing 707 B und C eingebaut wird (außer D-ABOV), besteht aus den folgenden Baugruppen

| | |
|--|----------------------------------|
| 1 Trägheitsnavigationsgerät | 1 Inertial Navigation Unit (INU) |
| 1 Betriebsartenwahlschalter | 1 Mode Select Unit (MSU) |
| 1 Batterie | 1 Battery Unit |
| 1 Eingabe- und Ausgabegerät | 1 Control Display Unit (CDU) |
| 1 Horizontal Situation Indicator (HSI) | |

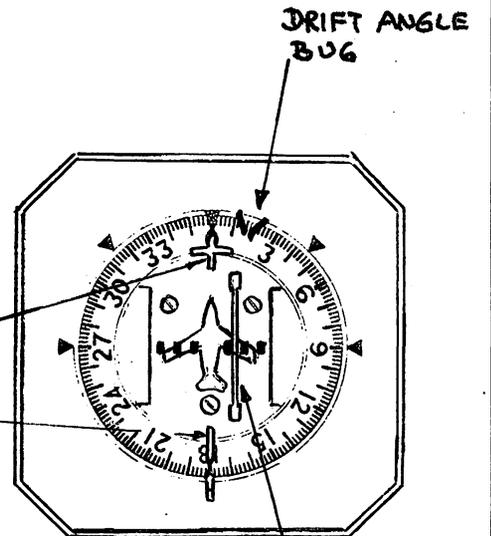
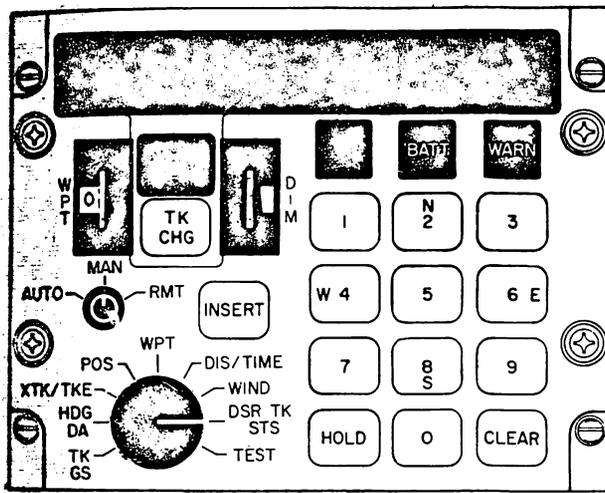
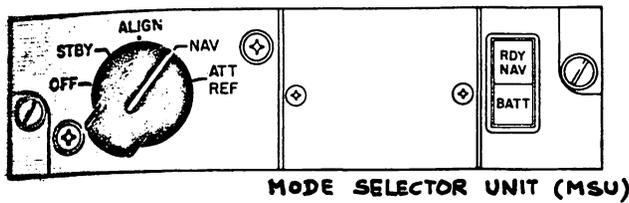
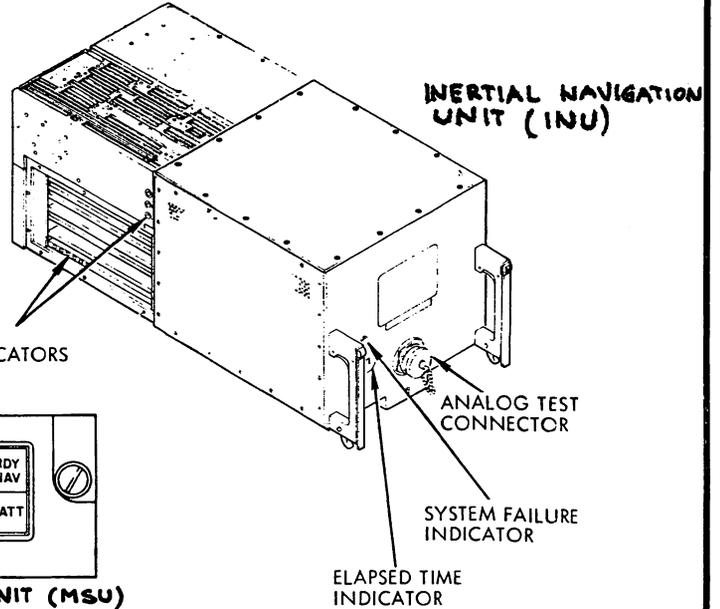
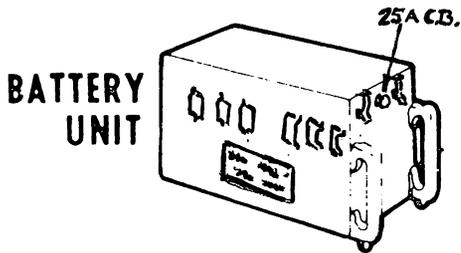
Neben der 115 V AC-Stromversorgung benötigt die INS-Anlage noch TAS-Information von TAS-Indicator, der eigens für INS durch Getriebeänderung an die INS-Anlage angepaßt werden mußte.

Die INS-Navigation Unit, die im Gegensatz zum DELCO-System keine umlaufende Plattform besitzt und mit trockenen Kreisel und Beschleunigungsmessern arbeitet, wiegt lediglich 54 pounds. Im vorderen Teil ist eine 4-Rahmen-Plattform mit der erforderlichen Plattformelektronik untergebracht. Der hintere Teil enthält die Computerkarten und den Stromversorgungsteil mit dem Batterieladekreis. Ein Bite-Indicator an der Vorderfront gibt den Zustand der gesamten Navigationsanlage an. An der linken Seite kann über drei Bite-Indicator der Stromversorgungsteil überprüft werden. Nach Abschrauben der hinteren linken Seite unter dem Stromversorgungsblock befinden sich auf der unteren Steckkarte weitere sieben Bite-Indicators. Über einen Code können hierüber spezielle Fehler in der Plattform, Plattformelektronik, dem Temperaturüberwachungskreis sowie dem Digitalcomputer erfaßt werden.

Die beiden INU's sind im LW 41 auf dem Nose Wheel Well untergebracht anstelle des Wetterradargerätes. Der Cooling Tract mußte dabei von 2 Zoll auf 3 Zoll verstärkt werden. Je ein INS-Blower sorgt für entsprechenden Kühlluftdurchsatz. Auf einen speziellen Airflow-Sensor mit geschlossenem Warnsystem wurde verzichtet. Die beiden Lüfter werden mit den INS-Anlagen eingeschaltet.

Generell benötigt die INS-Anlage 115 V AC PWR und ausreichende Batteriespannung zum Einschalten. Fällt nach der Einschaltung die entsprechende Bordnetzspannung aus, so ist die Batterie in der Lage das INS-System für ca. 15 - bis 30 min voll zu betreiben. Die beiden 24 V Nickel-Cadmium-Batterien sind am linken Radiogerätegestell unten anstelle des ausgebauten High Range Altimeter Transceiver's eingebaut.

Die Eingabe- und Anzeigegeräte (CDU) für INS Nr. 1 und Nr. 2 befinden sich am Forward Electronic Control Panel. Die Breitenkoordinaten und die Längenkoordinaten des Ausgangsortes, der Wegpunkte und des Zielortes werden unter Benutzung der Tastatur des Eingabe- und Anzeigegerätes (control display unit) geladen. Die Koordinaten der Wegpunkte und des Zielortes können auch von einem Bediengerät aus für alle drei Anlagen gleichzeitig eingegeben werden.

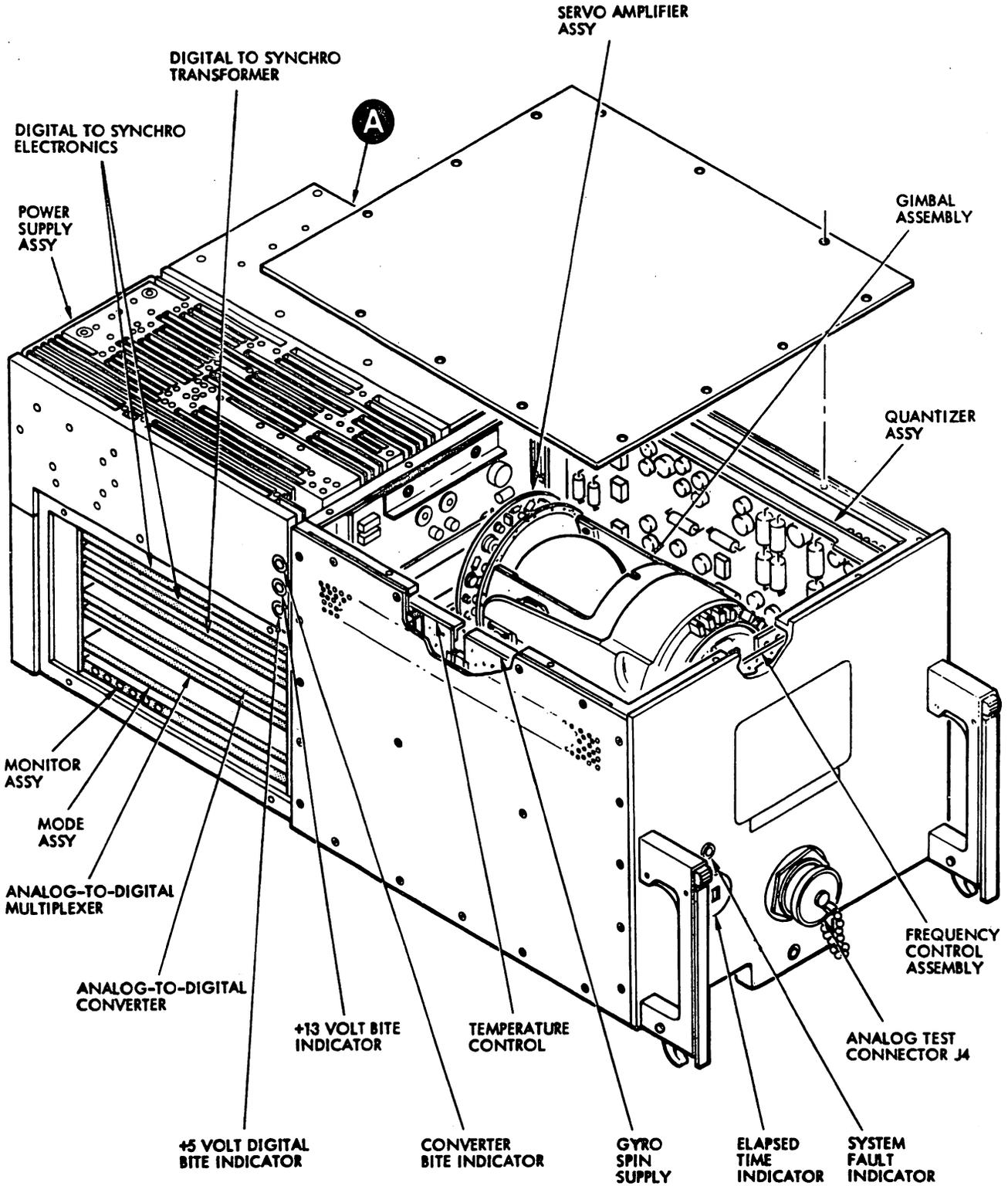


INS COMPONENTS

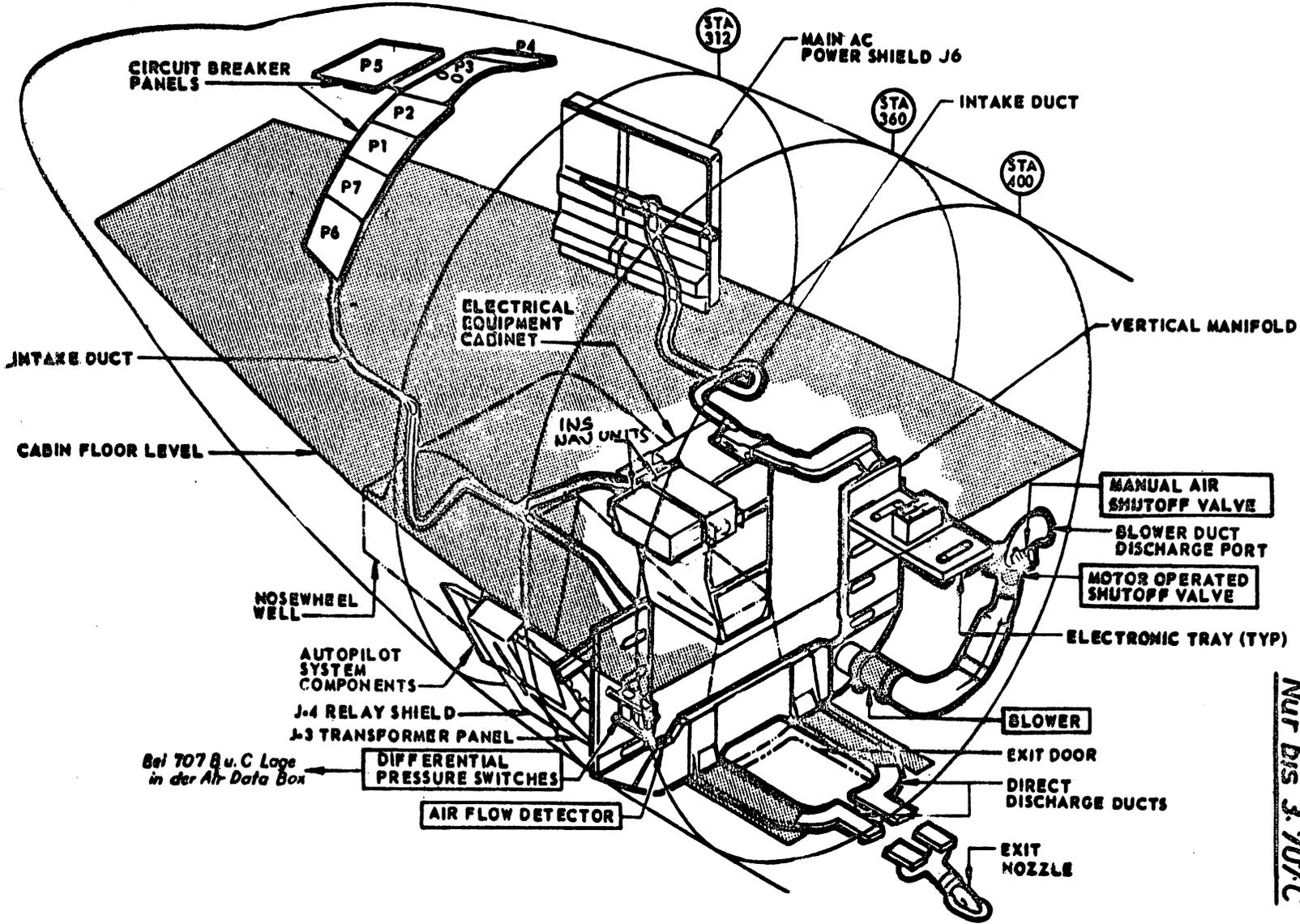
PD-350

HORIZONTAL SITUATION INDICATOR (HSI)

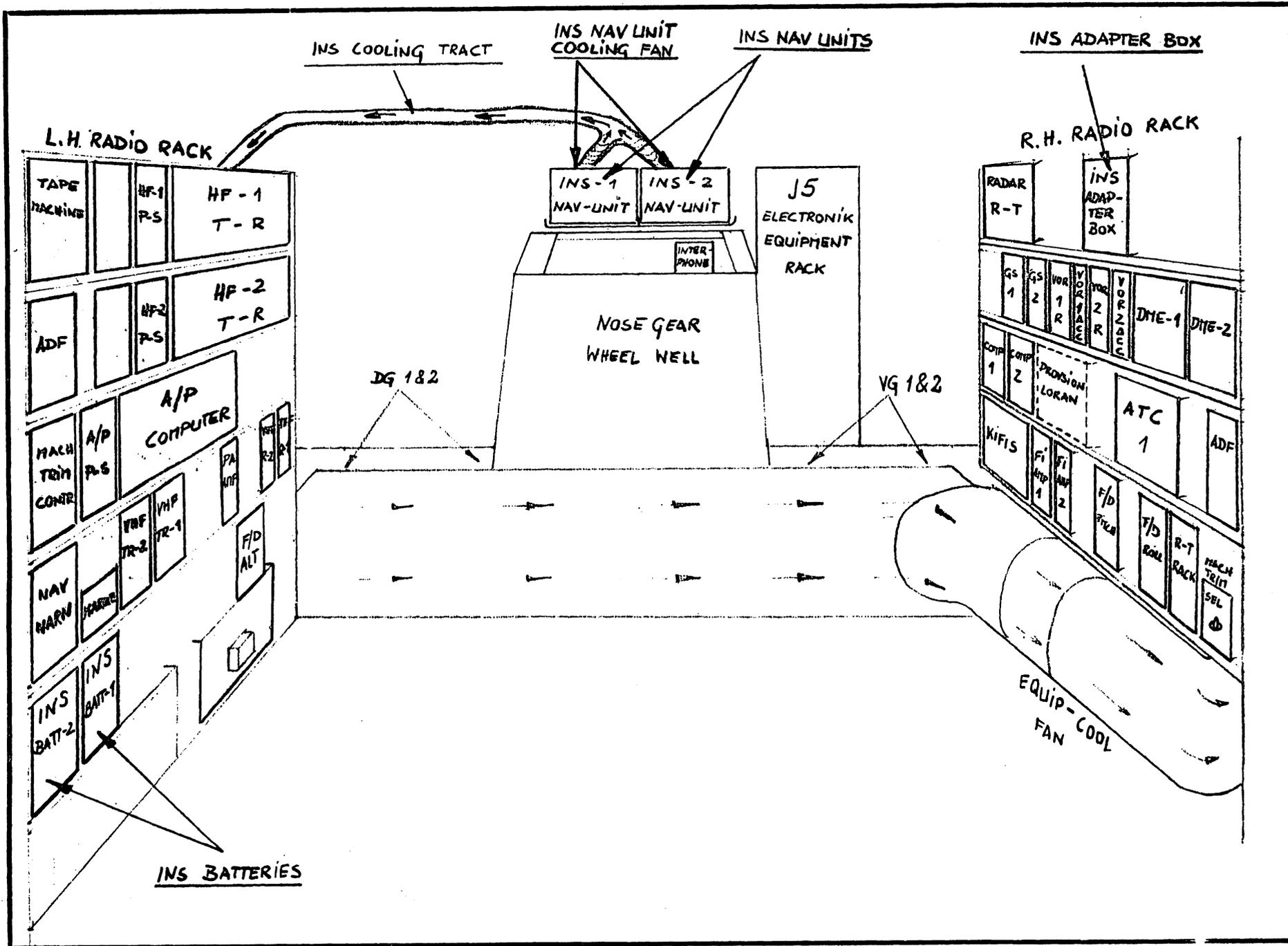
CROSS TRACK DEV. BAR



INU Major Component Location Diagram



Nur bis 3.707C



INS BATTERIES

EQUIP-COOL
FAN

Lufthansa

Technische Schule

Trägheitsnavigationsanlage 707

Allgemeines

Kap. 34... Seite 17

Datum 1.73

Bearbeiter dth

Korrektur-Nr.

Beim Ausfall des INS-Rechners liefert die Trägheitsnavigationsanlage weiterhin Fluglageinformationen an die nachgeschalteten Geräte.

Die Betriebsartenwahlgeräte (MSU) der beiden Trägheitsnavigationsanlagen befinden sich im Overhead Panel.

Die PDI's als Anzeigegeräte für VOR/LOC und GS sind nicht auf das INS-System aufschaltbar. Als Anzeigegerät für die INS-Daten True North Cross Track, Desired Track, Drift Angle und INS-Warning Flag ist je INS-Anlage ein HSI (Horizontal Situation Indicator) eingebaut. Die HDG-Skala enthält eine 2^o-Teilung.

Die Lagesignale zum künstlichen Horizont sind, gesteuert über einen zusätzlichen Schalter an Capt's Panel, umschaltbar von VG auf INS. Das Stützsinal zum Compass Coupler ist ebenfalls umschaltbar von DG auf INS-Plattform-HDG. Der Steuerschalter mit den Positionen INS und Gyro steuert dabei im RJ 13 ein Relais, das extra abgesichert ist über CB INS Gyro am P5-Panel.

Durch den INS Einbau ergibt sich der nachfolgende Ausbau und Umbau von Geräten.

2.2 Ausbau

2.2.1 Doppler System:

Control Panel, Indicator (P10/P12), Antenne, Tracker, Computer, Marriage Box.

2.2.2 High Range Altimeter:

Transceiver, Indicator

2.2.3 Loran System:

Mode Selector, Indicator, Transceiver

2.2.4 Navigator Station:

Barometric Altimeter, TAS Indicator, SAT Indicator, Uhr, ADF-Control-Panel, die Blechteile des unteren P12-Panel.

2.3 Umbau

2.3.1 Wetterradar Receiver:

Verlegung des Wetterradar Receivers vom Nose Wheel Well zum RHRR Shelf No. 1. Einbau eines neuen Stückes Hohlleiter.

2.3.2 Audio Selector Panel:

Verlegung des Audio Selector Panels im LW 41 und vom Navigatorplatz zum F/E-Aux.-Panel unten.

2.3.3 Fuel Reset Knöpfe und Buchsen für F/E's Mike and Headset

werden im Bereich des F/E Aux.-Panels versetzt.

2.3.4 Compaß Control Panel:

Verlegung des Compaß Control Panel vom FWD Pedestal ins Overhead Panel.

2.3.5 Weterradar Control Panel:

Verlegung des Weterradar Control Panels vom FWD-Pedestal links nach rechts unten.

2.3.6 Frequenzpläne für HF:

Werden am Overhead Panel unten neu angebracht.

2.3.7 Selcal Control Panel

Verlegung vom FWD-Pedestals ins Overhead-Panel

2.4 Modifizierung von Geräten

2.4.1 Autopilot Control Panel:

Der Mode Selector des A/P Panels bekommt links von der Stellung HDG eine weitere mit der Bezeichnung NAV.

2.4.2 TAS-Indicator:

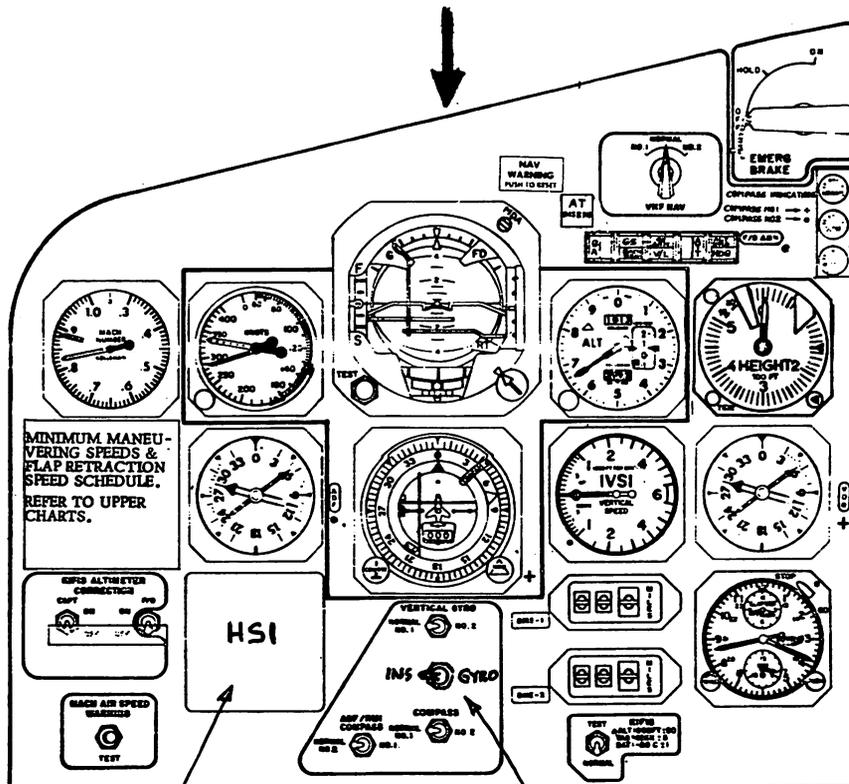
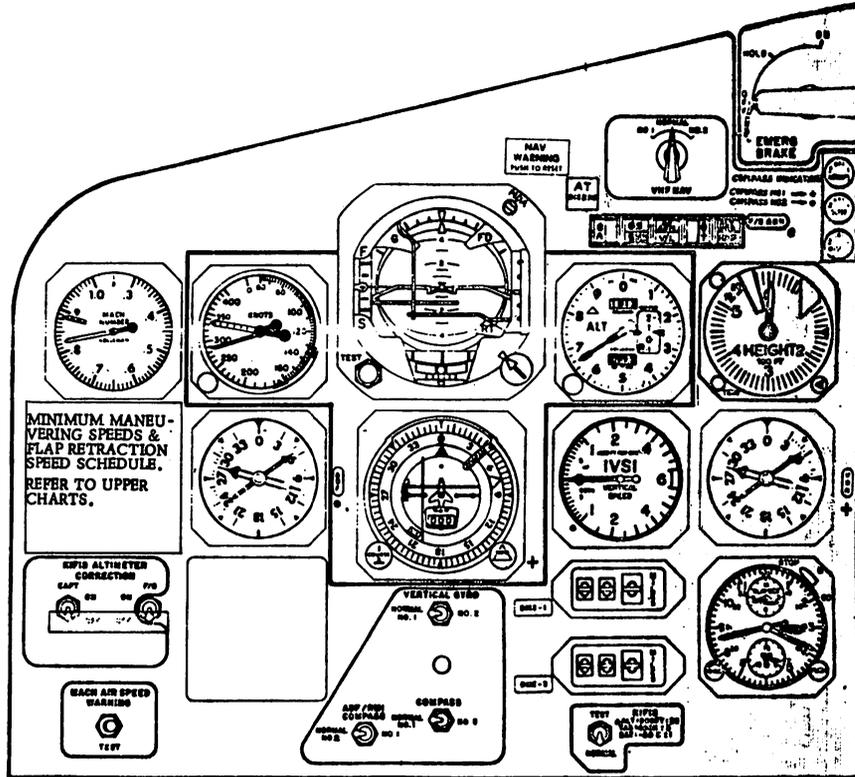
Der TAS Indicator am P10-Panel muß intern modifiziert werden, um an das INS-System adaptierbar zu sein.

2.5 Eingebaut bleiben:

Je 2 Vertical Gyros und 2 Directional Gyros und je 1 Sextant und Skylight-Compaß, das obere Navigator Panel mit je 1 VOR-RMI und 1 ADF-RMI, die Oxygen-Versorgung und Frischluftzufuhr am Nav-Platz, Nav.-Platz-Beleuchtung und Beleuchtung der RMIs regelbar über Reostaten, Navigator's Stuhl, Tisch und Vorhang.

2.6 Der Erprobungseinbau in zwei Flugzeugen sieht vor, daß das Loran System eingebaut bleibt.

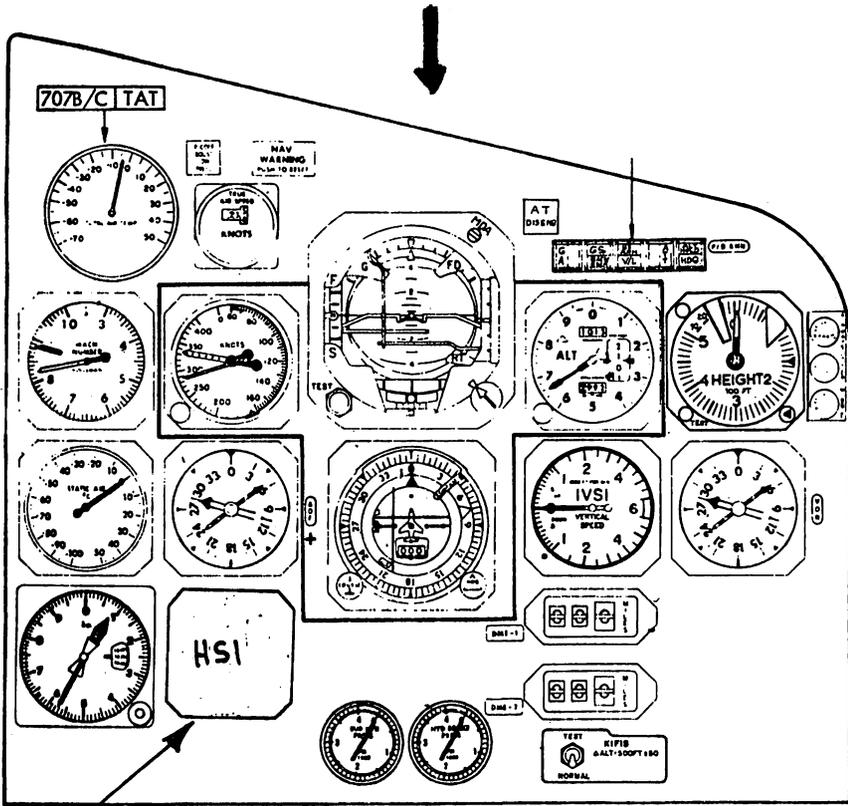
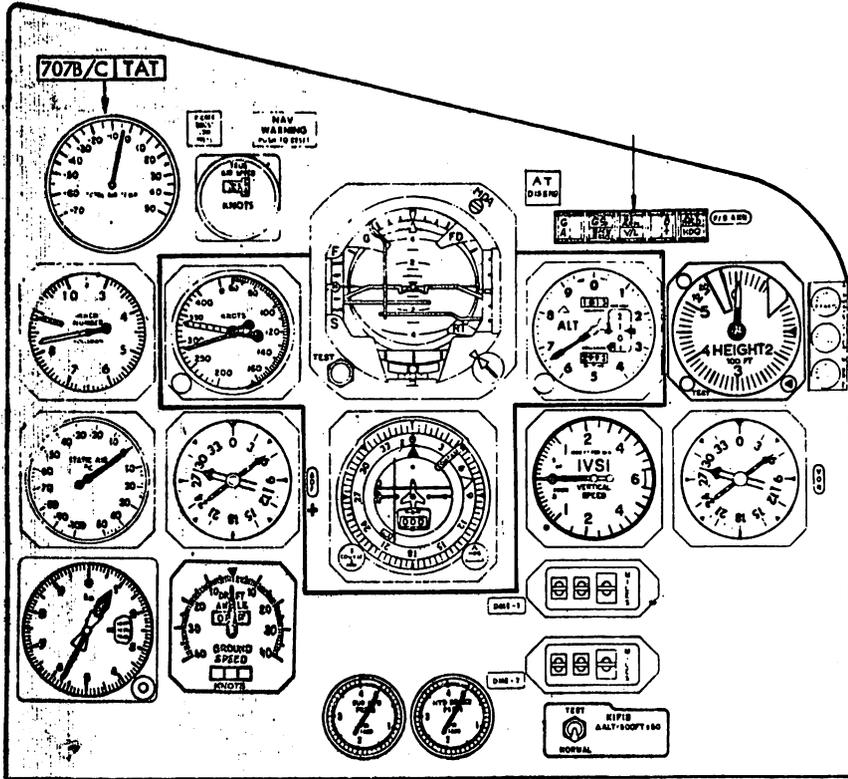
Es wird ausgebaut, sobald LBA-seitig die Zulassung vorliegt, INS als primäres Navigationssystem zu benutzen.



HORIZONTAL
SITUATION
INDICATOR

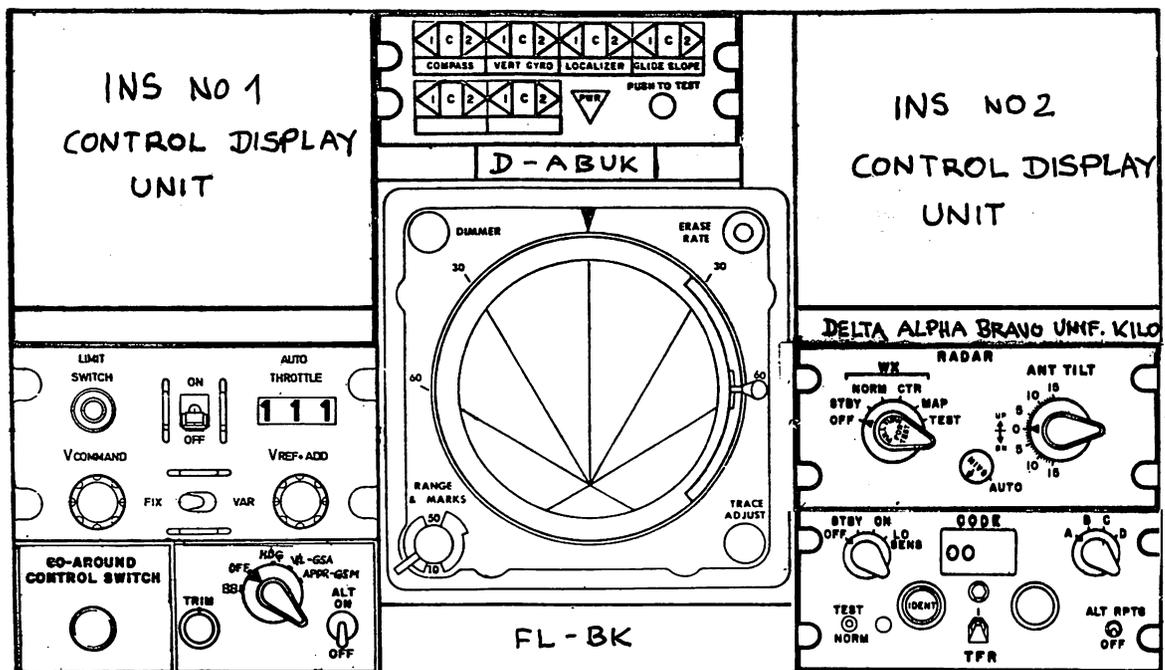
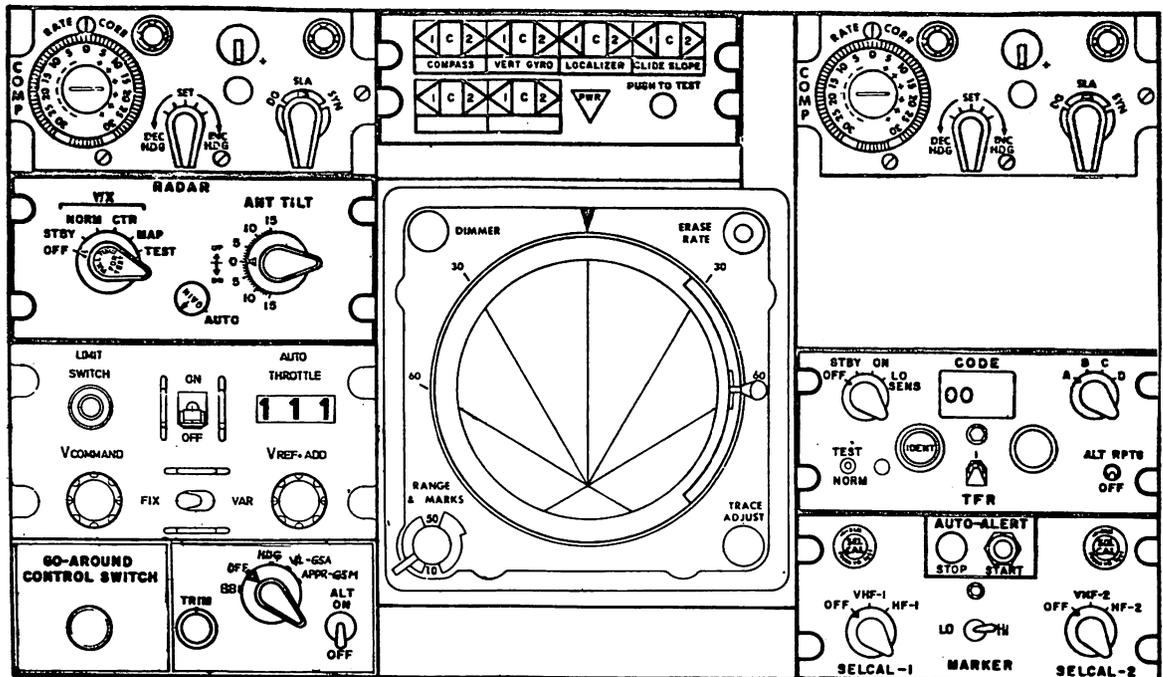
PILOT'S PANEL

INS/GYRO SEL SWITCH

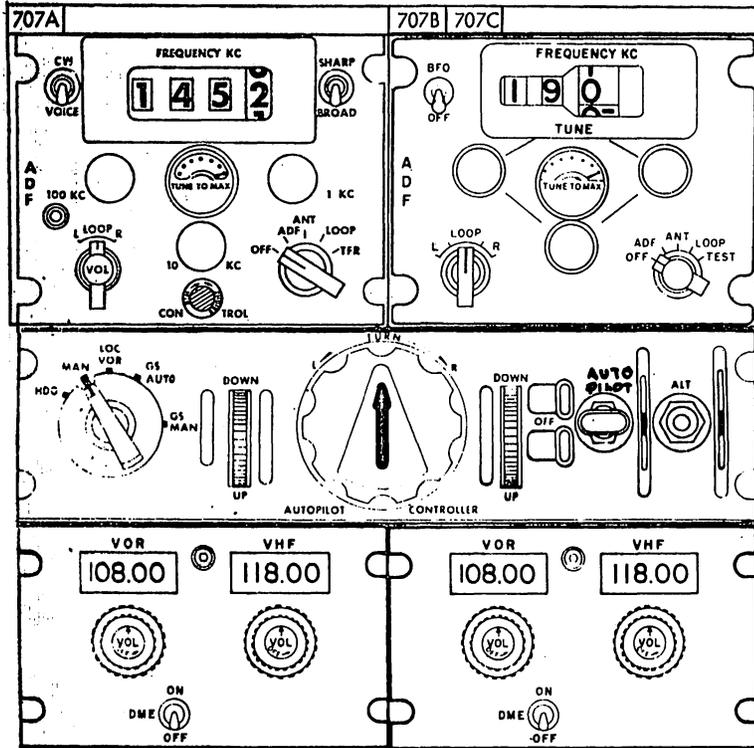


HORIZONTAL SITUATION
INDICATOR
INSTEAD OF FUEL FLOW IND.

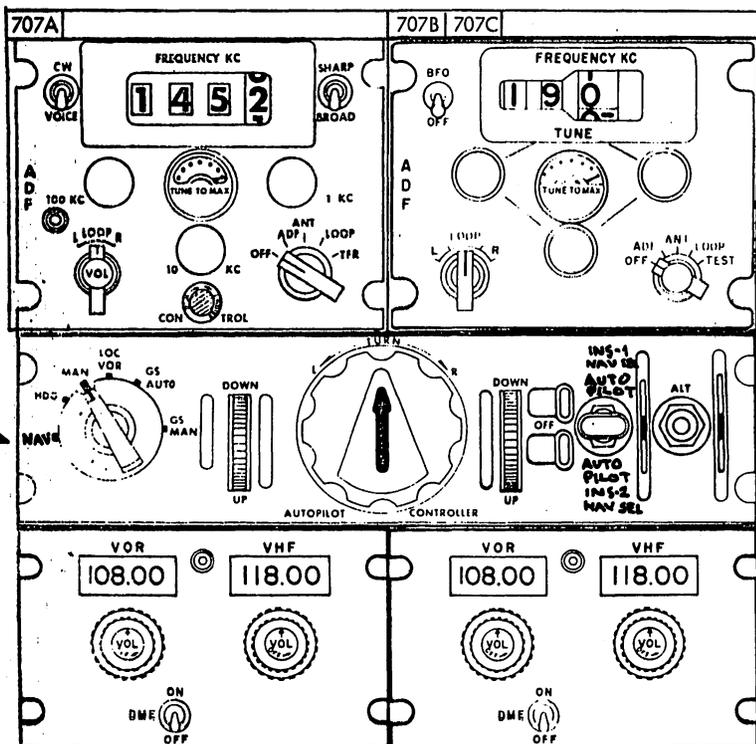
COPILOT'S PANEL

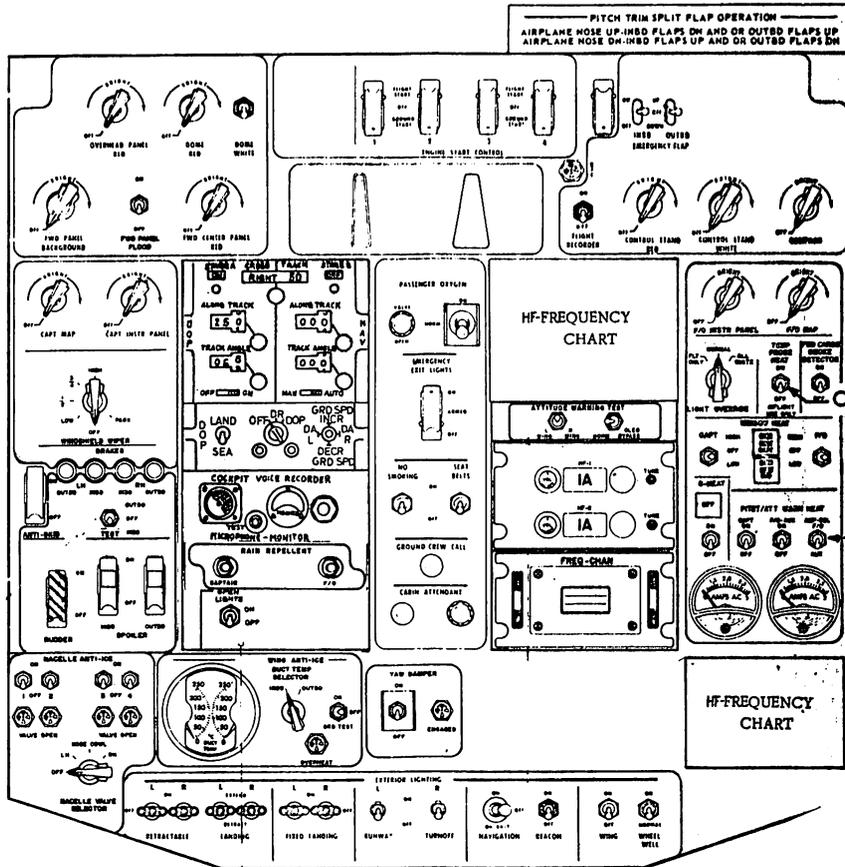


FORWARD ELECTRONIC CONTROL PANEL

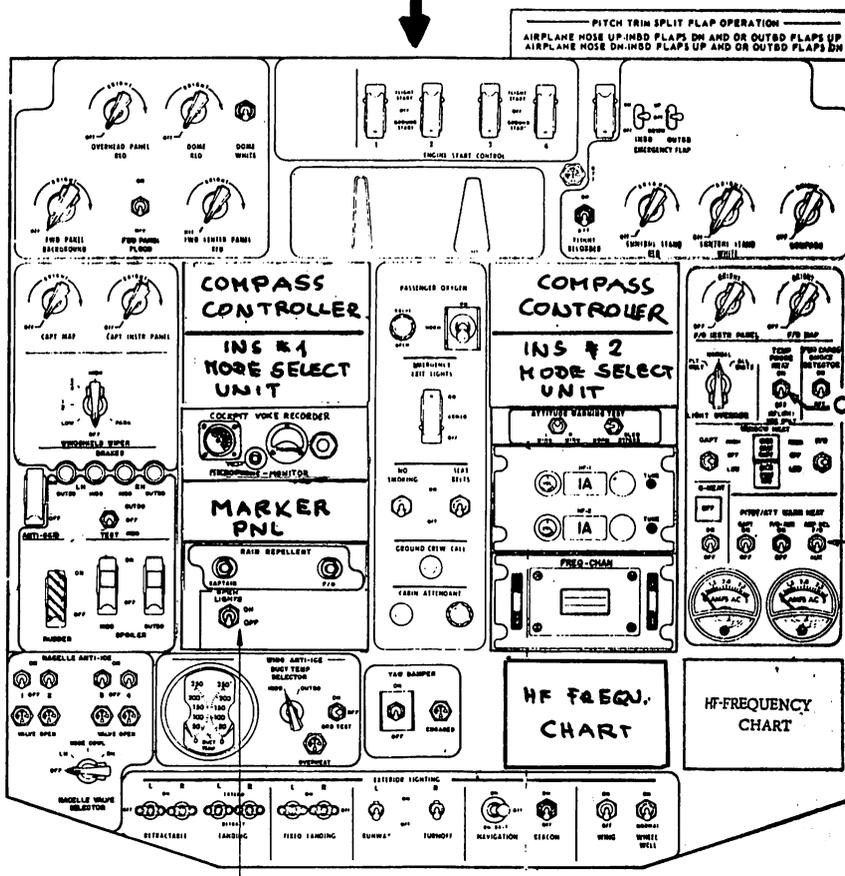


INS
MODE



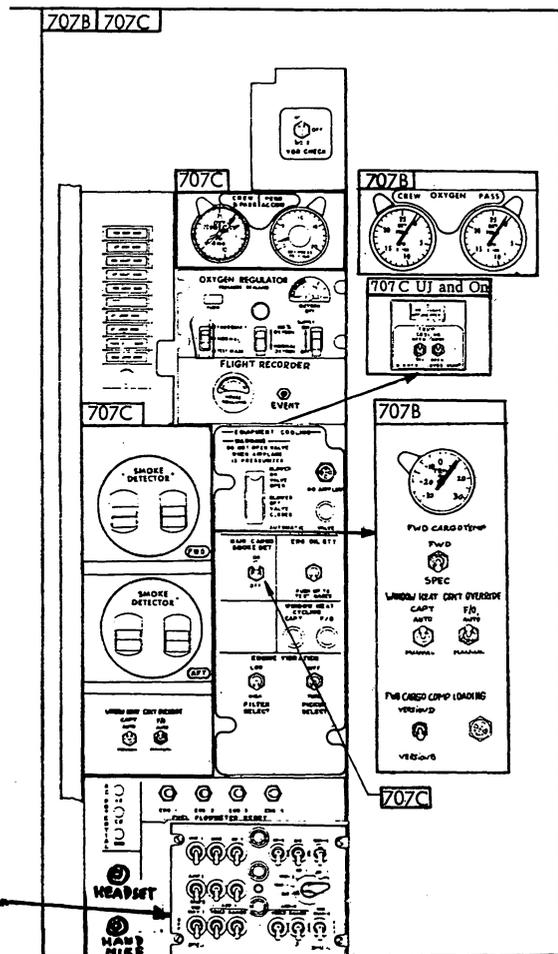
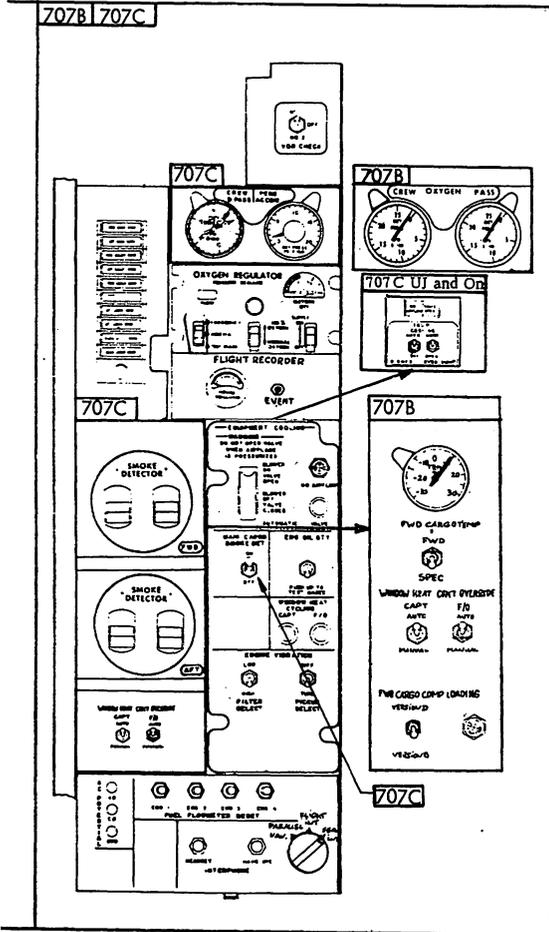


OVERHEAD
PANEL

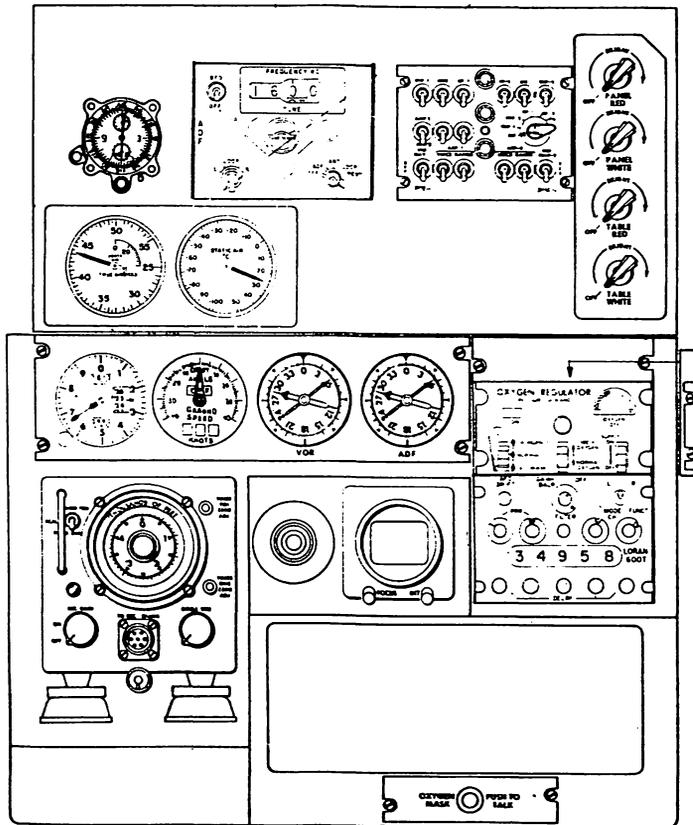


Only 707B/C

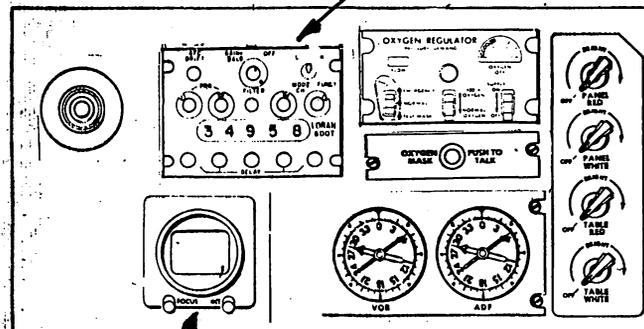
NOT 707B
OV, OT,
OX



AUDIO SEL
PANEL
VON NAVIGATOR
PANEL

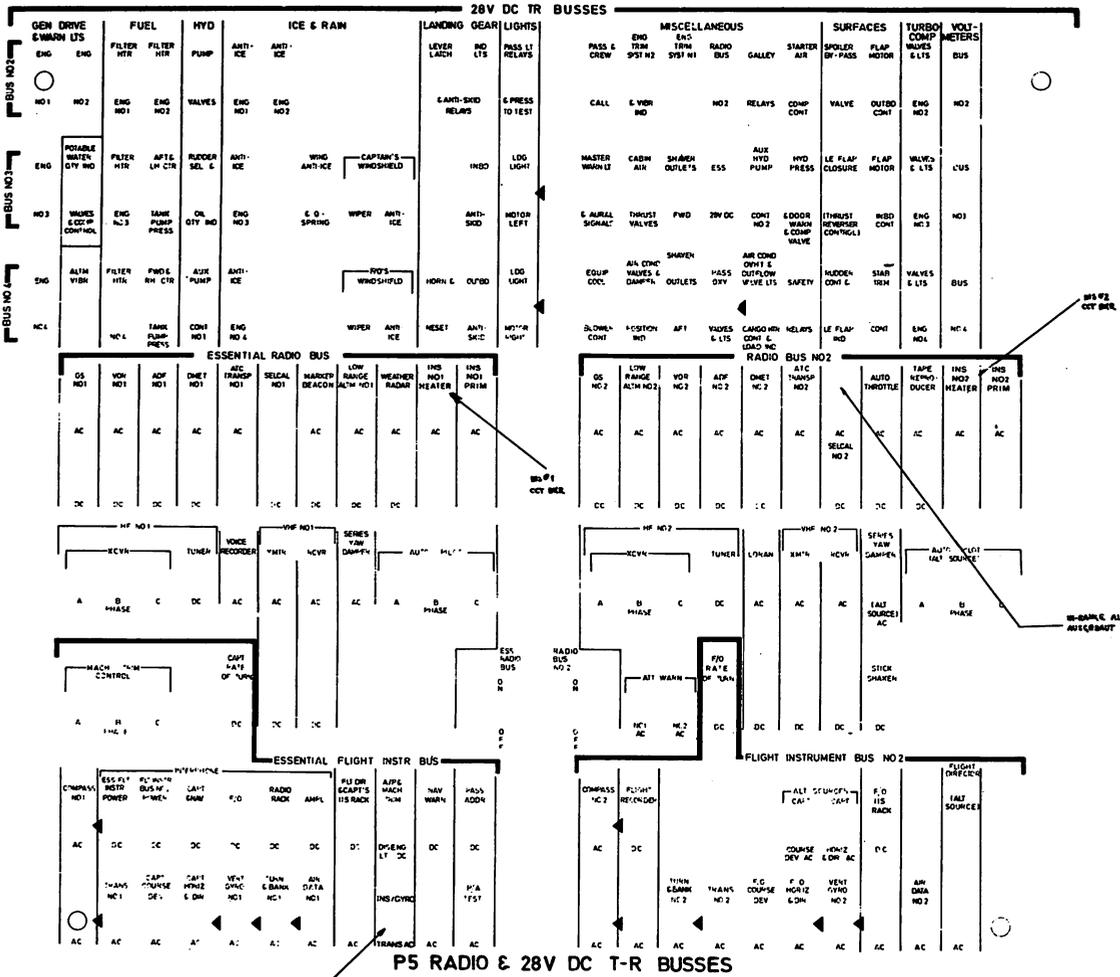


LORAN PNL
(PROV. FÜR 2 FLUGZEUGE)



LORAN SCOPE
(PROV. FÜR 2 FLUGZEUGE)

NAVIGATION STATION PANEL



NO 1 & 2 OCT BUS

3 INS-Anlage LTN 72 Stromversorgung

3.1 Stromversorgung der INS-Anlage

Der Stromversorgungsteil benötigt zweimal einphasig 115 V AC und 24 V Batteriespannung.

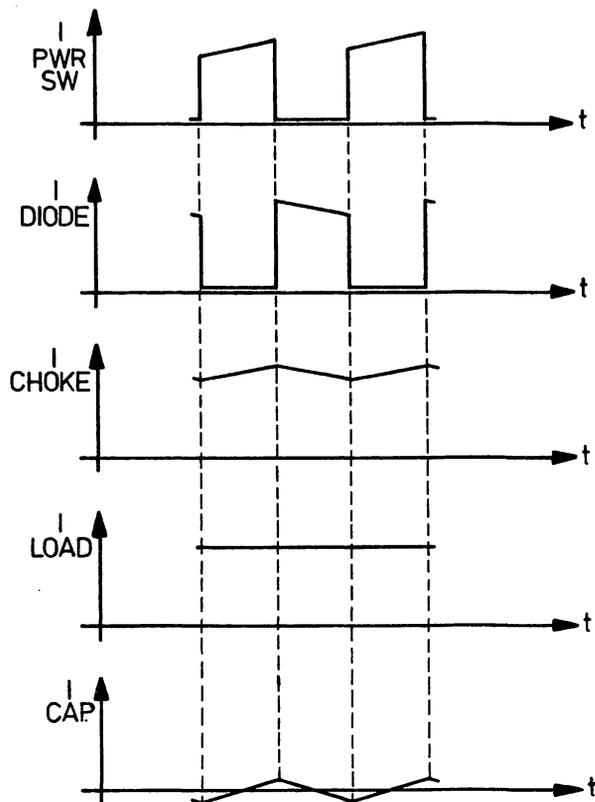
Über CB INS HEATER am P5 PNL werden 115 V AC zur Versorgung der Heizkreise, die die Temperatur stabilisieren, verwendet.

Über CB INS PRIM. erfolgt im Stromversorgungsteil eine Transformation auf $2 \times 33,7$ V. Diese Spannungen zweiweggleichgerichtet liefern über ein LC-Filter 28 V DC mit ca. 2 V Brummspannung. Auf diesen unregelmäßigten 28 V DC-Ausgang wirkt gepuffert die externe 24 V INS Batterie ein.

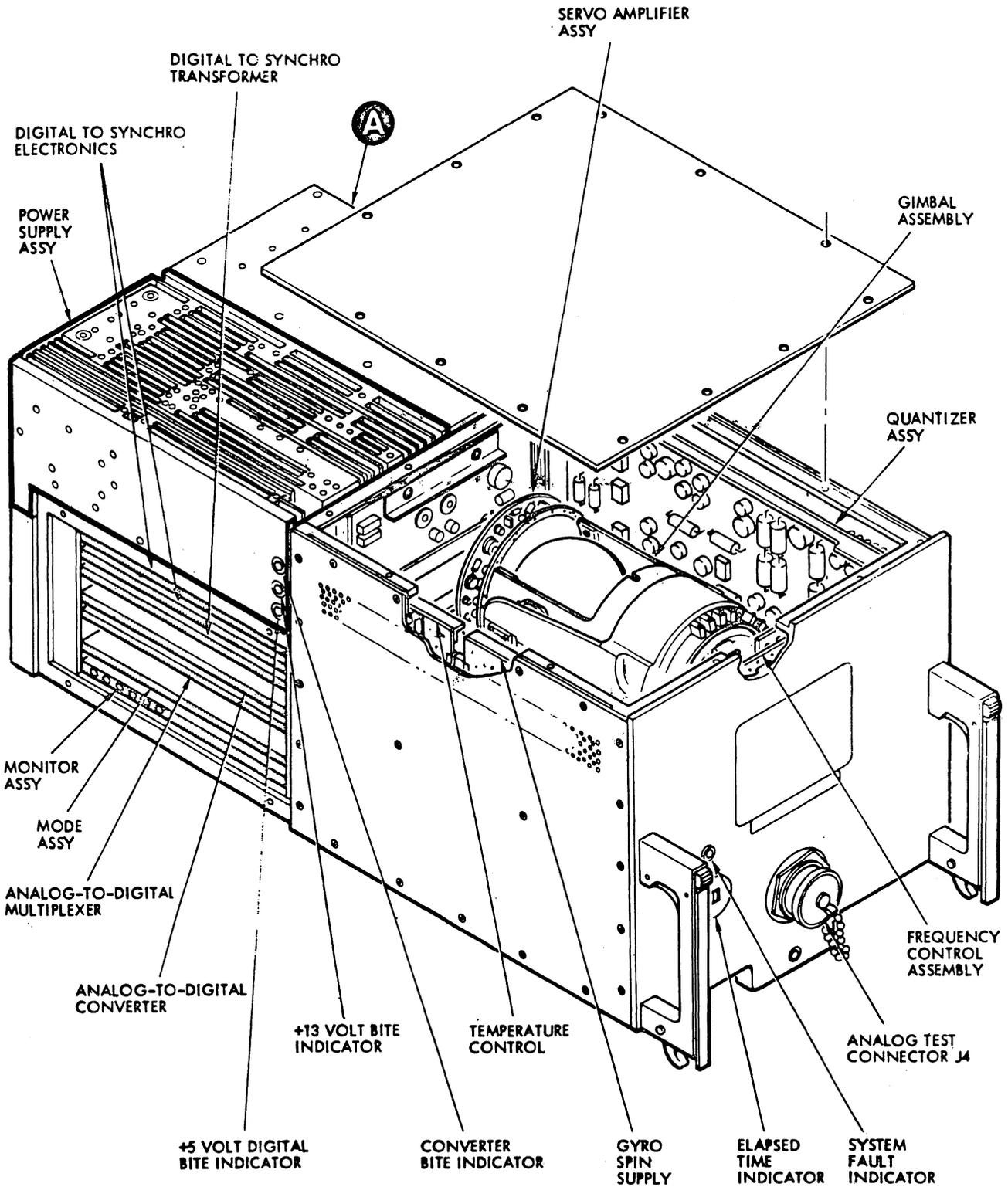
Die unregelmäßige 28 V-Gleichspannung steuert einen 5V- und 13 V-Spannungsregler, die beide im Schaltbetrieb über Pulsbreitenmodulation stabilisieren. Der 13 V-Spannungsregler wiederum speist einen Gleichspannungswandler, der diverse Gleichspannungen aufbereitet.

Der mit Pulsbreitenmodulation arbeitende Spannungsregler funktioniert nach folgendem Prinzip.

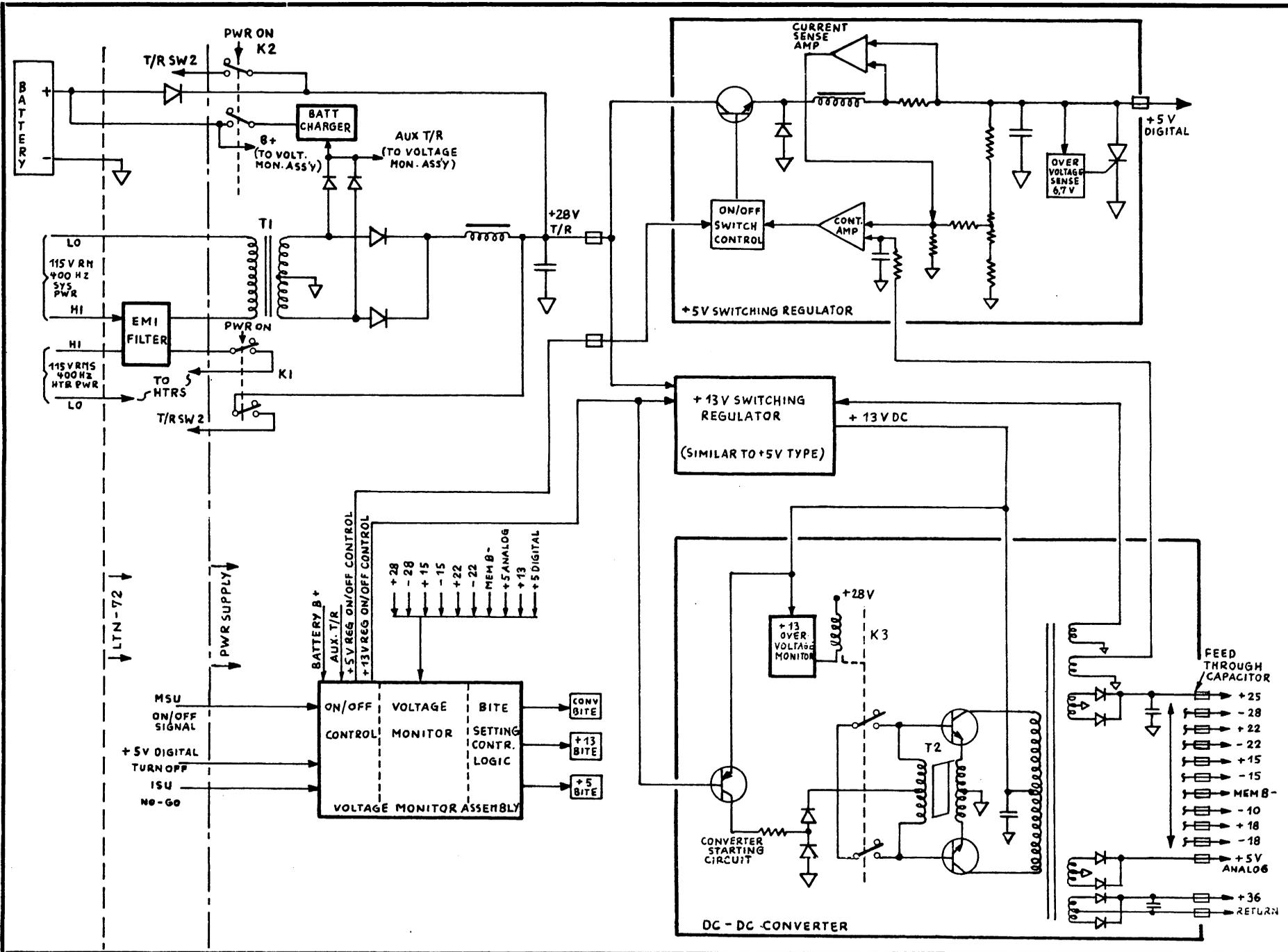
Ein Schalttransistor liefert Impulse auf ein L-C Filter. Die Stromflußzeit der Impulse ist lastunabhängig und nur abhängig vom Verhältnis der Ausgangsspannung zur Eingangsspannung (ungefähr 50% Stromflußzeit bei doppelt so hoher Eingangsspannung). Durch die schlagartige Stromabschaltung am Schalttransistor fungiert die Drossel als Spannungsquelle und hält neben der Kondensatorladung den Stromfluß über die Fangdiode aufrecht.

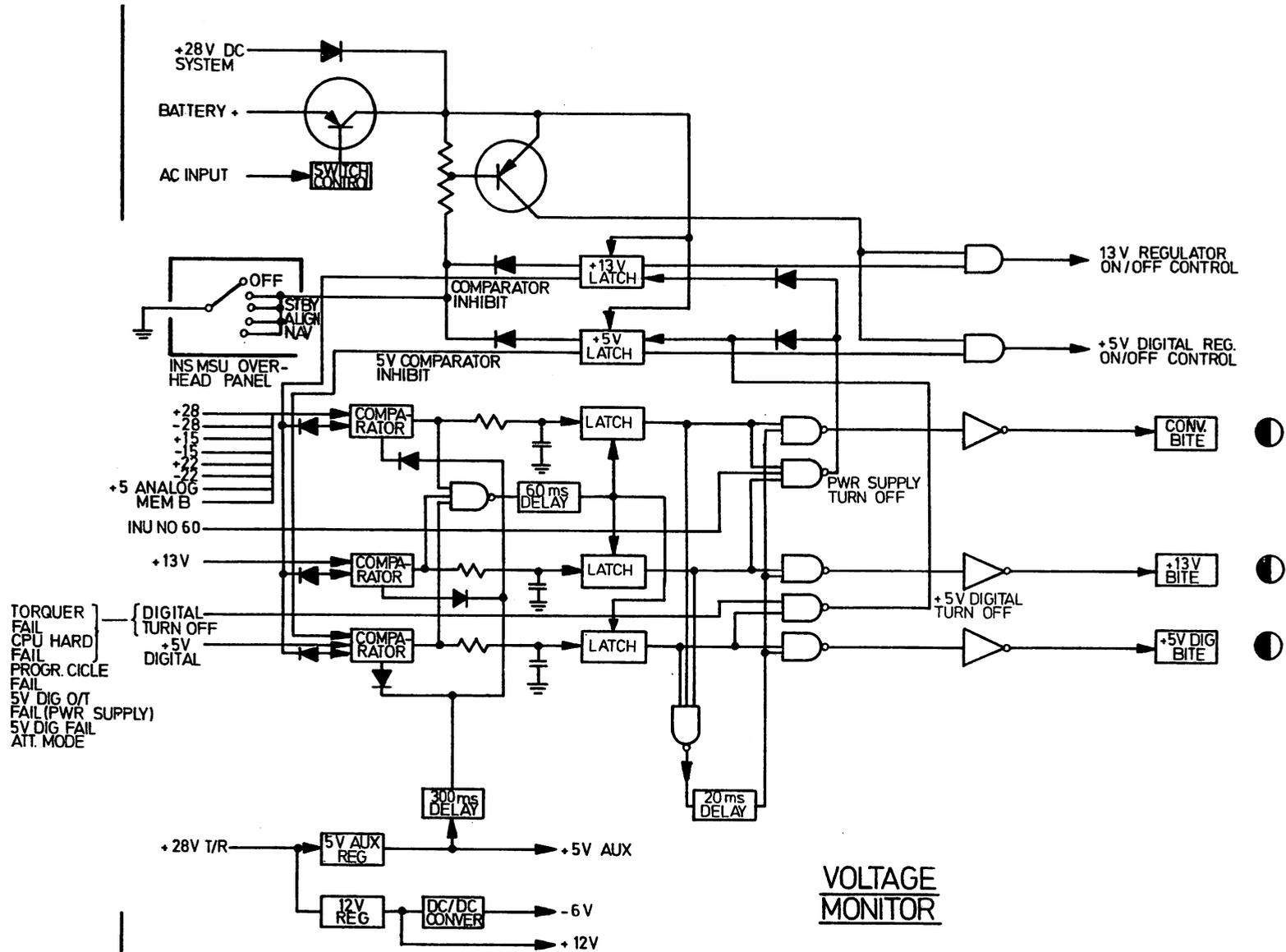


Die Basisspannung am Schalttransistor setzt sich aus einer dreieckförmigen Referenzspannung und einer überlagerten vom Ausgang abhängigen Gleichspannung zusammen.

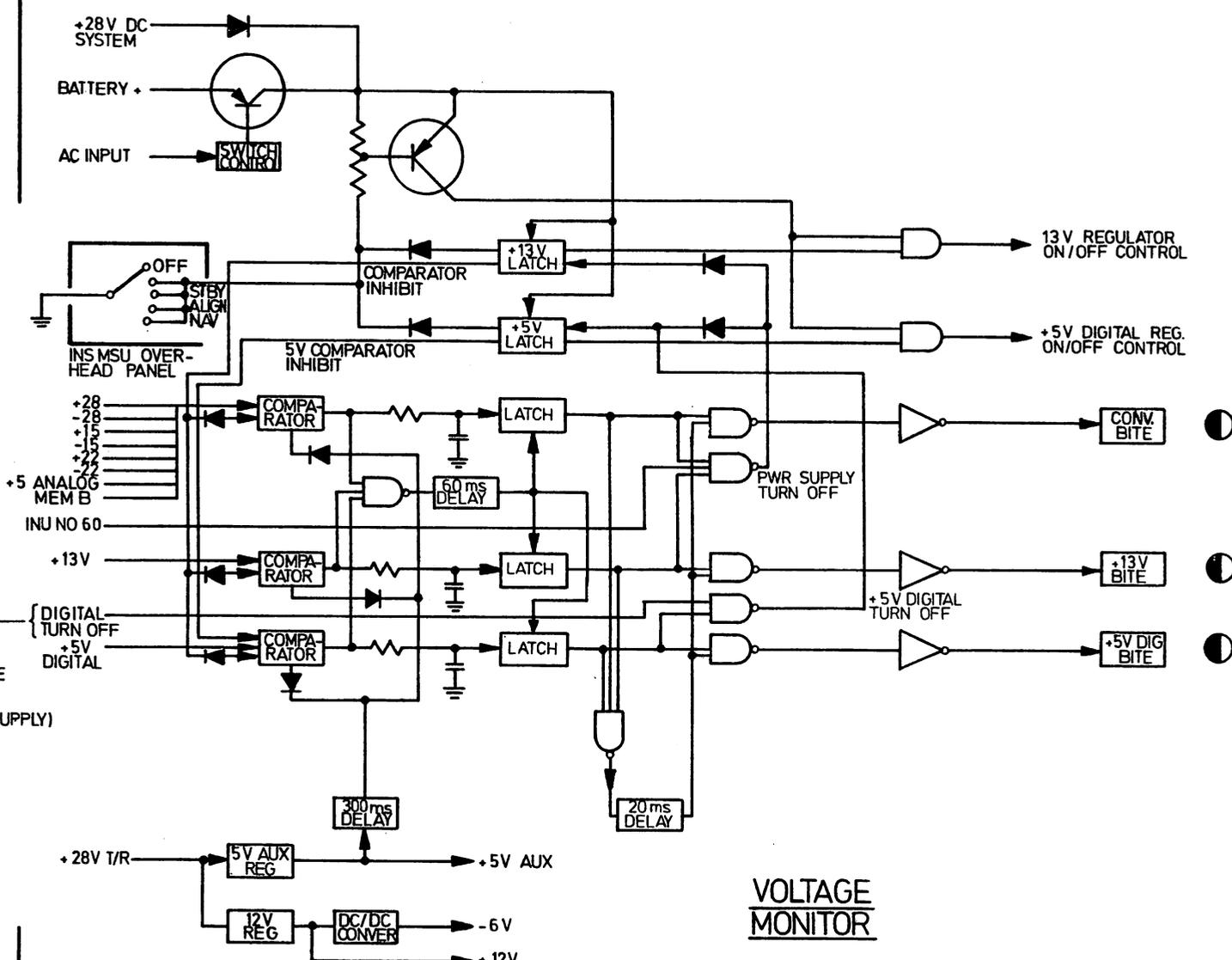


INU Major Component Location Diagram





TORQUER FAIL
CPU HARD FAIL
PROGR. CICLE FAIL
5V DIG O/T FAIL (PWR SUPPLY)
5V DIG FAIL
ATT. MODE



Lufthansa

Technische Schule

Trägheitsnavigationsanlage 707
INS-Anlage LTN 72 StromversorgungKap. 34... Seite 31
Datum 1.73
Bearbeiter dth
Korrektur-Nr.

Eine Strombegrenzerschaltung, die zusätzlich auf die Pulsbreite einwirkt, schützt die Spannungsregulatoren vor Überlast.

Der Voltage Monitor im PWR Supply ist in der Lage, die Ausgangsspannungen der Spannungsregler und des Gleichspannungswandlers abzuschalten und steuert außerdem drei Bite Indicator, die den Zustand der drei Ausgangskreise Converter, 13 V PWR Supply und 5V Digital PWR Supply angeben.

Grundsätzlich muß zum Einschalten der Anlage neben der INS-Batteriespannung 115 V AC vorhanden sein. Fällt erst nach der Einschaltung über das Mode Selector Panel die Wechselspannungsversorgung aus, so übernimmt die 24 V Batterie die Versorgung.

Der 5V Switchung Regulator wird abgeschaltet, wenn die Computerüberwachungslogik einen Fehler über mindestens 60 ms ermittelt oder wenn der 5V Ausgang des Reglers nicht stimmt. Bei einem ermittelten Computerfehler wird die 5V-Stromversorgung abgeschaltet, bei einem Fehler in der Stromversorgung wird zusätzlich der 5 V Digital Bite gesetzt.

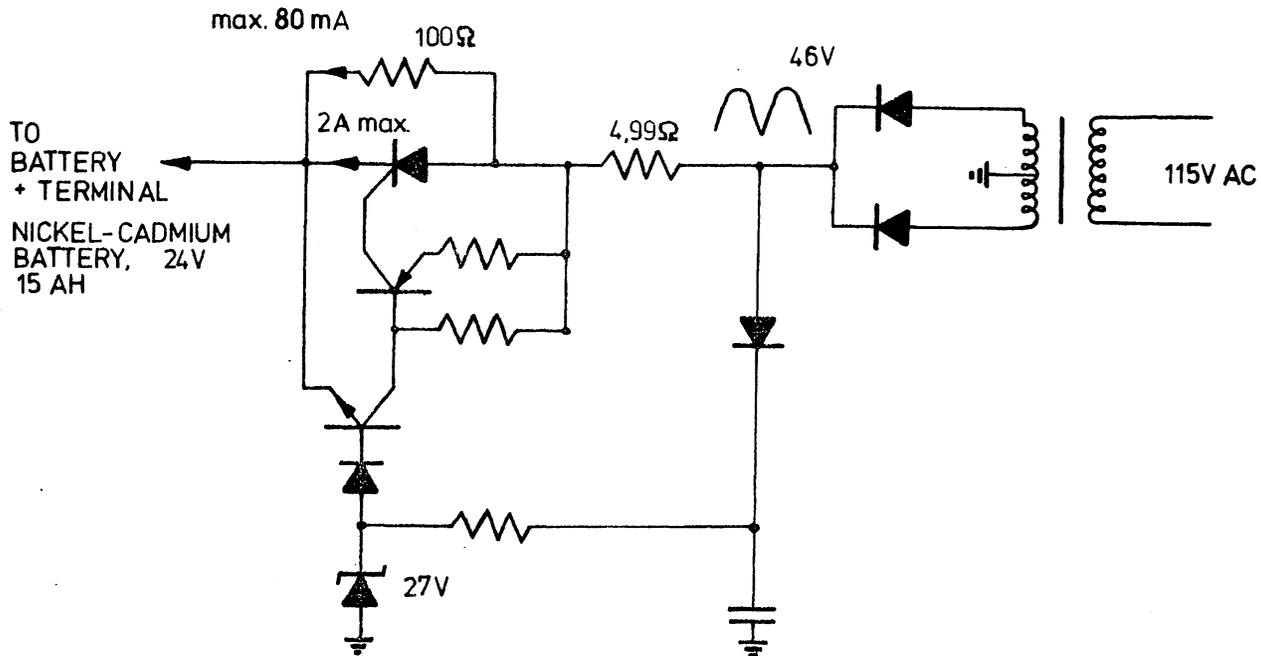
Ein ermittelter Fehler am Ausgang des Gleichspannungswandlers oder des 13V-Versorgungsteiles setzt den entsprechenden Bite Indicator (Converter oder 13 V Bite) und schaltet danach die drei Stromversorgungsteile ab.

Für die Abschaltung der drei Versorgungsgruppen ist es nur erforderlich, daß vorübergehend für 60 ms ein Fehler vorhanden ist. Damit beim Einschalten die Bite Indicators nicht gesetzt werden, ist ein Time Delay von 300 ms bis zum Meßbeginn vor die Spannungsvergleicher geschaltet.

Da die ermittelten Fehler in Flipflops gespeichert werden, deren Versorgungsspannung nicht von den drei abschaltbaren Stromversorgungsteilen abhängt, kann eine erneute Aktivierung der Ausgangsspannungen der gesamten Stromversorgung nur durch eine vorübergehende Abschaltung der INS-Anlage über die Mode Selector Unit erwirkt werden.

Das Batterieladegerät ist zusätzlich in der Baugruppe Power Supply untergebracht. Je nach Ladezustand der Batterie arbeitet das Ladegerät mit zwei verschiedenen Laderaten.

Bei hoher Batteriespannung werden Halbwellenströme über einen Vorwiderstand von ca. 100Ω zugeführt. Der dabei auftretende Strom beträgt maximal 80 mA.



Bei niedriger Spannung der Batterie wird über eine Verstärkerschaltung ein Thyristor eingeschaltet, der den 100Ω -Widerstand überbrückt. Dabei kann dann ein Ladestrom von 2A maximal auftreten.

Bei einem totalen Batteriekurzschluß wird ein 5Ω Vorwiderstand im Ladegerät zerstört.

3.2 Funktion der LTN 72-Anlage

Die Betriebsart wird durch den Betriebsartenwahlschalter im Overhead Panel vorgegeben mit den Stellungen OFF -STBY-ALIGN-NAV-ATT-REF.

3.2.1 MSU-Schalterstellung OFF

Stromversorgung für die Panel-Beleuchtung der Mode Selector Unit und Control Display Unit ist durchgeschaltet über Transformator 28V/5V. Der Trafo für die CDU's befindet sich im unteren Teil vom RJ 12, für die MSU's ist dieser im Overhead Panel untergebracht.

3.2.2 MSU-Schalterstellung STBY

- a) Gesamte Stromversorgung aktiviert, wenn neben 115 V Primary Power ausreichende Batteriespannung vorhanden ist

115 V AC über CB INS

115 V AC über CB INS Heater

28 V AC über Trafo in RJ 13 und CB COMP-1 bzw. COMP-2 für Plattform 4 DG Sychro EXC.

26 V AV für ATT Sychro EXC über Trafo im RJ 13 und CB VG 1 bzw. VG 2

28 V DC von zugeordneter INS-Batterie.

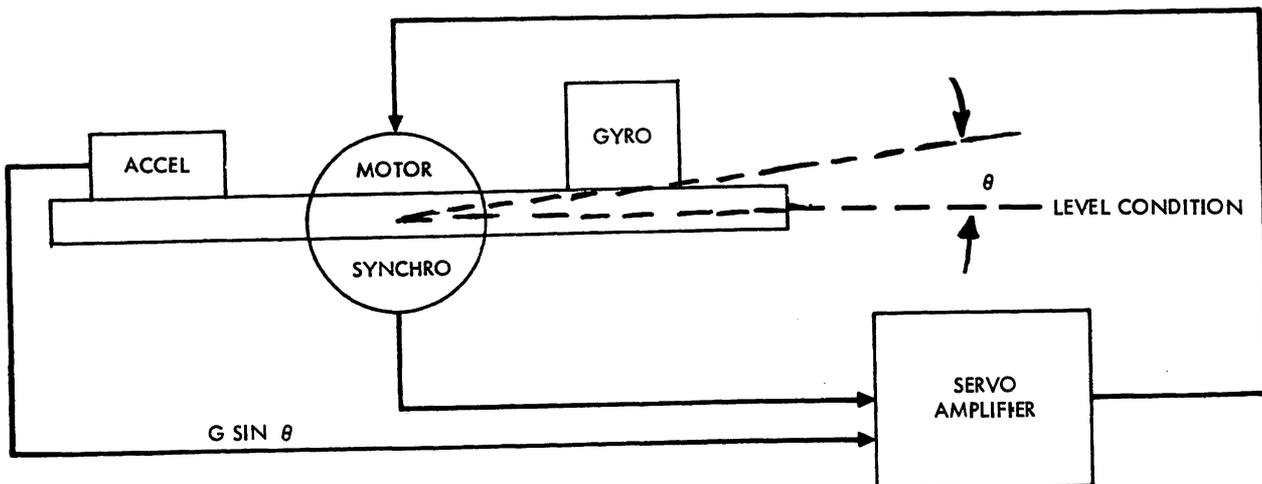
- b) In CDU-Wahlschalterstellung POS oder WPT zeigt das rechte Anzeigefeld das Computer-Programm 72 0 an, das linke Feld N und lauter Nullen.
- c) From/TO-Feld an CDU zeigt 00.
- d) Insert-Licht leuchtet.
- e) CDU Display-Test kann durchgeführt werden (Alle Anzeigesegmente und Anzeige- bzw. Warnlampen an)
- f) In STBY wird Present Pos. eingegeben, Computerprogrammangabe verschwindet.
- g) Plattform richtet sich auf Flugzeugachse aus.
- h) Plattformtemperaturstabilisierung beginnt.
- i) Kreisel laufen hoch.
- j) In Standby darf das Flugzeug ohne INS-Beeinflussung bewegt werden.

3.2.3 MSU-Schalterstellung ALIGN

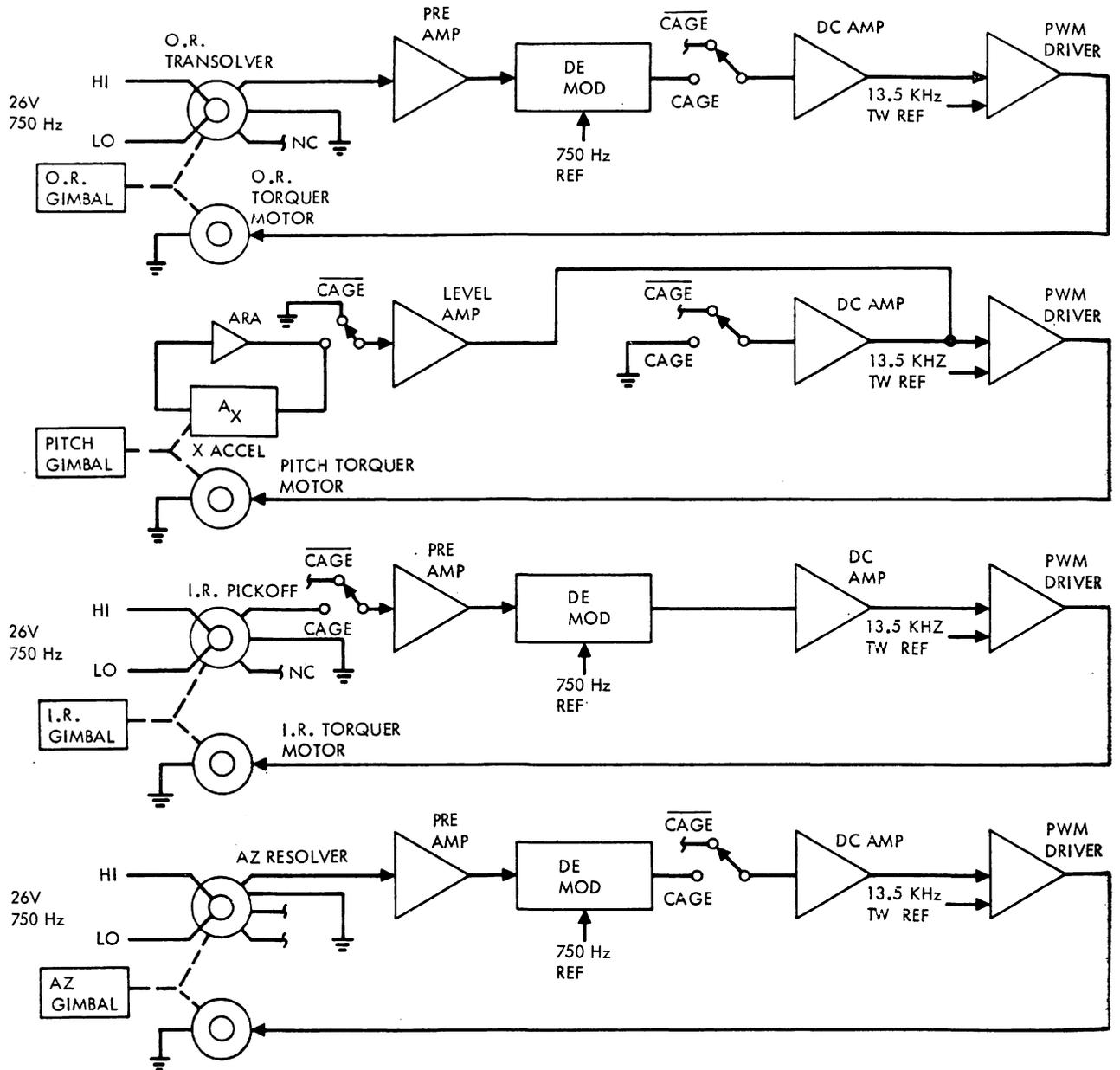
Der Alignment-Zustand läßt sich in die drei Phasen Coarse Alignment (caging), Leveling und Gyrocompassing aufgliedern. Der jeweilige Betriebszustand und augenblickliche Vorgang kann an der CDU in Stellung STS (Status) abgelesen werden.

Status 90

- a) Plattformgrobausrichtung (caging) über Plattformsynchroausgänge für Roll- und Azimutrahmen, für Pitch Rahmen durch X-Beschleunigungsmesserausgangssignal.
- b) Alle Heizer sind eingeschaltet.
- c) Kreiselhochlauf nach beendeter Aufheizung.
- d) Erforderliche Zeit abhängig von der Aufheizzeit + 40 sec.
- e) Pitch und Rollsignale sind abgeschaltet. Flaggen sind in Sicht.



LTN-72 INS Cage Loop (STS 90)



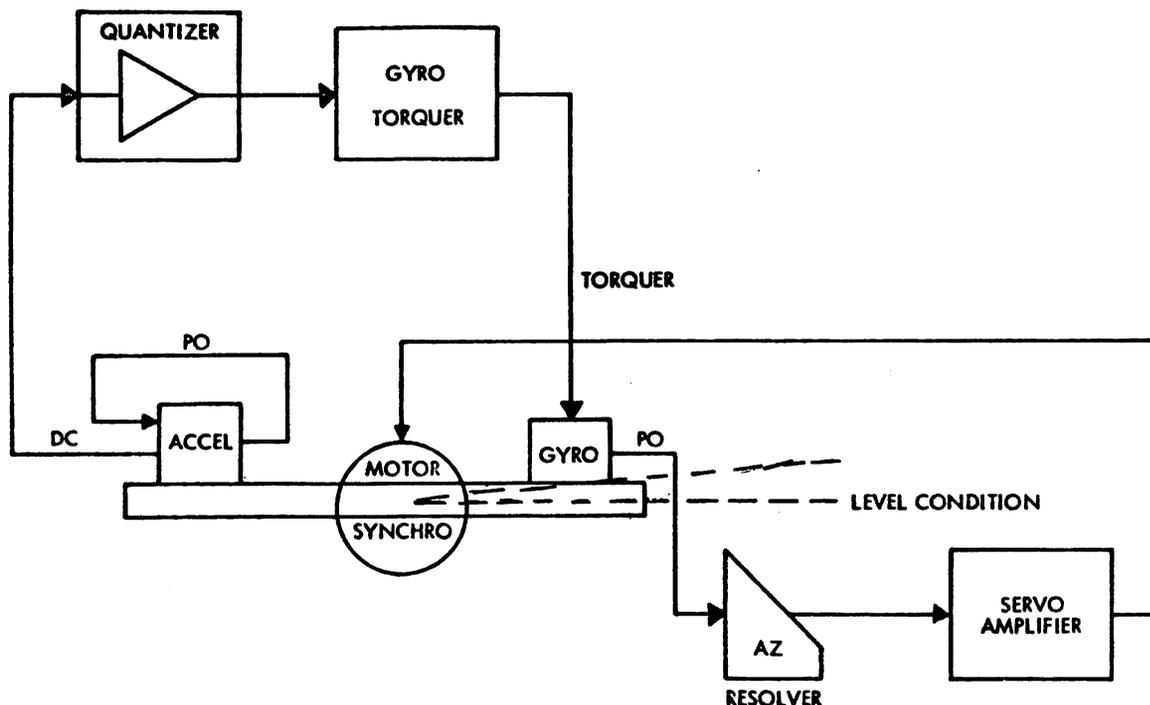
SG72-02
A80-14A

Servo Control Loops During Cage

Figure 7-2

Status 80

- a) Analog Leveling läuft ab. Plattform wird über Kreisel und Beschleunigungsmesser stabilisiert.
- b) Heizkreise arbeiten im Regelbereich (Pulsbreitenmodulation)
- c) Kontrolle, ob Standortkoordinaten eingegeben sind.
- d) Zeitablauf 120 sec.
- e) Nach Zeitablauf Pitch- und Roll-Ausgänge gültig. (ATT-Mode)



STS 80 AND ATT REF

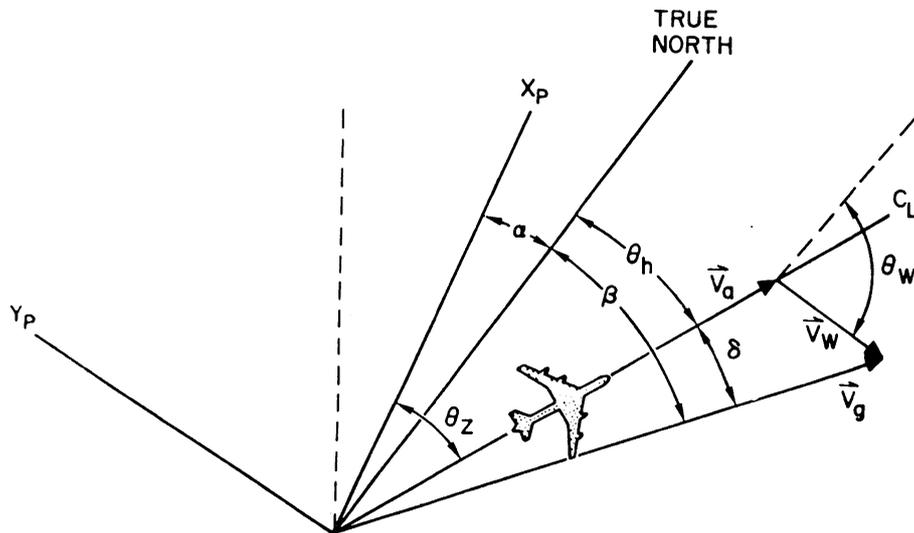
Simplified LTN-72 INS Analog Leveling

Status 70

- a) Digital Fast Leveling. Plattformführung erfolgt über X-Y-Beschleunigungsmesser und Kreisel unter Zwischenschaltung des Computers, der Korrektursignale zufügt.
- b) Anfänglich gemessene Geschwindigkeit wird ausgenullt.
- c) Zeitablauf 100 sec.

Status 60

- a) Durch Breitengradermittlung Bestimmung des Kreiseltorquesignals.
- b) Grobbestimmung Winkel α (siehe Zeichnung) und Überprüfung
- c) Bei Nichterfüllung des Testes blinkendes INS Warn Light.
- d) Zeit 25 ÷ 75 S.



Relationship of Display Quantities

Status 50

- a) Updating Erdrate und damit Kreiseltorquesignal.
- b) True Heading ist bestimmt.

Status 40

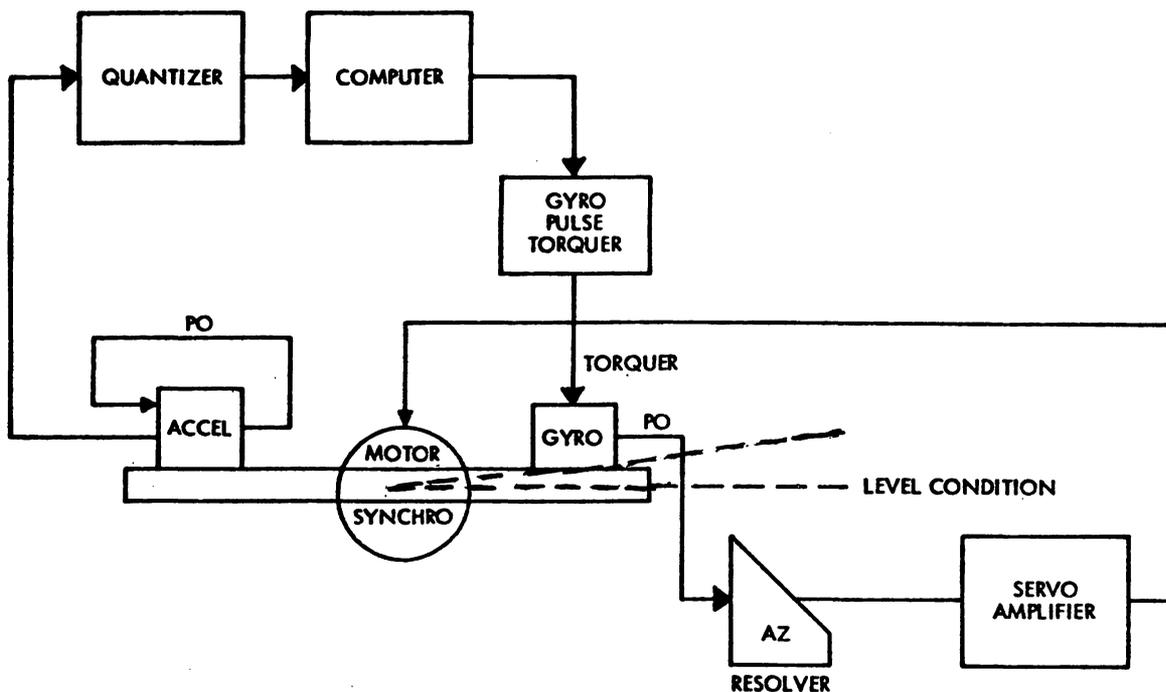
- a) Exakte Bestimmung des α -Winkels (Gyro compassing)
- b) Genaue Ausrichtung der Plattform durch Änderung der Verstärkung im Nachführkreis.
- c) Erforderliche Zeit 120 sec.

Status 10

- a) Fortsetzung Gyro Compassing und Fine Leveling
- b) Erforderliche Zeit 8 min.
- c) Kreiseldriftbestimmung.

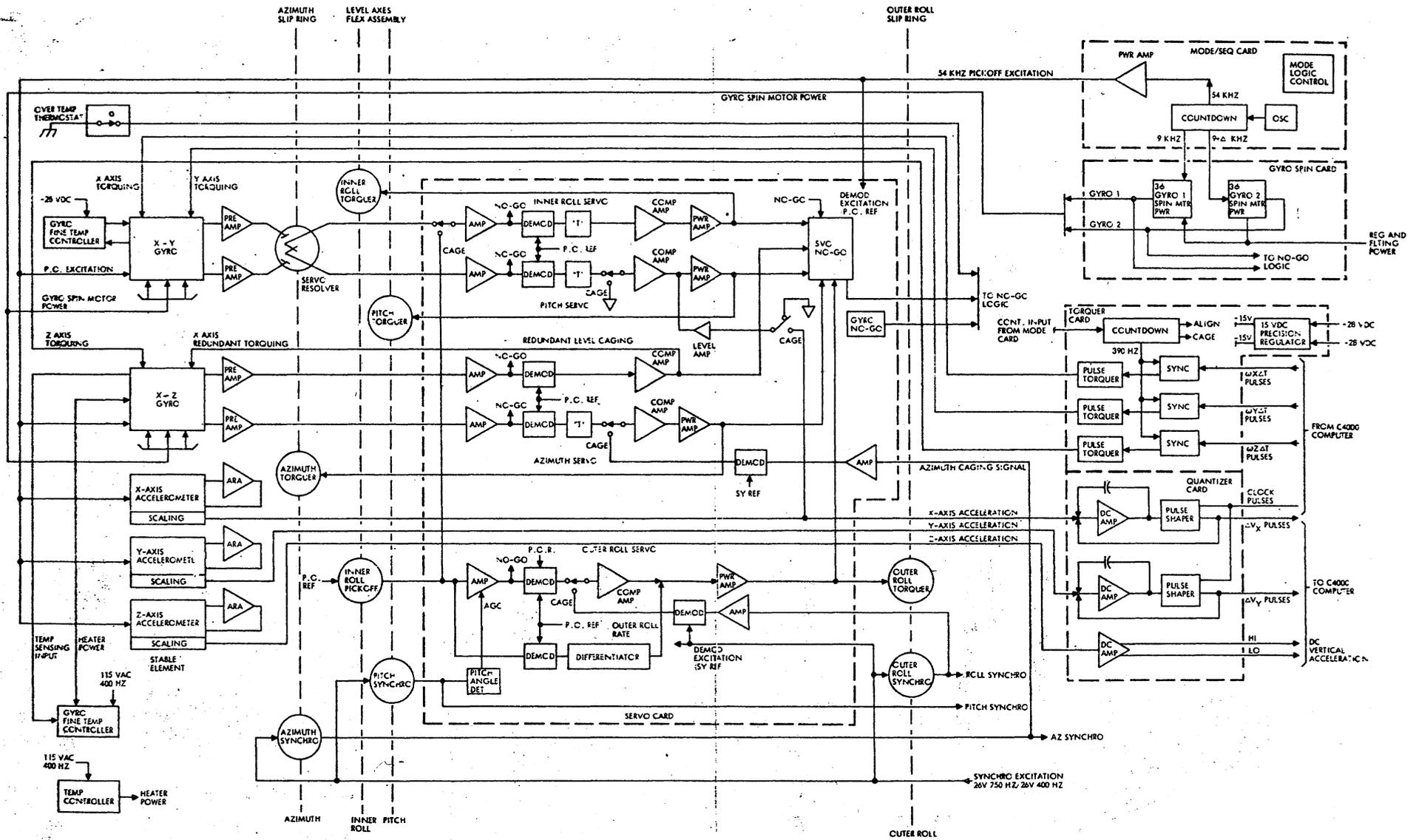
Status 02

- a) Fortsetzung Fine Alignment
- b) Endgültige Überprüfung der Gyro Bias
- c) Bei akzeptabler Gyro Bias Status 02 und Ready Nav Light eingeschaltet.

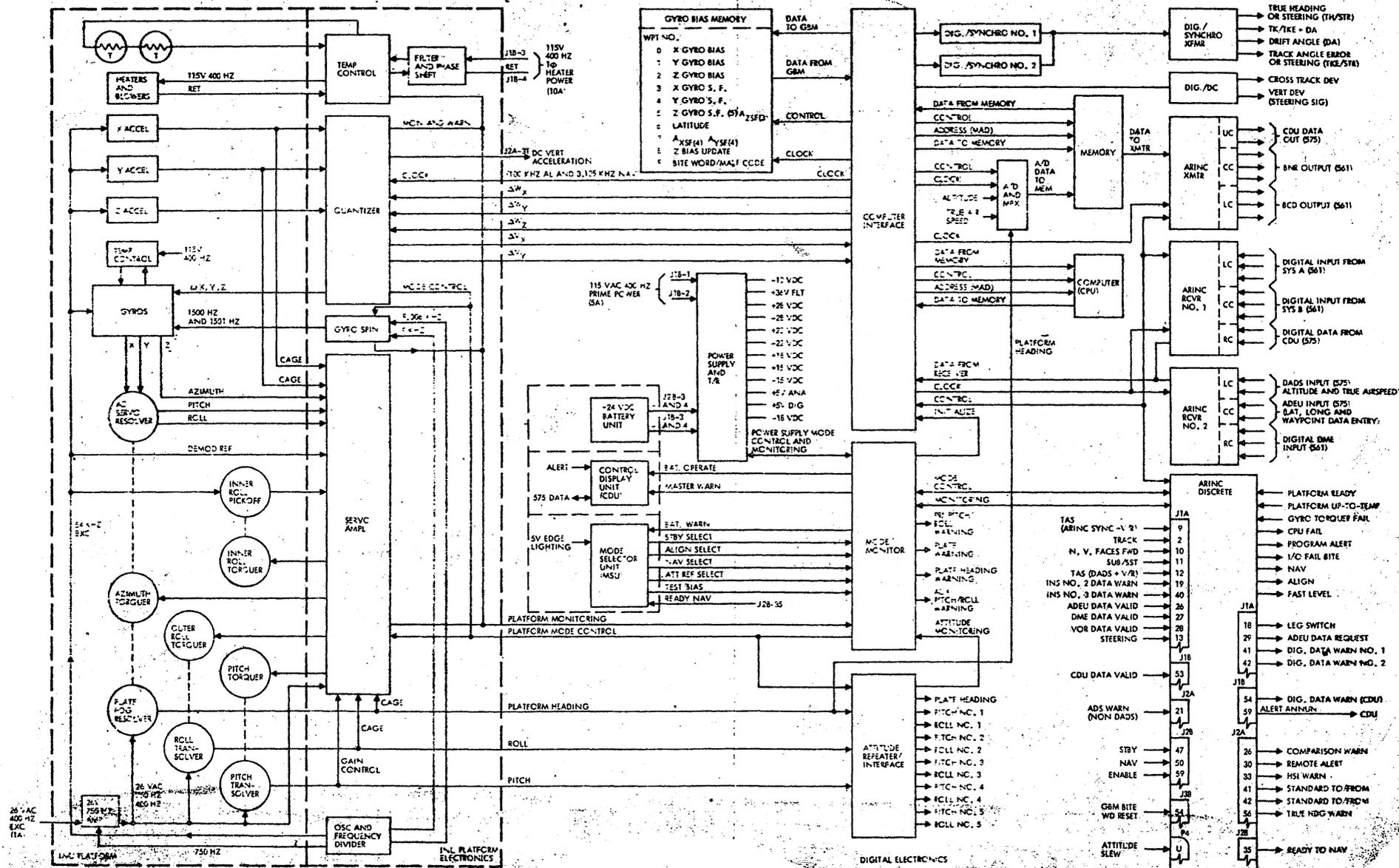


STS 70,60,50,40,10 AND 02

Simplified LTN-72 INS Digital Leveling



Block Diagram of P2 Platform Electronics



INS Block Diagram

Lufthansa

Technische Schule

Trägheitsnavigationsanlage 707

Funktion der LTN-72-Anlage

Kap. 34... Seite 41

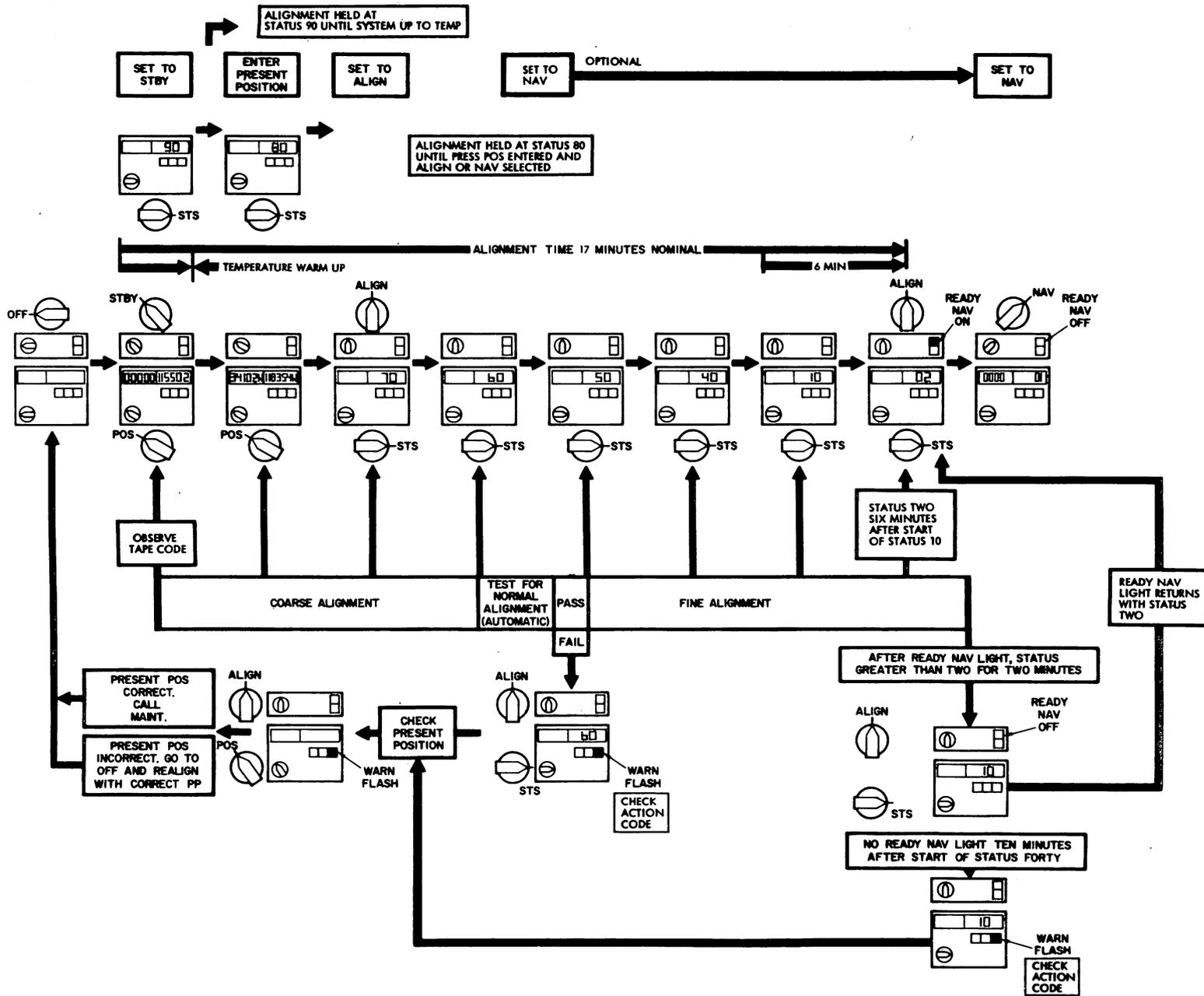
Datum 1.73

Bearbeiter dth

Korrektur-Nr.

Status 01

- a) MSU-Schalter in NAV nach vollendetem Alignment.
- b) Umschaltung von Digital Leveling in Navigate.
- c) Beschleunigungsmesser reagieren nur auf Flugzeugeigenbeschleunigungen.



LTN-72 Alignment Sequence

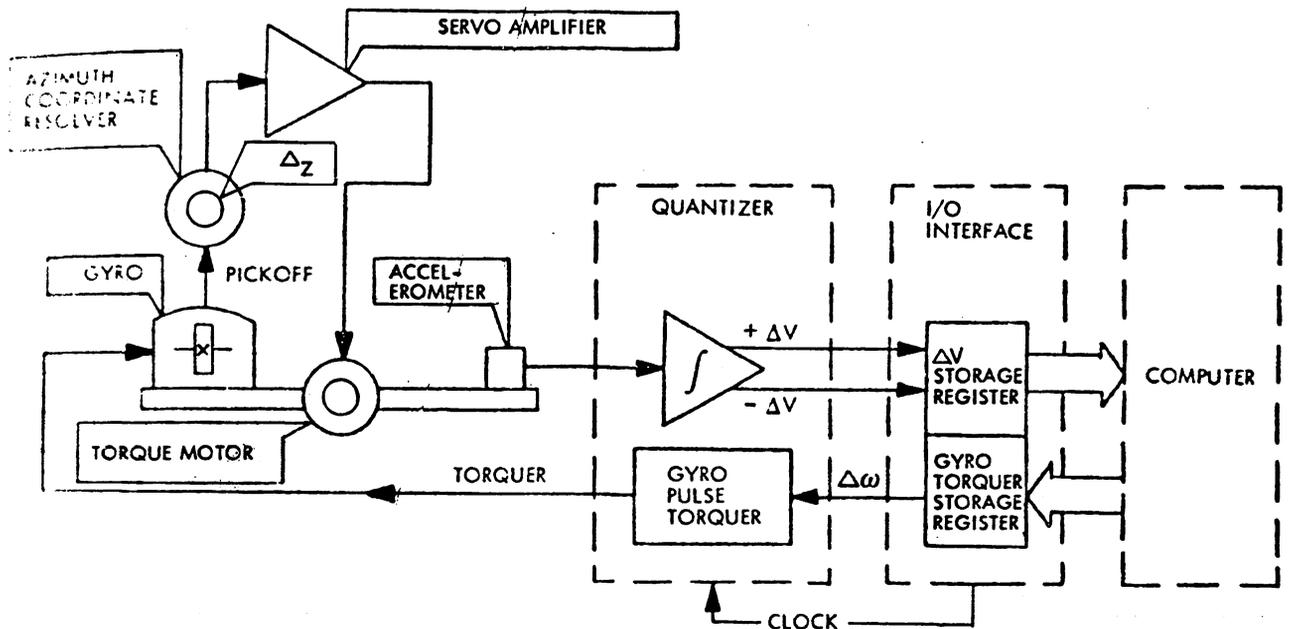
3.2.4 MSU-Schalterstellung NAV

Nach Erreichen von Status 02 kann auf NAV umgeschaltet werden, wobei dann Status 01 angezeigt wird.

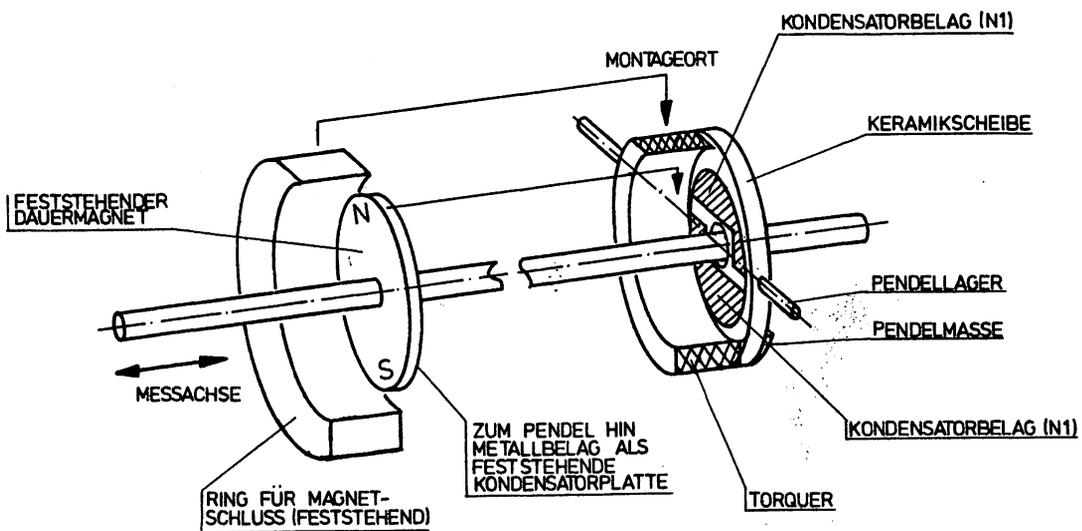
Nav. Mod kann auch automatisch erreicht werden, indem nach STBY direkt in Nav umgeschaltet wird. Das Flugzeug darf dann nach Erreichen von Status 01 bewegt werden.

In Nav Mode sind Beschleunigungsmesser so ausgerichtet, daß sie nur Flugzeugbeschleunigungen messen.

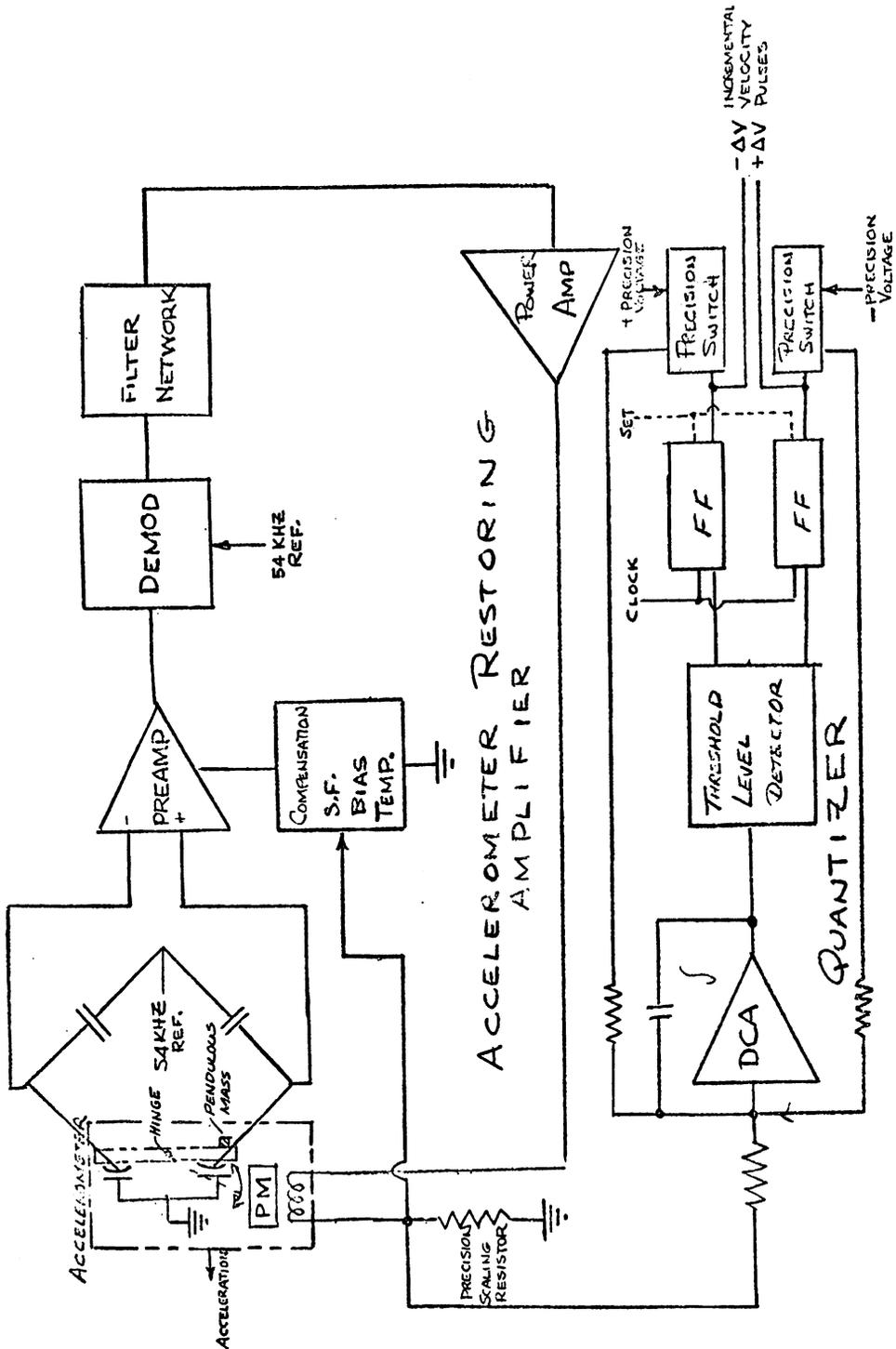
Der Beschleunigungsmesser arbeitet nicht in einer Flüssigkeit. Er besteht aus einem Pendel, an dem die Eichmasse montiert ist. Schon durch einen geringen Pendelausschlag wird durch die am Pendel befestigte Torquer-Spule in Verbindung mit einem Dauermagneten ein hoher Meßwert erreicht. Elektrisch besteht der Beschleunigungsmesser aus zwei Drehkondensatoren, die in einer Brückenschaltung angeordnet sind. Das verstärkte Wechselspannungssignal wird phasenrichtig gleichgerichtet und dann dem Integrator zur Geschwindigkeitsermittlung zugeführt. Das Torquesignal besteht aus einem pulsbreitenmodulierten Signal.



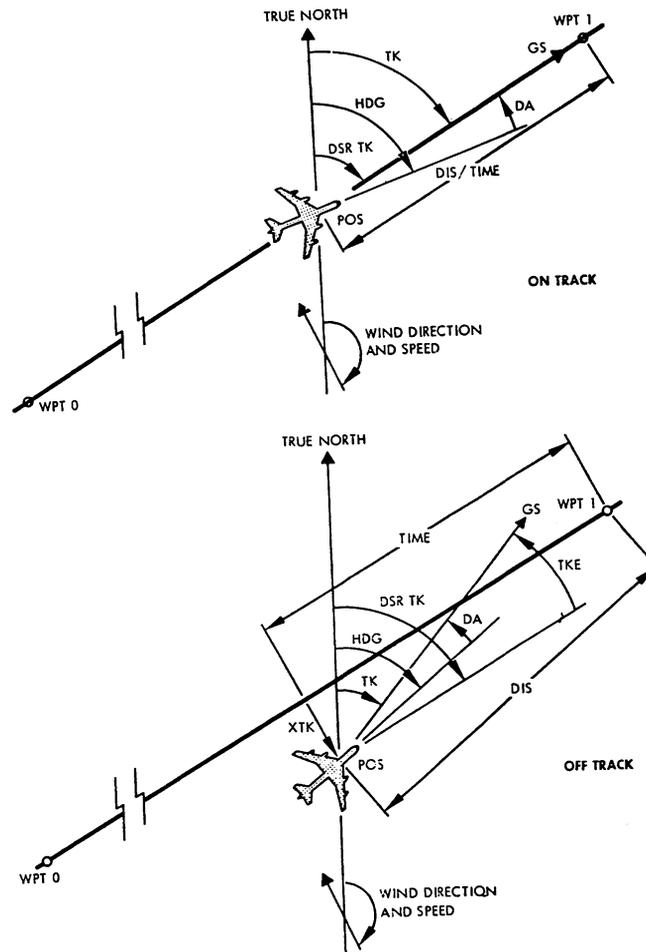
Inertial System in NAV Mode



BESCHLEUNIGUNGSMESSER

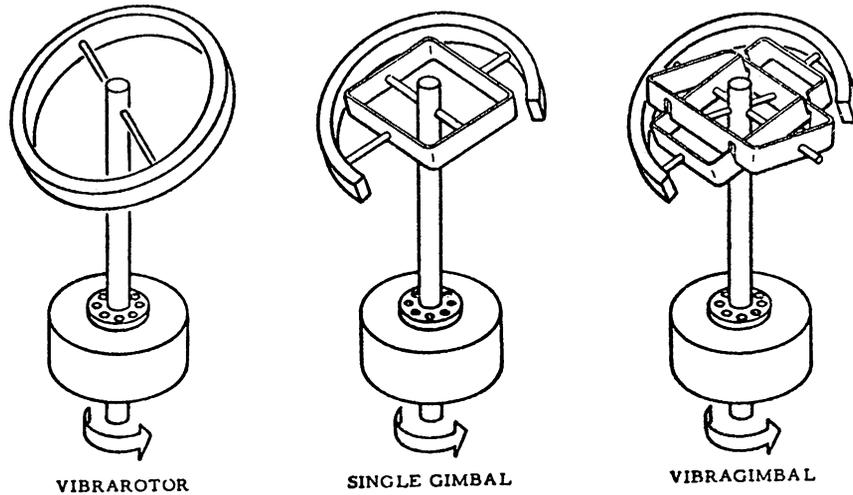


Der Computer liefert in NAV-Mode die folgenden Navigationsdaten:

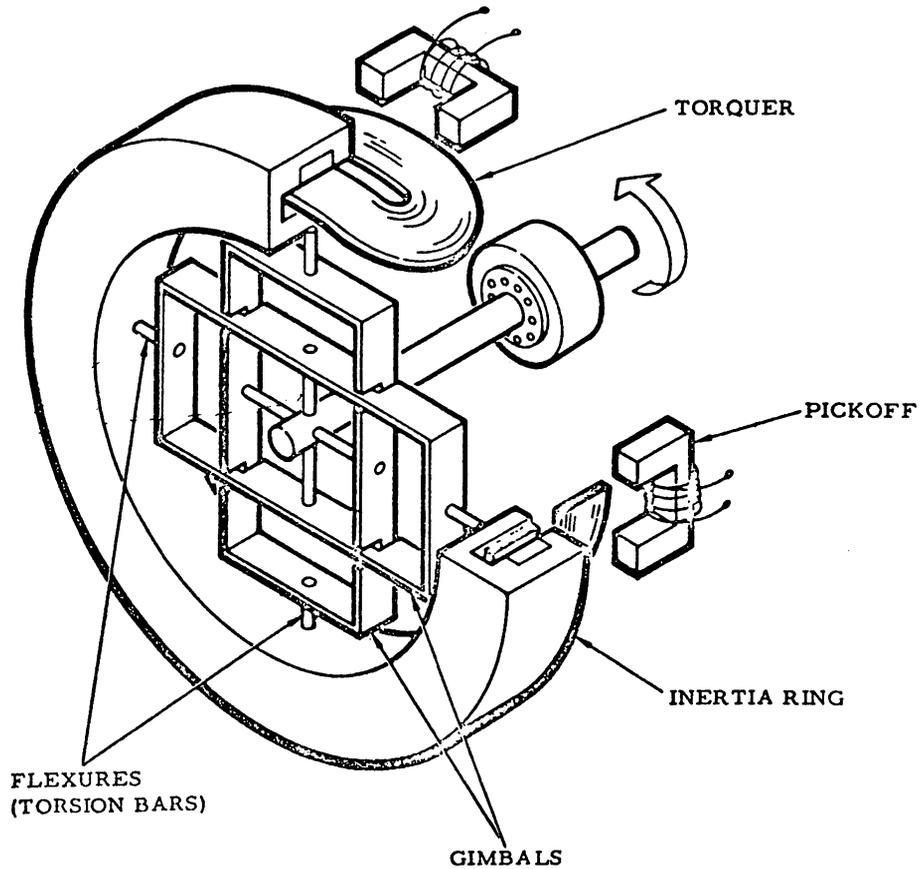


Die Plattformstabilisierung hält der X-Y-Kreisel aufrecht, der über den Computer unter Berücksichtigung aller Korrekturen nachgeführt wird. Der kugelgelagerte Kreisel steht nur unter geringem Gasdruck. Seine Masse besteht aus einem Ring, der an zwei über Kreuz liegenden Kardanrahmen gehalten wird. Die sehr geringe Prezession von 4...11 m radians wird durch Torquer erwirkt.

Als Pickoff kommen Differentialtransformatoren zur Anwendung.



Tuned-Rotor Gyros



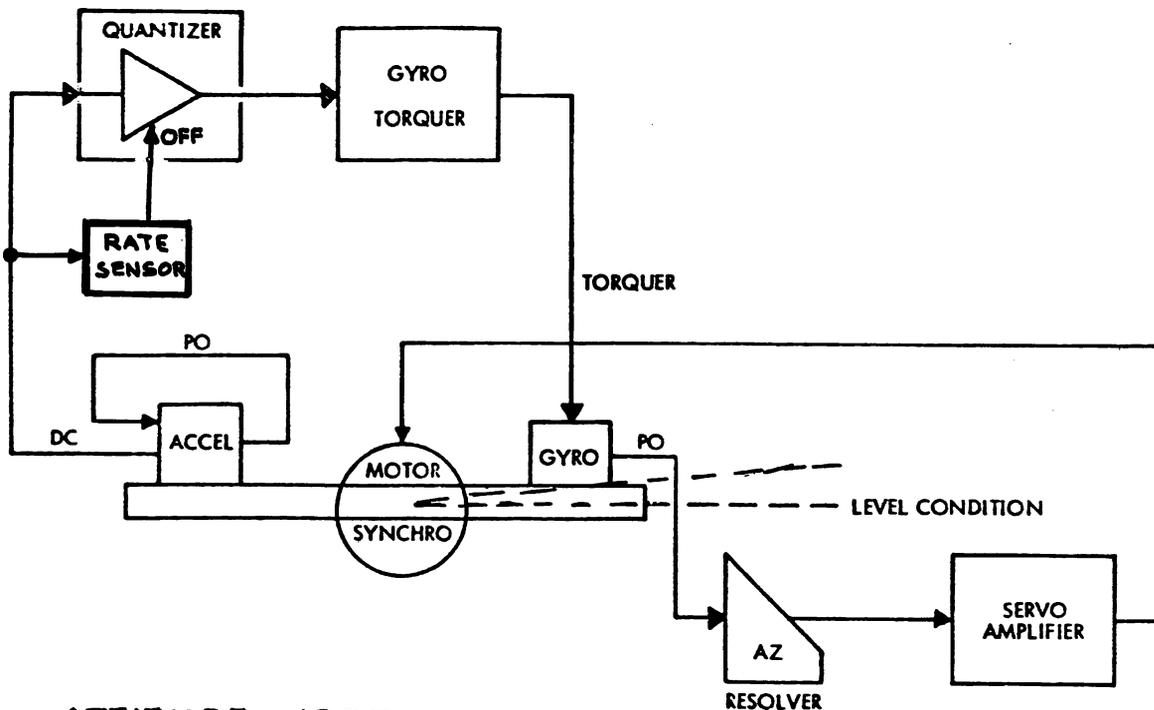
Schematic of G-1200 Vibragimbal Gyro

Kreiselausführung

3.2.5 MSU-Wahlschalterstellung ATT REF

ATT Reference Betriebsart wird normalerweise nur eingeschaltet, wenn die Navigationsdaten vom Computer nicht mehr aufbereitet werden können, was durch das INS WARN-Signal angezeigt wird.

- X-, Y- und Z-Plattformservokreise arbeiten wie in Analog Leveling der Alignmentphase.
- Computer ist abgeschaltet und kann nur über Align wieder auf NAV Mode geschaltet werden.
- In ATT-Mode sind die Signale Primary und Aux. Attitude, Platform Heading sowie die zugeordneten Valid-Signale vorhanden.
- Zeit von OFF in ATT Ref ca. 3 min.



ATTITUDE MODE

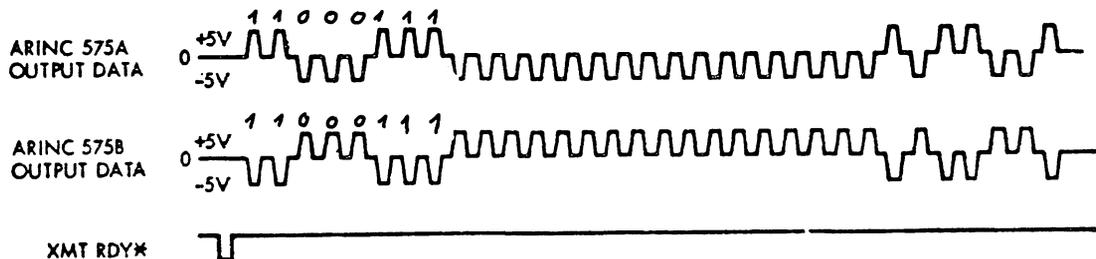
Damit beim Kurvenfliegen oder durch Flugzeugbeschleunigung durch die Beschleunigungsmesser eine Einstellung der Plattform nach dem Scheinlot erfolgt, wird die Kreiselnachführung bei einer Rate über $0,5^\circ/\text{min}$ unterbrochen.

3.2.6 Eingabe- und Anzeigegerät

Control Display Unit (CDU)

Die CDU erhält 28 V DC von der INU. Aus dieser Spannung werden über einen internen PWR Supply die erforderlichen internen Spannungen aufbereitet. 5 V AC werden von einem Transformator im RJ 12 gespeist für die Panel-Beleuchtung einschließlich der Tastatur benutzt.

Die Ansteuerung von der INU erfolgt über eine Doppelleitung digital in bipolarer Logik. Die Störimpulssicherheit ist dadurch erhöht, daß über die zweite Leitung entgegengesetzte Impulse übermittelt werden. Die Taktfrequenz von 12,5 kHz läßt sich aus den Datenimpulsen in der CDU aufbereiten.



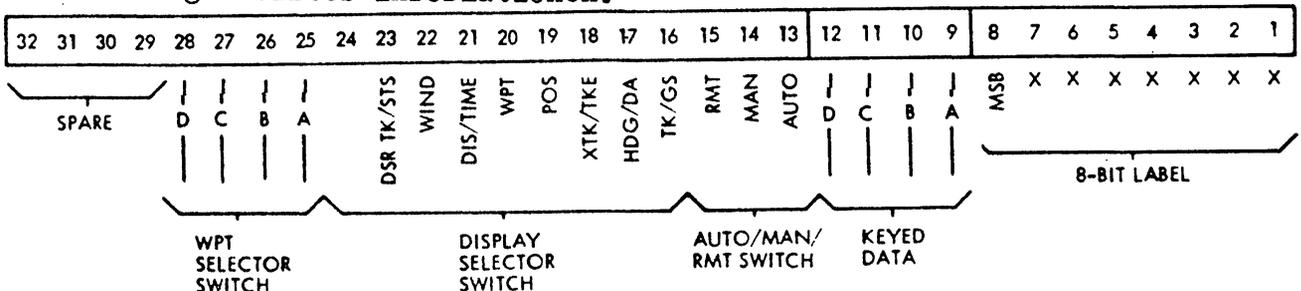
Die CDU empfängt über die Datenleitungen 4 Worte mit je 32 Bit. Die ersten acht Bit enthalten jeweils die Adresse.

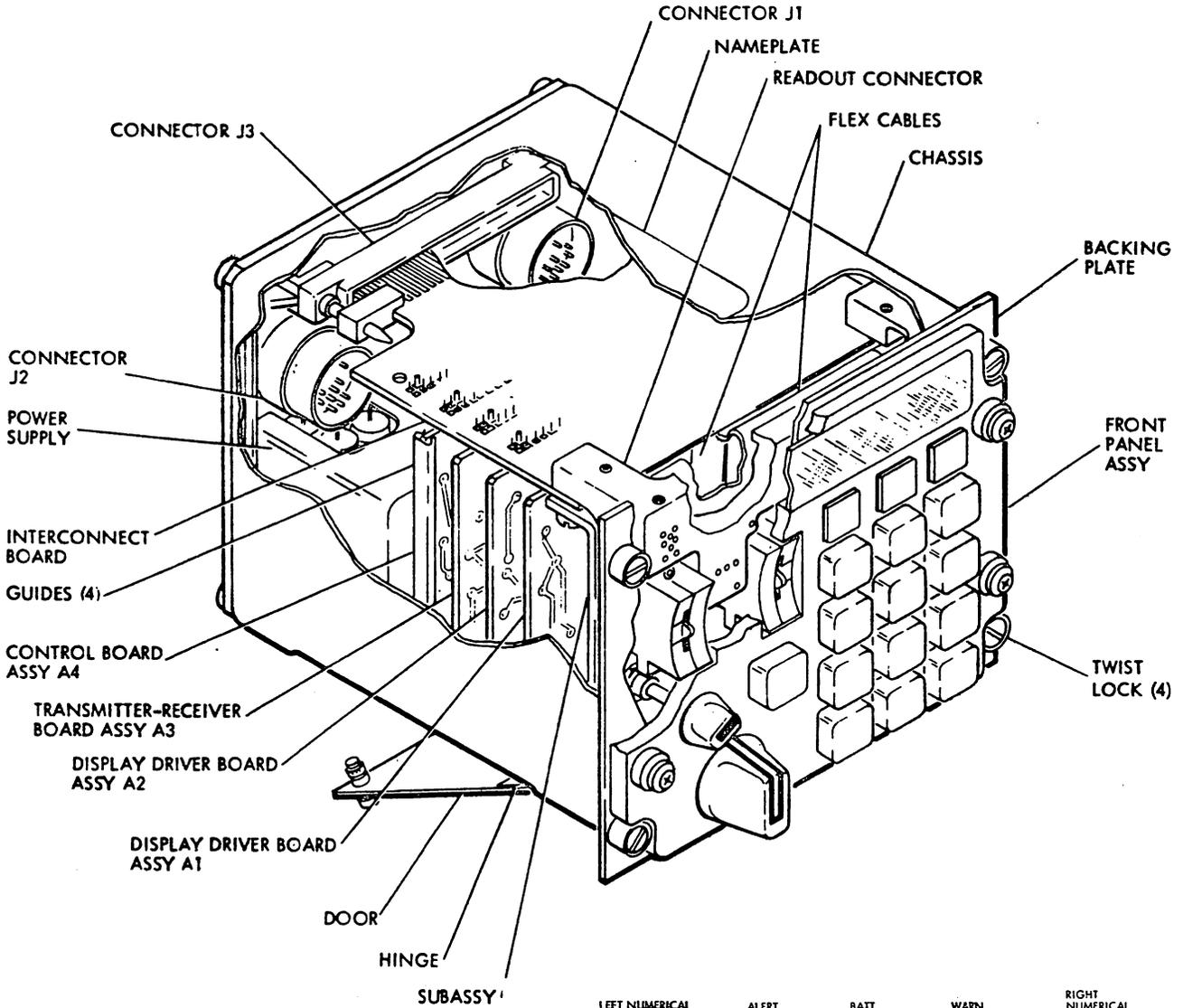
Die zur Anzeige ausgewerteten Werte enthalten die folgende Information:

- Wort 1: linkes Anzeigefeld
- Wort 2: From/To Waypoints Display, TK CHG, INSERT, HOLD
- Wort 3: rechtes Anzeigefeld
- Wort 4: Degree, Decimal, Minute Lamps

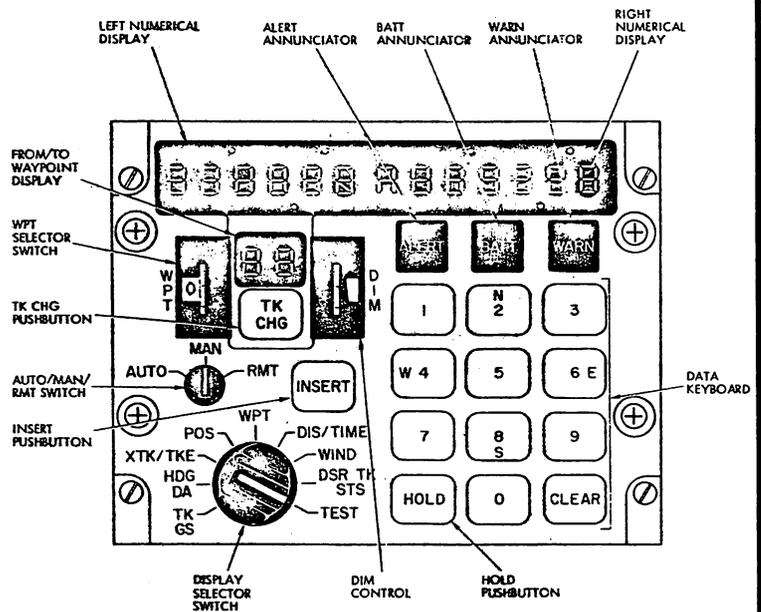
Über eine besondere Leitung INU DATA VALID sind die Anzeigen an der CDU verriegelt. Im Fall eines Fehlers wird die Anzeige abgeschaltet. Die Eingangsgrößen (28 V DC) für die Anzeigelampen ALERT, BATT und WARN gehen direkt von der INU auf die zugeordnete Lampe.

Über eine zweite Doppelleitung werden bipolar Daten von der CDU an die INU übermittelt. Das 32-Bit-Wort enthält die in der Zeichnung dargestellten Informationen.

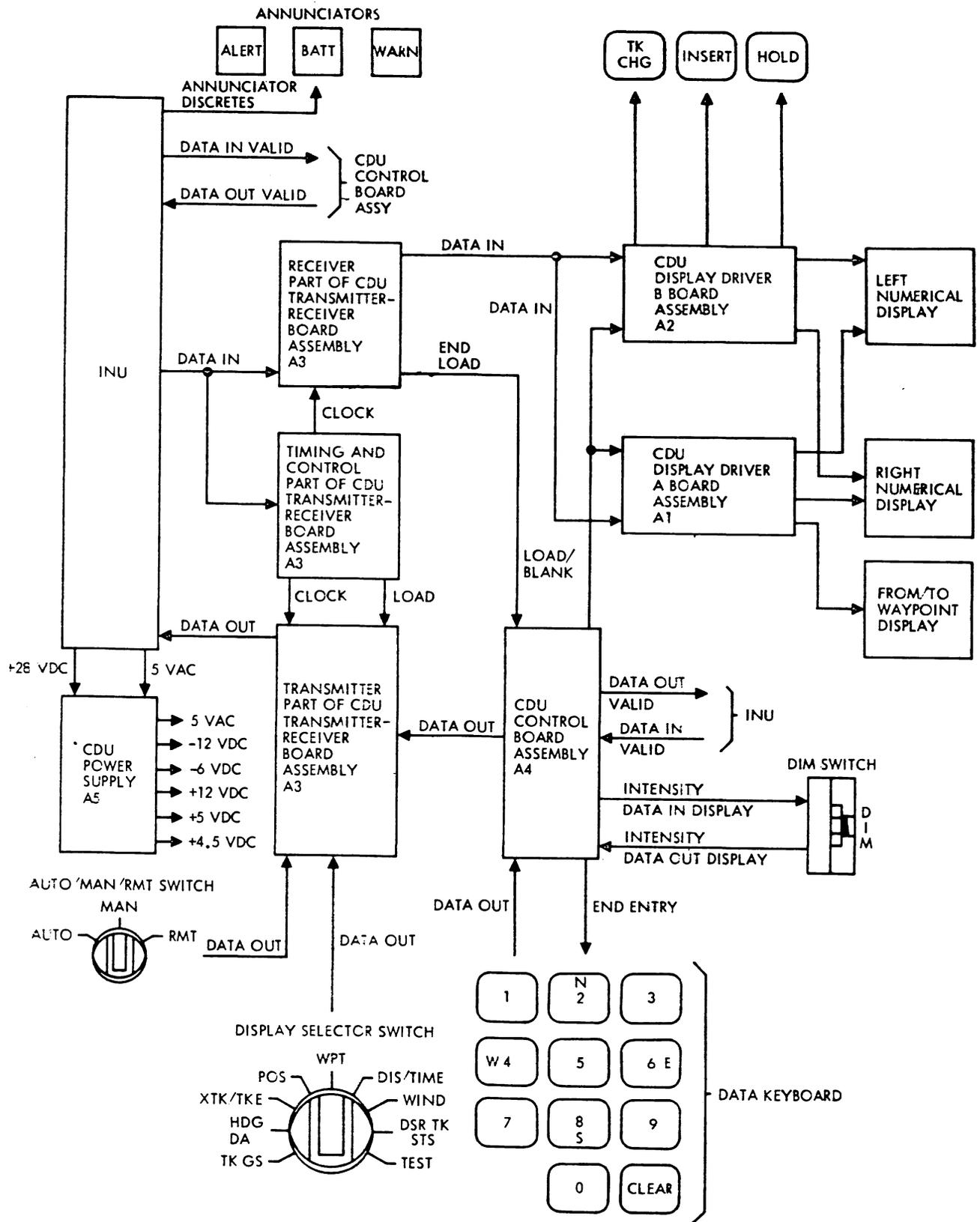




Replaceable CDU Assemblies
and Subassemblies



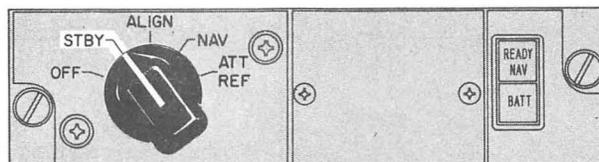
Control/Display Unit



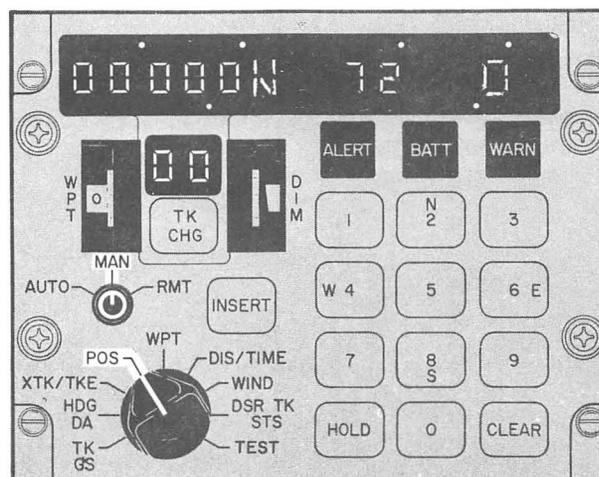
CDU/INU Interface Block Diagram

4 Bedienung

4.1 INS-Anzeigen nach Einschaltung



504-29



504-3A

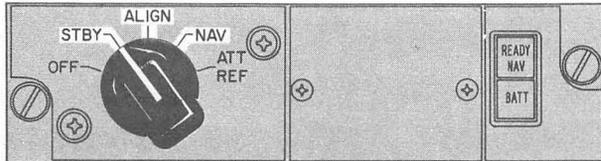
INS Startup Selection

Nach dem Einschalten sind in Wegpunktschalterstellung MAN und Drehwahlschalterstellung POS die folgenden Anzeigen bei STBY vorhanden:

Linkes Anzeigefeld: nur Null-Anzeige und N
 Rechtes Anzeigefeld: Computerprogramm 72 0
 Streckenpunktanzeige: 00

4.2 Test

Es sind drei verschiedene Teste möglich, nämlich CDU-Display-Test, HSI-Test und Kardanrahmentest (Gimbal Slew Test)

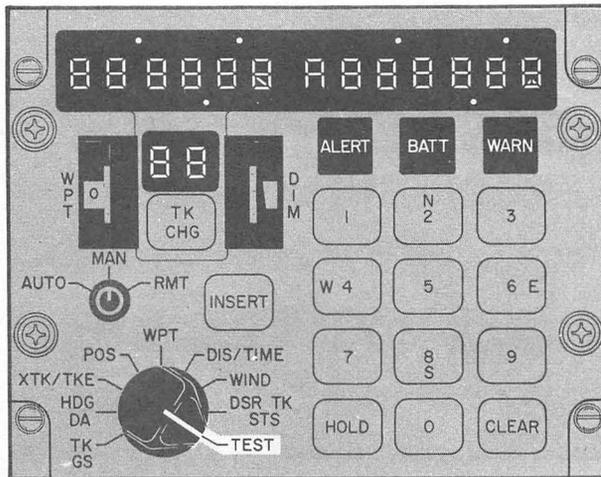


504-30

4.2.1 CDU Display Test

Bedingung: MSU in STBY, ALIGN oder NAV
CDU in Test

Anzeigen: alle Anzeigefelder und Dots sowie die Lampen ALERT, BATT, WARN, TK CHG HOLD und CLEAR



504-4

Display Test Selection

4.2.2 HSI-Testanzeigen

Bedingung: MSU in STBY oder ALIGN
CDU-Wahlschalter in Test

| AUTO/MAN/RMT SW POS | AUTO | MAN | RMT |
|---------------------|----------------|------------|---------------|
| HSI-HDG | 11,25° | 11,25° | 11,25° |
| HSI-Ground TK | 22,5° | 22,5° | 22,5° |
| HSI drift angle | 11,25° | 11,25° | 11,25° |
| HSI XTK | R 7,5 N.M. | R 3,7 N.M. | L 3,7 N.M. |
| HSI desired TK | 50,1° | 59,5° | 354,1° |
| HSI TKE | L 27,6° | L 37° | R 28,3° |
| AUTO PILOT | Roll Right 30° | 0° Roll | Roll Left 15° |

4.2.3 Kardanrahmentest

Bedingung: Test Connector mit spezieller Brücke in Teststeckdose an INU-Vorderfront.
 Eingabe Gimbal Slew Winkel über Tastatur in STBY.

Der Kardanrahmen Pitch- und Rollwinkel kann bis zu $\pm 15^\circ$ eingegeben werden über die Tastatur. Pitchwinkleingabe erfolgt wie die Breitengradeingabe, wobei + durch North und - durch South eingegeben wird.

Die Rollwinkleingabe erfolgt wie die Längengradeingabe, + durch East und - durch West.

Für die Winkleingaben muß der CDU-Drehwahlschalter in POS stehen. Die Eingabe ist dabei unabhängig von der Flugzeuglage gegenüber der wahren gemessenen Horizontalen zu sehen.

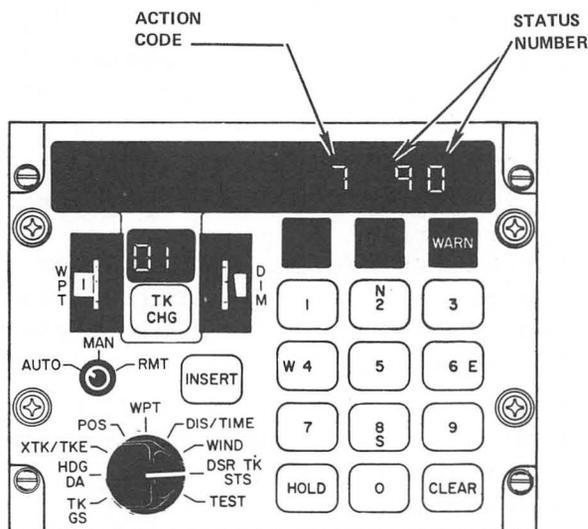
Ab StS 80 bei MSU-Position ALIGN nach ca. 2-3 Minuten beginnt der Rahmen mit einer Rate von 80° /Stunde zu kippen bis zu den eingegebenen Werten.

In CDU-Wahlschalterstellung DSRTK/STS erscheint beim Drücken der Hold-Taste ein Malfunction Code von 19 solange, bis die Abweichung vom wahren Winkel und der Winkleingabe unterhalb 3° liegt.

Platform Heading wird gleichzeitig mit der Pitch- und Roll Winkeländerung mit gleicher Rate in Richtung 0° gehen.

4.3 Action Code und Malfunction Code

Bei vorhandenem INS Master Warnlight an der CDU kann der Fehler über das rechte Anzeigefeld in Drehwahlschalterstellung DSR TK/STS abgelesen werden.



Links neben der Statusangabe erscheint der Action Code (0-7), der, wie in nachfolgender Liste dargestellt, aussagt, was zu tun ist. Wird nach der Action Code-Anzeige, die Hold-Taste gedrückt, kann der spezielle INS-Fehler abgefragt werden über den Malfunction Code. Bei mehreren Fehlern muß nacheinander die Hold-Taste gedrückt werden.

Für das Wartungspersonal werden auch nach der Abschaltung die ermittelten Fehler in Kernspeichern festgehalten und können somit nach erneuter Einschaltung der INS-Anlage wieder abgefragt werden.

| Action Code | Action |
|-------------|---|
| 0 | Keine Aktion erforderlich. |
| 1 | Schalten Sie das System aus wegen erforderliche Ausbauten. |
| 2 | Schalten Sie die Anlage kurzzeitig aus und geben Sie danach neue Standortkoordinaten ein. |
| 3 | Schalten Sie das System auf Standby zurück und geben Sie erneut die Standort-Koordinaten ein. |
| 4 | Verwenden Sie INS nicht für HSI oder A/P-Steuerung. Überprüfen Sie alle 26 V-Erregerspannungen. |
| 5 | Keine Aktion erforderlich. |
| 6 | Schalten Sie die Anlage aus und überprüfen Sie die Stromversorgung. |
| 7 | Überprüfen Sie, ob der Attitude Slew Test Connector von der NAV-Unit entfernt ist. |

| Action | Malfunction | |
|--------|-------------|--|
| 7 | 20 | ATTITUDE SLEW-Stecker befindet sich nach der Einschaltung an der NAV-Unit NAV WARNlicht blinkt. |
| 2 | 23 | Die Plattformsignale sind eine Minute nach Erreichen der Endtemperatur noch ungültig. NAV-Warnlampe blinkt. |
| 6 | 24 | Die Plattform hat ihre Endtemperatur innerhalb von 5 Minuten nicht erreicht. NAV-Warnlicht blinkt. |
| 3 | 22 | Present Position-Eingabe fehlt am Ende von Status 80. NAV-Warnlicht blinkt. |
| 2 | 19 | Die über die X- und Y-Beschleunigungsmesser errechnete Geschwindigkeit ist unterhalb von StS 80 zu hoch. NAV-Warnlicht blinkt. |
| 2 | 20 | Winkel α ist für den Computer nicht in die richtigen Komponenten $\sin\alpha$ und $\cos\alpha$ aufgeteilt worden, geprüft über $\sin^2\alpha + \cos^2\alpha = 1$. Das NAV-Warnlicht blinkt, wenn die Überprüfung $\sin^2\alpha + \cos^2\alpha$ im StS $60 < 0,95$ oder $> 1,05$ beträgt. |
| 2 | 21 | North Gyro Bias ist 2 Minuten nach der 8 Minuten langen Gyro Compassing-Zeit nicht ausreichend. NAV-Warnlampe blinkt. |

Lufthansa

Technische Schule

Trägheitsnavigationsanlage 707

Bedienung der INS-Anlage

Kap. 34... Seite 57

Datum 2.73

Bearbeiter dth

Korrektur-Nr.

| Action | Malfuntion | |
|--------|------------|---|
| 2 | 19 | Die mittleren Geschwindigkeitsmeßwerte sind nach der Fine Gyro Compassing-Periode zu hoch. NAV-Warnlampe blinkt. |
| 2 | 21 | Bei NAV Ready werden zu große Geschwindigkeiten U_x und U_y und ein Überschreiten der North Gyro Bias von $0,112^\circ/h$ während einer Meßzeit von zwei Minuten gemessen. NAV Ready-Anzeige erlischt. Nach weiteren zwei Minuten blinkt bei anhaltenden Fehlerzustand das NAV Warnlicht. |
| 4 | 3 | Die Z-Gyro Drift ist größer als $0,112^\circ/h$ zur Umschaltzeit in NAV-Betriebsart. Kein Warnlicht erscheint. |
| 1 | 16 | Rechnerfehler (Bauelementefehler). |
| 1 | 17 | Rechenfehler. |
| 1 | 18 | Ermittelte Geschwindigkeit über Grund > 2000 Knoten. Folge ist CPU Hard Fail (siehe Bite-Tabelle). |
| 1 | 15 | X-Beschleunigungssumme $> 2g$ über Zeitraum von 4 sec. Folge ist CPU Hard Fail. |
| 1 | 13 | Y-Beschleunigungssumme über Zeitraum von 4 sec $> 2g$. Folge ist CPU Hard Fail. |
| 1 | 14 | X-Quantizer erhält vom Computer keine Eingangsimpulse für die Gyro Torquer innerhalb von 5 min. Folge ist CPU Hard Fail. |
| 1 | 12 | Y-Quantizer erhält vom Computer keine Eingangsimpulse für die Gyro Torquer innerhalb von 5 min. Folge ist CPU Hard Fail. |
| 4 | 8 | XTK-Digital-Analogwandler hat Fehler $\geq 0,35$ N.M., ermittelt über Output-Test. HSI Warnflagge erscheint während des Fehlerzustandes |
| 4 | 7 | TKE Synchroausgang weicht um 5° oder mehr ab vom Computerdigitalwert. HSI Warnflagge erscheint während des Fehlerzustandes. |

Lufthansa

Technische Schule

Trägheitsnavigationsanlage 707

Bedienung der INS-Anlage

Kap. 34... Seite 58

Datum 2.73

Bearbeiter dth

Korrektur-Nr.

| <u>Action</u> | <u>Malfunction</u> | |
|---------------|--------------------|--|
| 4 | 6 | Das HDG-Synchro hat gegenüber dem Digitalwert im Computer einen Fehler $\geq 5^{\circ}$. True HDG Warnsignal liegt während des gemessenen Fehlerzustandes an. |
| 4 | 5 | Getesteter TK/TKE+DA Synchroausgang hat mindestens 5° Abweichung HSI-Warnflagge erscheint während des Fehlerbetriebes. |
| 4 | 4 | Geprüfter Driftwinkelsynchroausgang hat mindestens 5° -Abweichung. HSI-Warnflagge erscheint während des ermittelten Fehlerbetriebes. |
| 4 | 7 | Getestetes A/P Steuersignal (Steering Signal am TKE Synchroausgang hat eine Abweichung von mindestens 5° . HSI Warnflagge erscheint während des ermittelten Fehlerzustandes. |

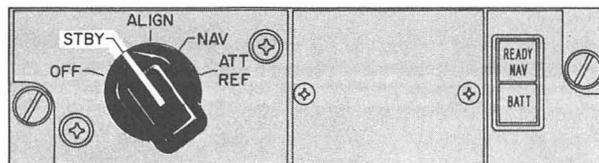
4.4. Standorteingabe

Bedingung: MSU-Schalter in STBY
CDU-Wahlschalter in POS

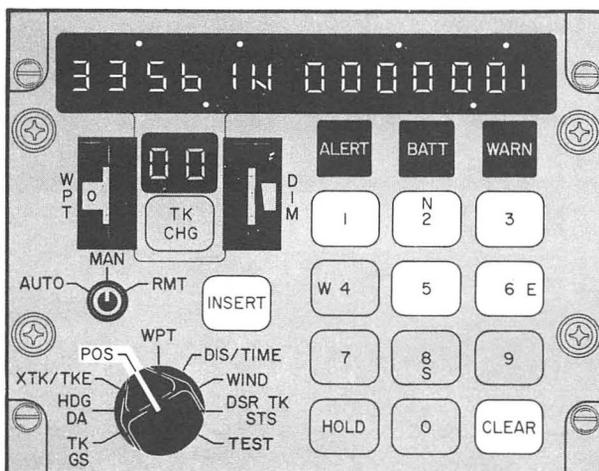
Der Breitengrad am Standort wird auf 0,1 Bogenminute genau über das Tastenfeld eingegeben, wobei mit der Eingabe N oder S zu beginnen ist. Der Breitengrad wird danach mit der wichtigsten Ziffer zuerst eingegeben. Mit weiteren Ziffern wandert die Eingabe von rechts nach links im linken Anzeigefeld. Nach der ersten Ziffer verschwindet vom rechten Anzeigefeld das Computerprogramm und wird ersetzt durch Nullen und E. Durch Drücken der Inserttaste übernimmt der INS-Computer den Breitengrad.

Einen falsch eingegebenen Breitengrad kann man vor Drücken der Inserttaste durch Drücken der CLEAR-Taste löschen.

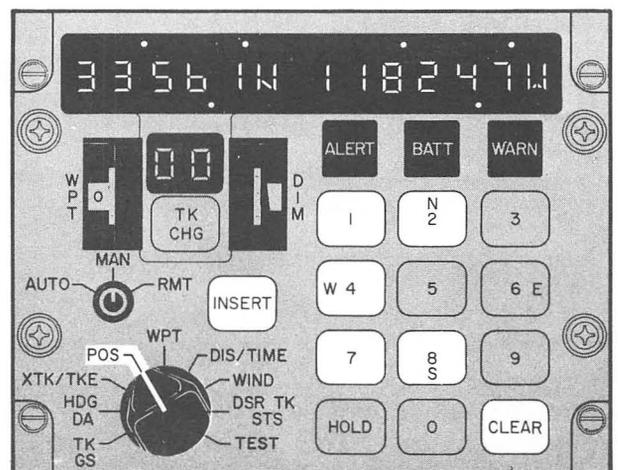
Anschließend erfolgt die Längengradeingabe in das rechte Anzeigefeld, wobei mit W oder E zu beginnen ist. Die vorher angezeigten Nullen verschwinden nach der Eingabe W bzw. E.



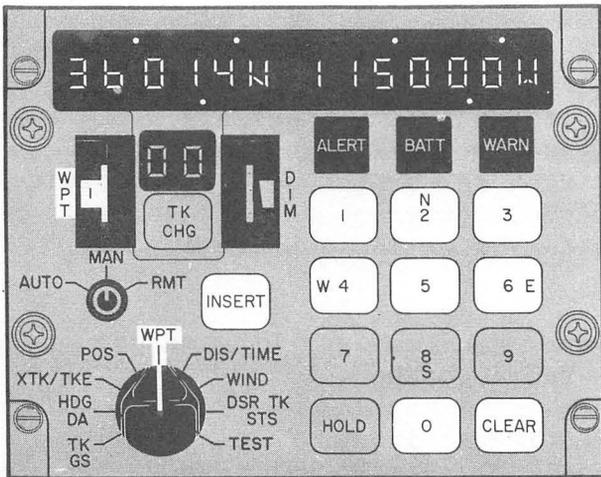
504-29



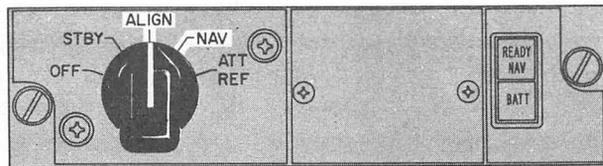
504-5



504-6

4.5. Wegpunkteingabe

504-7



504-31

Bedingung: CDU-Drehwahlschalter in WPT
MSU-Schalter in **ALIGN** oder **NAV**

Neun Wegpunkte von 1-9 können vorgewählt werden. Vor der Wegpunktkoordinateneingabe muß das Wegpunkträdchen auf die entsprechende Wegpunktzahl gestellt werden.

Die Wegpunkteingabe erfolgt wie die Eingabe der Standortkoordinaten mit der gleichen Genauigkeit von 0,1 Bogenminute. Eine Falscheingabe kann über die Cleartaste gelöscht werden.

Wenn der AUTO-MAN-RMT-Schalter in RMT gestellt wird, kann automatisch gleichzeitig über eine CDU-Tastatur das Wegpunktladen für die zweite Anlage erfolgen, sofern dort ebenfalls in RMT geschaltet wurde.

4.6 Track Switching

Unter Track Switching ist der Übergang von einem Wegabschnitt zum anderen zu verstehen. Das Umschalten auf den nachfolgenden Streckenabschnitt kann automatisch erfolgen (Wahlschalterstellung Auto oder RMT) oder manuell (Wahlschalterstellung MAN).

4.6.1 Automatisches Streckenabfliegen

Bedingung: CDU-Schalter in AUTO oder RMT.

Die Umschaltzeit wird vom Computer errechnet. Bei einem Intercept Winkel $< 25^\circ$ liegt der Umschaltpunkt 3,5 n.M. vor dem Wegpunkt. Bei größeren Winkeln vergrößert sich der Schalt- punkt nach der folgenden Formel:

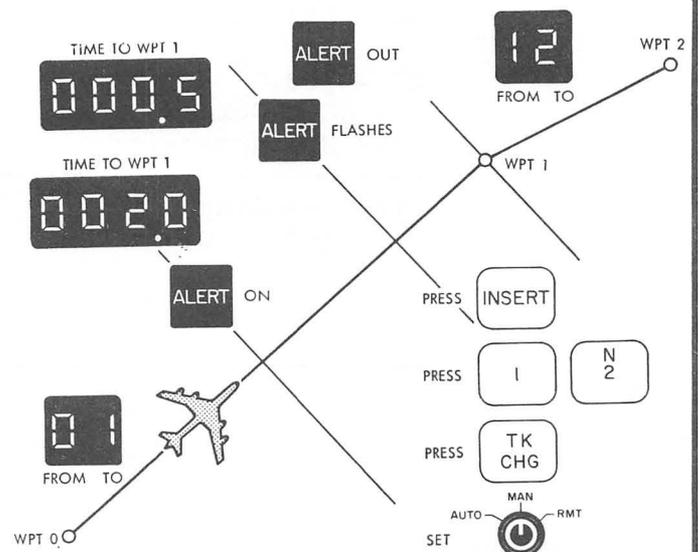
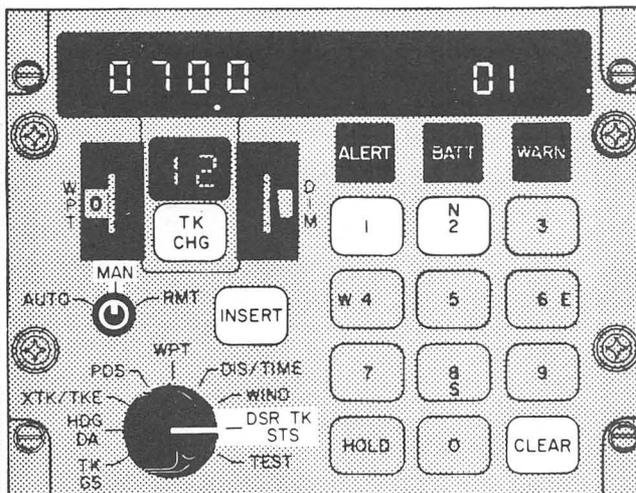
$$\text{Streckenschaltpunkt} = 3,5 \text{ n.M.} + (0,075 - (\text{INTER ANGLE} - 25^\circ))$$

Das Alert-Licht an der CDU leuchtet 1,5 min vor dem Umschaltpunkt auf, sofern die Geschwindigkeit über Grund > 250 Knoten beträgt. Das Alert-Licht geht automatisch beim Umschaltpunkt aus.

Die Überführung auf den nächsten Streckenabschnitt erfolgt automatisch, ebenso die Umschaltung der FROM-TO-Anzeige.

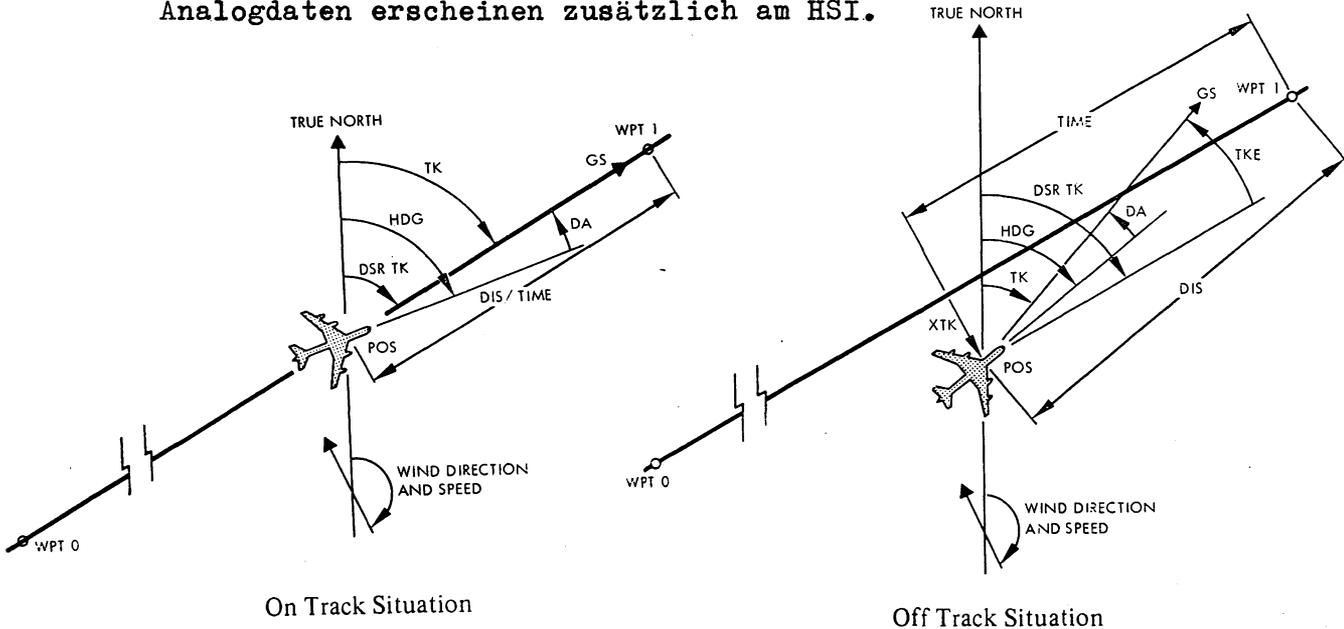
4.6.2 Manuelle Umschaltung

In dieser Betriebsart steht der Auto/ MAN/ RMT-Schalter in MAN. Der errechnete Schaltpunkt entspricht demjenigen der AUTO MODE. Die Wegpunkte des neuen Streckenabschnittes müssen über TK CHG in die FROM-TO-Anzeige eingegeben werden. Erfolgt diese Eingabe erst nach dem ermittelten Umschaltpunkt, so blinkt das ALERT-Licht an der CDU bis zur erfolgten Eingabe. Die Navigationsdaten beziehen sich dabei noch auf den alten Streckenabschnitt.



4.7 Anzeige der Navigationsdaten

INS-Navigationsdaten können digital an der CDU abgelesen werden. Analogdaten erscheinen zusätzlich am HSI.



On Track Situation

Off Track Situation

4.7.1 Anzeige der Navigationsdaten an der Control Display Unit

Pulsmoduliert im Zeitmultiplexverfahren erhält die Control/Display Unit die errechneten Navigationsdaten. Über den Drehwahlschalter werden die entsprechenden Anzeigen ausgewählt.

Linkes Anzeigefeld

Rechtes Anzeigefeld

Kurs (Track)

Geschwindigkeit über Grund (GS)

$0^\circ - 360,0^\circ \pm 0,1^\circ$
Bei $GS < 10$ knts wird True HDG angezeigt

$0 \dots 2000$ knts ± 1 knt
Bei $GS < 2$ knts wird 0 angezeigt.

(True Heading)
 $0^\circ - 360^\circ \pm 0,1^\circ$

Driftwinkel DA
 $0^\circ - 39,9^\circ \pm 0,1^\circ$ L od r R
L = Left and R = Right vom Flugzeug-Heading
DA = 0, wenn $GS < 10$ knts

Lufthansa

Technische Schule

Trägheitsnavigationsanlage 707

Anzeige der Navigationsdaten

Kap. 34... Seite 63

Datum 2.73

Bearbeiter dth

Korrektur-Nr.

Cross Track Distance XTK
(Seitlicher Versatz)
0 - 999,9 n. M. $\pm 0,1$ n. M
L oder R vom eingegebenen
Kurs (DSR TK)

Track Error TKE
(Kursfehler)
0 - 180,0^o $\pm 0,1$ ^o
L oder R von DSR TK

Wenn kein Streckenabschnitt eingegeben
ist (FROM/TO Anzeige = 00), so wird
XTK und TKE = 0 angezeigt.

POS.:
Breitengrad (Standort)
0 - 90^o N $\pm 0,1$ min oder
0 - 90^o S $\pm 0,1$ min

POS.:
Längengrad (Standort)
0 - 180^o E $\pm 0,1$ ^o oder
0 - 180^o W $\pm 0,1$ ^o

Eingabe der Standort-Koordinaten kann
nicht in Remote erfolgen.

Distance
0 - 9999 n. M. ± 1 n. M.
vom Standort bis nächsten
Wegpunkt (Großkreisent-
fernung)

Time-to-go
0 - 480,0 min $\pm 0,1$ min
errechnet aus der augenblick-
lichen Geschwindigkeit über
Grund entlang dem gewünschten
Kurs.(DSR TK).

Bei GS <10 knts ist Zeitan-
zeige = 0

Beide Anzeigen gehen auf 0, wenn die Strecken-
eingabe fehlt (FROM/TO Anzeige = 00)

Wind
Windrichtung
0 - 360,0^o $\pm 0,1$ ^o

Wind
Windgeschwindigkeit
0^o - 399 knts ± 1 knt

Beide Anzeigen benötigen für ihre Ermittlung
das TAS-Signal. Bei TAS <150 knt (170 knts)
fehlt die Windanzeige.

Desired Track (DSR TK)
(Gewünschter Kurs)
0 - 360,0^o $\pm 0,1$ ^o
DSR TK wird normalerweise
berechnet über die einge-
gebenen Wegpunkte des Streck-
enabschnittes. DSR TK = 0,
wenn Streckeneingabe fehlt
(FROM/TO-Anzeige = 00). In
der Track Hold Mode kann
DSR TK als Winkel eingegeben
werden.

Lufthansa

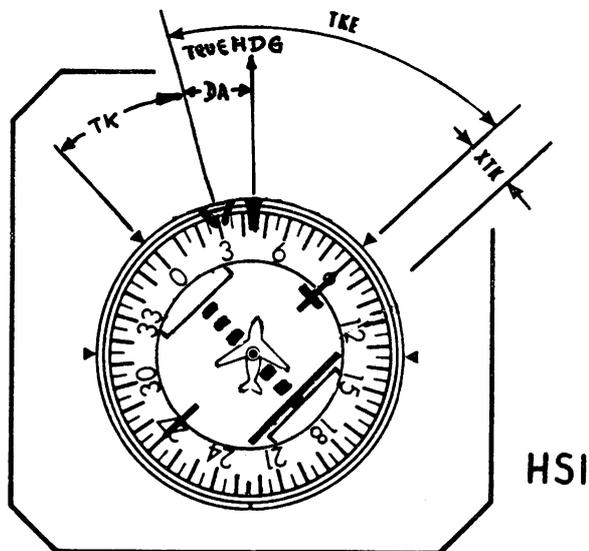
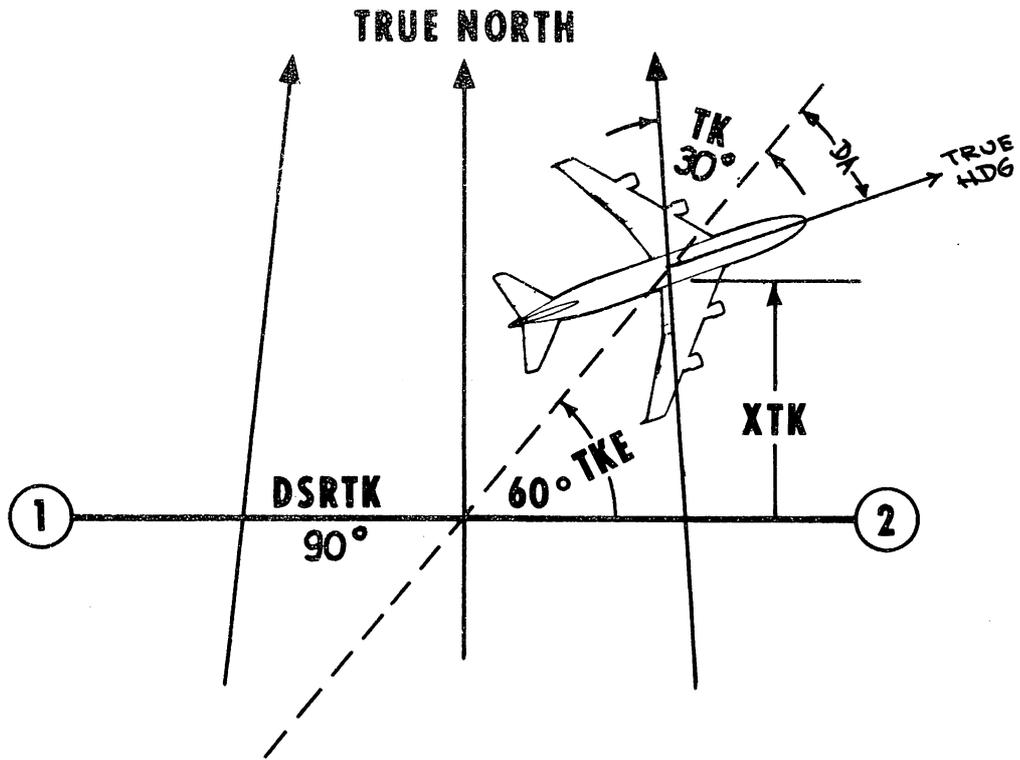
Technische Schule

Trägheitsnavigationsanlage 707
Anzeige der NavigationsdatenKap. 34... Seite 64
Datum 2.73
Bearbeiter dth
Korrektur-Nr.

4.7.2 INS-Anzeige am HSI

Das HSI ist fest mit dem INS-System verbunden.
Die nachfolgend beschriebenen Anzeigen sind am
Horizontal Situation Indicator ablesbar.

| | |
|-------------------------------|---|
| <u>True Heading:</u> | Kompaßkarte gegen Lubber Line |
| <u>Desired Track:</u> | Kurspfeil gegen Kompaßkarte |
| <u>Cross Track Deviation:</u> | Deviation Bar gegen Skala |
| <u>Track:</u> | Driftwinkelzeiger gegen Kom- paßkarte |
| <u>Track Error:</u> | Winkel zwischen Desired Track (Kurspfeil) und Driftwinkel- zeiger |
| <u>Driftwinkel:</u> | Winkel zwischen Lubber Line und Driftwinkelzeiger |
| INS Warning Flag: | Die Flag ist sichtbar, wenn das HSI Valid oder HDG Valid-Signal vom INS-Computer fehlt, sowie bei fehlerhafter Anzeigesteuerung von Desired Track, Kursrose und Driftwinkelzeiger oder bei ausge- fallener Stromversorgung. |



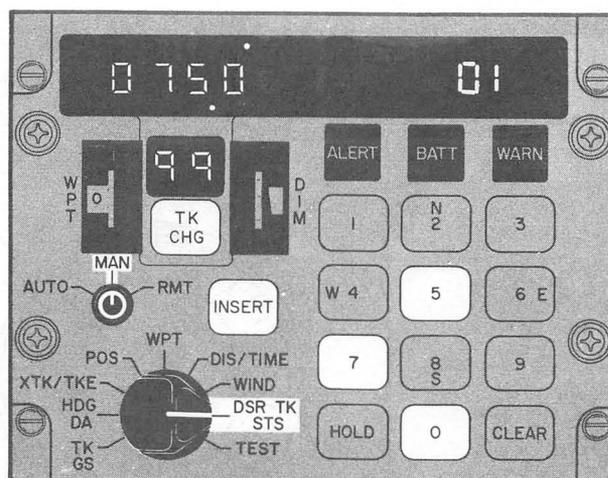
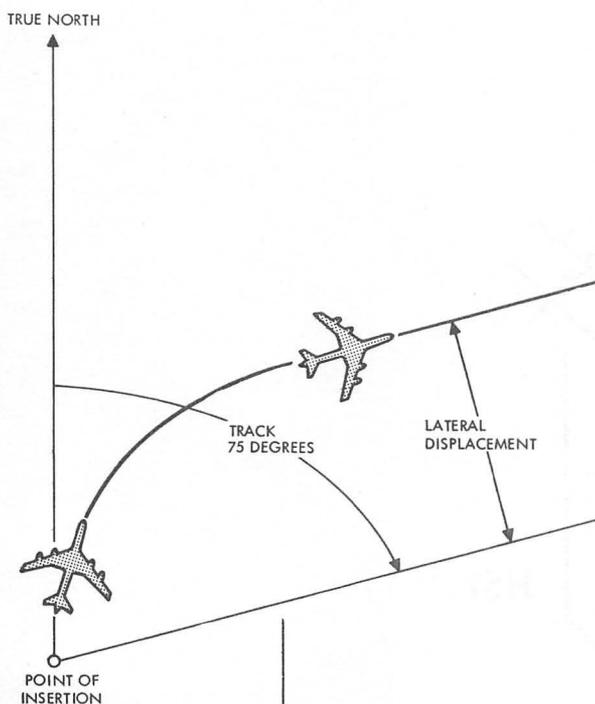
4.8 Besondere Betriebsarten

4.8.1 Betriebsart Festkurs

Track Hold Mode

Diese Betriebsart wird genutzt, wenn der vorab programmierte INS-Kurs gewechselt werden soll, um beispielsweise Schlechtwetter-Zonen zu umgehen. Es ist nicht erforderlich, die Streckenführung durch neu eingegebene Wegpunktkoordinaten zu fixieren.

Der gewünschte Kurs wird auf $0,1^{\circ}$ genau über das Tastenfeld eingegeben, nachdem vorher der Drehwahlschalter auf DSR TK/STS sowie der Auto/MAN/ROIT Schalter in MAN gestellt und die "0" eingetastet wurde. Durch Drücken der Insert-Taste übernimmt der Computer die eingetippte Anzeige. Die besondere Betriebsart wird durch die Streckenanzeige 99 automatisch gekennzeichnet. Die Abfrage von DIS/TIME sowie von XTK ergibt eine Nullanzeige. Die Parallelversetzung vom eingewählten Kurs nach Drücken der Inserttaste ist von der maximalen Roll-Rate, der Flugzeuggeschwindigkeit sowie vom Autopilottyp abhängig.



4.8.2 Betriebsart ParallelkursXTK Offset Mode

Die gerade abgeflogene Wegstrecke kann in dieser Betriebsart nach links oder rechts parallel versetzt abgeflogen werden. Der seitliche Versatz wird dabei über die Tastatur auf 1/10 n. Meilen genau eingegeben.

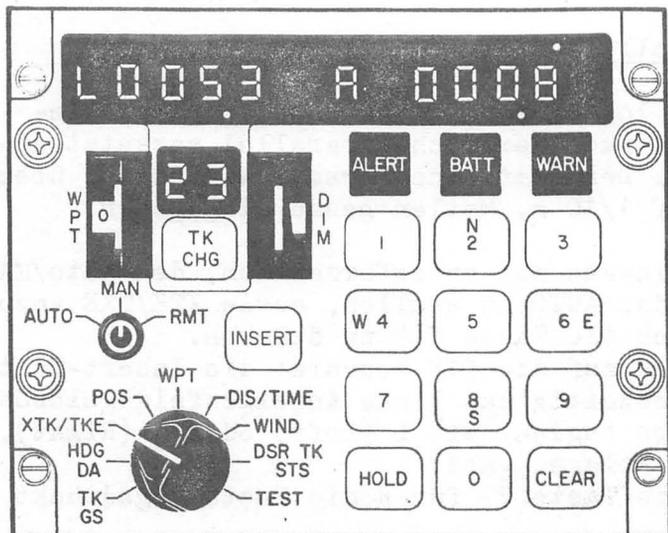
Für die Ablageeingabe ist es erforderlich, den Auto/MAN/RMT SW in MAN oder AUTO zu stellen, sowie XTK/TKE anzuwählen und danach die Taste "1" zu drücken. Durch das Drücken auf die "1" leuchtet die Insert-Taste auf, wobei gleichzeitig das linke Anzeigenfeld gelöscht wird. Die Eingabe beginnt mit L (Left) oder R (Right), gefolgt von der Ablageangabe. Für L muß auf die Taste 7, für R die Taste 9 gedrückt werden.

Der Kursfehlerwinkel beim Einschwenken auf den Parallelkurs mit Hilfe des Autopiloten ist auf 45° begrenzt.

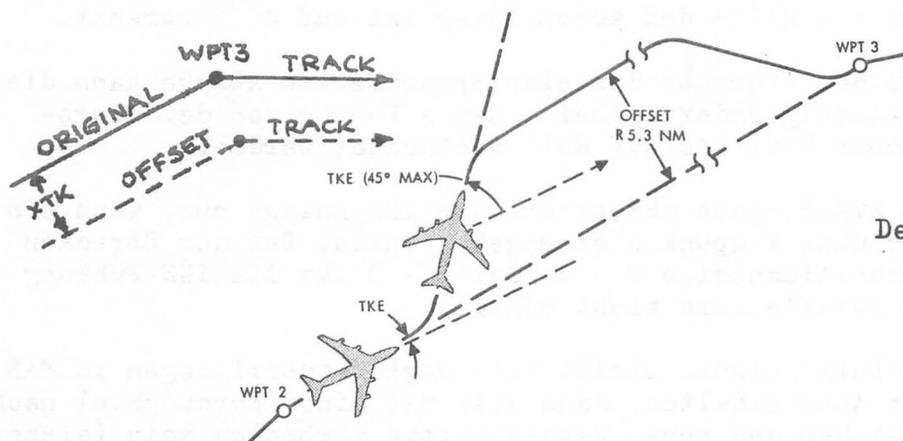
Nach der Übergabe der einprogrammierten Ablage kann die XTK-Anzeigeänderung bei einem A/P-Flug von dem eingegebenen Wert bis auf Null beobachtet werden.

Die XTK-Eingabe akzeptiert die INS-Anlage nur, wenn ein Kurs über Wegpunkte eingegeben wurde. Bei der Streckenabschnittsanzeige 0 - 0 oder 9 - 9 ist die INS-Führung auf Parallelkurs nicht möglich.

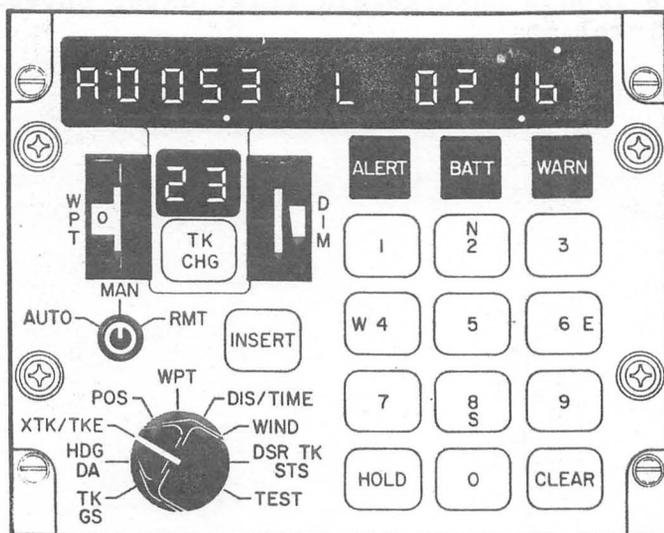
Der Parallelkurs bleibt beim Wegpunktüberfliegen in MAN oder Auto erhalten, kann also mit einem Kurswechsel nach Erreichen des neuen Wegabschnitts verbunden sein (siehe Zeichnung). Die eingegebene Ablage ist auch nach Erreichen des Parallelkurses noch ablesbar, wenn der Auto/MAN/RMT-Schalter in RMT sowie der Drehwahlschalter in XTK/TKE gestellt wird. Das rechte Anzeigenfeld zeigt dabei unbeeinflusst den Kursfehlerwinkel an.



Eingabe für
CROSS TRACK
OFFSET



Desired Cross-Track
OFF MODE



Eingabe für
Rückführung auf
den ursprünglichen
Streckenabschnitt

4.8.3 Anfangskurseingabe

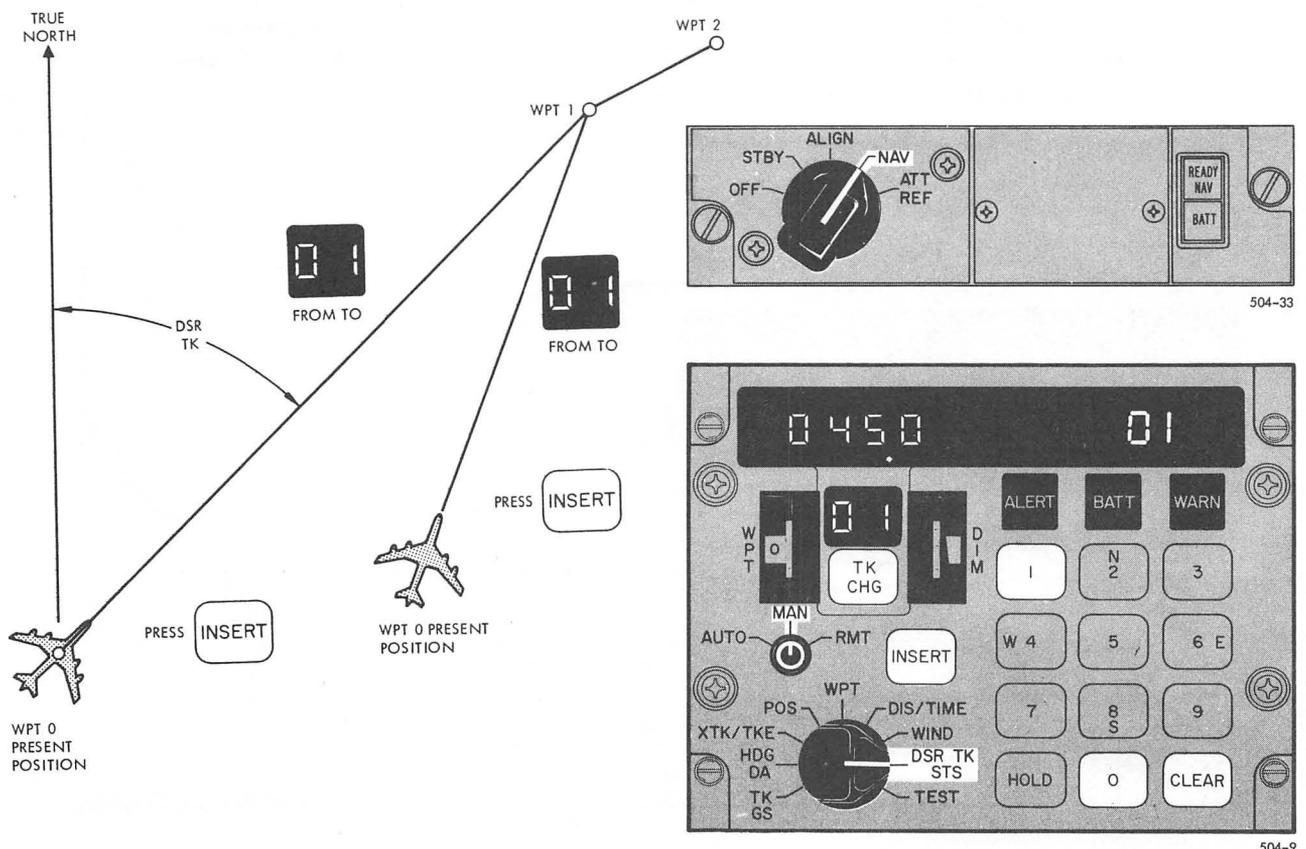
Initial Track Selection

Mit dem Laden der Wegpunkte liegt der Anfangskurs noch nicht fest. Der Anfangskurs muß als Strecke vom augenblicklichen Standort nach einem gewünschtem Wegpunkt, dessen Koordinaten vorher eingetippt wurden, festgelegt werden.

Häufig werden nach dem Start Radio Ranges geflogen, eine INS-Führung ist nicht erforderlich. Der Wegpunkt 1 liegt außerhalb der Luftstraßenführung. Bei einem möglichen direkten Anflug auf Wegpunkt 1 wird der Anfangskurs festgelegt, indem der Auto/MAN/RMT-Schalter in MAN geschaltet und die TK CHG-Taste gedrückt wird. TK CHG-Taste und die Insert-Taste leuchten auf. Es folgt nun die Streckeneingabe 0 - 1. "0" steht dabei für den augenblicklichen Standort. Durch Drücken auf die Insert-Taste übernimmt der Computer den Steuerbefehl.

Wird an der Startrampe 0 - 1 eingegeben, so beziehen sich die Navigationsdaten auf den Großkreiskurs vom Standort am Boden nach Wegpunkt 1.

Es ist auch möglich, den Anfangskurs auf einen anderen Wegpunkt zu beziehen, z. B. auf die Strecke 0 - 3.



504-33

504-9

4.8.4 Ermittlung von Vorausstreckendaten Remote Ranging

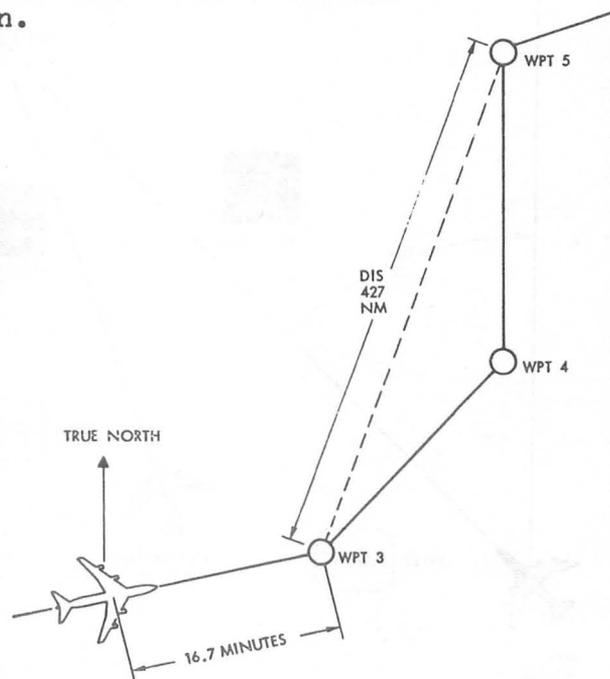
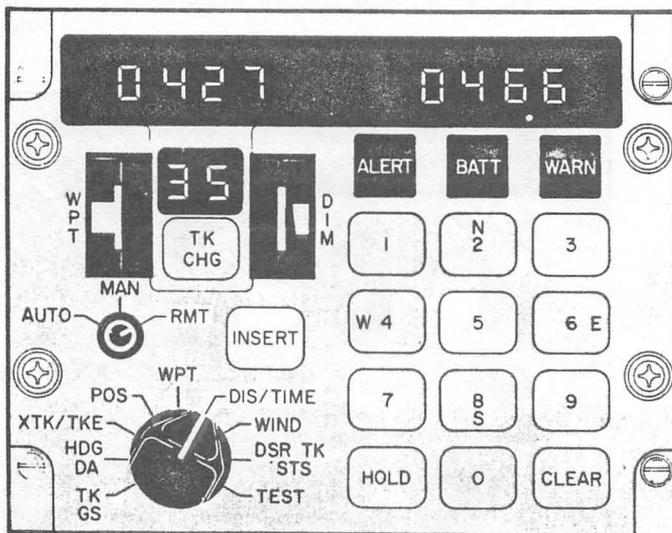
Die Großkreisentfernung, die Zeit zum Durchfliegen des Streckenabschnitts, sowie der entsprechende Streckenkurs noch nicht abgeflogener Streckenabschnitte können über die CDU abgefragt werden. Die Zeit zum Durchfliegen bezieht sich dabei auf die augenblickliche Geschwindigkeit über Grund. Bei einer Abfrage am Boden bei einer Geschwindigkeit <10 Knoten nimmt die Anlage 512 Knoten an.

Die Abfrage wird eingeleitet, indem der AUTO/MAN/RMT-Schalter in RMT gesetzt wird. Dadurch blinkt die FROM/TO-Anzeige. Anschließend wird der Drehwahlschalter in DIS/Time gestellt und der gewünschte Streckenabschnitt über TK CHG eingegeben. Die Anzeigen beziehen sich nun auf die neue Strecke. In Schalterstellung DSR TK/STS kann der Streckenkurs erfragt werden.

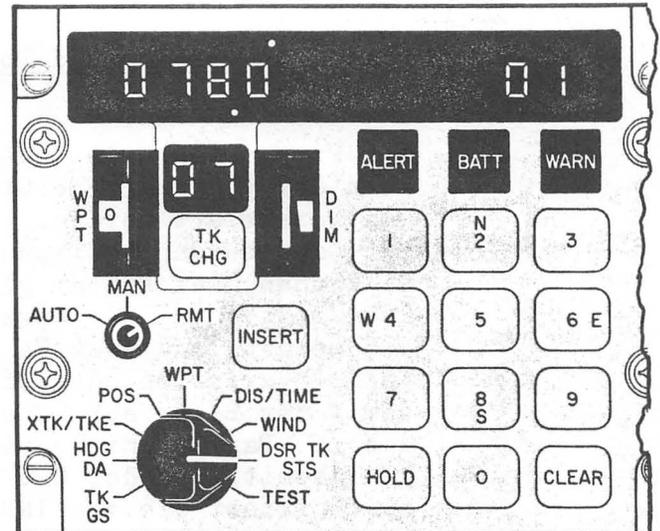
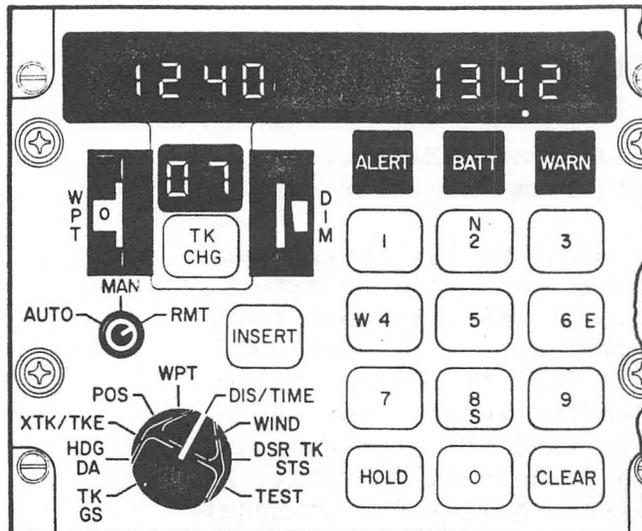
Während dieser Abfrage vorausliegender Strecken arbeitet die INS-Anlage sowie der Autopilot weiter mit Navigationswerten der augenblicklich abgeflogenen Strecke.

Die Vorausanzeigen können rückgängig gemacht werden durch Zurückschalten von RMT in AUTO oder MAN.

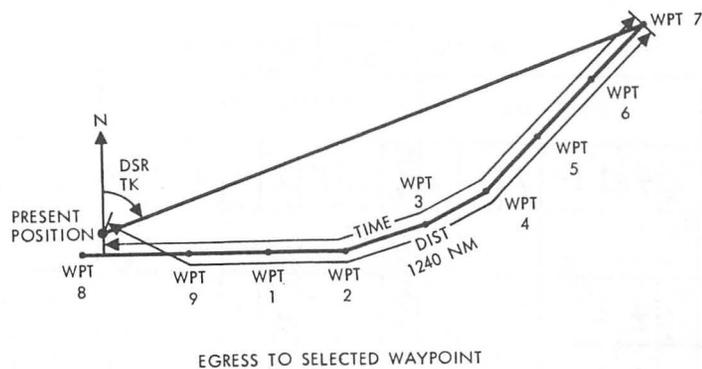
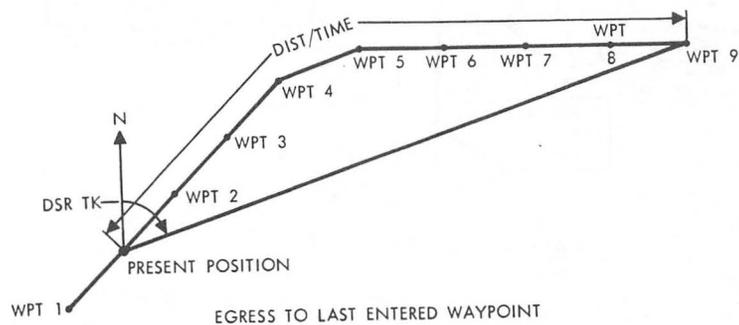
Die Navigationswerte DIS/TIME und DSR TK können vom augenblicklichen Standort zu einem beliebigen Wegpunkt ebenfalls abgefragt werden. Es muß dann in die FROM-Anzeige eine "0" eingetippt werden.



Remote Ranging Display



Remote Egress Display



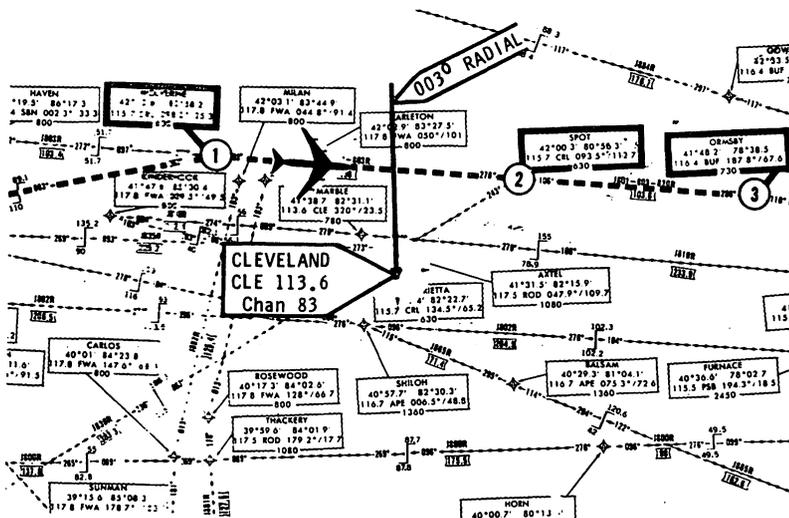
Remote Egress Display

4.8.5 Standortkontrolle und Korrektur

Position Check and Updating

Mit Fixpunkten, wie VOR-, ADF- und DME-Stationen, kann der gegenwärtige Standort im Flug überprüft und korrigiert werden.

Wird der bekannte Fixpunkt nicht direkt überflogen, so können über DME am gleichen Ort die Fixpunktkoordinaten auf den augenblicklichen Standort bezogen werden. In diesem Fall wird am HSI als VOR PSC $180^\circ \pm \text{Variation}$ oder $360^\circ \pm \text{Variation}$ eingestellt, womit der Bezug auf True Heading gegeben ist. Wenn die HSI-Bar auf Mitte steht, wird DME abgelesen und gleichzeitig an der CDU die Hold-Taste gedrückt. Dadurch friert die vom INS-System ermittelte Standortkoordinatenanzeige ein.



VORTAC CLE 113.6 CLEVELAND

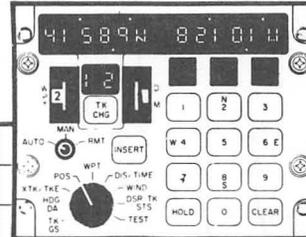
| | LATITUDE | | LONGITUDE | | | |
|-------------------|---------------|----------------|-----------|--|--------|-------|
| VORTAC'S POSITION | N 41° - 21.5' | W 082° - 09.7' | | | | |
| DME | | 35.1' | | | | |
| ACTUAL POSITION | N 41° - 56.6' | W 082° - 09.7' | | | UPDATE | ERROR |
| #1 INS READING | N 41° - 58.9' | W 082° - 10.1' | | | LAT | 2.3 |
| | | | | | LONG | .4 |

INS POSITION CHECK

INFORMATION/COMPUTATIONS

VORTAC CLE 113.6 CLEVELAND

| | LATITUDE | | | | LONGITUDE | | | | | |
|-------------------|----------|-----|------|--|-----------|------|-----|----|--------|-------|
| VORTAC'S POSITION | N | 41° | 15' | | W | 082° | 09' | 7" | | |
| DME | | | 3:01 | | | | | | | |
| ACTUAL POSITION | N | 41° | 56' | | W | 082° | 09' | 7" | UPDATE | ERROR |
| #1 INS READING | N | 41° | 58' | | W | 082° | 10' | 1" | LAT | 2.3 |
| | | | | | | | | | LONG | 2.4 |

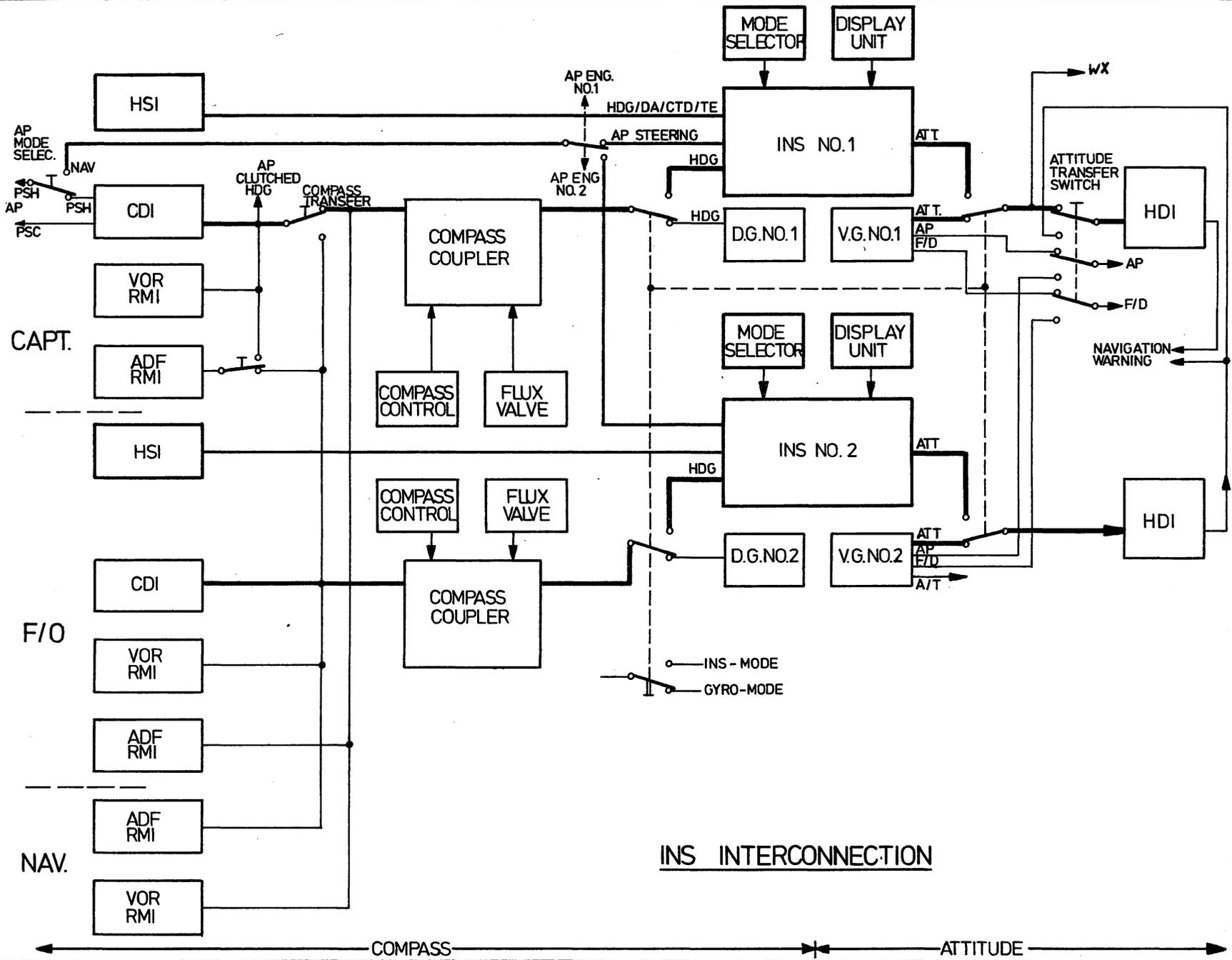


Für den richtigen Standortbreitengrad wird die DME-Anzeige in Minuten ausgedrückt zum Fixpunktbreitengrad addiert oder subtrahiert. Der richtige Längengrad ist in diesem Fall der bekannte Fixpunktlängengrad. Ist ein Updating nicht erforderlich, wird die Hold-Taste erneut gedrückt.

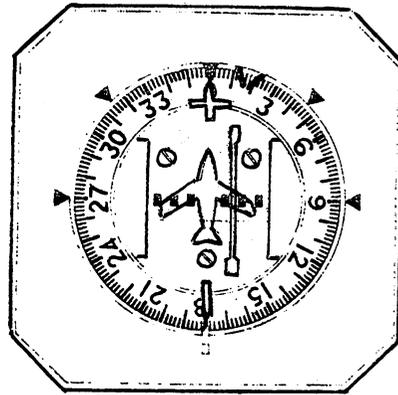
Bei einer notwendigen Korrektur des Standortes erfolgt diese durch Eingabe der neuen Present Position. Wird nur der Längen- oder Breitengrad verbessert, geht die Hold-Taste nicht aus, was dann durch erneutes Drücken getan werden muß. Wird hiernach abermals die Hold-Taste gedrückt, so kann in Drehwahlschalterstellung POS der korrigierte Standort des Updating-Punktes abgelesen werden, in Schalterstellung WPT der ursprüngliche nicht verbesserte Wert des Kontrollpunktes. Durch nochmaliges Drücken auf die Hold-Taste übernimmt der Computer den verbesserten Wert.

Soll jedoch die Korrektur rückgängig gemacht werden, so erfolgt dieses in Schalterstellung DSR TK/STS und Drücken auf die "0"-Taste. Dadurch geht die Insert-Lampe an. Wird danach die Inserttaste gedrückt, so übernimmt der Computer wieder die ursprünglichen selbst ermittelten Werte, die Hold- sowie Inserttaste geht aus.

INS INTERCONNECTION

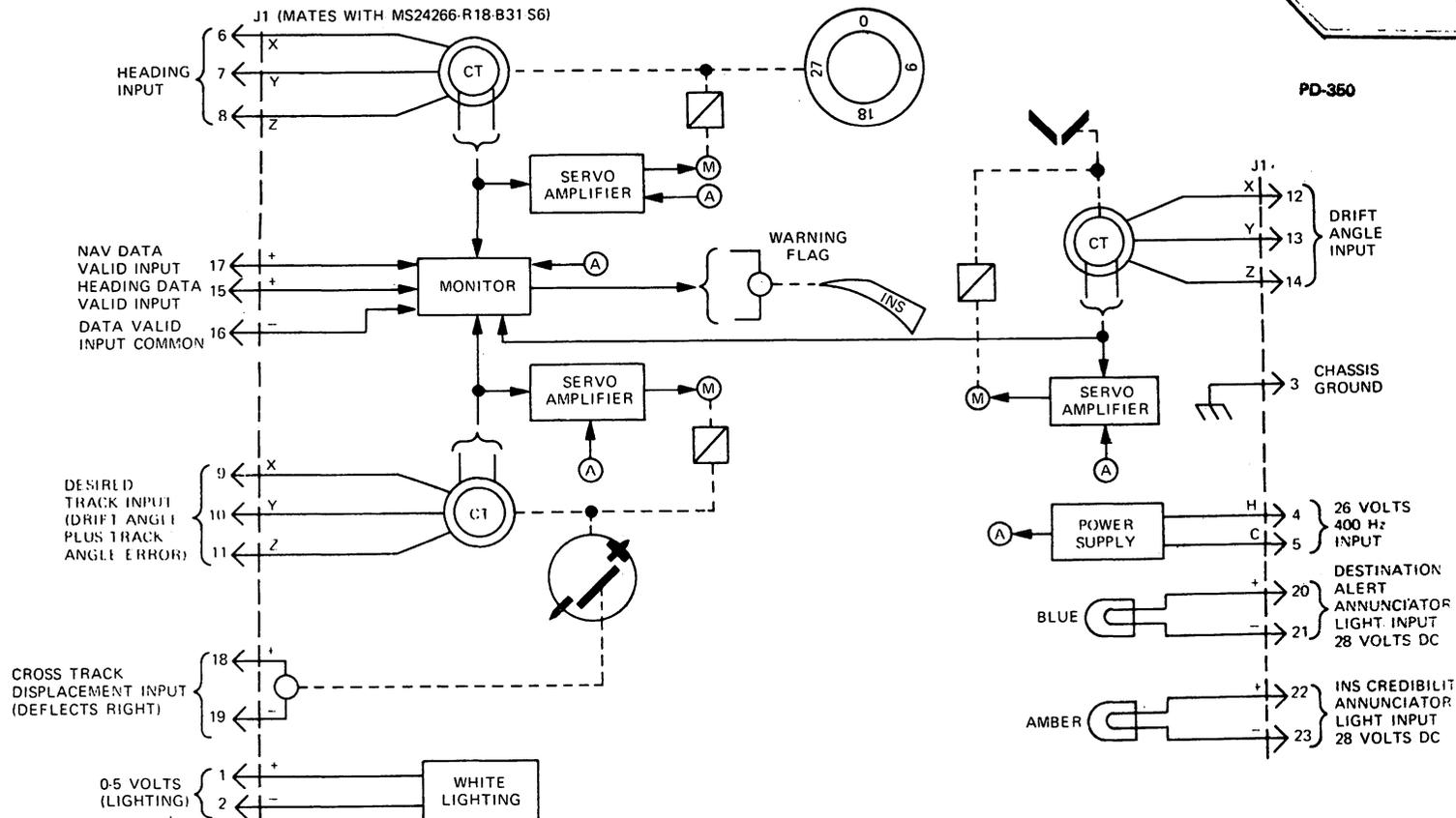


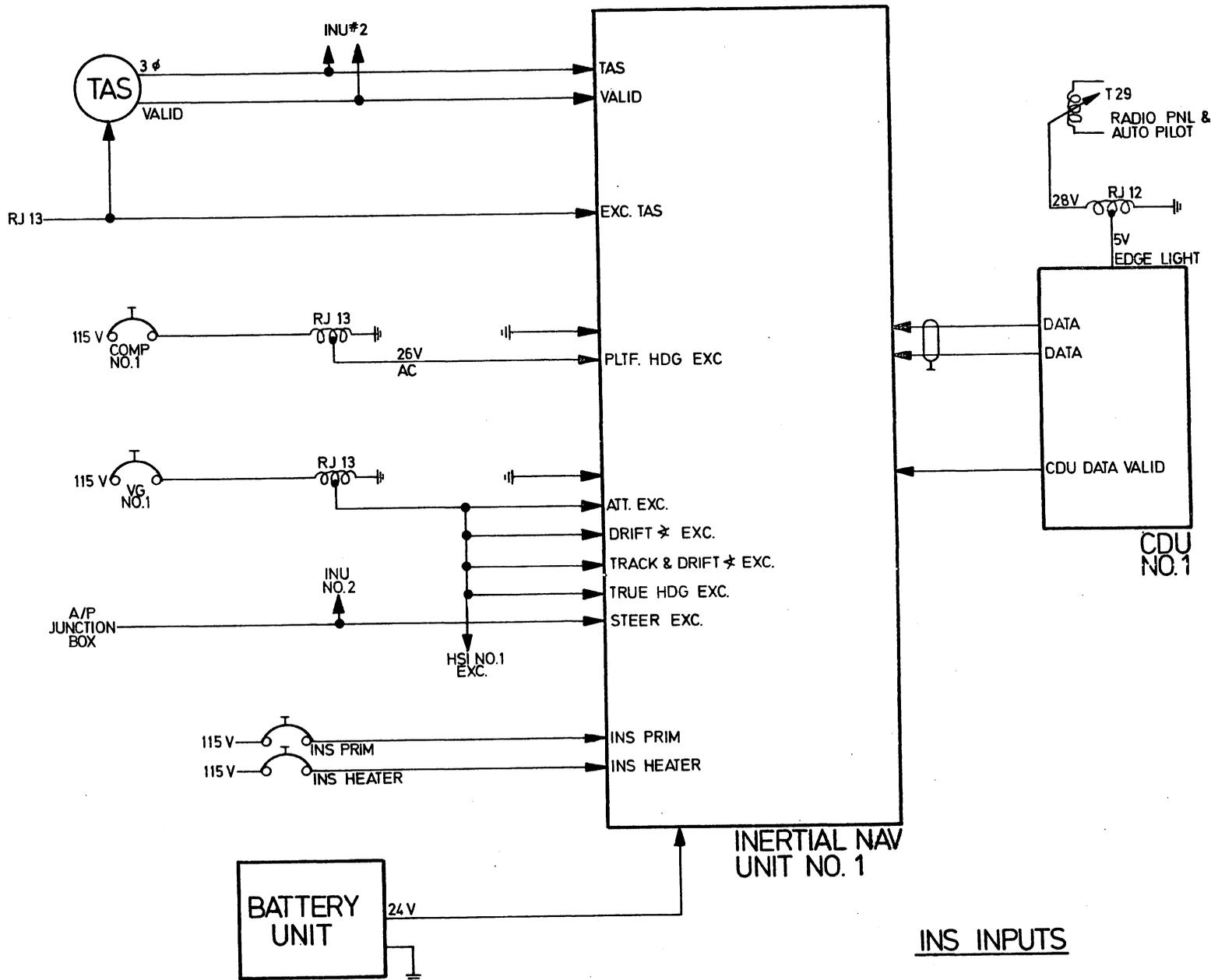
INS INTERCONNECTION



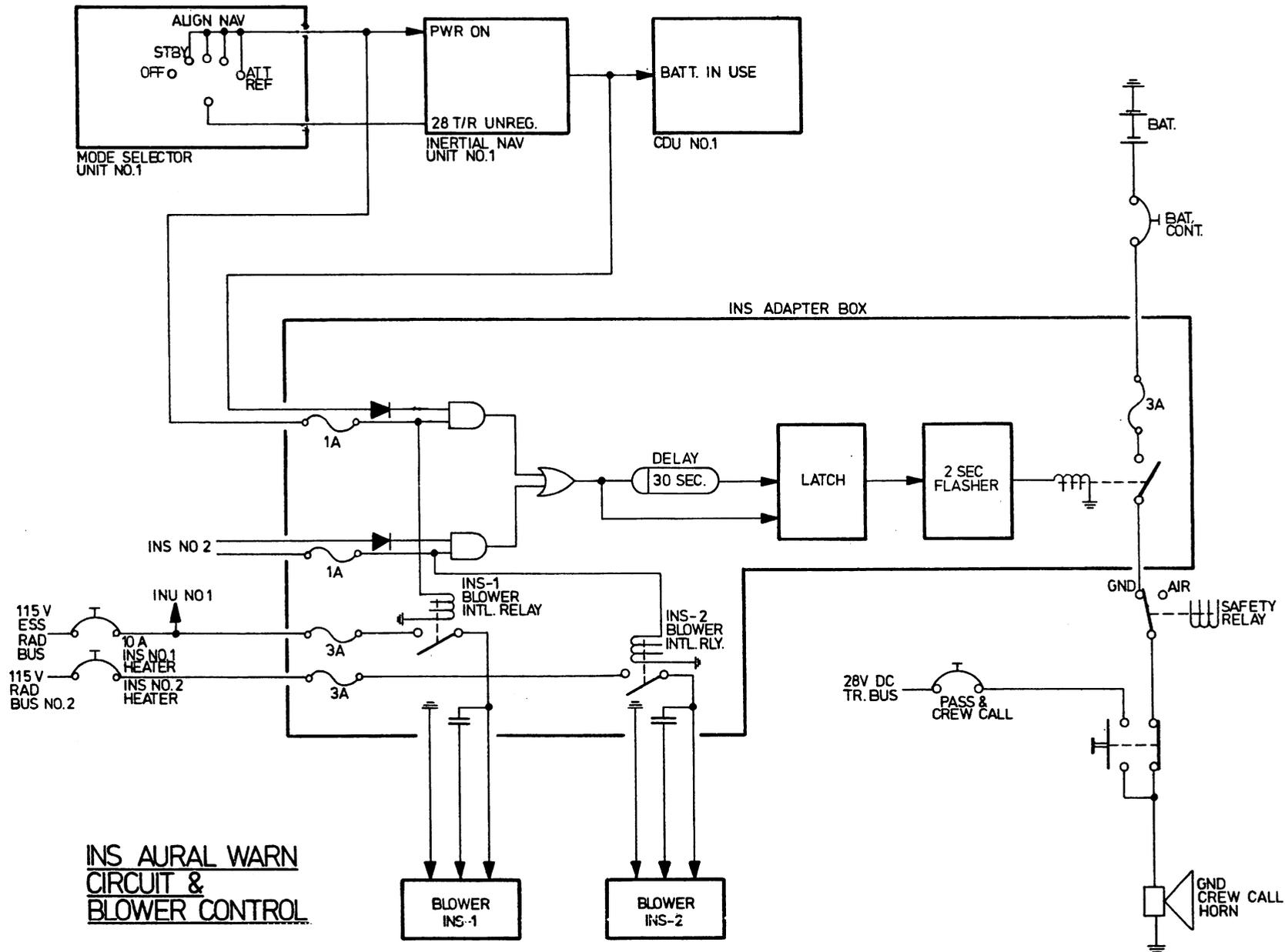
PD-350

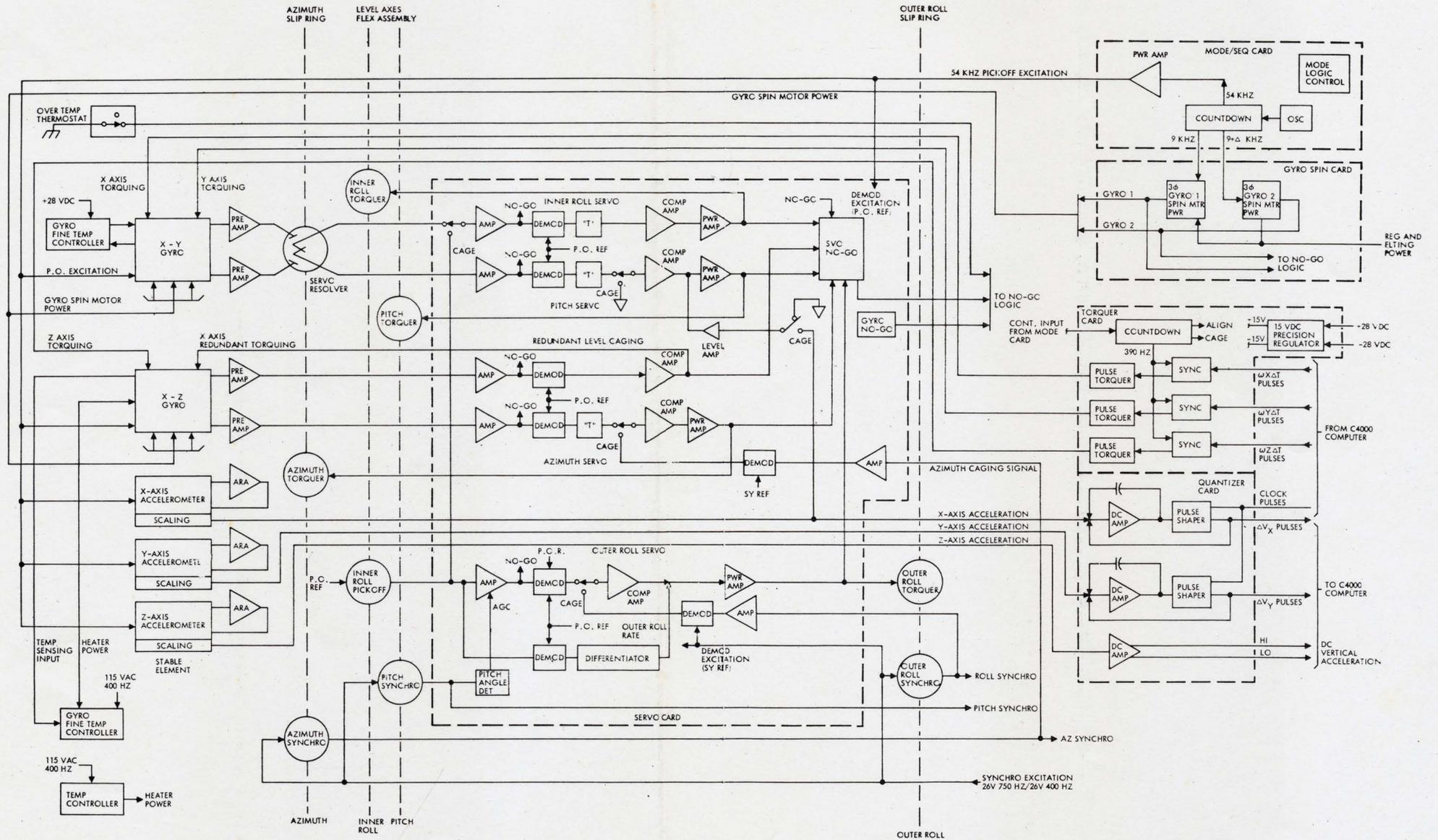
BLOCK DIAGRAM



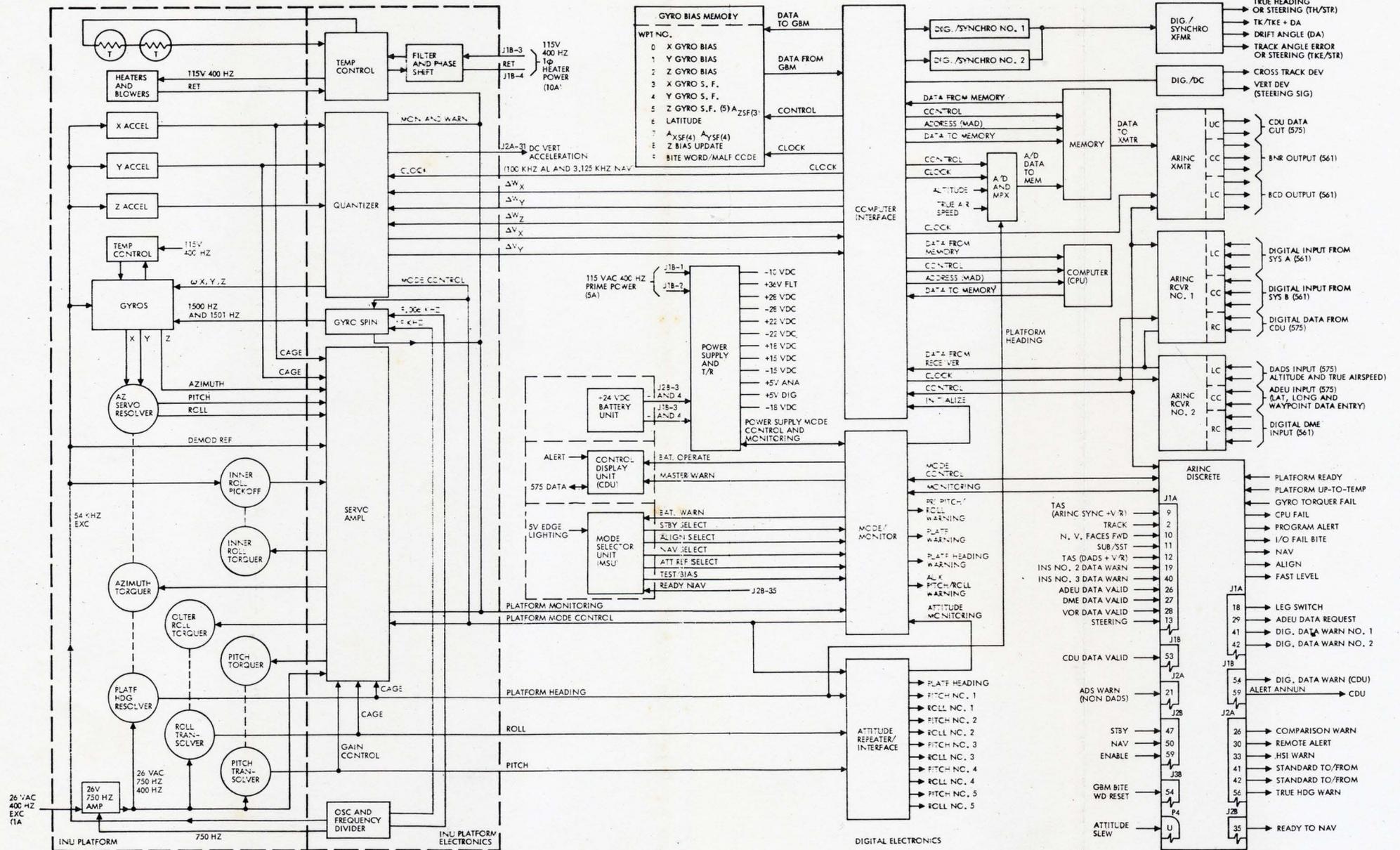


INS INPUTS





Block Diagram of P2 Platform Electronics



INS Block Diagram