

LITERATURA – LETALSKI INSTRUMENTI

- Oxford Aviation Training, Jeppesen: JAA Airline Transport Pilot's Licence – Theoretical Knowledge Manual; Aircraft General Knowledge 4; 022 Instrumentation, Jeppesen 2002
- Burton M.: The Commercial Pilot's Study Manual Series, Vol 3.: Electronics logic and auto-flight instruments, Airlife Publishing 1997
- Pallett, E.H.J.: Aircraft instruments and integrated systems, Longman 1996
- Pallett, E.H.J. & Coyle S.: Automatic flight control, Blackwell Science 1995
- Taylor S.E.T. & Parmar H.A. : Ground Studies for Pilots, Vol. 3 Navigation General, Granada Publishing 1981
- Underdown R.B., Ground Studies for Pilots, Vol 3. Blackwell Science, fifth edition.
- Trevor T.: The Air Pilot's Manual, Vol. 4, The Aeroplane – technical, Airlife Publishing 1987
- Spitzer, C.R. : Digital avionics systems : principles and practices, McGraw-Hill 1993
- Collinson, R.P. G.: Introduction to avionics, Chapman & Hall 1996
- Kayton M. & Fried W. R.: Avionics navigation systems, John Wiley & Sons 1997
- Clausing, D.J. :Moderne Flug-Navigation, Motor Buch Verlag 1988

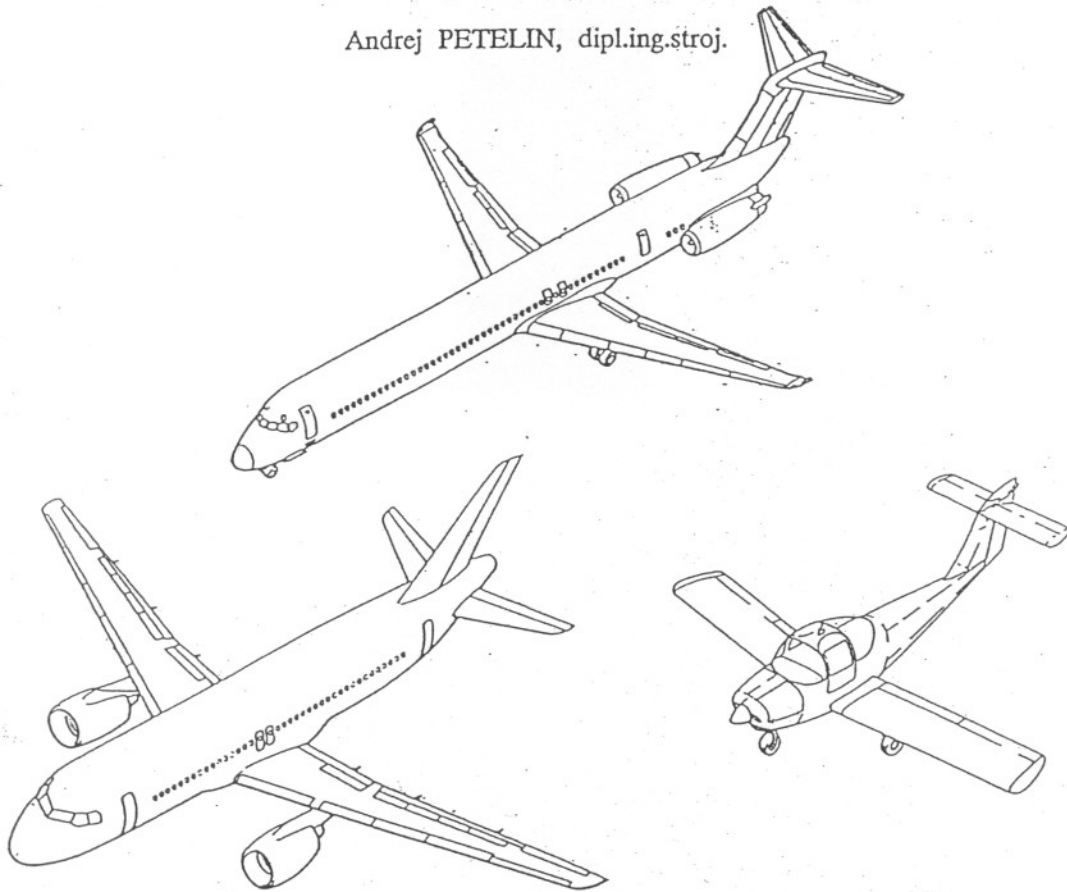
UNIVERZA V LJUBLJANI
FAKULTETA ZA STROJNIŠTVO

VISOKOŠOLSKI STROKOVNI ŠTUDIJ - 1998 / 99
2.LETNIK / 4.SEMESTER - SMER LETALSTVO

PREDLOGA ZA PREDAVANJA

LETALSKI INSTRUMENTI

Andrej PETELIN, dipl.ing.stroj.



OPOMBA

Predloga za predavanja je razdeljena na pet tematskih poglavij.
Vsako poglavje podaja pregledno urejeno snov, ki jo dopolnjuje slikovna priloga.
Zgradba predloge omogoča pregledno referenco z zapiski in vajami.

Ime in priimek študenta: _____

Predmet LETALSKI INSTRUMENTI je sestavljen iz naslednjih petih tematskih sklopov:

1. UVOD
2. LETALSKI INSTRUMENTI
3. NAVIGACIJSKI INSTRUMENTI
4. KOMUNIKACIJSKI INSTRUMENTI
5. SISTEMSKI INSTRUMENTI

Opomba: V tem delu predloge za predavanja sta obdelana tematska sklopa 1 in 2.

I. PREGLEDNICA TEMATSKIH SKLOPOV 1 IN 2

II. UVOD

- A. Zgodovinski uvod
- B. Uvod v letalske instrumente

III. "AIR DATA" INSTRUMENTI

- MSA
- Teoretične osnove - aerostatika
- A. Višinomer
 1. Barometrski višinomer
 2. Radio višinomer
- B. Variometer
 3. Pnevmatški variometer
 4. Električni variometer
- C. Brzinomer
 - Teoretične osnove - aerodinamika
 - 5. Klasični brzinomer
 - 6. Machmeter
- D. Pitostatični sistem
- E. AIR DATA sistem
 7. Merilnik vpadnega kota
 8. Merilnik temperature zraka
 9. AIR DATA računalnik

IV. ŽIROSKOPSKI INSTRUMENTI

- Teoretične osnove - mehanika leta
- Teoretične osnove - žiroskop
- A. Indikator zavoja in zdrsa
- B. Umetni horizont
- C. Žiro kompas
- D. INERTIAL REFERENCE sistemi
 1. Merilnik pospeška

II.A. ZGODOVINSKI UVOD

1. MAHOKRILNIKI:

legenda o Ikaru in Dedalu; polet s Krete
15. stoletje - ornitopter; Leonardo da Vinci

2. PLOVILA LAŽJA OD ZRAKA

2.1. Baloni

21.11.1783 - Rosier in markiz d'Arlandes; Pariz, prvi polet s toplozračnim balonom bratov Montgolfier
Dec. 1783 - Pariz, prvi polet z vodikovim balonom J.Charlesa & M.Roberta
- instrumenti: barometer (predhodnik višinomera), statoskop (predhodnik variometra)
- višinski rekordi in višinska bolezen (hipoksija)

II. sv.vojna - protizračna zaščita Londona
danes - šport in reklame

2.2. Cepelini

1852 - podolgovat balon s parnim pogonom in možnostjo usmerjanja; Henri Giffard
1897 - bencinski motorji in tog okvir balona, dirigeable (vodljiv); David Schwartz (Zg)
1928 - zgrajen cepelin "Graf Zeppelin"; obletel svet v 20 dneh 4 urah 45 min; 1937 preletel N pol
6.5.1937 - konec dobe poletov cepelinov prek Atlantika; Lakehurst, zgorel Hindenburg (dolžina 245 m)
- zamenjava vodika s helijem

3. PLOVILA TEŽJA OD ZRAKA

3.1. jadralne naprave - zmaji in letala

14. stoletje - zmaji v Evropi
1853 - prvi polet jadralnega letala s kočijažem G.Cayleya (konstruktor, ki je prvi doumel krilo)
1896 - Otto Lilienthal; Berlin, zadnji polet (prvi znanstven in analitičen pristop k gradnji letal)
danes - šport (Elan DG-100, 300, 500, 600, jadralni in motorni zmaji)

3.2. motorna letala

17.12.1903 - O.Wright; Kitty Hawk, prvi motorni polet (12 sek); Flyer I bratov Wright (metodika in intuicija; nasprotno vrtenje vrtenje propelerjev, zvijanje krila, koordinacija zavoja in nagiba)
1905 - Pelterie, izumil krilca (že 1868 patentirana rešitev Boultona na mahokrillniku je bila pozabljena)
1909 - Louis Bleriot; enokrillnik Bleriot XI, prvi prelet Rokavskega preliva (Calais - Dover; 41 km)
25.11.1909 - E.Rusjan; Gorica, prvi motorni polet na avstro-ogrskem področju; Eda-1 bratov Rusjan; kasnejše samostojne konstrukcije - Bloudek, Kuhelj st.)
9.1.1911 - Beograd, zadnji let E.Rusjana;
1912 - prepoved enokrillnikov (G in F), dvokrillniki kot kompromis med vzgonom in uporom
1917 - konec uporabe trokrillnikov; upor narašča s hitrostjo
1919 - Alcock in Brown; dvokrillnik Vickers Vimy, prelet Atlantika brez postanka (16 ur)
1919 - začetek mednarodnih potniških poletov; potreba po instrumentih za "slepo" letenje
1920 - prvo uvlačljivo podvozje
1926 - F.Bennett; prvi prelet Severnega pola; enokrillnik Fokker Josephine
1927 - C.Lindbergh; sam čez Atlantik (New York - Pariz, 5700 km, 33 ur 30 min)
1928 - F.& K.Smith; prvi polet čez Pacifik; San Francisco - Brisbane
1928 - London Croydon; prvo moderno potniško letališče
1933 - enokrillnik Boeing 247 (10 pax), Douglas DC-1,-2 in DC-3 (zgrajenih >10.000 DC-3, C-47, Skytrain, Dakota)); začetek modernega potniškega letalstva
1920/1930 - močnejša konstrukcija letala; povratek enokrillnikov; hitrostna tekmovanja Macchi / Supermarine (1931 - 650 km/h)
II. sv.vojna - bliskovit razvoj letalstva; uvlačljivo podvozje (hidravlično Spitfire, električno B-17 Fortress)
1941 - prva uporaba reaktivnega motorja, Gloster E28/39 (motor Whittle W.1 turbojet)
1947 - C.Yeager; raketno letalo Bell X-1, prebil zvočni zid (pri cca. 1100 km/h)
- številne novosti ob uvajanju reaktivnih letal: podvozje tipa tricikl, večkolesna podvozja, diskaste zavore, anti-skid sistem, zakrilca, predkrilca, sistem za nasprotni potisk motorjev

- 1952 - DeHavilland Comet; prvo reaktivno letalo, razpolovitev časov na mednarodnih progah; cca. 40 pax
- 1955 - Sud Aviation Caravelle; prvi polet reaktivnega letala z motorji na repu
- 1958 - Boeing 707 in Douglas DC-8; prvi uspešni reaktivni letali
- 1965 - prvi polet DC9 (1979 - Super 80, 2001 - MD-95)
- 1969 - Concorde; edino nadzvočno potniško letalo, 2,05 Ma (BAC /Sud Aviation)
- 1986 - Rutan & Yeager; prvi non-stop polet okoli sveta, Voyager, 65.000 milj v 9 dneh
- 1987 - prvi polet A320; prvo potniško "fly-by-wire" letalo; predhodnik A330, A340, A321/319

3.2.1. Primerjava časa potovanja na relaciji Amerika - Evropa (New York-London/Pariz/Frankfurt):

- 1927 - Spirit of St.Louis (33 h 30 min),
- 1936 - Hindenburg (52 h)
- 1939 - Boeing 314 Clipper (27 h 35 min); hidroplan
- 1947 - Lockheed Constellation (16 h 30 min)
- 1968 - Boeing 707 (6 h 40 min)
- 1974 - BAC / Sud Aviation Concorde (2 h 57 min)

3.3. helikopterji

- 1907 - P.Cornu; prvi let helikopterja z 2 rotorjema (20 sek)
- 1911 - J.de Cierva; Madrid, prvi polet avtožira (samorotacija); proizvodnja C-30 (1933)
- 1937 - H.Focke; trup letala z dvema nasprotno vrtečima se rotorjema
- 1937 - A.Flettner; prvi pravi helikopter; z dvema nasprotno vrtečima se rotorjema
- 1939 - I.Sikorsky (iz Rusije 1917), prvi uporabi repni rotor, helikopter VS-300
- 1942 - serijska izdelava Sikorsky R-4; 400 zgrajenih do konca II. sv.vojne
- 1962 - Bell 206 Jetranger; prvi polet, številčno najbolj razširjenega helikopterja
- 1971 - Westland Lynx; prvi polet, izjemno okreten helikopter

3.4. posebneži

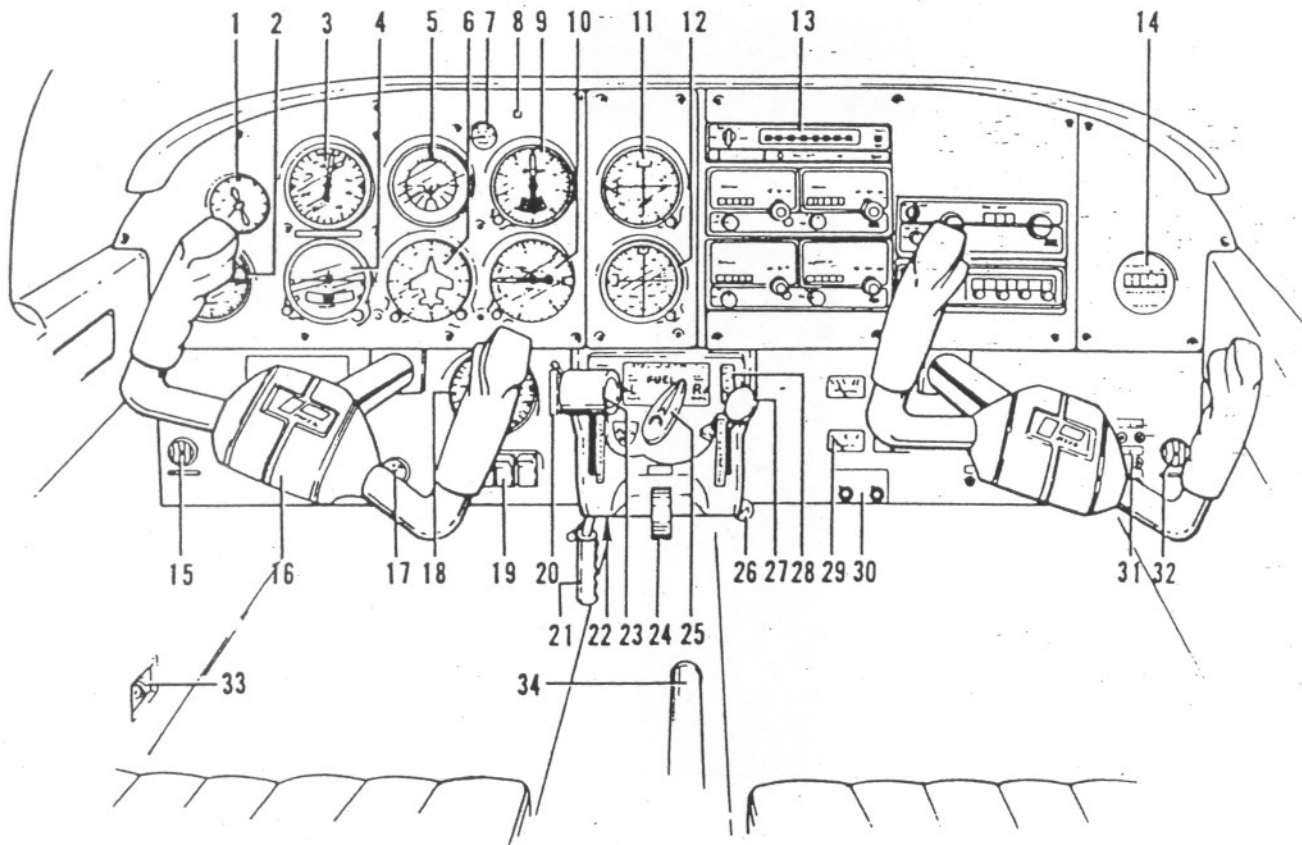
- V-22 Osprey; Bell Boeing, kombinacija dobrih lastnosti helikopterja in letala
- 1966 - Harrier; Hawker Siddeley, letalo z navpičnim vzletom (VTOL = Vertical Take Off & Landing)
- 1983 - Gossamer ALBATROS; preletel rokavski preliv na človeški pogon (masa 90 kg, razpon 30 m)

4. INSTRUMENTI NA LETALIH:

- 1903 - Wright Flyer I; merilnik vrtljajev motorja, štoparica in anemometer (predhodnik merilnika hitrosti; izvedbe: vzmetni, z vetrnico)
- 1909 - Farnborough; izumil "dvojno cev" - prvi pravi prikaz hitrosti letala glede na zrak (izguba vzgona)
 - višinomer, kompas; (povečanje višine in dosega poleta)
- 1919 - Vickers Vimy; ura, višinomer, inklinometer, kompas - merilnik vrtljajev motorja in merilnik tlaka olja nameščena na motorju.
- 1927 - DeHavilland Tiger Moth; kompas, merilnik hitrosti, višinomer, indikator zavoja*, merilnik vrtljajev, merilnik tlaka olja v motorju, indikator količine goriva v rezervoarju
 - * z dodatkom indikatorja zdrsa že možno "slepo" letenje (letenje brez zunanje vidljivosti)
- 1929 - J.Doolittle; prvi popolnoma "slep" polet; E. Sperry posebej zanj razvil dva žiroskopska instrumenta: umetni horizont in žiroskopski kompas; končna rešitev problema "slepega" letenja.
- 1930/40 - precizni višinomerji, prvi variometri
 - uvedba avtopilota druge generacije; W.Post z Winnie Mae obleti zemljo v 7 dni 18 h 49 min.
 - prvi motorji s turbinskimi polnilci; instr. za tlak goriva, temperaturo olja in hladilne tekočine.
 - razporeditev instrumentov po skupinah; dodatni člani posadk na večmotornih letalih
 - prva standardizacija pilotske plošče (blind flying panel, RAF)
- II. sv.vojna - kombinirani instrumenti, razvoj v smeri električnih instrumentov; izum gyrosyn kompasa (kombinacija smernega žiroskopa in magnetnega kompasa)
- 1945 - ustanovitev ICAO; Chicago, današnja standardna razporeditev instrumentov
- 1950/1960 - Machmeter; odnos hitrost letala/hitrost zvoka, (hitrost reaktivnih letal)
 - številne izboljšave višinomerja; merjenje količine goriva v rezervoarjih s kapacitativnimi sondami; uveljavi se električni pogon žiroskopov namesto pnevmatskega.
- 1987 - "glasscockpit"; A320, klasične instrumente nadomestijo zasloni; posledica prehoda z analognega na digitalni prenos podatkov (v povezavi z razvojem računalnikov).

II.B. UVOD V LETALSKE INSTRUMENTE

1. **Pogoji dela** - pospeški letala, turbulenca, spremembe v temperaturi, vlagi in tlaku.
2. **Izdelava instrumentov** - ICAO standardi, kvalitetna zasnova, materiali, izdelava in testiranje
3. **Osnovni deli instrumenta** - detektor, merilni element, prenosni mehanizem, indikator.
4. **Detektorji**
5. **Merilni elementi**
 - 5.1. Tlačni
 - 5.1.1. Mehanski
 - 5.1.1.1. Bourdonova cev
 - 5.1.1.2. Aneroid; histereza
 - 5.1.2. Elektromehanski
 - 5.1.2.1. Aneroid + potenciometer
 - 5.1.2.2. Aneroid + sinhro oddajnik
 - 5.1.2.3. Aneroid + induktivni merilnik pomika
 - 5.1.2.4. Aneroid + kapacitivne merilnik pomika
 - 5.1.3. Električni
 - 5.1.3.1. na pritisk občutljivi polprevodniki
 - 5.1.3.2. piezoelektrični materiali; električna polarizacija kot posledica deformacije
 - 5.2. Temperaturni
 - 5.2.1. Mehanski - raztezek materialov (trdnih, tekočih, plinov)
 - 5.2.2. Električni
 - 5.2.2.1. Sonde s spremenljivo upornostjo; Ni
 - 5.2.2.2. Termočleni; Cu / konstantan, Fe / konstantan (Cu,Ni,(Mn))
 - 5.3. Položajni
 - 5.3.1. Mikrostrukturni
 - 5.3.2. Induktivni senzorji
 - 5.3.3. LVDT
 - 5.3.4. RVDT
6. **Prenosni mehanizmi**
 - 6.1. Mehanski
 - 6.1.1. Ležaji - kotalni, drsni
 - 6.1.2. Zobniški mehanizmi
 - 6.1.3. Žiroskopi; stabilnost, precesija.
 - 6.1.4. Vzmeti
 - 6.1.5. Temperaturna kompenzacija - bimetali
 - 6.2. Električni
 - 6.2.1. Potenciometer / elektromotor
 - 6.2.2. Sinhro oddajnik / sprejemnik
7. **Indikatorji**
 - 7.1. Mehanski
 - 7.1.1. Krožni; kombinacija večih elementov
 - 7.1.1.1. fiksna številčnica, pomična številčnica, kazalec
 - 7.1.1.2. posebne prevleke: luminiscentna, fosforescentna (+UV lučka), radioaktivne.
 - 7.1.1.3. barvne oznake: rdeča - prepovedane (MIN ali MAX) vrednosti ali območja, rumena - območje izjemne uporabe, zelena - območje normalne uporabe
 - 7.1.1.4. numerični pokazalnik
 - 7.1.2. Linearni
 - 7.2. Elektronski
 - 7.2.1. LED (Light Emitting Diodes)
 - 7.2.2. LCD (Liquid Crystal Display)
 - 7.2.3. CRT (Cathode Ray Tube) - računalniški zaslon
 - 7.3. Električni - lučka
8. **Instrumentne plošče**
 - 8.1. Standardna ICAO razporeditev
 - 8.2. Pritrditev instrumentov; dušilniki vertikalnih in horizontalnih vibracij



1. CLOCK
2. ADF INDICATOR
3. AIRSPEED INDICATOR
4. TURN COORDINATOR
5. ARTIFICIAL HORIZON
6. DIRECTIONAL GYRO
7. VACUUM GAUGE
8. ALTERNATOR WARNING
9. ALTIMETER
10. RATE OF CLIMB INDICATOR
11. NAV 1 INDICATOR
12. NAV 2 INDICATOR
13. AVIONICS INSTALLATIONS
14. HOURMETER
15. CABIN VENT
16. CONTROL WHEEL
17. MAGNETO SWITCH

18. TACHOMETER
19. ELECTRICAL SWITCHES
20. CARBURETOR HEAT CONTROL
21. HAND BRAKE
22. ALTERNATE STATIC SOURCE
23. THROTTLE
24. FRICTION CONTROL
25. FUEL SELECTOR
26. PRIMER
27. MIXTURE CONTROL
28. FUEL QUANTITY GAUGES
29. ENGINE INSTRUMENTS
30. LIGHT DIMMER CONTROLS
31. CIRCUIT BREAKER PANEL
32. CABIN VENT
33. STATIC DRAIN
34. FLAP CONTROL LEVER

SP-II / 1

ref. II / A.4.

PA-38 TOMAHAWK

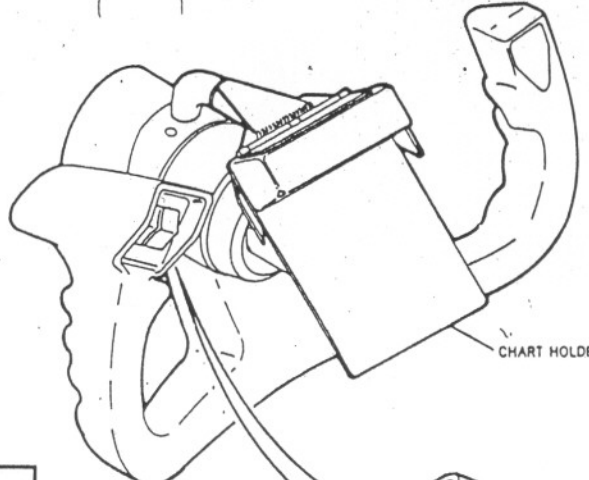
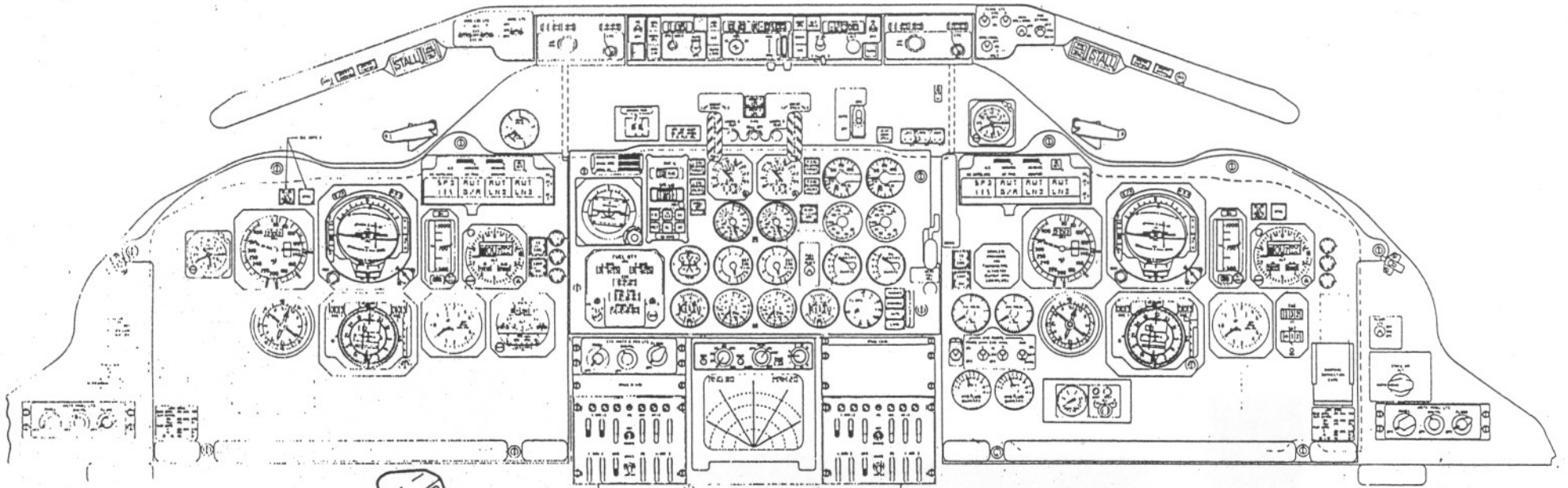
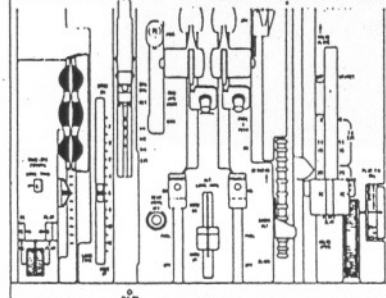
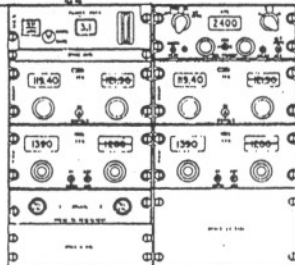


CHART HOLDER

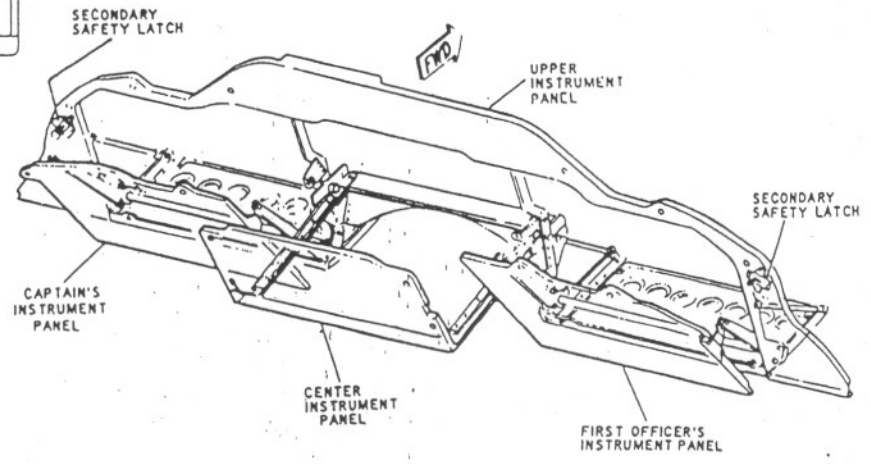
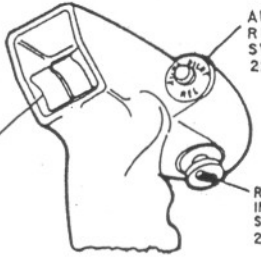


AUTOPILOT
RELEASE
SWITCH
22-14



RADIO
INTERPHONE
SWITCH
23-51

HORIZONTAL
STAB TRIM
SWITCH
27-41



SECONDARY
SAFETY LATCH

UPPER
INSTRUMENT
PANEL

SECONDARY
SAFETY LATCH

CAPTAIN'S
INSTRUMENT
PANEL

CENTER
INSTRUMENT
PANEL

FIRST OFFICER'S
INSTRUMENT PANEL

SP-II / 2
ref. II / A.4.
DC9 Super 80

SP-II / 3
 ref. II / A.4.
 DC9 Super 80

34-19

SHIP 1035 & SUBS

32-46 ABS

33-12 MASTER WARNING MASTER CAUTION

STALL

STICE PUMPER PUSH TO INHIBIT

END-FILE

ILS HORIZON GPV RE SET

NO AUTOLAND AP TRIM MONITOR

SPD RUT RUT RUT

135 G/R LND LND

22-17

31-21

34-45

BELOW 575 PUSH TO INHIBIT

GPWS

34-13

IAS

G/A MDA

34-23

DH

-1000

-700

-500

34-42

34-12

34-24

34-12

34-21

34-32

FD

CADC

COMP

NAV

34-31

FLUOR LTS

BRT DIM OFF

34-11

STATIC AIR ALT

NORM

33-14

PANEL INSTR PANEL LTS FLOOD

DIGITAL

OFF OFF OFF

34-21

HEADING

DME 1 003

DME 2 003

34-22

34-14

UP

VERT SPEED 1000 FPM

34-11

ALT 0000

IAS 120 140

LIMIT SPEED	
GEAR DOWN	200 KIAS .70M
SLAT EXTEND	180
FLAP FULL	240 .57
FLAP DOWN	
15°	200 KIAS .57M
15°	240 .57
25° - 60°	195 .57

WING LOG LTS
L RET R
EXT OFF
EXT ON

NOSE LTS
OFF
DIM
BRT

33-41

VHF NAV 34-32 22-05 CRS

FD OFF

SPD SEL 1135

MACH SEL

EPR LIM 22-31

VOR LOC 010 -0500

ILS

HQD 30

AND

22-05

ANU

VERT SPD

ALT HOLD -2000

MACH

AP ON

ALT

22-05

FD OFF

VHF NAV 34-32 22-05 CRS

FLOOD LTS
L GRD OFF R
ON

ANTI COLLISION
OFF

POS STROBE
OFF

POS BOTH
ON

34-43

34-42

32-44

34-18

ASSUMER TEMP

AGENT DISCH 1 2

AGENT 1 LOW

AGENT 2 LOW

LOOPS A TEST

FIRE BELL OFF

LOOPS B TEST

26-11

73-22

ART

AUTO

OFF

32-61

GEAR DOOR OPEN

32-61

LEFT M/A

NOSE M/A

RIGHT M/A

32-62

GEAR DOOR OPEN

REGISTRATION
SEL CAL CODE
SERIAL NO

34-18 RAT %

PLUS 112

EPR LIM

1135

TEST

T.O. TO FLA GA

MCT CL CR

NO MODE

34-28

78-30

L ENG REVERSE THRUST

77-13

78-30

R ENG REVERSE THRUST

79-00

79-00

77-12

77-12

73-22

READY

ART

73-00

77-21

73-31

FUEL USED RESET

79-00

73-31

73-31

77-12

77-12

73-31

73-31

27-51

27-84

32-62

GEAR HDL REL

UP

DOWN

32-45

WHEEL NOT TURNING

32-41

FUEL QTY

L MAIN 3729 R MAIN 3729

CTR 1050

TOTAL FUEL 8500

GROSS WT 53500

28-41

FUEL TEMP

EGT ENG

FUEL FLOW

FUEL USED

FLAPS

TAKEOFF

DISAGREE

AUTO

LAND

27-84

SP-II / 4

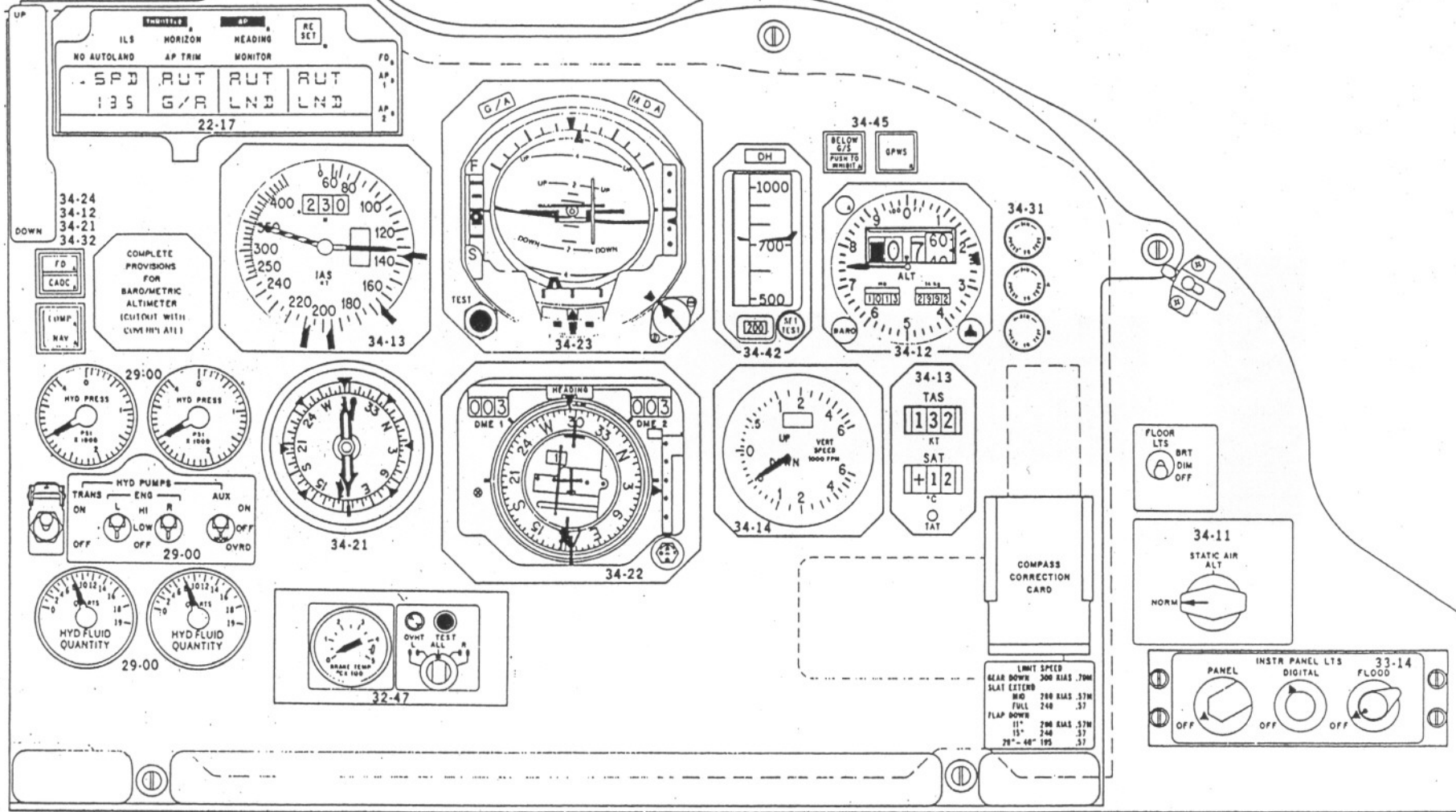
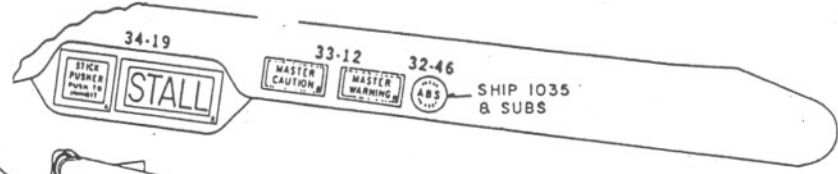
ref. II / A4.

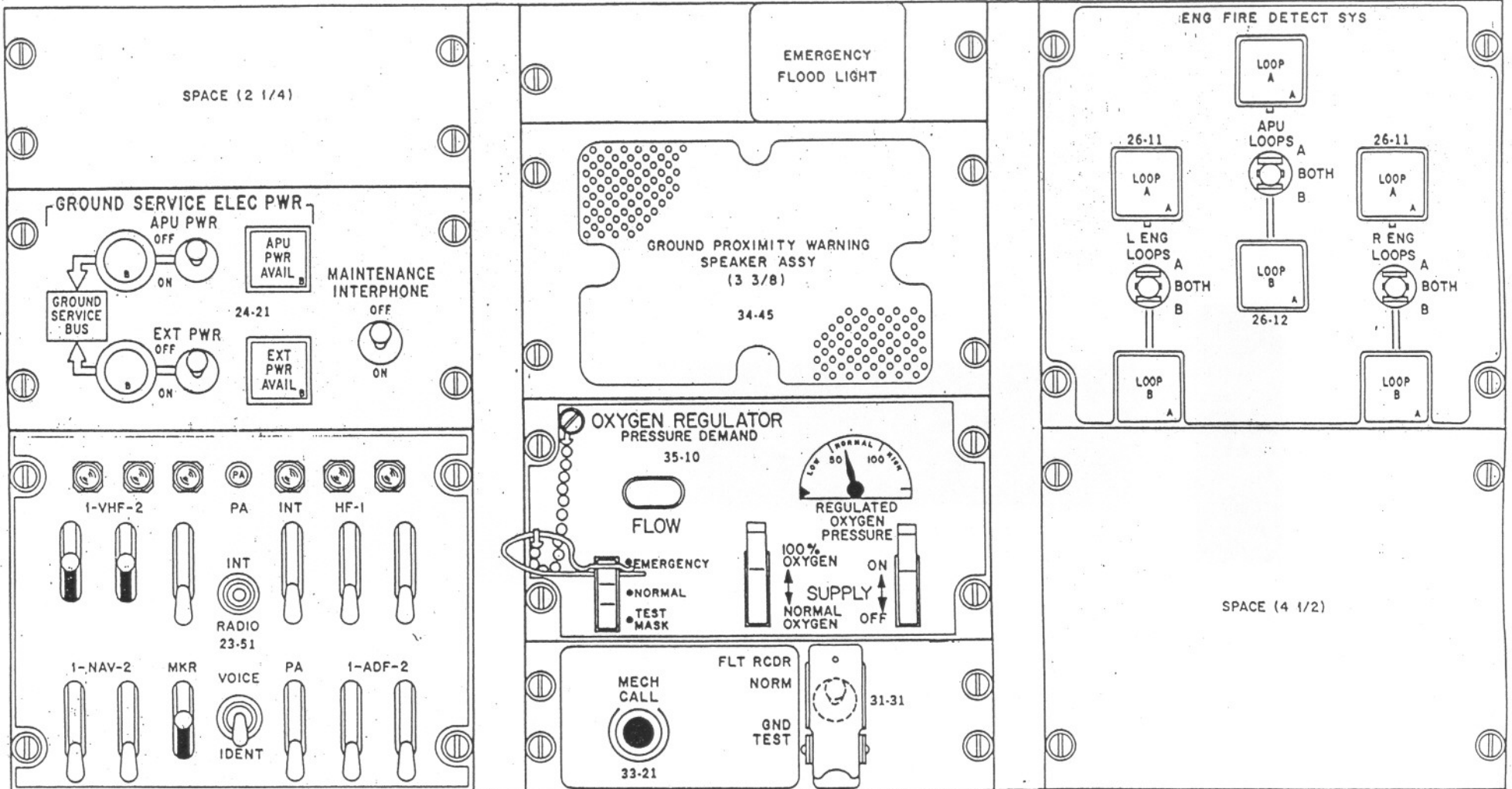
DC9 Super 80

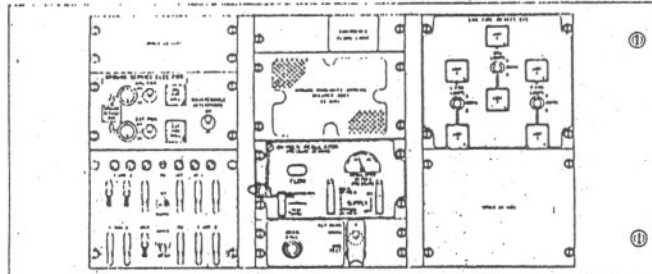
SP-II / 5

ref. II / A.4.

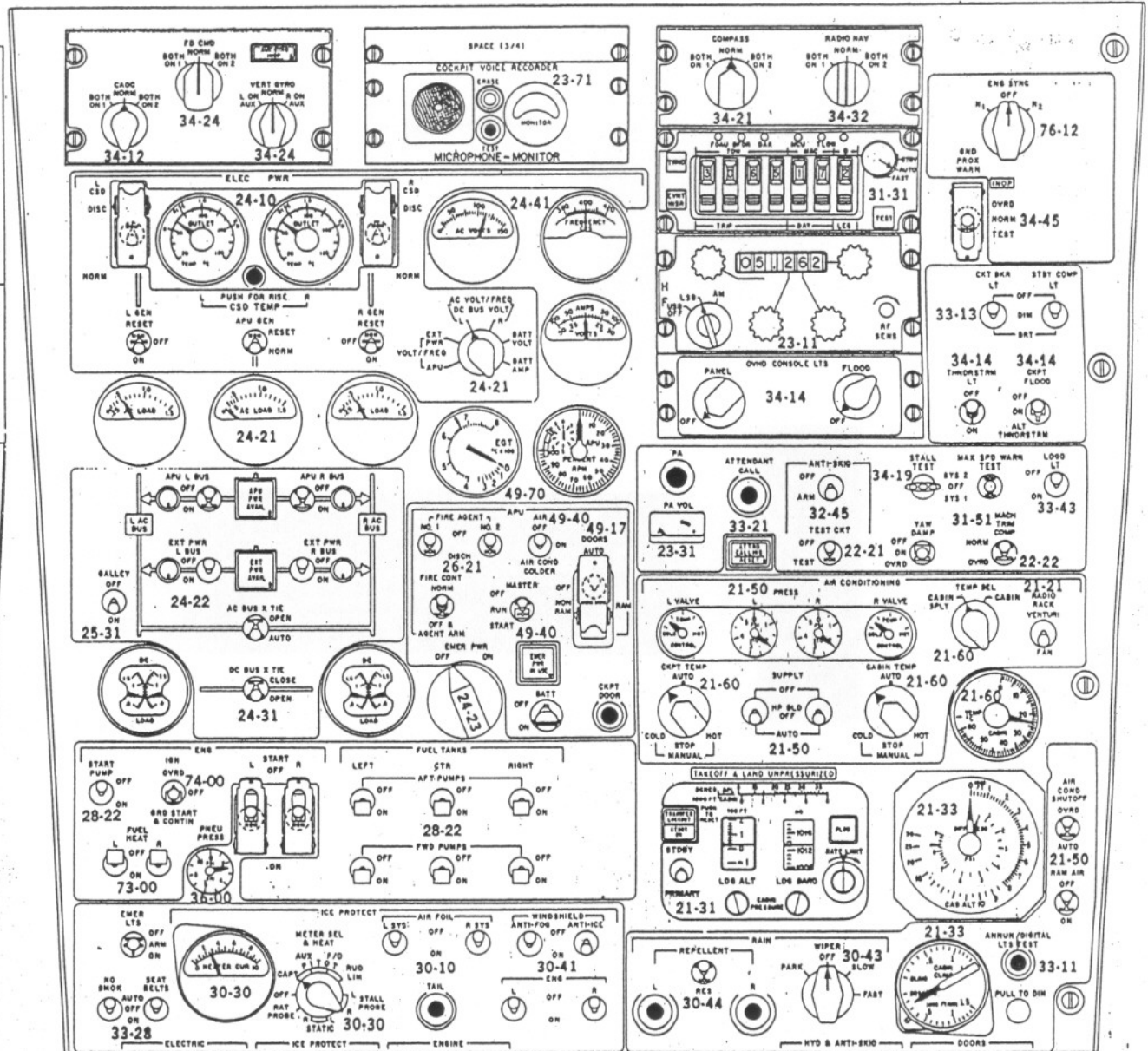
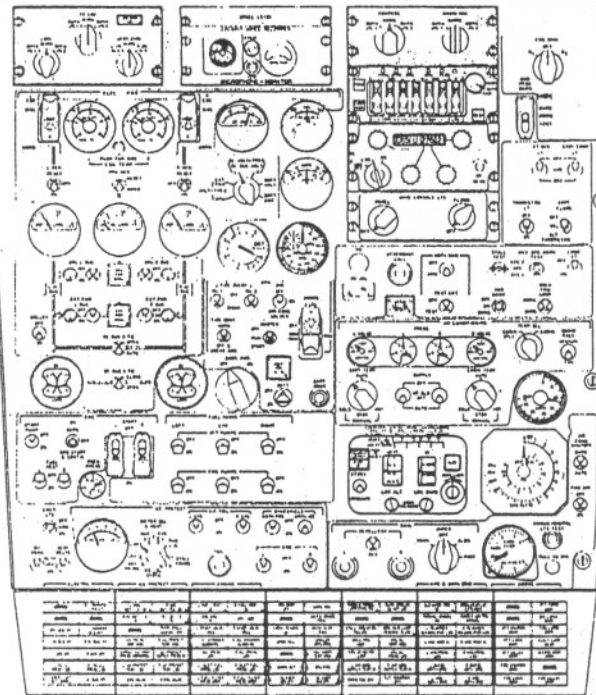
DC9 Super 80

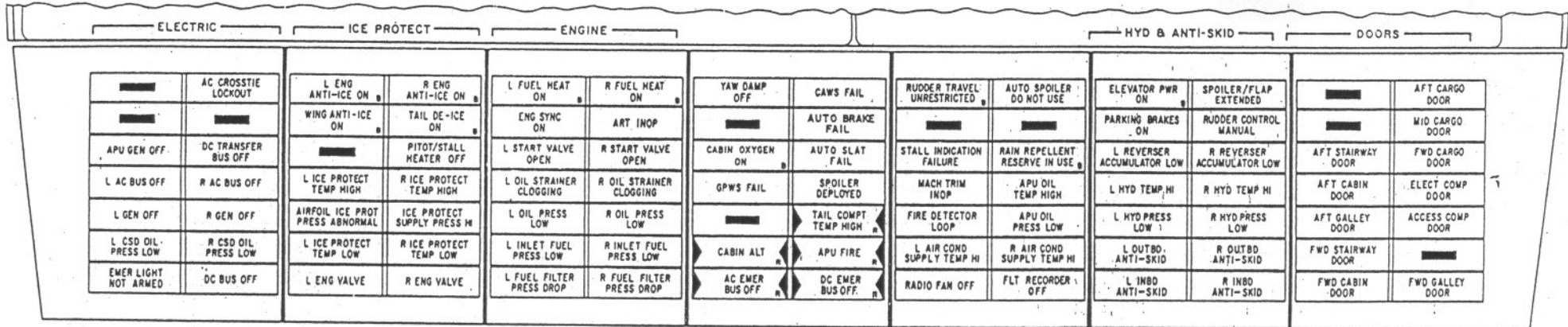
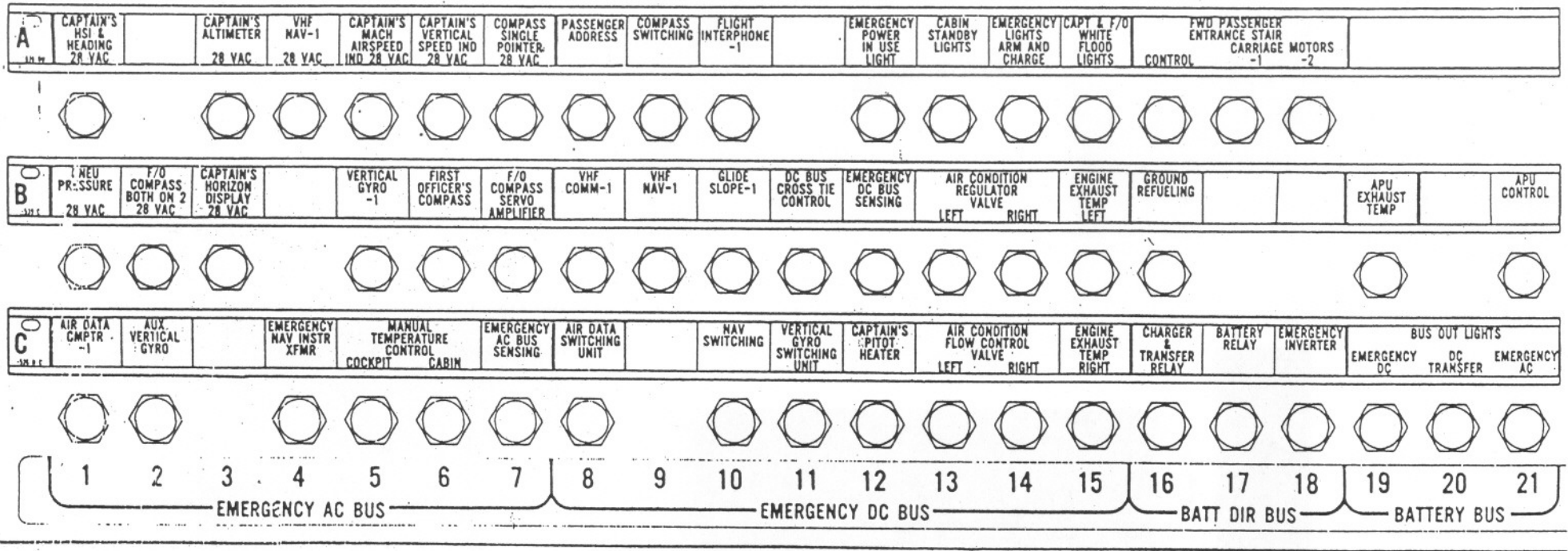




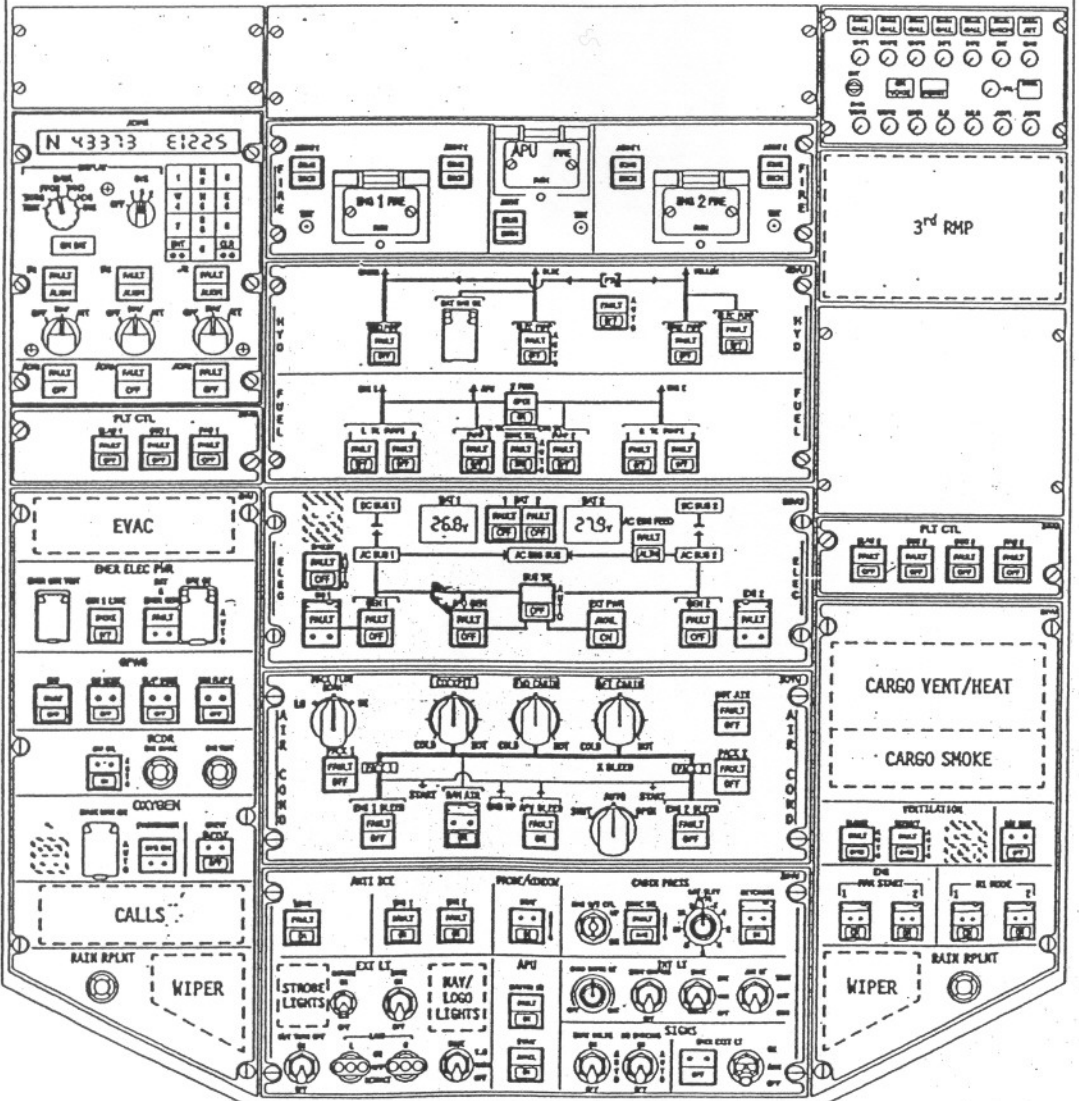
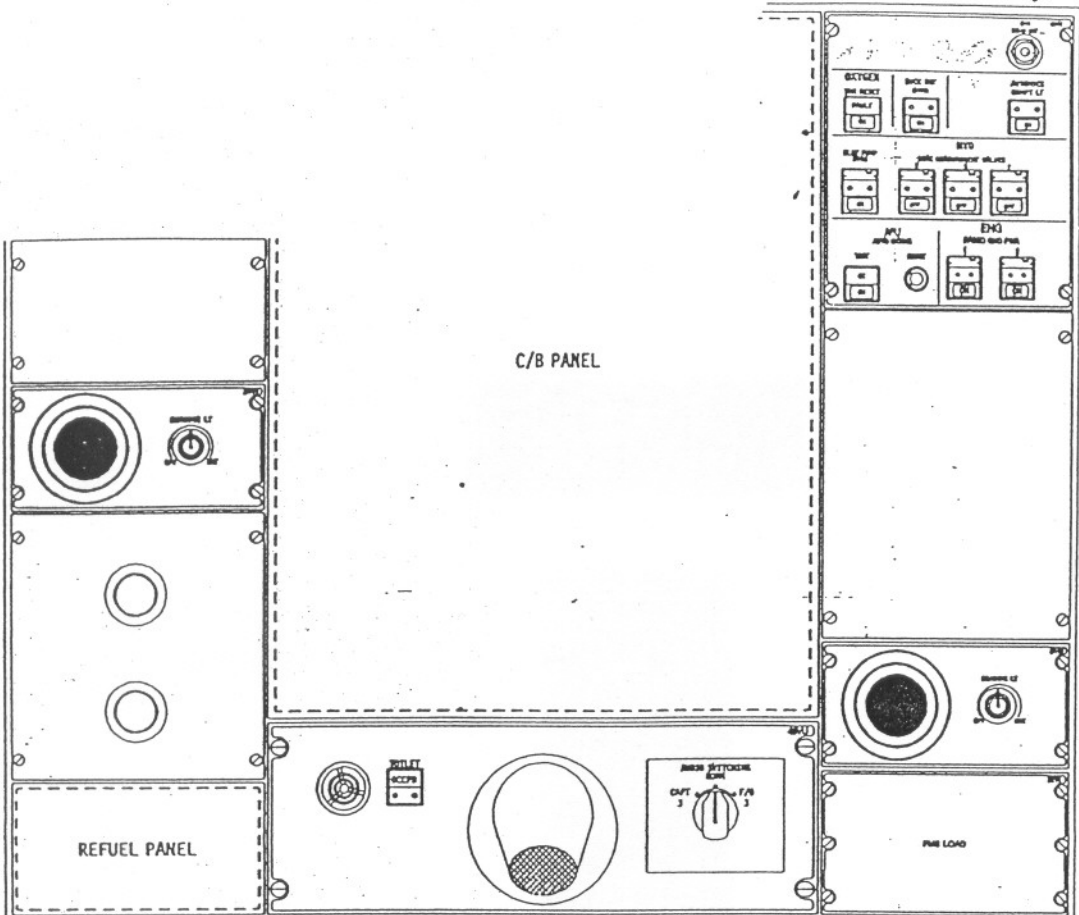


EMERGENCY CIRCUIT BREAKERS





SP-II / 8
 ref. II / A.4.
 DC9 Super 80



SP-II / 11
 ref. II / A.4.
 A. 320

ENGINE

F. USED LBS 0 — 0

OIL 20 0 115 20

PSI 100 0 100

20 °C 20

NAC 20 °C 20

VIE (N1) 0.0 T 0.0

VIE (N2) 0.0 T 0.0

TAT +19 °C SAT +18 °C 23 H 56 G-132000 LBS

CAB PRESS LOG ELEV MAN 2000 FT

ΔP PSI 0 8 0

V/S FT/MIN 2 UP 2 DN

CAB ALT FT 0 10 500

PACK 1 INLET VENT EXTRACT SAFETY PACK 2

TAT +19 °C SAT +18 °C 23 H 56 G-132000 LBS

BLEED

24 °C 50 °C 24 °C 50 °C

30 PSI 27 °C PSI 30 °C 28

1 IP 2 IP

TAT +19 °C SAT +18 °C 23 H 56 G-132000 LBS

ELEC

BAT 1 28V 50A DC BAT 2 28V 50A

DC 1 DC 2

TR 1 28V 150A TR 2 28V 150A

AC 1 AC 2

GEN 1 0% 0V 0HZ APU GEN 94% 116V 400HZ GEN 2 0% 0V 0HZ

IDG 1 °C 20 20 °C IDG 2

TAT +19 °C SAT +18 °C 23 H 56 G-132000 LBS

HYD

GREEN 0 PSI BLUE 0 PSI YELLOW 0 PSI

LO 1 LO 2

TAT +19 °C SAT +18 °C 23 H 56 G-132000 LBS

F. USED 1 FUEL LBS F. USED 2

FOB 35558

LEFT CTR RIGHT

1552 :2155 8068 12193 1552

+11 °C +10 +10 °C +11

TAT +19 °C SAT +18 °C 23 H 56 G-132000 LBS

APU

APU GEN 94% 116V 400HZ

AVAIL

BLEED 30PSI

FLAP OPEN

TAT +19 °C SAT +18 °C 23 H 56 G-132000 LBS

COND

TEMP: °F

CKPT 68 FWD 70 AFT 71

76 72 74

HOT AIR

TAT +19 °C SAT +18 °C 23 H 56 CG 28 1 %

DOOR/OXY

OXY 1850 PSI

CABIN- CABIN----

SLIDE SLIDE

TAT +19 °C SAT +18 °C 23 H 56 G-132000 LBS

WHEEL

AUTO BRK MED

TAT +19 °C SAT +18 °C 23 H 56 G-132000 LBS

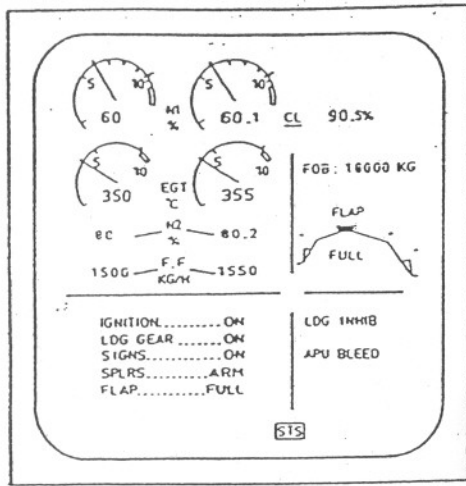
SYSTEM PAGES

F/CTL

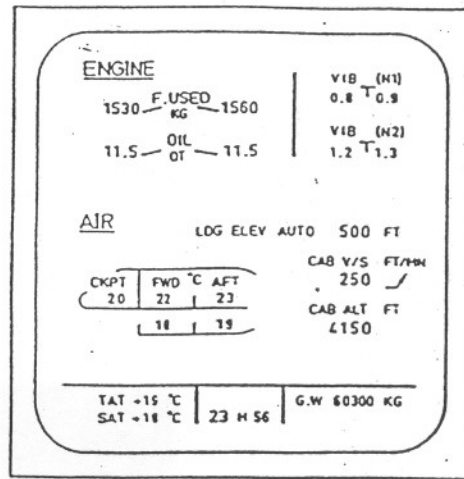
ELAC 1 SEC 1

PITCH TRIM GY

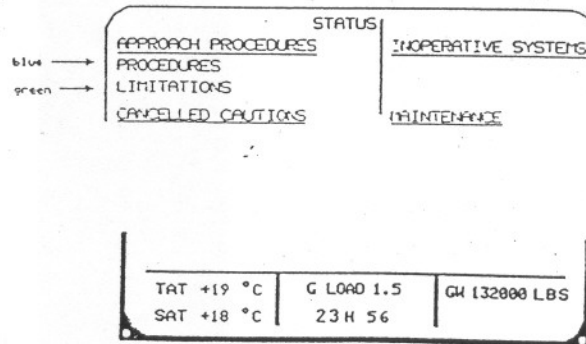
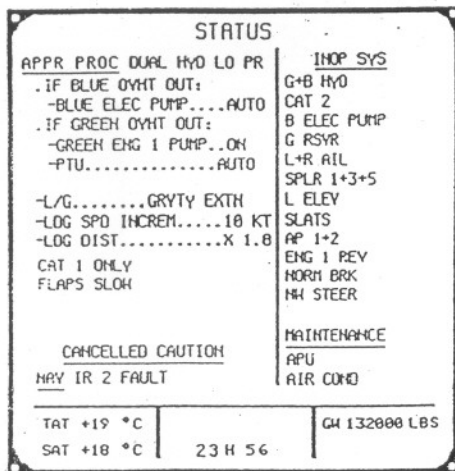
TAT +19 °C SAT +18 °C 23 H 56 G-132000 LBS



ENGINE/WARNING DISPLAY

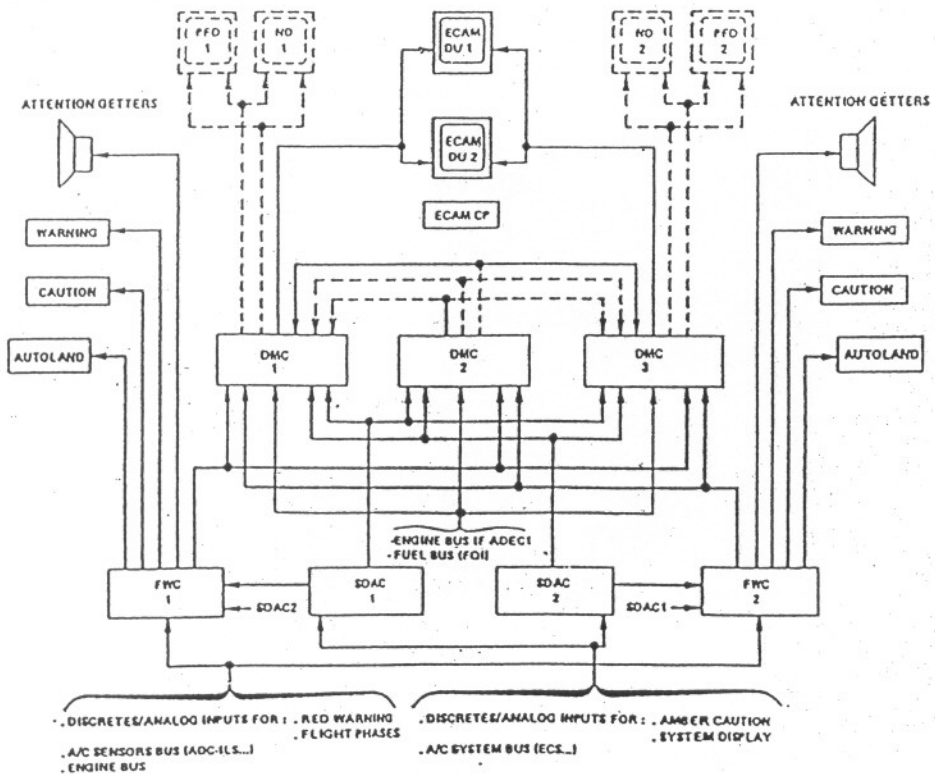


CRUISE PAGE



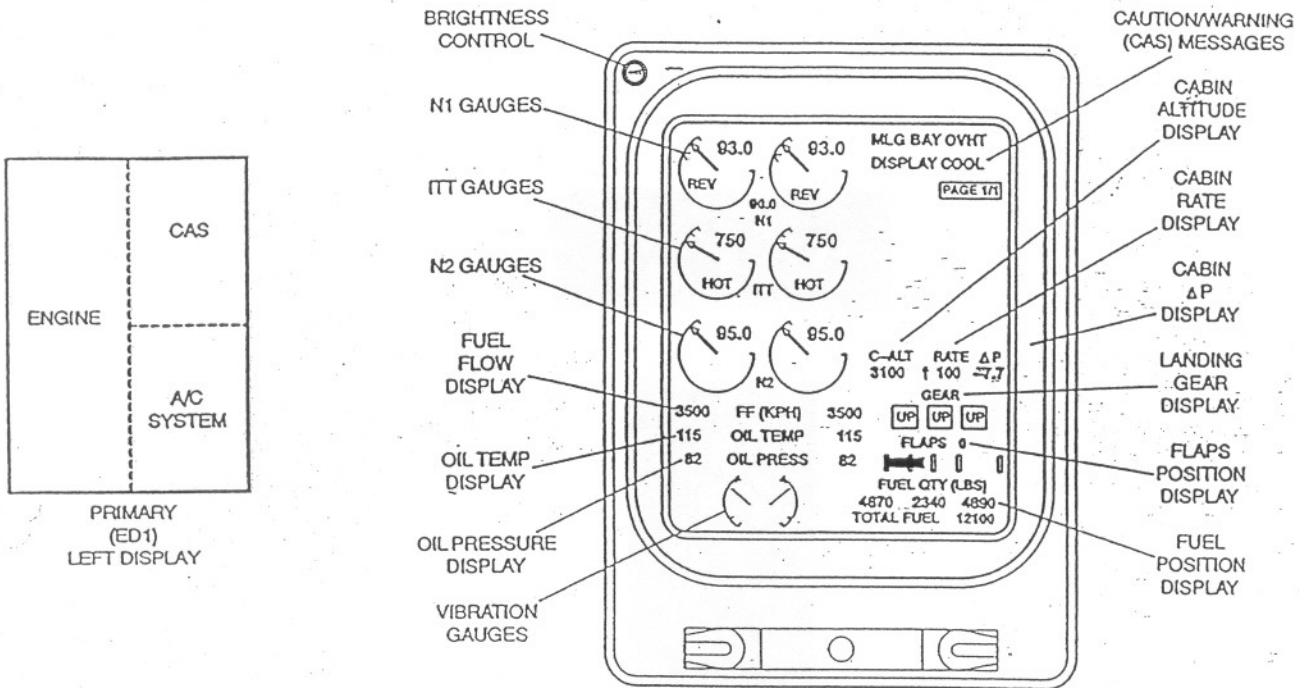
PERMANENT DATA

STATUS PAGE

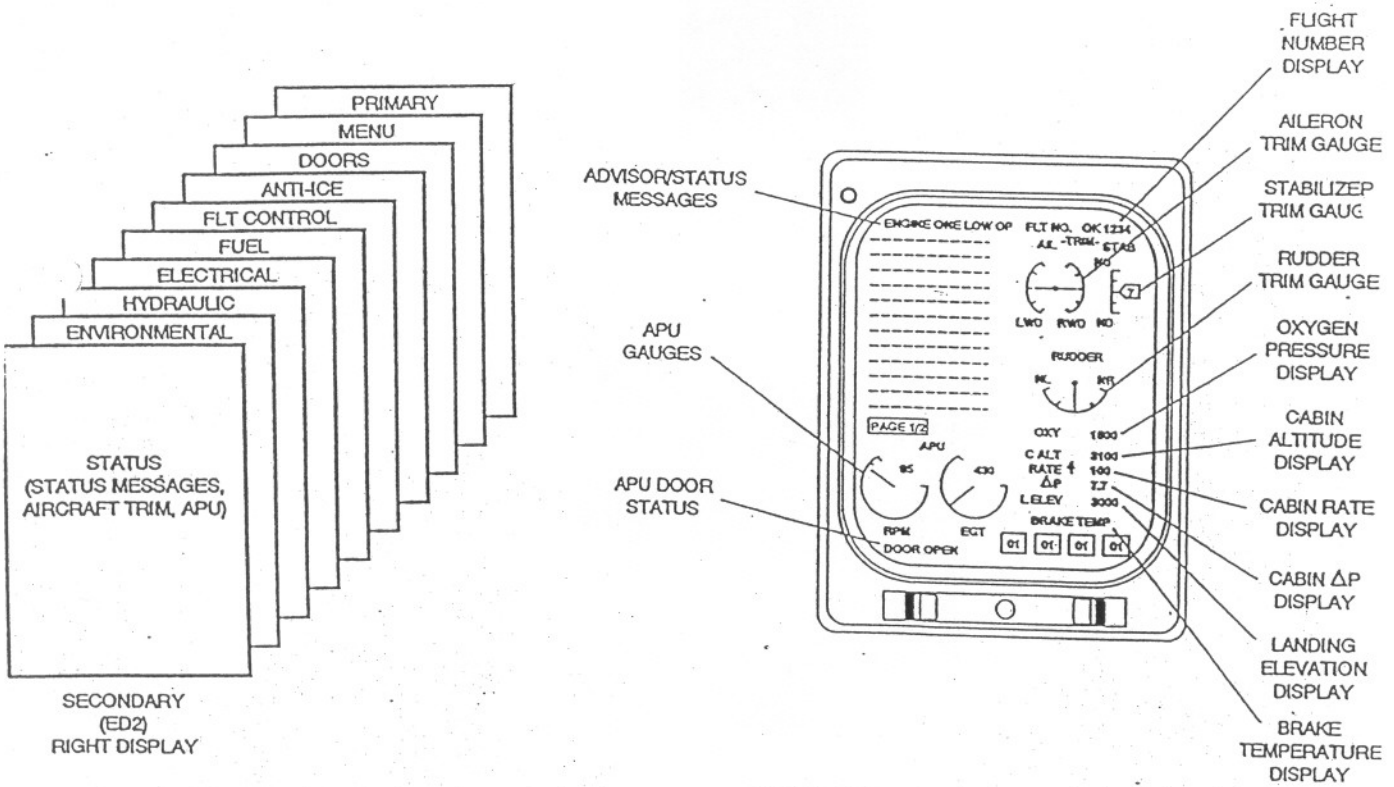


ECAM SYSTEM LAYOUT

ENGINE PAGE (ED1) AND STATUS PAGE (ED2)



EICAS PRIMARY DISPLAY (ED1) - ENGINE PAGE

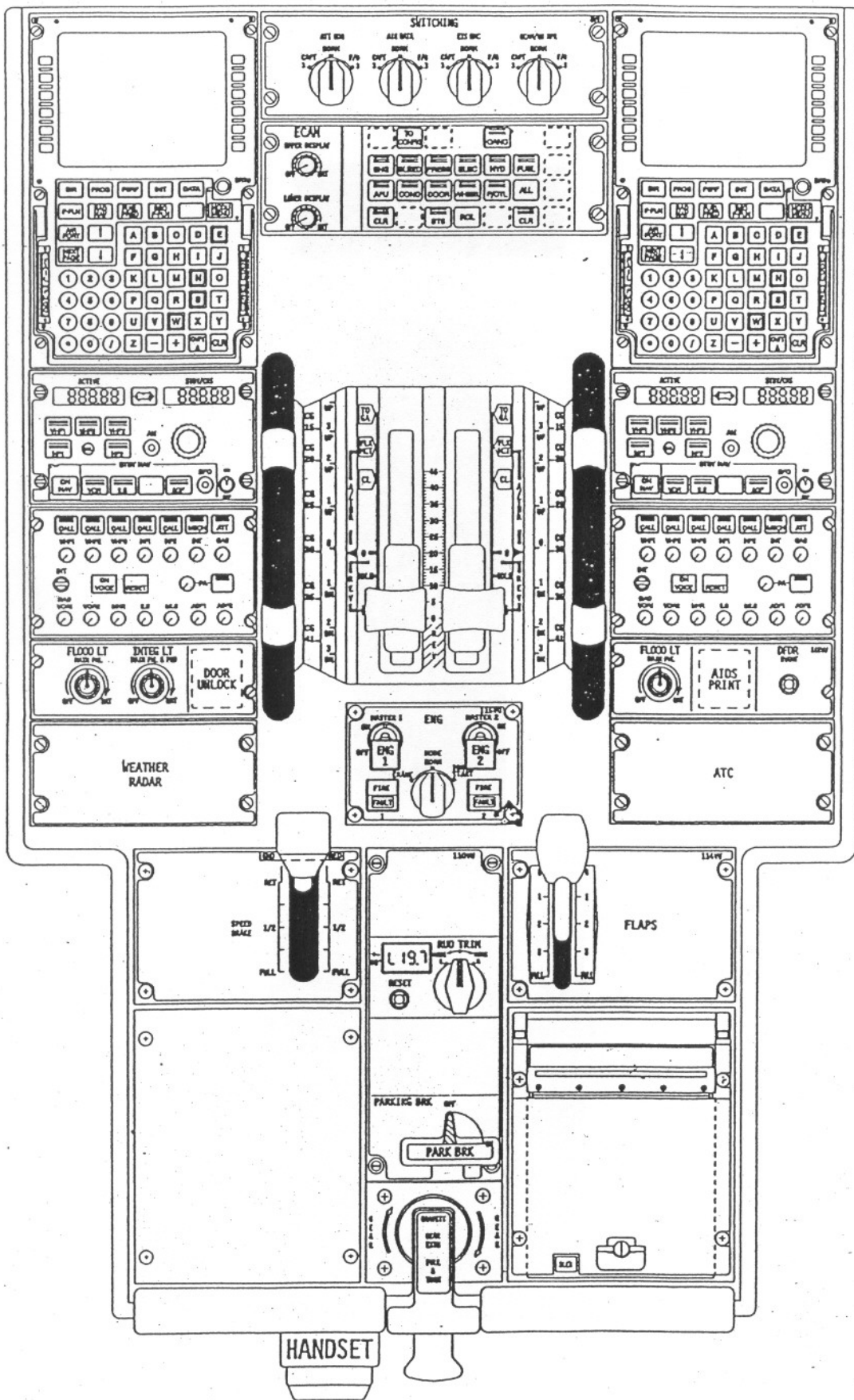


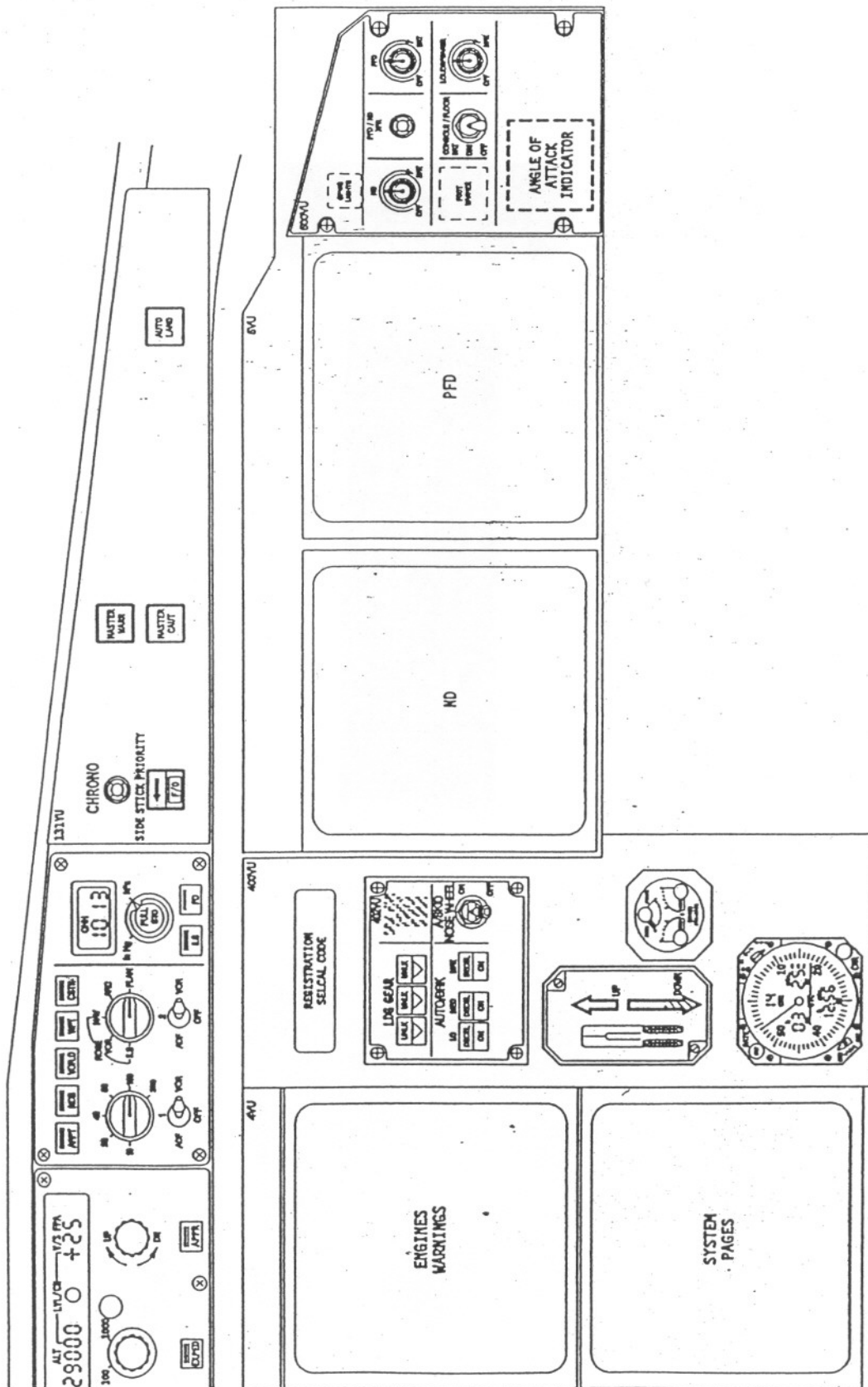
EICAS SECONDARY DISPLAY - STATUS PAGE

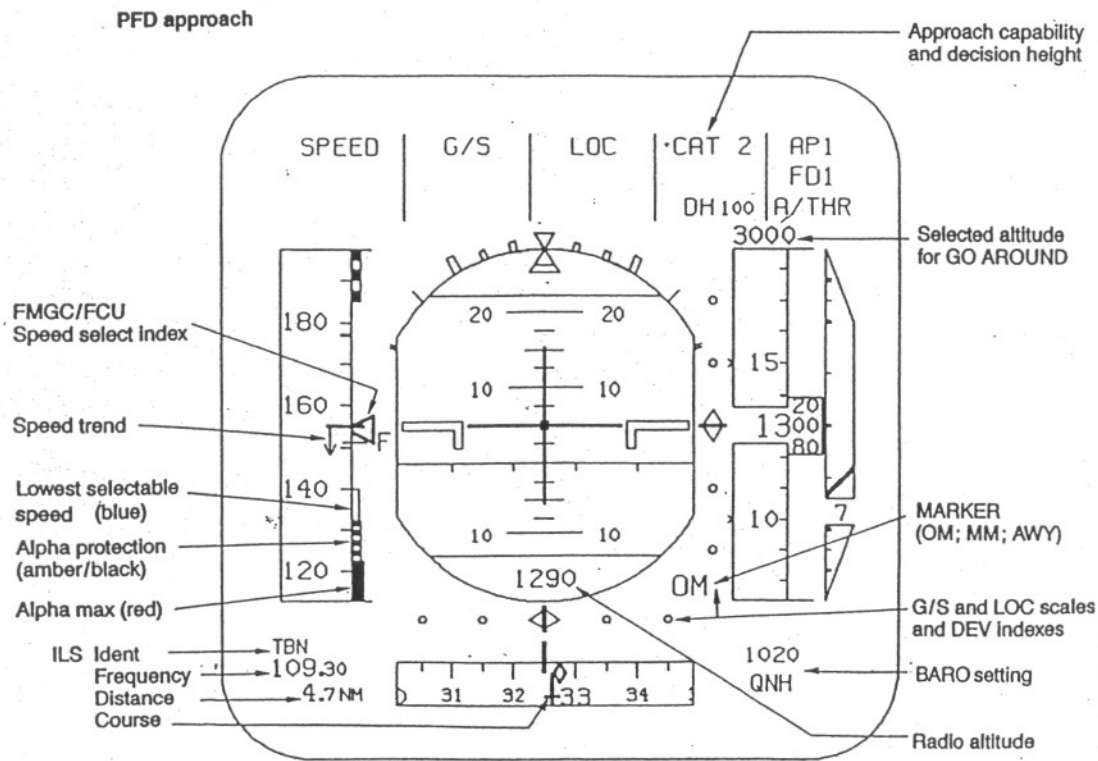
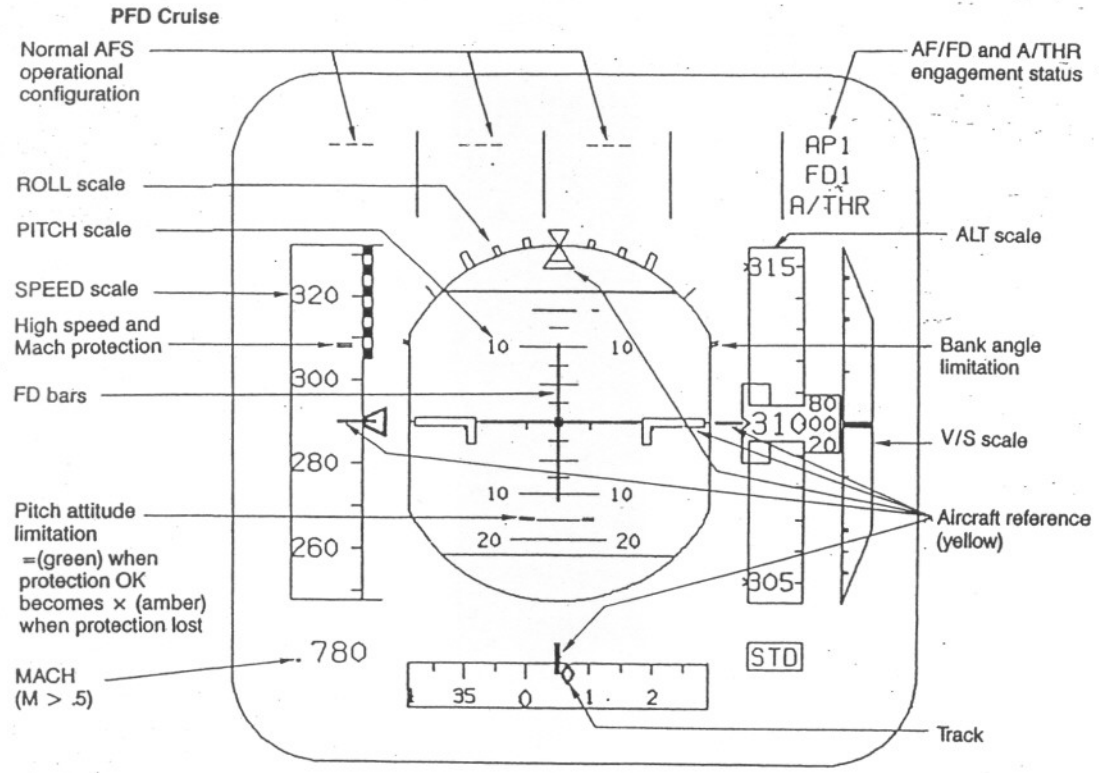
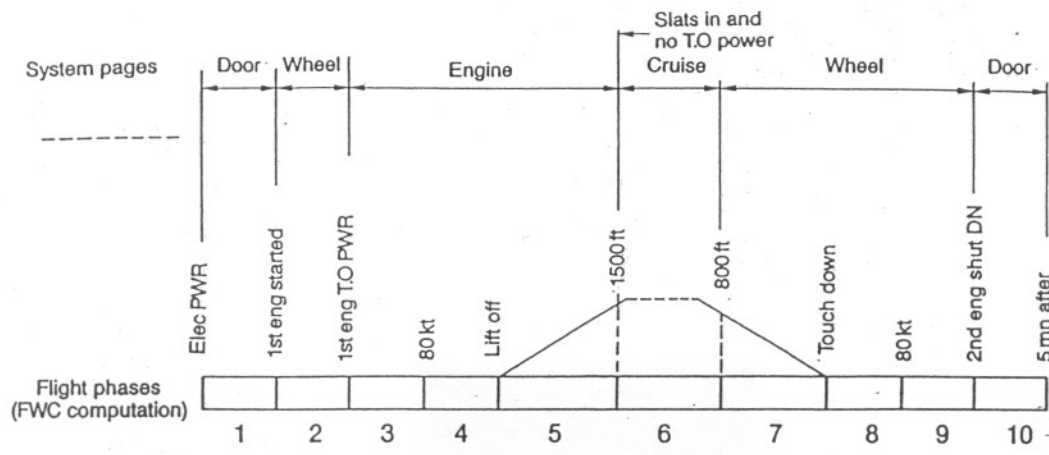
SP-II / 13B

ref. II / A.4.

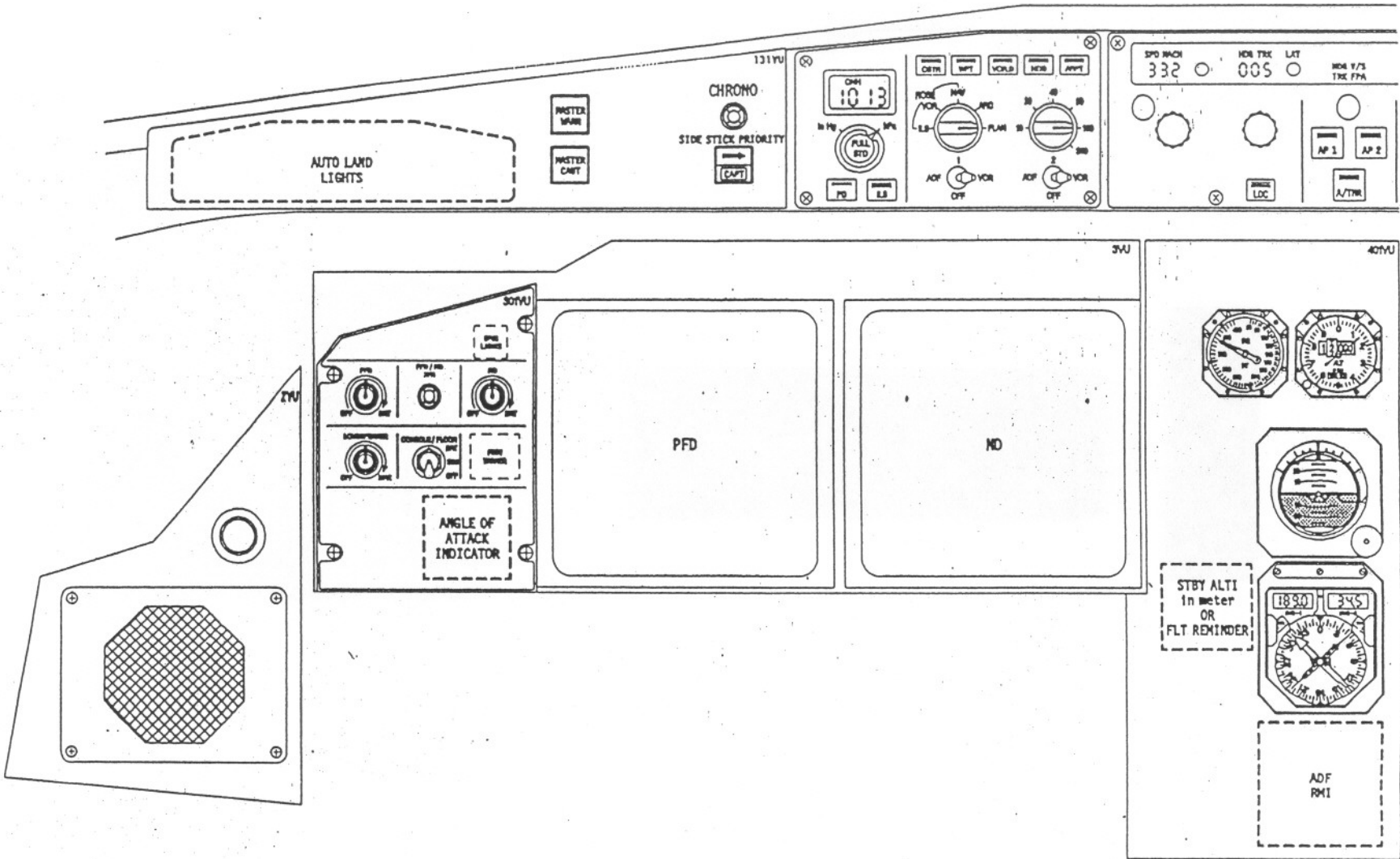
CRJ - EICAS



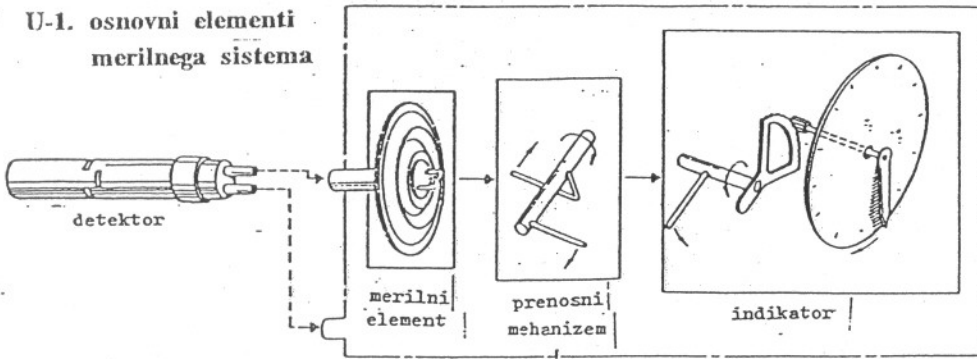




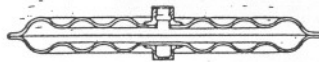
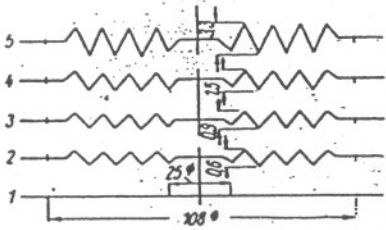
SP-II / 14
 ref. II / A.4.
 A 320



U-1. osnovni elementi merilnega sistema

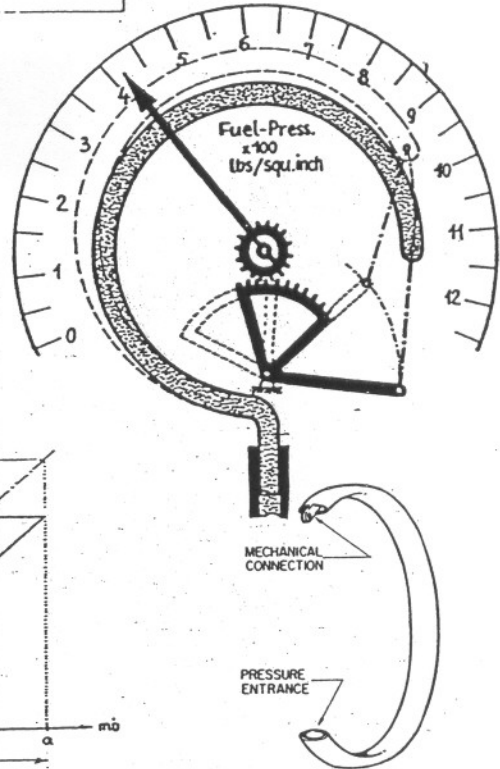
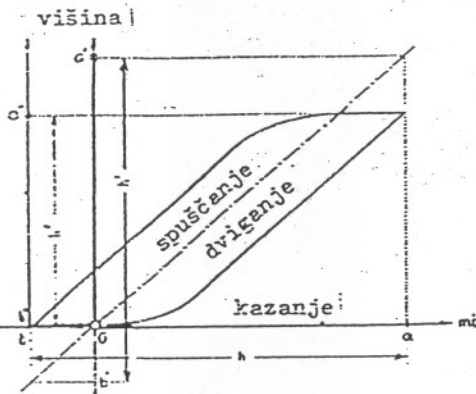
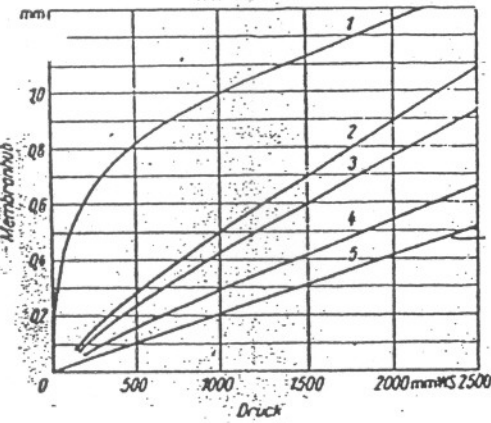


U-2. vpliv višine valov membrane na odnos tlak / pomik

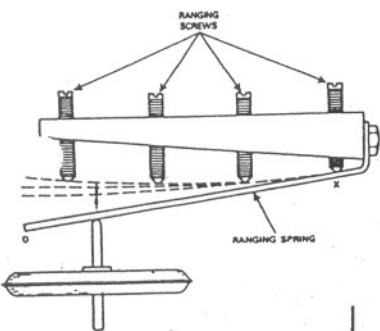


U-3. prerez membrane

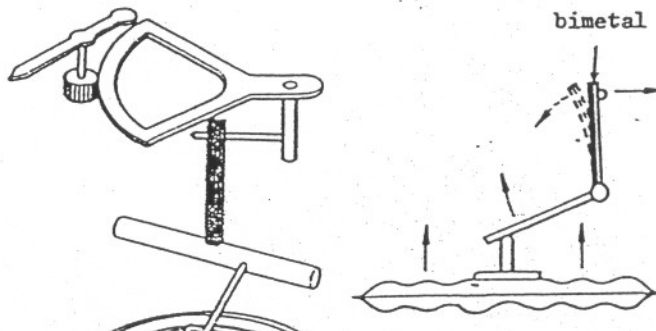
U-4. histereza membrane



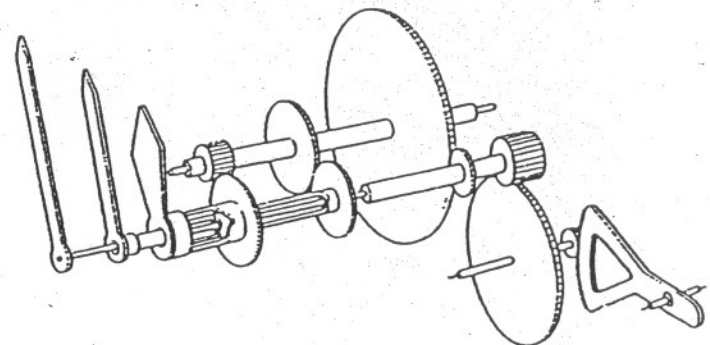
U-6. kompenzacijska vzmet



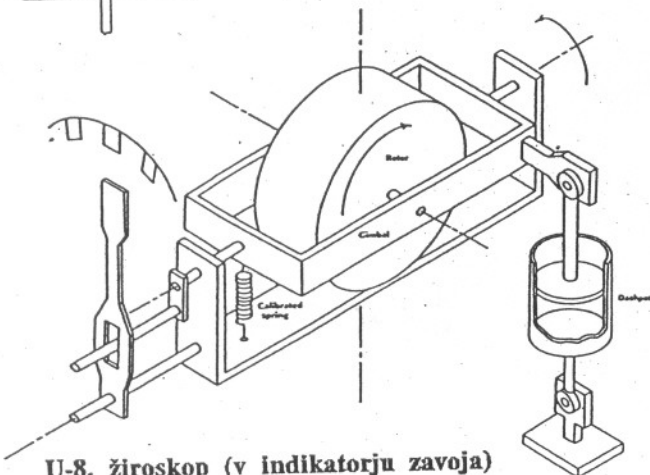
U-5. bourdonova cev



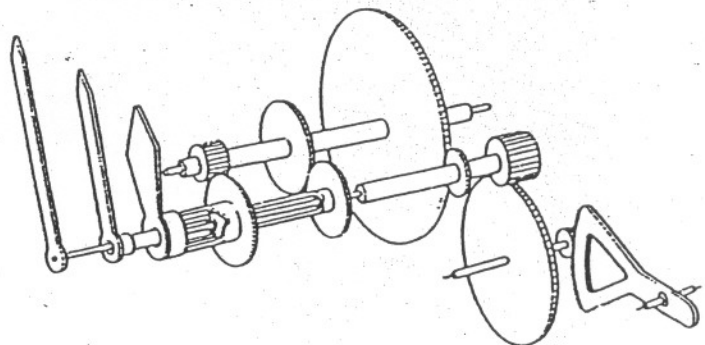
U-7. temperaturna kompenzacija

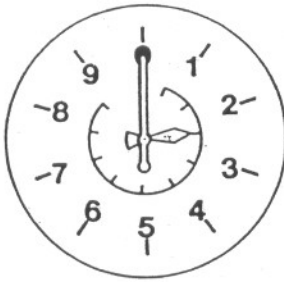


U-8. žiroskop (v indikatorju zavoja)

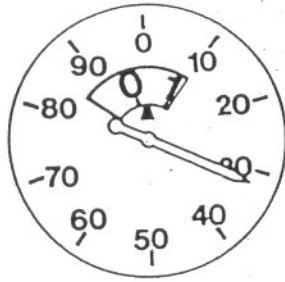


U-9. mehanski prenosni mehanizem

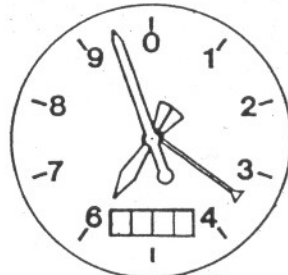




U-10. koncentrični
krožni skali



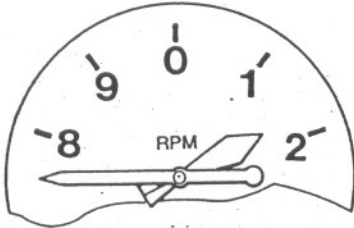
U-11. fiksna in
rotirajoča skala



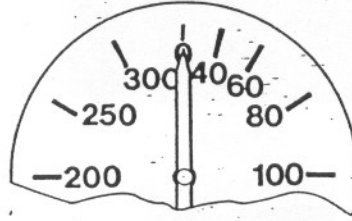
U-12. ena skala,
več kazalcev



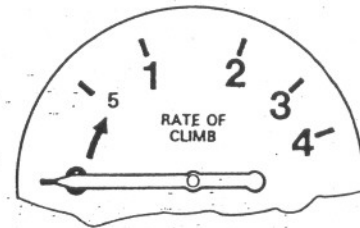
U-13. dva indikatorja
v enem ohišju



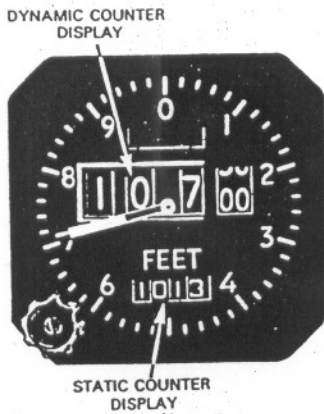
U-14. linearna skala



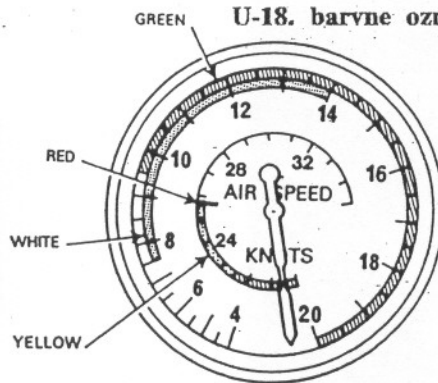
U-15. kvadratna skala



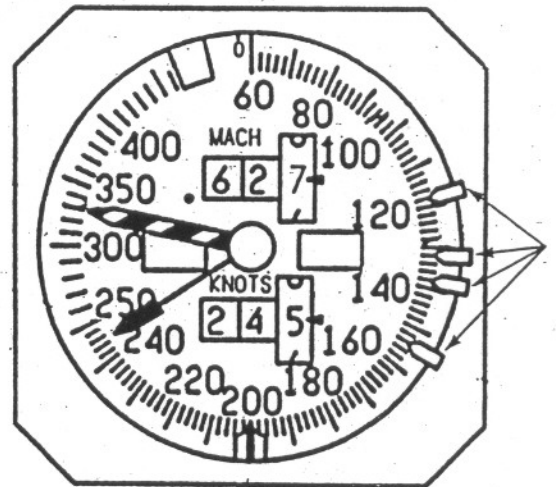
U-16. logaritemska skala



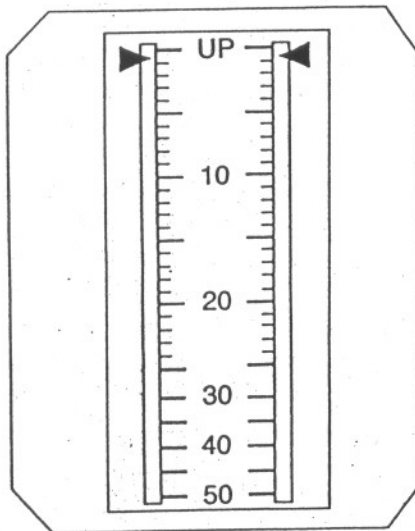
U-17. kombinacija krožni indikator / numerični pokazalnik



U-18. barvne oznake

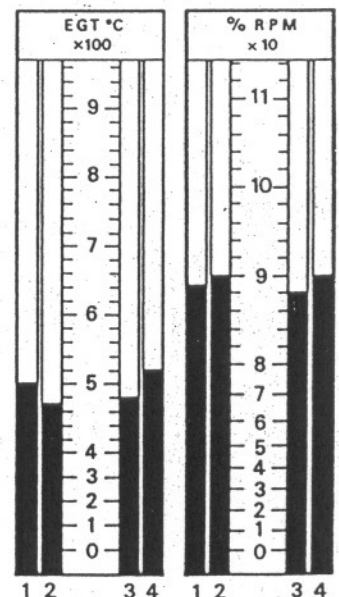
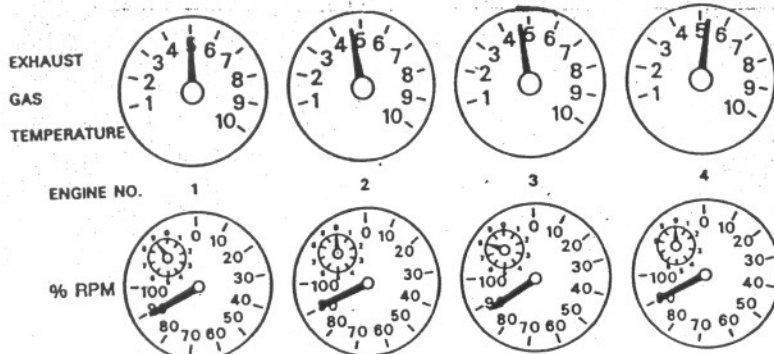


U-19. nastavljivi opomniki



U-20. ravna skala

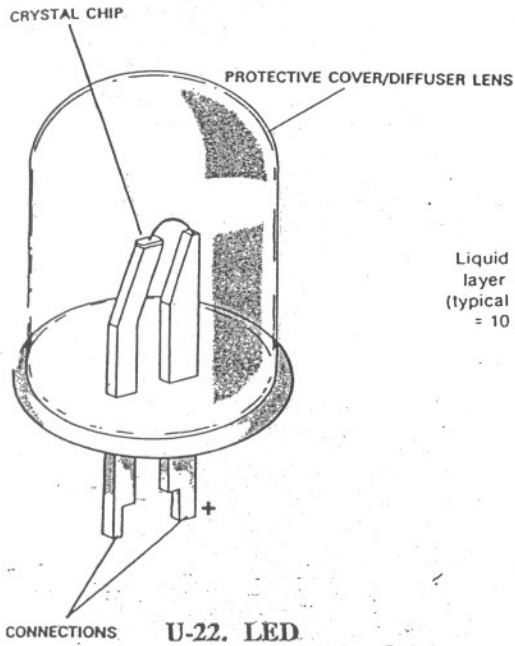
U-21. primerjava predstavitve
EGT & RPM
na krožni in ravni skali



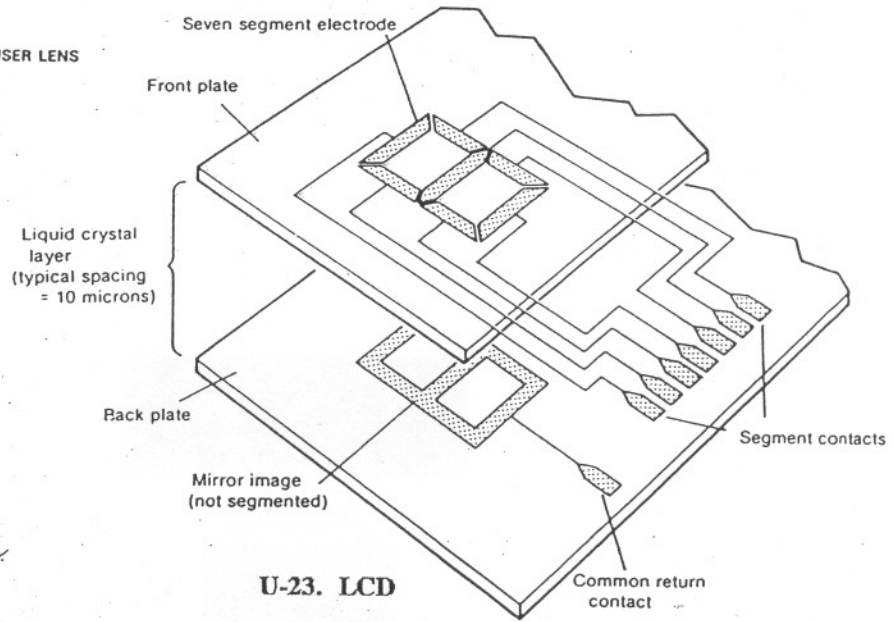
SP-II / 16

ref. II / B.

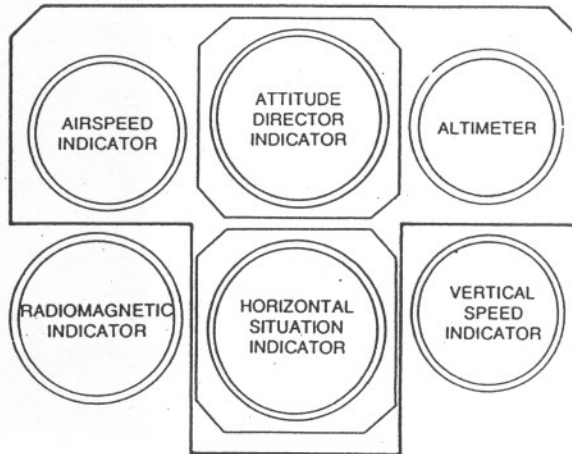
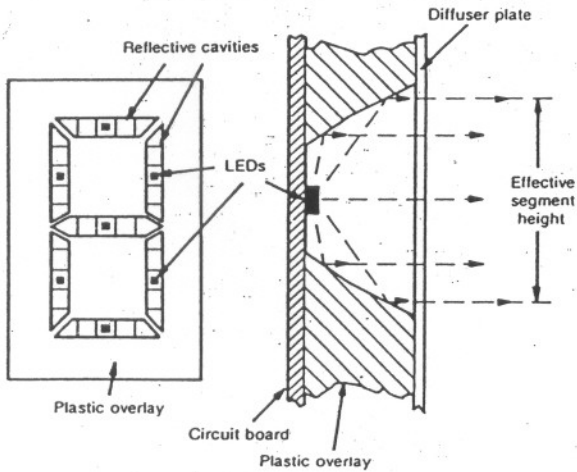
UVOD



U-22. LED

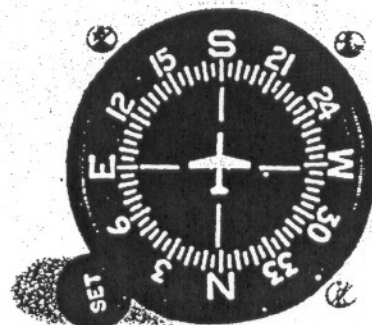
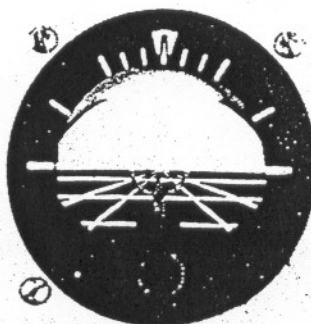


U-23. LCD



U-24. ICAO rasporeditev instrumentov - posodobljena

U-25. ICAO rasporeditev instrumentov - osnovna



SP-II / 17
ref. II / B.
UVOD

**PRETVARJANJE
ANGLOSAŠKIH ENOT V METRIČNE**

1. DOLŽINA (l)		
inch (")	1 in	0,0254 m
foot (')	1 ft = 12 in	0,3048 m
mile	1 mi	1609 m
nautical mile	1 n mi	1852 m

2. HITROST (v)		
mile/hour	1 mph	1,609 km/h
	1 mph	0,447 m/s
knot	1 kts	1,852 km/h
	1 kts	0,515 m/s

3. MASA (m)		
pound, libre	1 lb (1 lbm)	0,4536 kg

4. SILA (F)		
pound	1 lbf	4,448 N

5. MOMENT SILE (M), VRTILNI MOMENT (T)		
inch-pound	1 in.lbf	0,113 Nm
foot-pound	1 ft.lbf	1,3558 Nm

6. TLAK (p), NAPETOST (σ,τ)		
pound/sq.inch	1 psi	6895 Pa
inch Hg	1 in. Hg	3386 Pa
inch H ₂ O	1 in H ₂ O	249,1 Pa

7. PROSTORNINA (V)		
U.S. gallon	1 US gal	3,7854 l
U.S. quart	1 US qt	0,9463 l
Imp.gallon	1 Imp.gal	4,546 l

8. VISKOZNOST (ν,η)		
stokes	1 St = 100 cSt	
poaz, poise	1 P = 100 cP	

9. MOČ (P), TOPLOTNI TOK (Φ)		
horsepower	1 HP	745,7 W
/		

10. DELO, ENERGIJA (W), TOPLOTA (Q)		
calorie	1 cal	4,1868 J

11. TEMPERATURA		
st. Fahrenheit (glej tabelo)	0 °F 100 °F 200 °F	- 17,8 °C 37,8 °C 93,3 °C

**PRETVARJANJE
METRIČNIH ENOT V ANGLOSAŠKE**

		palec, cola čevelj milja naut.milja
--	--	--

		milja/uro vozel
--	--	------------------------

1 kg	2,205 lbm	funt
------	-----------	------

1 N	0,2248 lbf	
-----	------------	--

1 Nm	8,851 in.lbf	
1 Nm	0,7376 ft.lbf	

1 mbar = 1 hPa	14,5 psi	
1 Pa = 1 N/m ²		
1 bar = 10 ⁵ Pa		

1 m ³ = 1000 l		
---------------------------	--	--

1 m ² /s	1000 St	kinematična
1 Pa.s	10 P	dinamična

1 W = 1 J/s		/
1 KM = 735,5 W		konjska moč

1 J = 1 Nm	0,2389 cal	
------------	------------	--

0 °C	32 °F	
20 °C	68 °F	
100 °C	212 °F	

PRETVORBA

temperature X (v °C)
v
temperaturo Y (v °F)
in obratno:

$$Y = 1,8 \cdot X + 32$$

$$X = 5 \cdot (Y - 32) / 9$$

°C ← °F ↓ °C → °F		°C ← °F ↓ °C → °F		°C ← °F ↓ °C → °F		°C ← °F ↓ °C → °F	
-62.2	-80	-112.0	37.8	100	212.0	126.7	260
-56.7	-70	-94.0	40.6	105	221.0	500.0	293.3
-51.1	-60	-76.0	43.3	110	230.0	518.0	298.9
-45.6	-50	-58.0	46.1	115	239.0	536.0	304.4
-40.0	-40	-40.0	48.9	120	248.0	554.0	310.0
-34.4	-30	-22.0	51.7	125	257.0	572.0	315.6
-31.7	-25	-13.0	54.4	130	266.0	590.0	326.7
-28.9	-20	-4.0	57.2	135	275.0	608.0	337.8
-26.1	-15	+ 5.0	60.0	140	284.0	626.0	348.9
-23.3	-10	14.0	62.8	145	293.0	644.0	360.0
-20.6	-5	23.0	65.6	150	302.0	662.0	371.1
-17.8	0	32.0	68.3	155	311.0	680.0	382.2
-15.0	+ 5	41.0	71.1	160	320.0	698.0	393.3
-12.2	10	50.0	73.9	165	329.0	716.0	404.4
-9.4	15	59.0	76.7	170	338.0	734.0	415.6
-6.7	20	68.0	79.4	175	347.0	752.0	426.7
-3.9	25	77.0	82.2	180	356.0	770.0	437.8
-1.1	30	86.0	85.0	185	365.0	788.0	454.4
+ 1.7	35	95.0	87.8	190	374.0	806.0	482.2
4.4	40	104.0	90.6	195	383.0	824.0	510.0
7.2	45	113.0	93.3	200	392.0	842.0	537.8
10.0	50	122.0	96.1	205	401.0	860.0	565.6
12.8	55	131.0	98.9	210	410.0	878.0	593.3
15.6	60	140.0	101.7	215	419.0	896.0	621.1
18.3	65	149.0	104.4	220	428.0	914.0	648.9
21.1	70	158.0	107.2	225	437.0	932.0	676.7
23.9	75	167.0	110.0	230	446.0	950.0	704.4
26.7	80	176.0	112.8	235	455.0	968.0	732.2
29.4	85	185.0	115.6	240	464.0	986.0	760.0
32.2	90	194.0	118.3	245	473.0	1004.0	787.8
35.0	95	203.0	121.1	250	482.0	1022.0	815.5

Greek Alphabet

A, α Alpha	N, ν Nu
B, β Beta	Ξ, ξ Xi
Γ, γ Gamma	Ο, ο Omicron
Δ, δ Delta	Π, π Pi
E, ε Epsilon	Ρ, ρ Rho
Z, ζ Zeta	Σ, σ, ς Sigma
H, η Eta	Τ, τ Tau
Θ, θ Theta	Υ, υ Upsilon
I, ι Iota	Φ, φ Phi
K, κ Kappa	Χ, χ Chi
Λ, λ Lambda	Ψ, ψ Psi
M, μ Mu	Ω, ω Omega

Opomba: LETALO V PROSTORU

- z vidika aerostatike, aerodinamike in mehanike leta = predmet INSTRUMENTI
- z vidika zemljepisnega položaja letala = predmet NAVIGACIJA

MSA - Mednarodna Standardna Atmosfera = ISA (International (ICAO) Standard Atmosphere)

1. Kaj je zrak?

Suhi zrak je zmes plinov - 78% N₂, 21% O₂, 1% CO₂, Ar₂, H₂, He₂, , Ne₂, Xe₂, Kr₂. (vol%)
 Vlažni zrak je sestavljen iz suhega zraka in vodne pare (= f (časa, kraja)).

Opomba: Zrak je fluid v katerega je potopljen zrakoplov.

2. Stanje zraka = f (p, T, ρ).**3. Splošni plinski zakon**

$$p \cdot V = m \cdot R \cdot T$$

kjer je za zrak: R = 287 J/kg.K

4. Kaj je MSA?**Definicija:**

MSA je hipotetična vertikalna distribucija atmosferskega tlaka, temperature in gostote oz. model atmosfere, ki je zasnovan na dogovorjenih standardnih vrednostih p, T, ρ na višini morja in predpisuje njihovo spreminjanje z višino.

Nastala je na podlagi dolgoletnih meteoroloških opazovanj. Zrak predpostavlja kot plin brez vsebnosti vode, vodne pare in prahu, ki se ravna po zakonih za idealne pline.

Na podlagi mednarodnega dogovora se ISA uporablja za kalibracijo višinomerjev, zasnovano letal, preračun performans letal, motorjev ipd.

5. Vrednosti MSA za H = 0:

tlak	p = 1013,25 hPa = 14,7 psi = 760 mm Hg = 29,92 in Hg
temperatura	T = + 15 °C = 288 K
gostota	ρ = 1,225 kg/m ³
pospešek	g = 9,80665 m/s ²
kinematična viskoznost	ν = 14,5 · 10 ⁻⁶ m ² /s
dinamična viskoznost	η = 17,8 · 10 ⁻⁶ Pa.s

6. Spreminjanje p, T, ρ z višino (po MSA):**6.1. gostota (iz splošne plinske enačbe)**

$$\rho = \frac{p}{RT}$$

6.2. temperatura

6.2.1. v TROPOSFERI (H = 0 - 11 km): T linearno pada (grad T = - 6,5 °C/km)
 ISOTERMA na H = 11 km; T_{ISOTERME} = - 56,5 °C

6.2.2. - v STRATOSFERI (H = 11 - 20 km): T = const = T_{ISOTERME}

6.3. tlak

6.3.1. Kaj je tlak?

6.3.2. Pascalov zakon

6.3.3. Eulerjev zakon - osnovna enačba statike fluidov; osnovna oblika in poenostavitve

6.3.4. tlak v TROPOSFERI

6.3.5. tlak v STRATOSFERI

A. VIŠINOMER (ang. ALTIMETER)**Zakaj potrebujemo podatek o višini ?**

1. za varen prelet ovir (ang. terrain clearance)
2. za razporeditev letal po višini (ang. traffic separation)
3. za preračun zmogljivosti letala (ang. performance capabilities)

Osnovni vrsti višinomerjev : barometrski, radijski

A.1. Barometrski višinomer

A.1.1. Pricip delovanja: meri zračni tlak; v osnovi je barometer.
Razlika - skala kaže višino namesto tlaka.
Odnos tlak/višina - ustreza karakteristiki MSA; rešen konstrukcijsko.
Redna kalibracija - preverjanje karakteristike kazanja.

A.1.2. Uporaba: nastavitev referenčnega tlaka, odčitek višine; feet, (m)

Vrsta višine	Tip nastavitve	Referenčni tlak	Višinomer je nastavljen na
HEIGHT	QFE	odvisno od časa in kraja	dejanski tlak na letališču
ALTITUDE	QNH	odvisno od časa in kraja	dejanski tlak na sr.nivoju morja
PRESSURE ALTITUDE (FLIGHT LEVEL)	QNE (SAS)	1013,2 hPa	MSA tlak na nivoju morja

	IZRAZ	RAZLAGA	OPOMBA
1	Indicated Altitude	odčitek na instrumentu	vsebuje napake
2	True Altitude	prava višina	korekcija glede na temperaturo zraka pri tleh; ostale napake ostanejo, zato varnostne višine za prelet ovir vsebujejo tolerance.
3	Transition Altitude	prehodna višina (pri vzpenjanju)	prehod s QNH na QNE nastavitev višinomerja; fiksna vrednost označena na kartah
4	Transition Level	prehodni nivo (pri spuščanju)	prehod s QNE na QNH nastavitev višinomerja; vrednost daje kontrola letanja; odvisna od trenutnega tlaka na področju letališča
5	Transition Layer	vmesni sloj	sloj med Transition Altitude (nižje) in Transition Level (višje)
6	Density Altitude	pravo stanje zraka	MSA višina z enako gostoto zraka kot je gostota na dejanski višini letala; vsebuje korekcijo zaradi odstopanja dejanska / MSA temperatura uporabno za preračun performans

A.1.3. Konstrukcija:

	ELEMENT	NAZIV	FUNKCIJA
1	detektor	odvzem statičnega tlaka (ang. static port)	odvzem zraka za potrebe merilnega elementa
2	merilni element	aneroid (elastična kapsula)	pretvarja spremembo tlaka v pomik
3	prenosni mehanizem	mehanski ali električni* (*servo višinomer)	prenos pomika aneroidea do kazalca na indikatorskem delu instrumenta
4	indikatorski del	skala in kazalec,-ci	prikaz pomika aneroidea, t.j. spremembe statičnega tlaka zraka v obliki odčitka višine

Opombe:

Add 3. mehanski - ležaji, zobniki, vzmeti, kompenzacijski elementi; prenos pomika
električni - potenciometer; pretvorba pomika v električni signal,
elektromotor; pretvorba električnega signala v pomik;

A.1.4. Napake:

	IZVOR NAPAKE	NAPAKA	REŠITEV
1	razlika dejanski tlak / MSA tlak	netočen odčitek	nastavitev referenčnega tlaka
2	razlika dejanska temp / MSA temp	netočen odčitek	temp. kompenzacija, korekcijske tabele
3	razlika karakteristik kazanja instrumenta / MSA	nepravilen odčitek	redna kalibracija; tabela napak
4	histereza; zaradi trenja v ležajih	zakasnitev v kazanju	vzdrževanje; mazanje ležajev
5	lažna histereza; zaradi praznih hodov med zobniki	zakasnitev v kazanju	konstrukcijska rešitev; vgradnja vibratorja
6	slaba postavitve odvzema statičnega tlaka	odčitek odvisen od položaja letala	konstrukcijska rešitev; korekcijske tabele
7	zamašenost odvzema statičnega tlaka	odčitek ostaja enak	gretje odvzema (led) redni pregled odvzema

ombe:

Add 6. diagrami napak v odvisnosti od hitrosti, vpadnega kota, krilne obremenitve, višine leta, temperature, geometrije letala (položaj pred/zakrilc, podvozja) - za natančne popravke odčitka.

A.1.5. Izboljšane razvojne oblike:**A.1.5.1. Servo (ali korigirani) višinomer:**

zmanjšanje mehanskih napak; prenos pomika aneroida rešen električno; npr. s potenciometrom;

Primerjava točnosti kazanja	VIŠINA	Barometrski višinomer	Servo višinomer
	0 ft	20 ft	20 ft
	35000 ft	200 ft	70 ft

A.1.5.2. Kodirni višinomer (ang. Encoding Altimeter):

servo višinomer, ki ima dodan kodirnik (npr. optični) - za binarno kodiranje signala višine

A.1.5.3. Povezava kodirnega višinomerja z ATC transponderjem:

omogoča izpis višine ob poziciji letala na ATC radarju

A.1.5.4. ATC transponder (ATC = Air Traffic Control):

avtomatski elektronski oddajnik / sprejemnik; komunikacija z ATC radarjem;

oddaja štirimestno (ATC) kodo letala in višino (v obliki tlaka iz kodirnega višinomerja)

A.2. Radio višinomer (ang. Radio Altimeter)

A.2.1. Pricip delovanja: meri čas od oddaje do sprejema od tal odbitega elektromagnetnega signala

A.2.2. Namen: zaradi velike točnosti kazanja (napaka do 100 ft: +/- 2 ft, nad 100 ft: 0,2%), se uporablja v fazi pristajanja (za potrebe Autopilota, Flight Directorja ipd.); za višine manjše od 5000 ft.

A.2.3. Vrste glede na modulacijo nosilnega vala: območje nosilnega vala: 4,2 - 4,4 GHz

	VRSTA MODULACIJE	VIŠINOMER MERI
1	Impulzna	čas signala na poti oddajnik - tla - sprejemnik; $h = c \cdot t / 2$
2	frekvenčna	razliko frekvenc oddanega in sprejetega signala

B. VARIOMETER (ang. VERTICAL SPEED INDICATOR (VSI) or RATE OF CLIMB INDICATOR)

Funkcija: meri vertikalno (komponento) hitrosti.

Vrste variometrov:

pnevmatski: izvedba s kapilaro (z ali brez izravnalne posode, trenutni), izvedba s krilcem;
električni: variometer s PTK ali NTK pretočno sondo, variometer s piezoelektrično sondo

B.3.1. Variometer z izravnalno posodo

B.3.1.1. Pricip delovanja: meri spremembo statičnega tlaka po času
skala (logaritemska, linearna) kaže vertikalno hitrost namesto spremembe tlaka.

B.3.1.2. Uporaba: odčitek vertikalne hitrosti; fpm, (m/s)

B.3.1.3. Konstrukcija:

	ELEMENT	NAZIV	FUNKCIJA
1	detektor	odvzem statičnega tlaka (ang. static port)	odvzem zraka za potrebe merilnega elementa
2	merilni element	aneroid (elastična kapsula)	pretvarja spremembo tlaka v pomik
2A	specifičen element variometra	kapilara (aneroid-ohišje)	uravnava izenačevanje tlakov ob spremembi višine; ključni element variometra - pogojuje hitrost odziva instrumenta
2B	specifičen element variometra s krilcem ali izravnalno posodo	izravnalna posoda	povečanje prostornine aneroida s priključitvijo dodatne prostornine; tlak zraka v aneroиду in izravnalni posodi je enak
3	prenosni mehanizem	mehanski (ležaji, zobniki, vzmeti)	prenos pomika aneroida do kazalca na indikatorskem delu instrumenta
4	indikatorski del	skala in kazalec	prikaz pomika aneroida, t.j. spremembe statičnega tlaka zraka v obliki odčitka vertikalne hitrosti

B.3.1.4. Napake:

	IZVOR NAPAKE	NAPAKA	REŠITEV
1	metoda merjenja z uporabo kapilare	zakasnitev kazanja (tudi do 9 sek)	konstrukcijska; glej trenutni variometer
2	zamašenost odvzema statičnega tlaka	odčitek enak 0	gretje odvzema (led) redni pregled odvzema

B.3.1.5. Izboljšane razvojne oblike:

B.3.1.5.1. Trenutni variometer (IVSI - Instantaneous Vertical Speed Rate of Climb Indicator):
zmanjšanje mehanskih napak; prenos pomika aneroida rešen električno; npr. s potenciometrom;

	ELEMENT	NAZIV	FUNKCIJA
2C	specifičen element trenutnega variometra	kapilara A (vhod-ohišje)	uravnava izenačevanje tlakov med vhodom instrumenta in ohišjem ob spremembi višine;
2D	specifičen element trenutnega variometra	kapilara B (vhod-aneroid)	uravnava izenačevanje tlakov med vhodom instrumenta in aneroïdom ob spremembi višine;
2E	specifičen element trenutnega variometra	cilinder (z vzmetenim batom)	bat (z relativno veliko maso) zaradi vztrajnosti ob prehodu v spuščanje ali dviganje ustvari dodaten podtlak

Add 2C in 2D:

Zakasnitev kazanja je odvisna od razlike časovnih konstant kapilare A (pogojena z volumnom ohišja) in kapilare B (pogojena s prostornino aneroïda).

Add 2E.

Cilinder omogoča trenutno reakcijo indikatorskega dela na spremembo režima leta v dviganje ali spuščanje.

B.3.2. Variometer z izravnalno posodo

B.3.2.1. Pricip delovanja: meri velikost pretoka zraka na relaciji vhod - izravnalna posoda ob spremembi statičnega tlaka na vhodu; hiter odziv instrumenta (jadralno letenje).

B.3.2.2. Konstrukcija:

	ELEMENT	NAZIV	FUNKCIJA
2	merilni element	sklop krilce - vzmet	pretvarja pretok zraka v pomik kazalca
2A	specifičen element variometra s krilcem ali izravnalno posodo	izravnalna posoda	zaloga zraka pod tlakom pred spremembo

B.3.2.3. Posebne izvedbe:

B.3.2.3.1. Variometer totalne energije:

Princip delovanja: na osnovi zakonitosti $p_{st} + p_{din} = const$ ne upošteva spremembe statičnega tlaka, ki nastane kot posledica spremembe kinetične energije v potencialno ali obratno.

	ELEMENT	NAZIV	FUNKCIJA
1A	detektor specifičen za variometer totalne energije	kompensator; npr. komp. cevka	odvzem kompenziranega tlaka ($p_k = p_{st} - p_{din}$) za potrebe merilnega elementa;

Opomba:

Sprememba statičnega tlaka zaradi spremembe energije se kompenzira s spremembo dinamičnega tlaka.

B.4. Električni variometri

B.4.1. Pricip delovanja: meri spremembo statičnega tlaka po času ali pretok iz oz. v izravnalno posodo.

B.4.2. Konstrukcija:

	ELEMENT	NAZIV	FUNKCIJA
1	detektor	odvzem statičnega tlaka	odvzem zraka za potrebe merilnega elementa
2	merilni element	sonda	pretvarja spremembo tlaka (ali pretok zraka) v električni signal
2A	specifičen element variometra s sondo, ki meri pretok zraka	izravnalna posoda	zaloga zraka pod tlakom pred spremembo
3	prenosni mehanizem	električni	prenos električnega signala do kazalca na indikatorskem delu instrumenta
4	indikatorski del	skala in kazalec	prikaz spremembe tlaka odvzemnega zraka v obliki odčitka vertikalne hitrosti

Opomba:

Add 1: na odvzem statičnega tlaka so priključeni variometri z elektronsko kompenzacijo; elektronsko nekompenzirani so priključeni na ustrezen pnevmatski kompenzator.

B.4.3. Prednosti električnih variometrov pred pnevmatskimi:

so posledice prednosti obdelave in uporabe električnega signala; zvočna signalizacija,

razne nadgrajene funkcije: npr. neto variometra, izračuna srednje vrednosti dviganja (integrator), izračuna optimalne hitrosti preleta, računalna doleta.

C. BRZINOMER (ang. AIRSPEED INDICATOR)

Funkcija: meri hitrost letala glede na okoliški zrak.

1. Teoretične osnove:**1.1. Zakon o ohranitvi mase****1.2. Zakon o ohranitvi energije; Bernoullijeva enačba****1.3. Enačba hitrosti letala****C.5. Klasični brzinomer**

C.5.1. Pricip delovanja: meri dinamični tlak; t.j. razliko totalnega in statičnega tlaka skala kaže hitrost namesto razlike tlaka.

C.5.2. Uporaba: odčitek hitosti; kts, (mph, m/s, km/h)

C.5.3. Konstrukcija:

	ELEMENT	NAZIV	FUNKCIJA
1	detektor	Pitot-Prandtlava cev	odvzem statičnega in totalnega tlaka za potrebe merilnega elementa
2	merilni element	aneroid (elastična kapsula)	pretvarja razliko med totalnim in statičnim tlakom v pomik
2A	kompensacijski element	aneroid za kompenzacijo stisljivosti zraka	pretvarja spremembe statičnega tlaka v pomik (pri EAS ind., Machmetru in TAS indikatorju)
2B	kompensacijski element	aneroid za kompenzacijo spremembe gostote zraka	pretvarja spremembe temperature zraka v pomik (pri TAS indikatorju)
3	prenosni mehanizem	mehanski (ležaji, zobniki, vzmeti)	prenos pomika aneroida do kazalca na indikatorskem delu instrumenta
4	indikatorski del	skala in kazalec	prikaz pomika aneroida v obliki odčitka hitrosti

Opomba:

Add 1: pitot cev in odvzem statičnega tlaka sta lahko samostojna elementa.

C.5.4. Napake:

	IZVOR NAPAKE	NAPAKA	REŠITEV
1	mehanske napake v instrumentu	sistemska napaka	kompensacija napak za posamezen instrument (dobimo IAS)
2	neustrezna postavitev (mesto, kot) pitot cevi in odjemnikov statičnega tlaka	sistemska napaka	kompensacija napak za posamezno letalo (dobimo CAS)
3	vpliv stisljivosti zraka na gostoto (zanemarljiv za $v < 100$ m/s pri $h < 3000$ m)	metodska napaka	korekcijske tabele ali diagrami; drugačna metoda merjenja, npr. Machmeter (dobimo EAS)
4	vpliv temperature zraka na gostoto	metodska napaka	korekcijske tabele ali diagrami (dobimo TAS)
5	zamašenost odvzema dinamičnega tlaka	odčitek premajhen ali enak 0	gretje odvzema (led) redni pregled odvzema
6	zamašenost odvzema statičnega tlaka	prevelik odčitek (nevarnost STALL)	gretje odvzema (led) redni pregled odvzema

C.5.5. Vrste odčitkov hitrosti:

	OZNAKA	NAZIV	UPOŠTEVA
1	IAS*	Indicated AirSpeed	napake instrumenta umerjenega po MSA
2	CAS*	Calibrated AirSpeed	+ sistemake napake zaradi lokacije odjemnikov totalnega in statičnega tlaka
3	EAS	Equivalent AirSpeed	+ methodske napake zaradi stisljivosti zraka
4	TAS	True AirSpeed	+ methodske napake zaradi spremembe gostote zraka
5	GS	Ground Speed	od TAS se razlikuje za komponento vetra

Opomba: IAS je pomembna pri aerodinamiki, TAS pri navigaciji.

C.5.6. Oznake hitrosti:

	OZNAKA	NAZIV	OPIS
1	V_{SO}	Stall speed - for cnfiguration no engine, flaps/slats extended	hitrost prevlečenja pri nedelujočem motorju in izvlečenih zakrilcih/predkrilcih
2	V_{S1}	Stall speed - for cnfiguration no engine, flaps/slats retracted	hitrost prevlečenja pri nedelujočem motorju in neizvlečenih zakrilcih/predkrilcih
3	V_{FE}	Flap Extended	maksimalna hitrost z izvlečenimi zakrilci
4	V_{NO}	Normal Operating	normalna operativna hitrost
	V_{MNO}	Normal Operating (Mach)	normalna operativna hitrost izražena v Machih
5	V_{NE}	Never Exceed	največja dovoljena hitrost letala
	V_{MNE}	Never Exceed (Mach)	največja dovoljena hitrost letala izražena v Machih

Opomba: Namesto V_{NO} in V_{MNO} se uporabljajo tudi oznake V_{MO} in M_{MO} .

C.5.7. Oznake območij na skali instrumenta:

	BARVA	SPLOŠEN POMEN	POMEN NA BRZINOMERJU
1	ZELENA	normalno območje uporabe	območje od V_{FE} do V_{NO}
2	RUMENA	opozorilno območje	območje od V_{NO} do V_{NE} (samo v mirni atmosferi)
3	RDEČA	maksimalne in minimalne vrednosti	V_{NE}
4	BELA	območje dovoljeno pri določeni konfiguraciji letala	npr. območje letenja z izvlečenimi zakrilci
5	MODRA	pomembne vrednosti	npr. najboljša hitrost letenja z enim motorjem (pri dvomotornem letalu)

C.6. Machmeter**C.6.1. Kombinirani instrument: klasični brzinomer - Machmeter**

D. PITOSTATIČNI SISTEM

V pitostatični sistem so vezani: brzinomer, variometer in višinomer.

D.1. Zgradba pitostatičnega sistema:

	ELEMENT	FUNKCIJA	OPOMBA
1	Pitostatična cev	odvzem statičnega in totalnega tlaka	na večjih letalih sta odvzema ločena (1A, 1B)
1A	Pitot cev	odvzem totalnega tlaka	(ang. pitot probe)
1B	odvzem statičnega tlaka	odvzem statičnega tlaka	(ang. static port)
2	statični vod	napaja vse porabnike	
3	totalni vod	napaja brzinomer	
4	porabniki	brzinomer, višinomer, variometer	
5	filtri, drenaže	prestrezanje vlage in prahu	
6	grelni elementi	preprečevanje zaleditve detektorjev	električni
7	rezervni izvor statičnega tlaka	v primeru zaleditve odvzema statičnega tlaka (ponavadi iz kabine letala)	na manjših letalih, ki nimajo gretih detektorjev

D.2. Postavitev detektorjev:

D.2.1. Pitot cevi: nos letala, krilo, vertikalni stabilizator.

D.2.2. Odvzem statičnega tlaka: na bokih (prednjega dela) letala

D.3. Redundanca pitostatičnega sistema na večjih letalih: trije sistemi CPT, F/O, STD BY.

E. "AIR DATA" SISTEM

Na večjih letalih potrebujejo podatke o p_s , p_t in T (=AIR DATA) poleg osnovnih instrumentov še drugi sistemi; npr. avtopilot, sistem za uravnavanje tlaka v kabini, motorji ipd. Zato se na večjih letalih pojavi AIR DATA sistem, ki je v osnovi pitostatični sistem, ki sta mu dodana še AOA in TAT senzor. Srce AIR DATA sistema predstavlja AIR DATA računalnik (Air Data Computer), ki je lahko analogen ali digitalen. Merilni elementi za posamezne fizikalne veličine so sestavni del Air Data Computerja.

E.7. AOA (ang. Angle of Attack) senzor - dajalnik vpadnega kota:

E.7.1. Pricip delovanja: krilce se postavi v smeri tokovnic in s svojo lego določi vpadni kot.

E.7.2. Uporaba: podatek o vpadnem kotu uporablja računalnik za izračun optimalne hitrosti letala (speed command) in opozorilo pred prevlečenjem (STALL warning).

E.7.3. Konstrukcija:

	ELEMENT	NAZIV	FUNKCIJA
1	detektor	krilce	krilce se postavi v smeri tokovnic
2	merilni element	potenciometer	pretvarja kot krilca v električni signal
3	prenosni mehanizem	električni	prenos električnega analognega signala v računalnik
4	indikatorski del	NI	NI

Opomba: Add 1: tudi krilce je električno greto.

E.8. TAT (ang. Total Air Temperature) senzor - dajalnik temperature zraka:**E.8.1. Vrste temperature:**

	OZNAKA	NAZIV	UPOŠTEVA
1	OAT	Outside Air Temperature	temperatura zunanega mirujočega zraka; uporablja se tudi oznaka SAT (Static Air Temperature)
2	TAT	Total Air Temperature	temperatura izmerjena na letalu; uporablja se tudi oznaka RAT (Ram Air Temperature)

Opomba: OAT in TAT se razlikujeta za RR (Ram Rise - prirastek temperature zaradi zastoja zraka).

E.8.2. Pricip delovanja: merilo TAT je sprememba upornosti temperaturnega senzorja.
OAT dobimo s korekcijo TAT s podatkom iz Machmetra.

E.8.3. Uporaba:

Analogni podatek o temperaturi zraka upošteva računalnik za temperaturne korekcije instrumentov (npr. višinomerja, brzinomerja), nastavitve delovnih parametrov motorjev, ugotavljanje možnosti zaleditve površin letala ipd. Na manjših letalih lahko na omenjene korekcije izvršimo ročno na podlagi korekcijskih tabel.

E.8.4. Konstrukcija:

	ELEMENT	NAZIV	FUNKCIJA
1	detektor	termistor	v odvisnosti od temperature se spreminja električna upornost senzorja
2	merilni element	mostiček	zaznava spremembo napetosti kot posledico spremembe upornosti termistorja
3	prenosni mehanizem	električni	prenos električnega analognega signala v računalnik
4	indikatorski del	TAS/OAT indikator	

Opomba:

Add 1: tudi TAT senzor je električno gret.

E.9. AIR DATA RAČUNALNIK:

E.9.1. Funkcija:

V AIR DATA COMPUTER (analogni ali digitalni) prihajajo podatki iz vseh pripadajočih detektorjev. Merilni elementi, ki pretvorijo fizikalno veličino v električni signal so sestavni del računalnika. Računalnik zagotavlja porabnikom analogne ali digitalne informacije o p_s , p_t in T zraka. Prednost take zasnove sistema je manj detektorjev in manj pnevmatske napeljave.

E.9.2. Analogni AIR DATA COMPUTER

Sestavljen iz 4 modulov: višine, IAS hitrosti, TAS hitrosti in Mach modula.

Ima 2 pnevmatska vhoda (p_s , p_t) in enega električnega (TAT).

Višinski in IAS modula vsebujeta elektromehanske pretvornike pnevmatskih veličin v električne, servomotorje, potenciometre in sinhro oddajnike.

I in TAS modul dobita vse podatke v obliki električnih signalov iz ostalih modulov oz. TAT senzorja.

Vsi izhodi so analogni.

E.9.3. Digitalni AIR DATA COMPUTER

Ne vsebuje servomotorjev, sinhro oddajnikov in potenciometrov.

Ima 2 pnevmatska vhoda (p_s , p_t) in enega električnega (T).

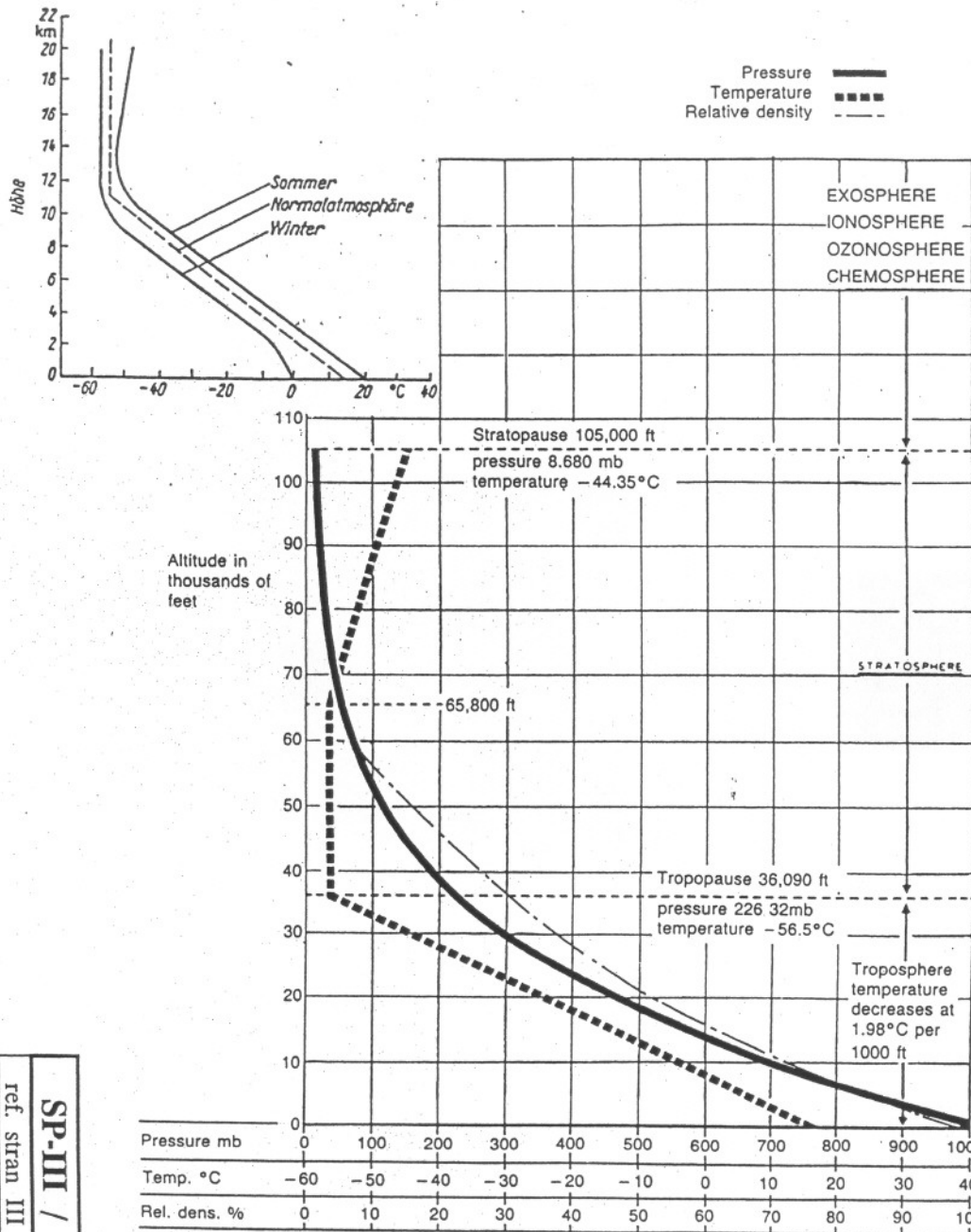
Vse analogne vhode iz senzorjev za p_s , p_t in TAT takoj pretvori v A/D pretvornikih v digitalno obliko. S temi signali operira digitalni mikroprocesor.

Izhodi so digitalni - za porabnike, ki potrebujejo analogni signal, pa se digitalni signal preko D/A pretvornika pretvori v analogni izhod.

Možnost podvojitve digitalnega izhoda z analognim za isti parameter.

E.9.4. AIR DATA SYSTEM

Sistem je sestavljen iz AIR DATA računalnika in pripadajočih senzorjev, povezav od senzorjev do računalnika in povezav računalnika s porabniki informacij, ki jih računalnik generira na podlagi vhodnih podatkov o p_s , p_t in TAT.



INTERNATIONAL STANDARD ATMOSPHERE (ISA)

ALTITUDE (Feet)	TEMP. (°C)	PRESSURE			PRESSURE RATIO $\delta = P / P_0$	DENSITY $\sigma = \rho / \rho_0$	SPEED of SOUND (a) kt	ALTITUDE (meters)
		HPa	P.S.I.	In Hg.				
40,000	-56.5	188	2.72	5.54	0.1851	0.2462	573	12,192
39,000	-56.5	197	2.85	5.81	0.1942	0.2583	573	11,887
38,000	-56.5	206	2.99	6.10	0.2038	0.2710	573	11,582
37,000	-56.5	217	3.14	6.40	0.2138	0.2844	573	11,278
36,000	-56.3	227	3.30	6.71	0.2243	0.2981	573	10,973
35,000	-54.3	238	3.46	7.04	0.2353	0.3099	576	10,668
34,000	-52.4	250	3.63	7.38	0.2467	0.3220	579	10,363
33,000	-50.4	262	3.80	7.74	0.2586	0.3345	581	10,058
32,000	-48.4	274	3.98	8.11	0.2709	0.3473	584	9,754
31,000	-46.4	287	4.17	8.49	0.2837	0.3605	586	9,449
30,000	-44.4	301	4.36	8.89	0.2970	0.3741	589	9,144
29,000	-42.5	315	4.57	9.30	0.3107	0.3881	591	8,839
28,000	-40.5	329	4.78	9.73	0.3250	0.4025	594	8,534
27,000	-38.5	344	4.99	10.17	0.3398	0.4173	597	8,230
26,000	-36.5	360	5.22	10.63	0.3552	0.4325	599	7,925
25,000	-34.5	376	5.45	11.10	0.3711	0.4481	602	7,620
24,000	-32.5	393	5.70	11.60	0.3876	0.4642	604	7,315
23,000	-30.6	410	5.95	12.11	0.4046	0.4806	607	7,010
22,000	-28.6	428	6.21	12.64	0.4223	0.4976	609	6,706
21,000	-26.6	446	6.47	13.18	0.4406	0.5150	611	6,401
20,000	-24.6	466	6.75	13.75	0.4595	0.5328	614	6,096
19,000	-22.6	485	7.04	14.34	0.4791	0.5511	616	5,791
18,000	-20.7	506	7.34	14.94	0.4994	0.5699	619	5,486
17,000	-18.7	527	7.65	15.57	0.5203	0.5892	621	5,182
16,000	-16.7	549	7.97	16.22	0.5420	0.6090	624	4,877
15,000	-14.7	572	8.29	16.89	0.5643	0.6292	626	4,572
14,000	-12.7	595	8.63	17.58	0.5875	0.6500	628	4,267
13,000	-10.8	619	8.99	18.29	0.6113	0.6713	631	3,962
12,000	-8.8	644	9.35	19.03	0.6360	0.6932	633	3,658
11,000	-6.8	670	9.72	19.79	0.6614	0.7156	636	3,353
10,000	-4.8	697	10.10	20.58	0.6877	0.7385	638	3,048
9,000	-2.8	724	10.51	21.39	0.7148	0.7620	640	2,743
8,000	-0.8	753	10.92	22.22	0.7428	0.7860	643	2,438
7,000	+1.1	782	11.34	23.09	0.7716	0.8106	645	2,134
6,000	+3.1	812	11.78	23.98	0.8014	0.8359	647	1,829
5,000	+5.1	843	12.23	24.90	0.8320	0.8617	650	1,524
4,000	+7.1	875	12.69	25.84	0.8637	0.8881	652	1,219
3,000	+9.1	908	13.17	26.82	0.8962	0.9151	654	914
2,000	+11.0	942	13.67	27.82	0.9298	0.9428	656	610
1,000	+13.0	977	14.17	28.86	0.9644	0.9711	659	305
0	+15.0	1013	14.70	29.92	1.0000	1.0000	661	0
-1,000	+17.0	1050	15.23	31.02	1.0366	1.0295	664	-305

SP-III / 1
 ref. stran III / 1
 MSA

PA-38-112

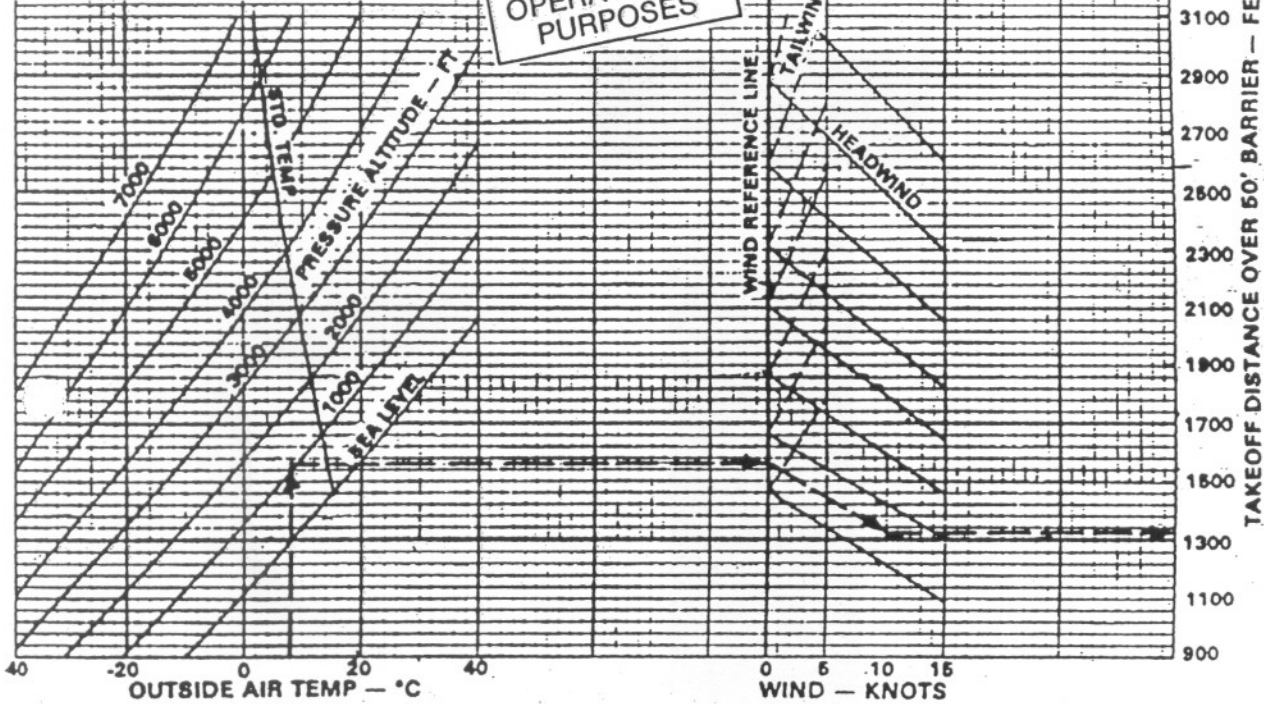
TAKEOFF PERFORMANCE OVER 50' BARRIER

ZERO DEGREES WING FLAPS
LIFT OFF SPEED 63 KIAS
BARRIER SPEED 62 KIAS
FULL POWER BEFORE BRAKE RELEASE
PAVED LEVEL DRY RUNWAY
1670 LBS

Example:

OAT: +8°C
Pressure altitude: 1100 ft.
Wind component: 10 kt. headwind
Takeoff distance: 1320 ft.

NOT FOR OPERATIONAL PURPOSES



PA-38-112

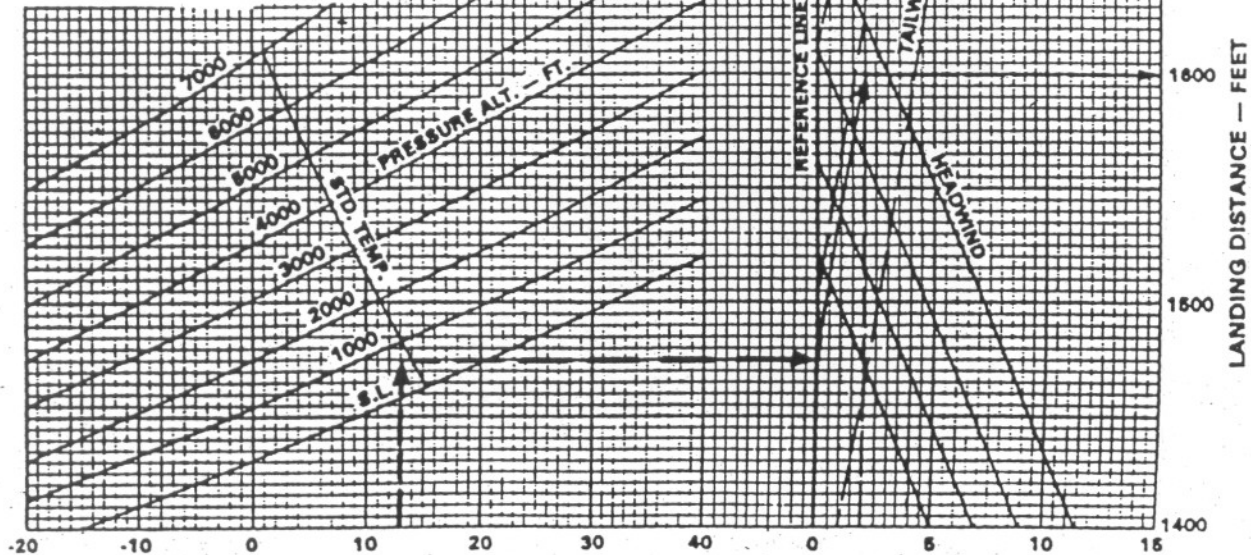
LANDING DISTANCE OVER 50 FT. BARRIER

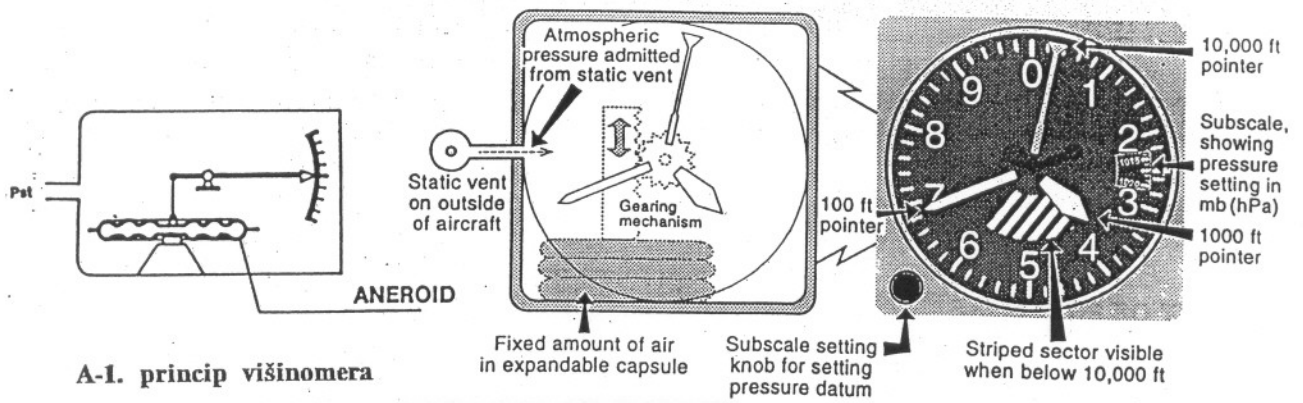
OUTBOARD FLOW STRIPS INSTALLED
WING FLAPS — SECOND NOTCH
POWER OFF APPROACH AT 62 KIAS
FULL STALL TOUCHDOWN
MAXIMUM BRAKING
PAVED LEVEL DRY RUNWAY
1670 LBS.

Example:

OAT: +13°C
Pressure altitude: 800 ft.
Wind component: 2 kt. tailwind
Landing distance: 1600 ft.

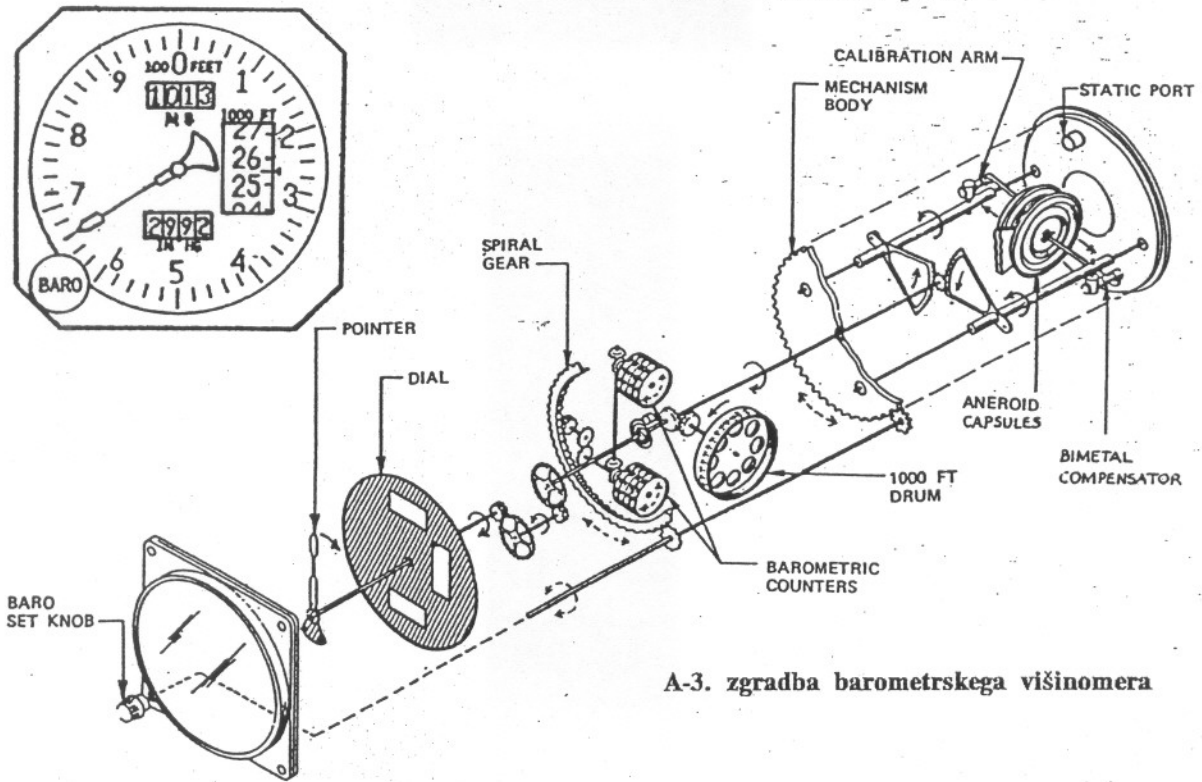
NOT FOR OPERATIONAL PURPOSES





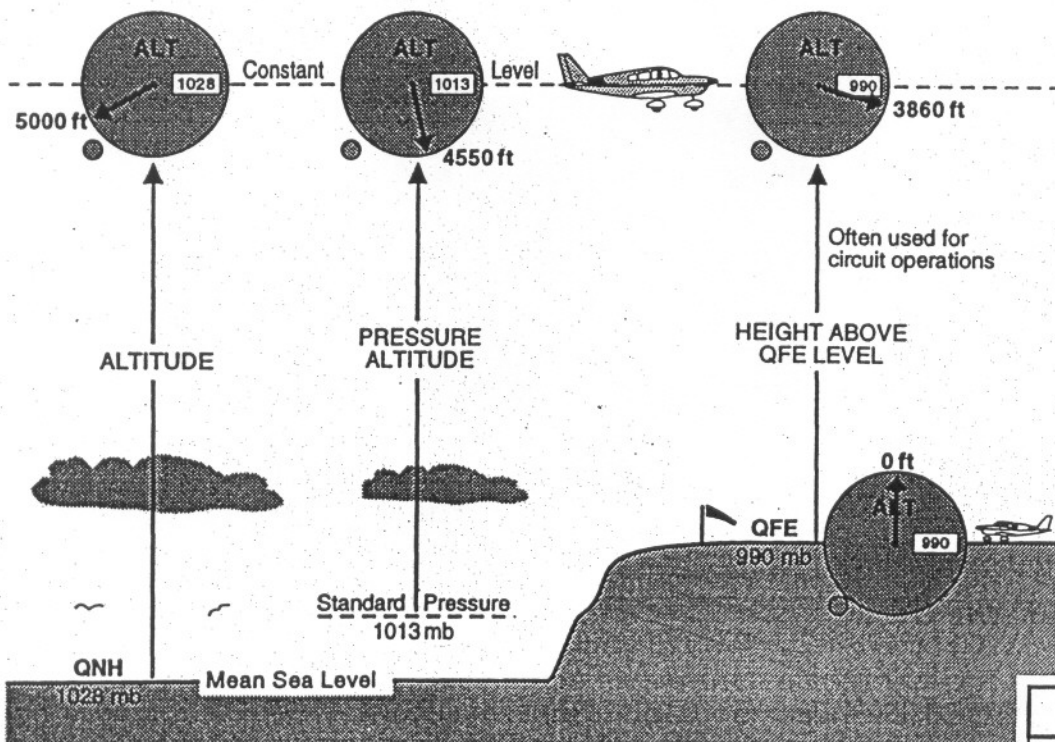
A-1. princip višinomera

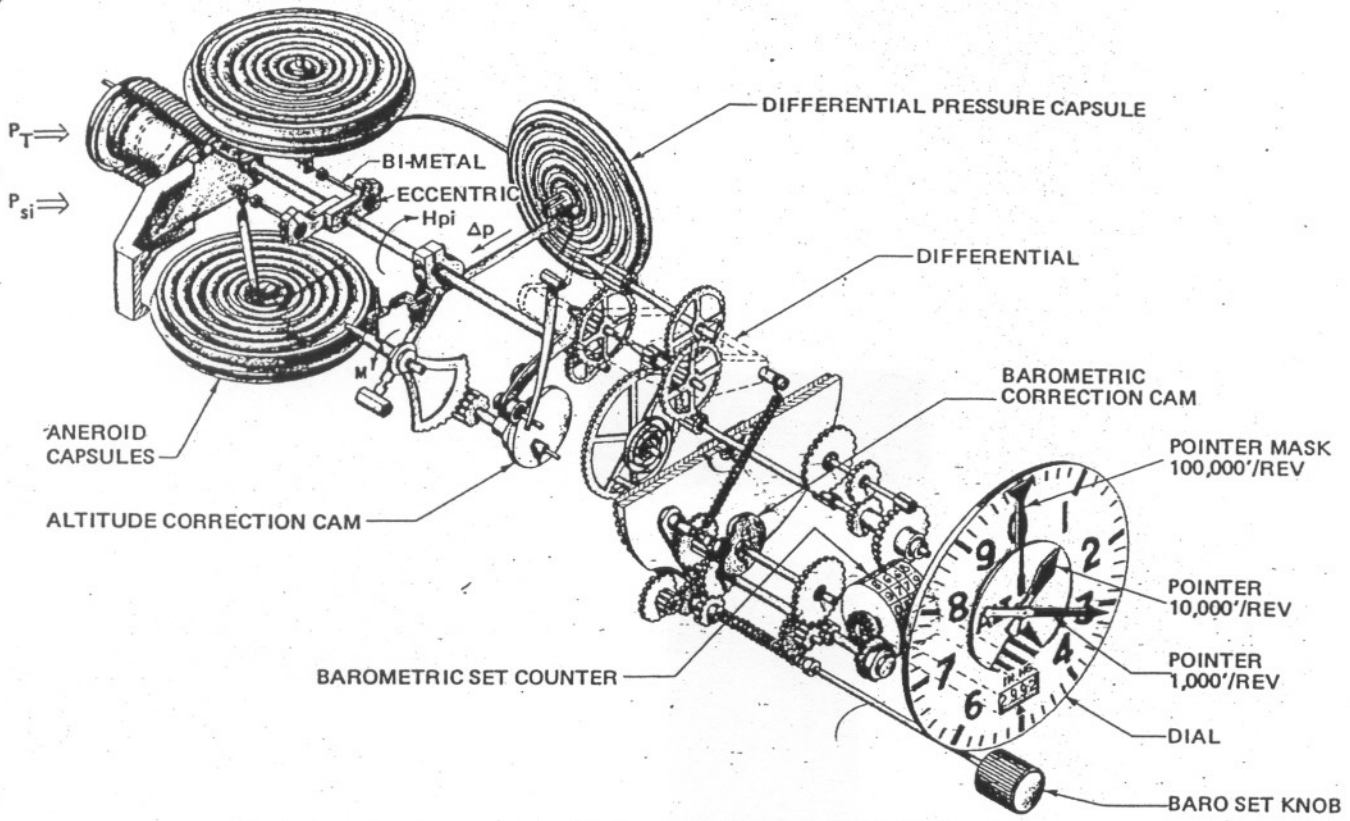
A-2. višinomer - shematski prikaz



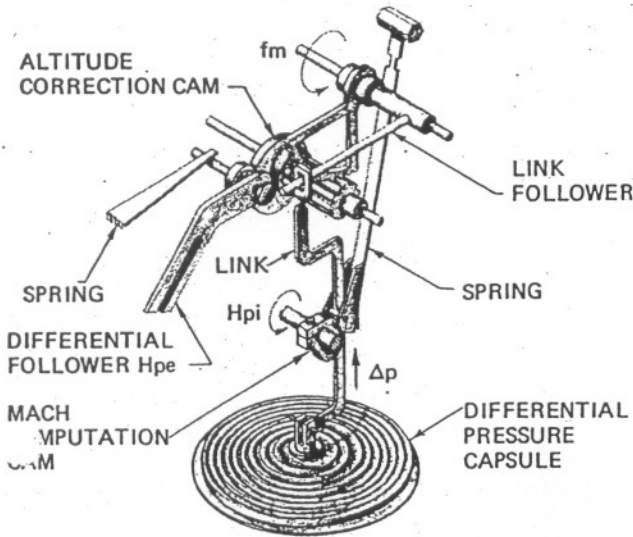
A-3. zgradba barometriškega višinomera

A-4. QFE/QNH/QNE nastavitve

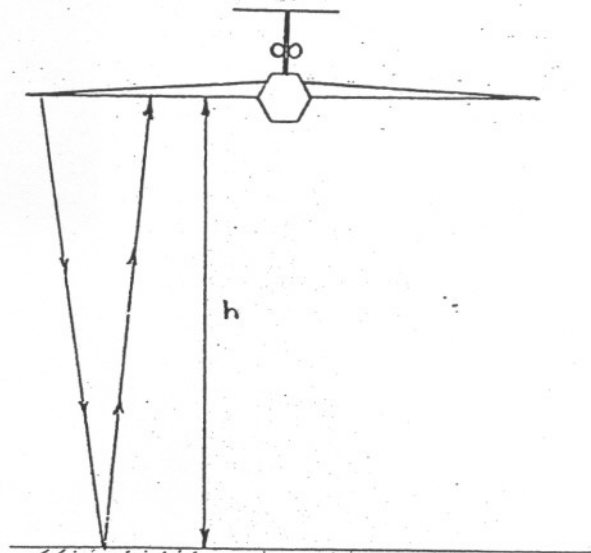




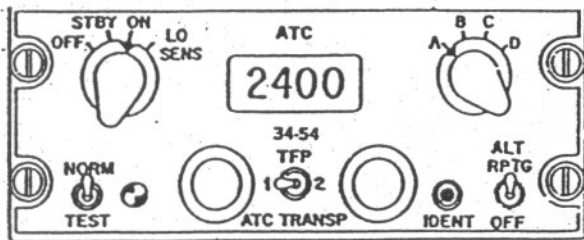
A-5. & A-6. mehanizem mehansko kompenziranega višinomera



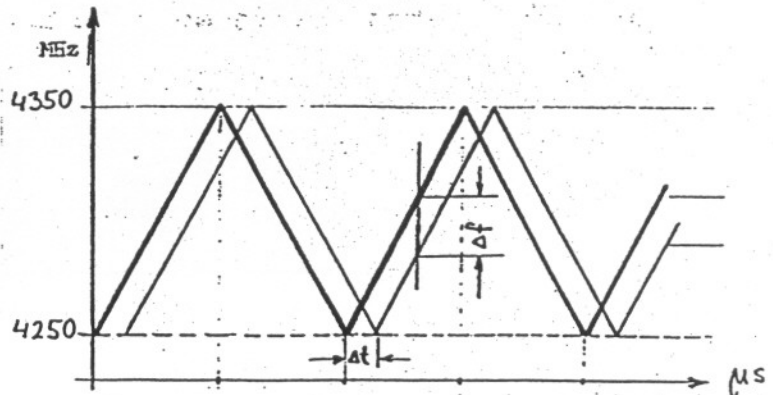
Operation of differential pressure capsule and altitude-correction cam



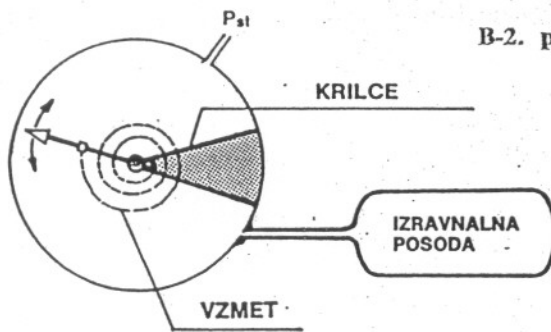
A-7. osnovni princip radio višinomera



A-9. ATC transponder

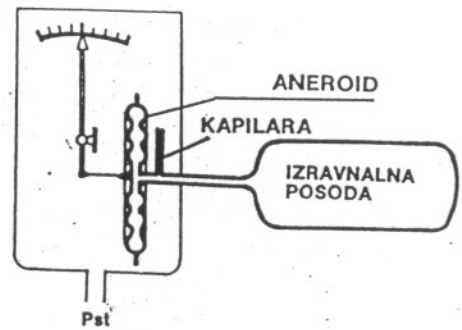


A-8. princip frekvenčnega radio višinomera

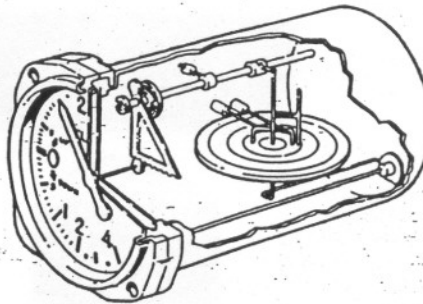


B-1. pricip variometra s krilcem

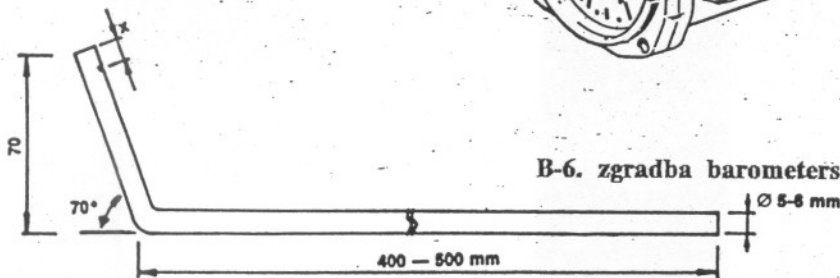
B-2. princip variometra s kapilaro



B-3. preprost barometerski variometer

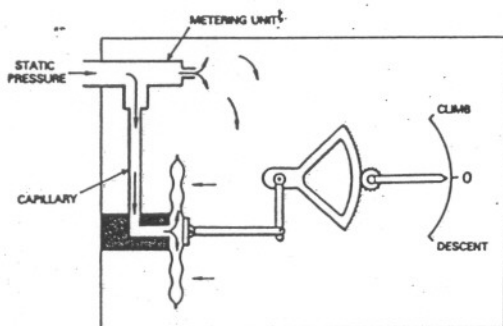


B-4. kompenzator

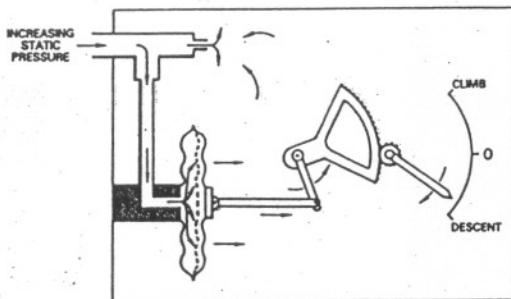


B-6. zgradba barometerskega variometra

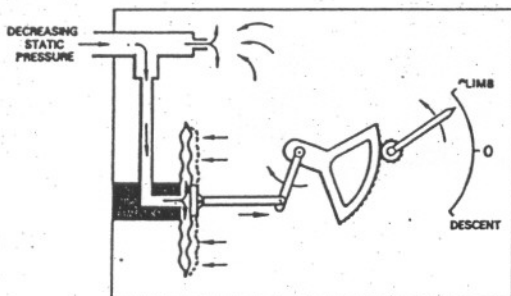
B-5. indikator



Level flight

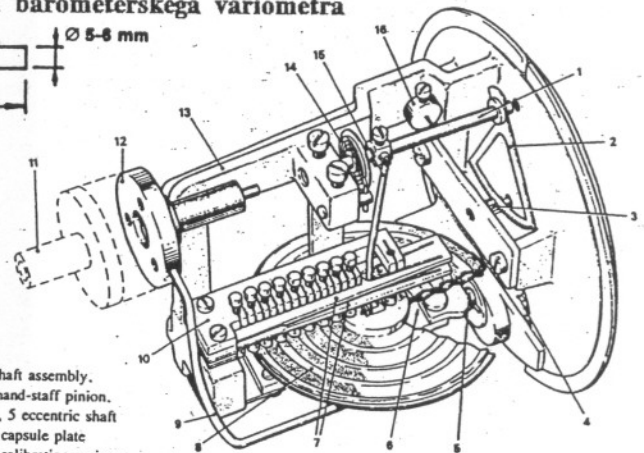


Descent

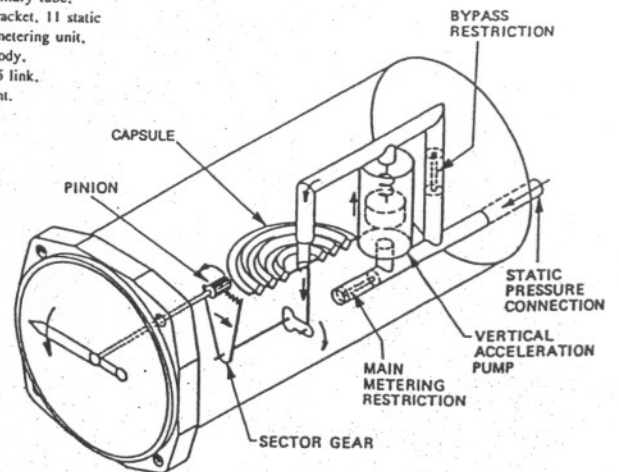


Climb

B-7. princip barometerskega variometra - prikaz

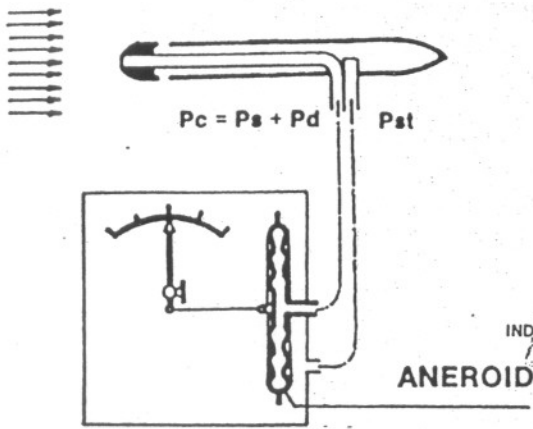


- 1 Rocking shaft assembly.
- 2 sector, 3 hand-staff pinion.
- 4 gearwheel, 5 eccentric shaft assembly, 6 capsule plate assembly, 7 calibration springs, 8 capsule, 9 capillary tube, 10 calibration bracket, 11 static connection, 12 metering unit, 13 mechanism body, 14 hairspring, 15 link, 16 balance weight.

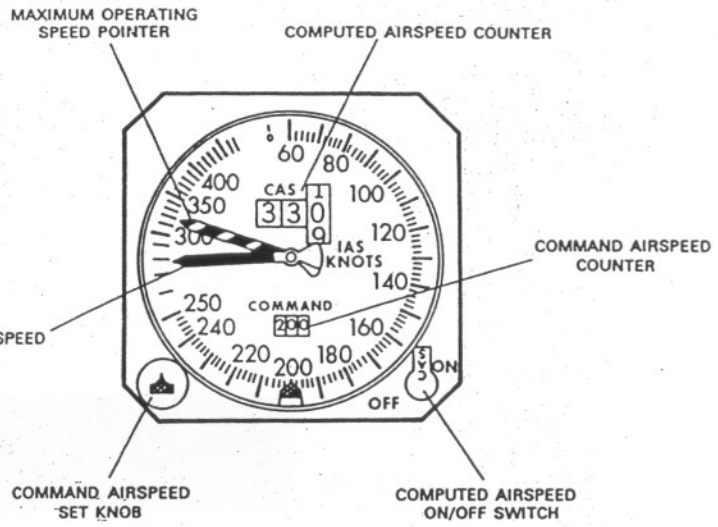


B-8. trenutni variometer

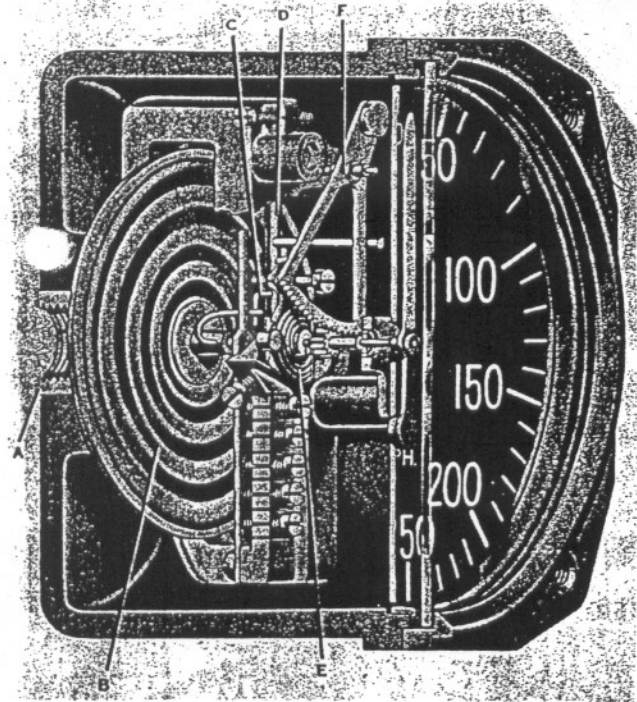
SP-III / 5
ref. III / B.
VARIOMETER



C-1. princip brzinomera

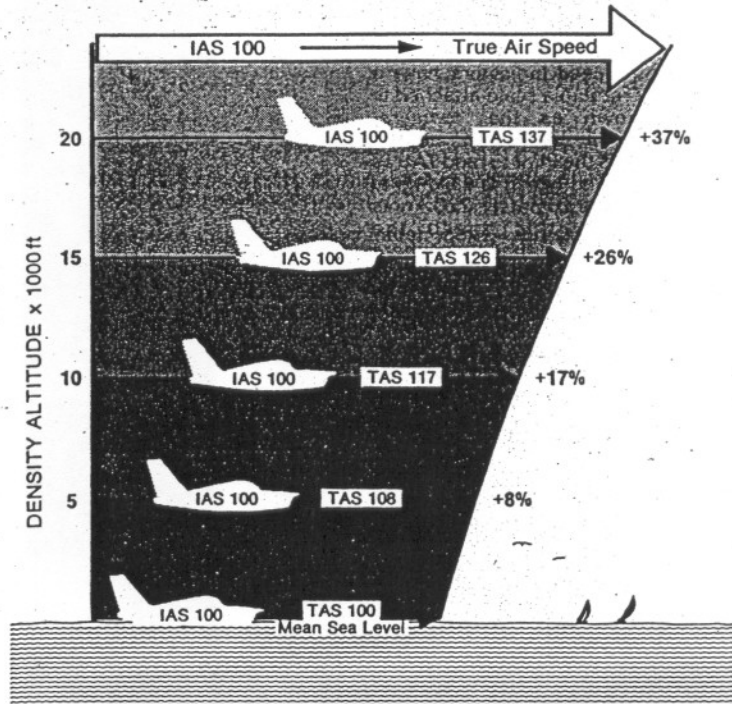


C-2. IAS/CAS indikator

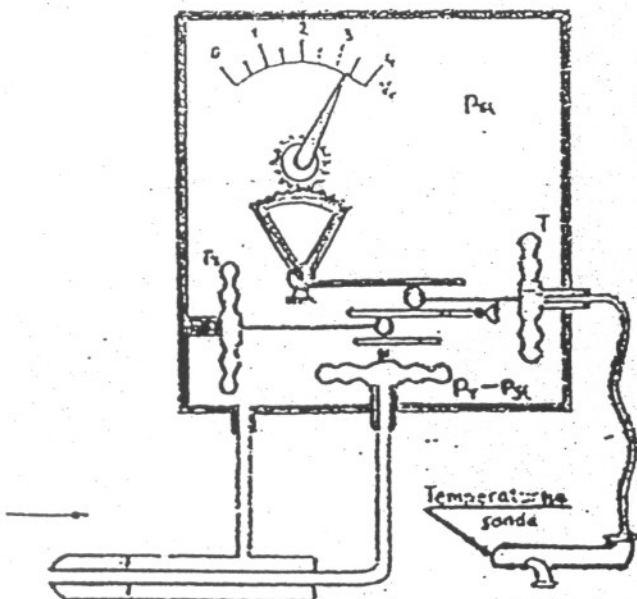


- a. Pitot pressure connection
- b. Diaphragm
- c. Rocking-shaft arm
- d. Rocking shaft
- e. Hairspring
- f. Sector gear

C-3. zgradba klasičnega brzinomera



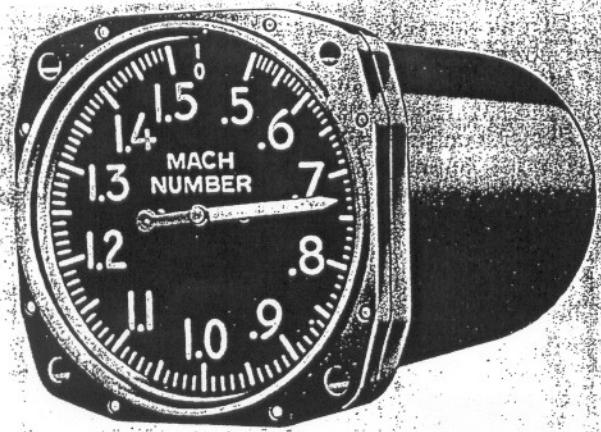
C-4. odstopanje IAS/TAS z višino



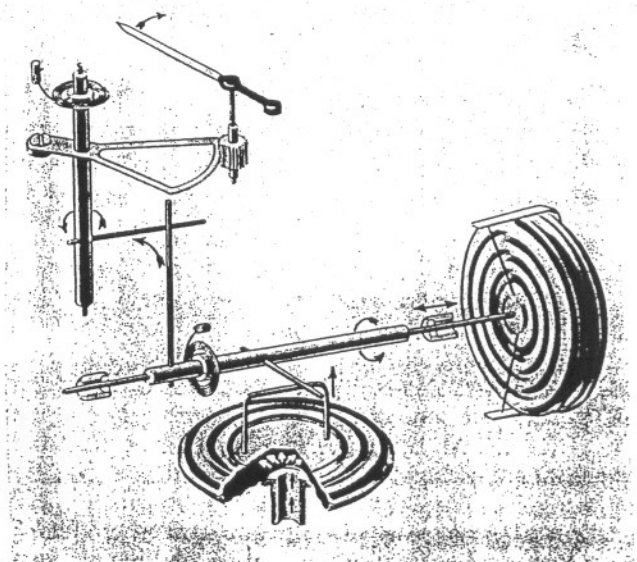
C-5. princip TAS brzinomera



C-6. TAS indikator



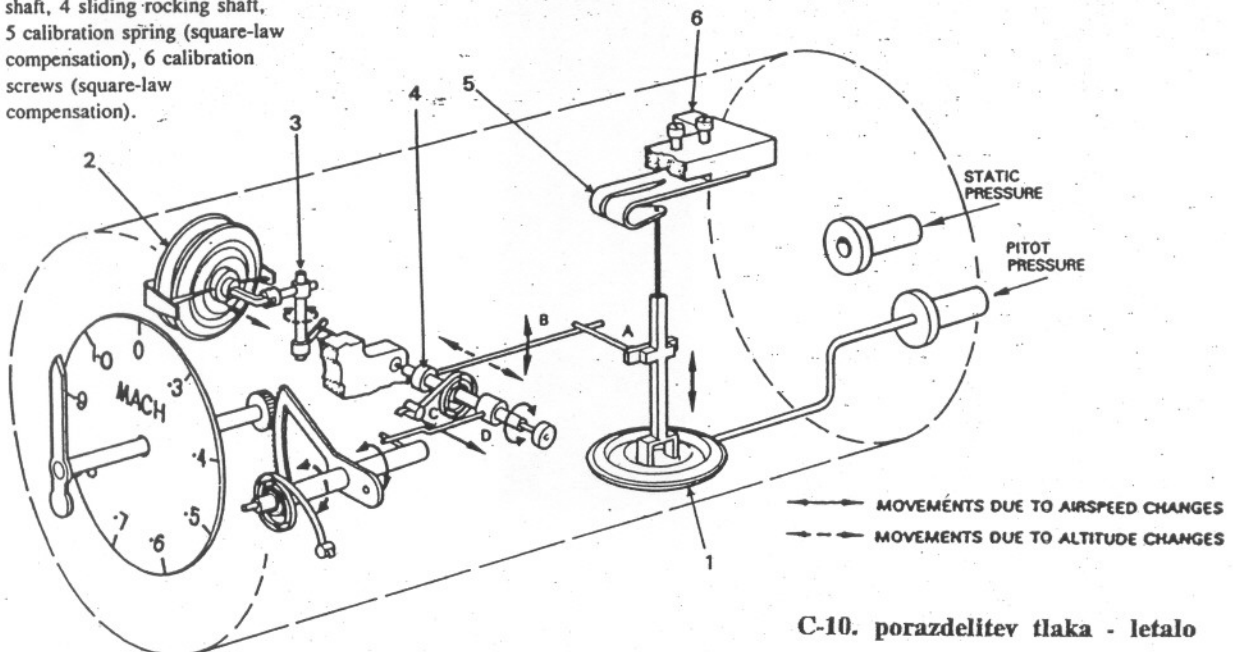
C-7. Machmeter - izgled



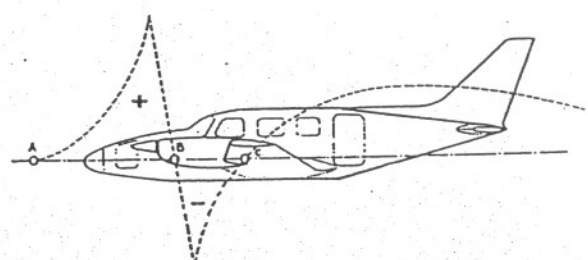
C-8. Machmeter - osnovni elementi

1 Airspeed capsule, 2 altitude capsule, 3 altitude rocking shaft, 4 sliding rocking shaft, 5 calibration spring (square-law compensation), 6 calibration screws (square-law compensation).

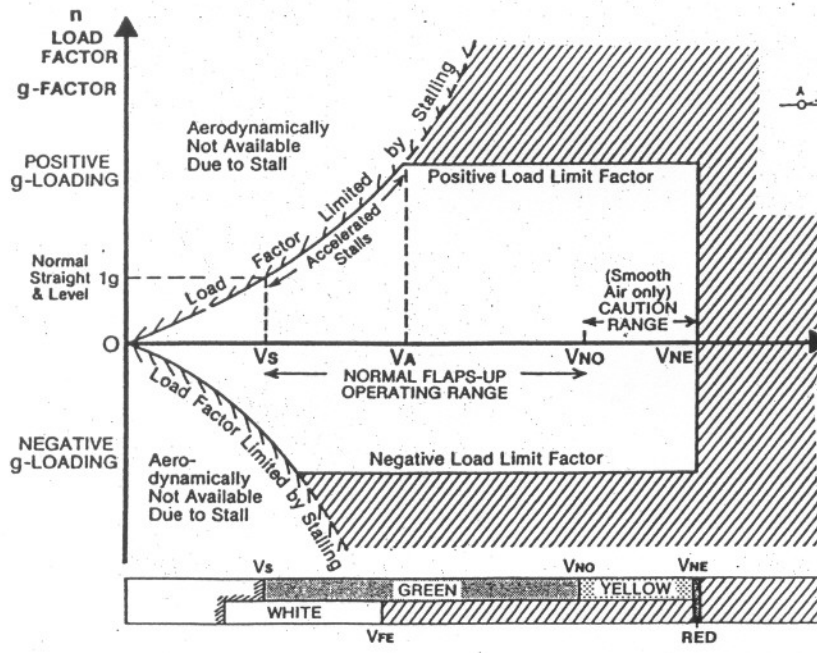
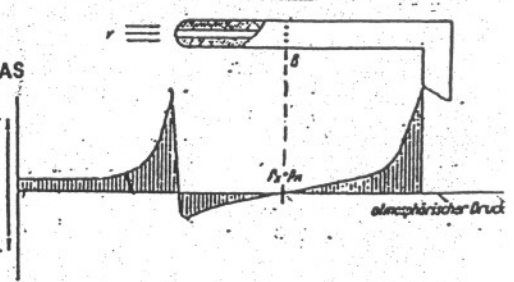
C-9. Machmeter - zgradba



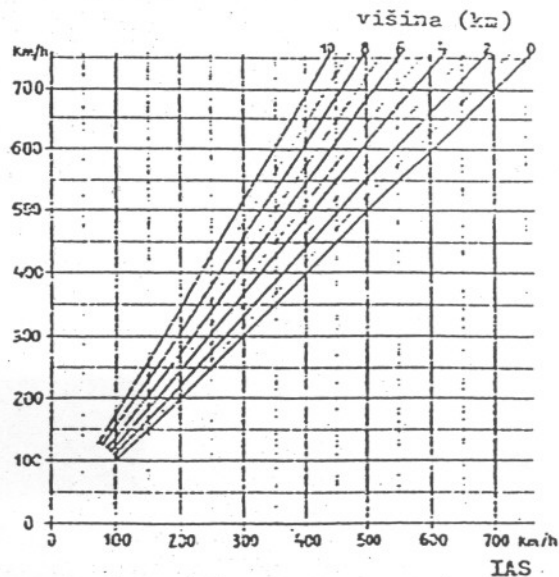
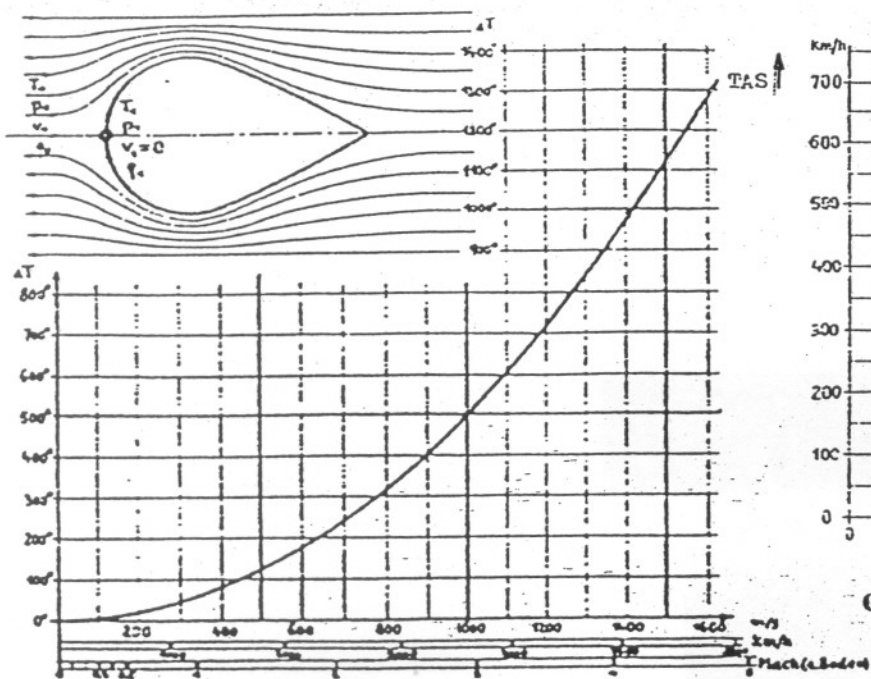
C-10. porazdelitev tlaka - letalo



C-11. porazdelitev tlaka - pitot cev

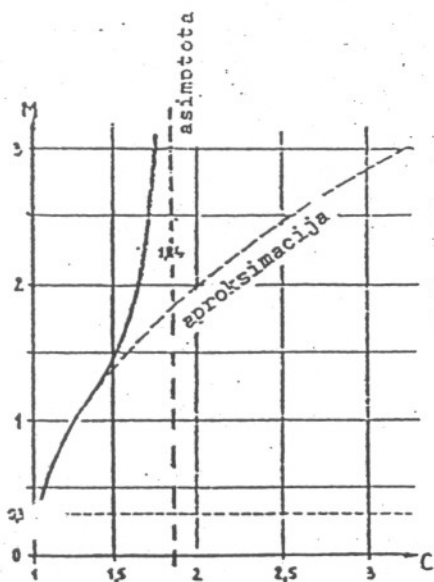


C-12. odnos V-n diagram / oznake brzinomera



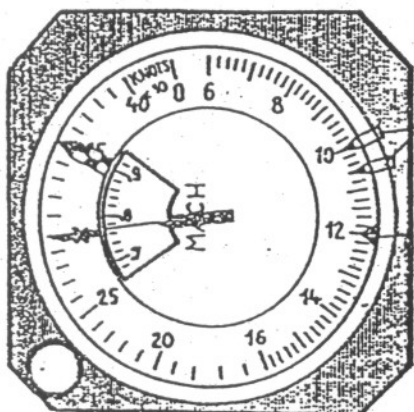
C-14. odnos IAS/TAS z višino

C-13. dvig temperature v zastojni točki



C-15. stisljivost zraka

C-16. brzinomer & Machmeter

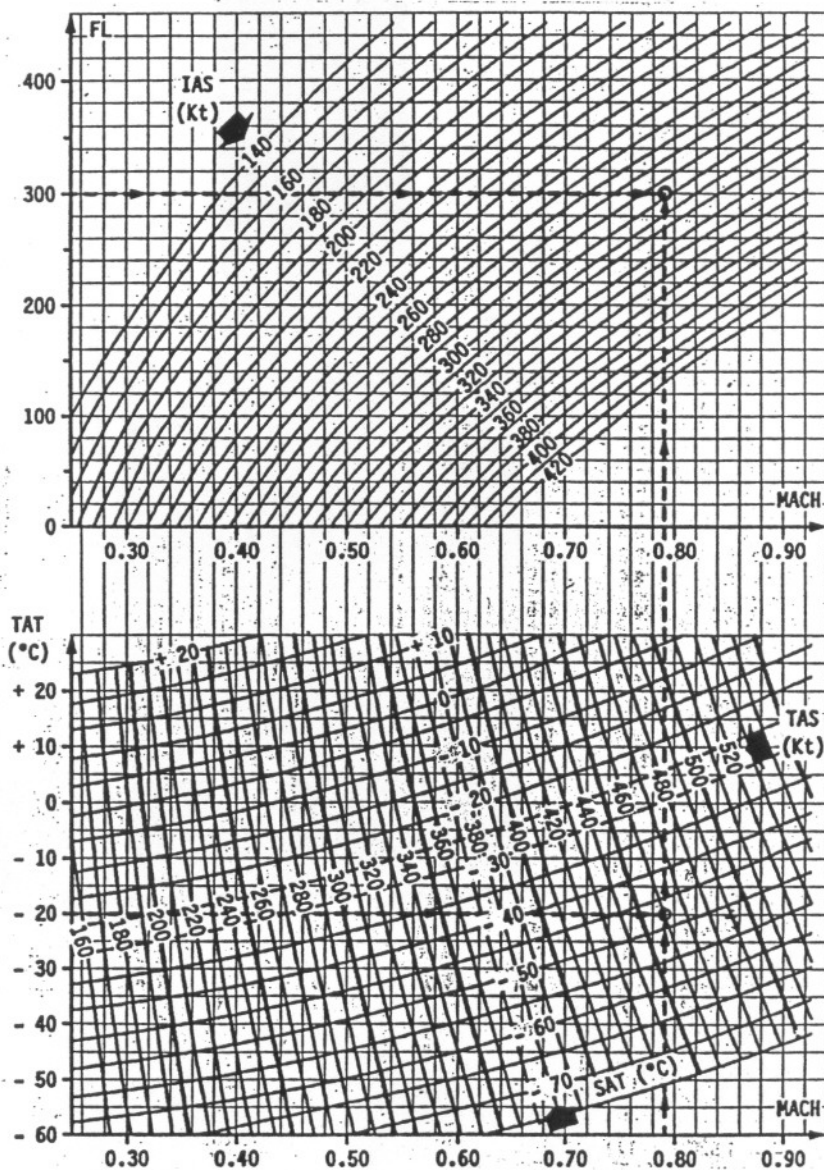


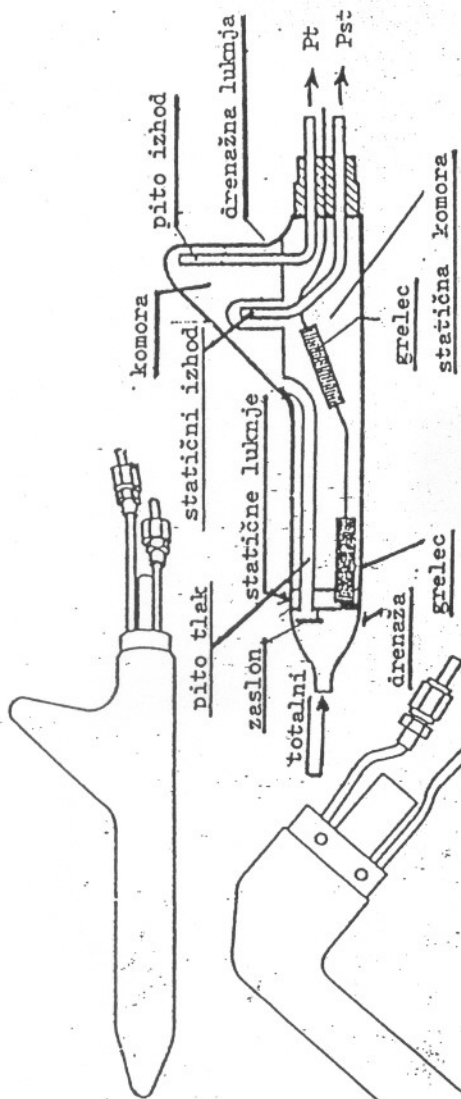
SP-III / 8

ref. III / C.

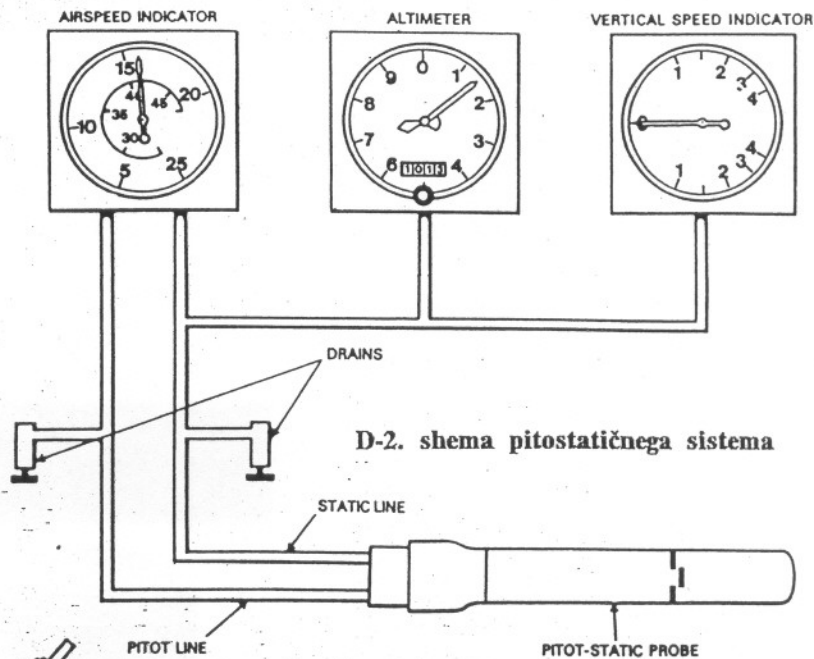
BRZINOMER

C-17. pretvorba IAS/Mach - TAS/Mach - SAT/TAT

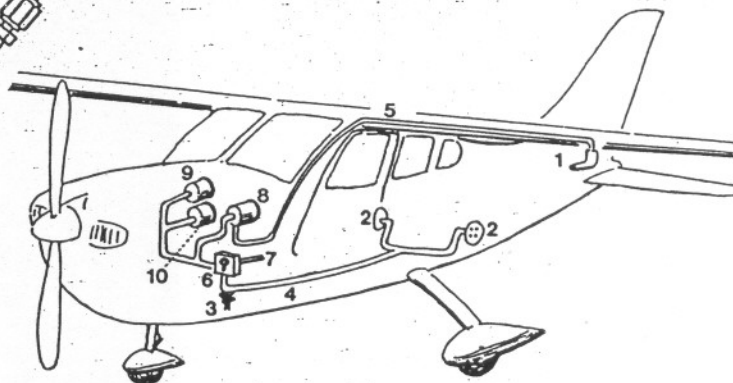




D-1. pitot cev

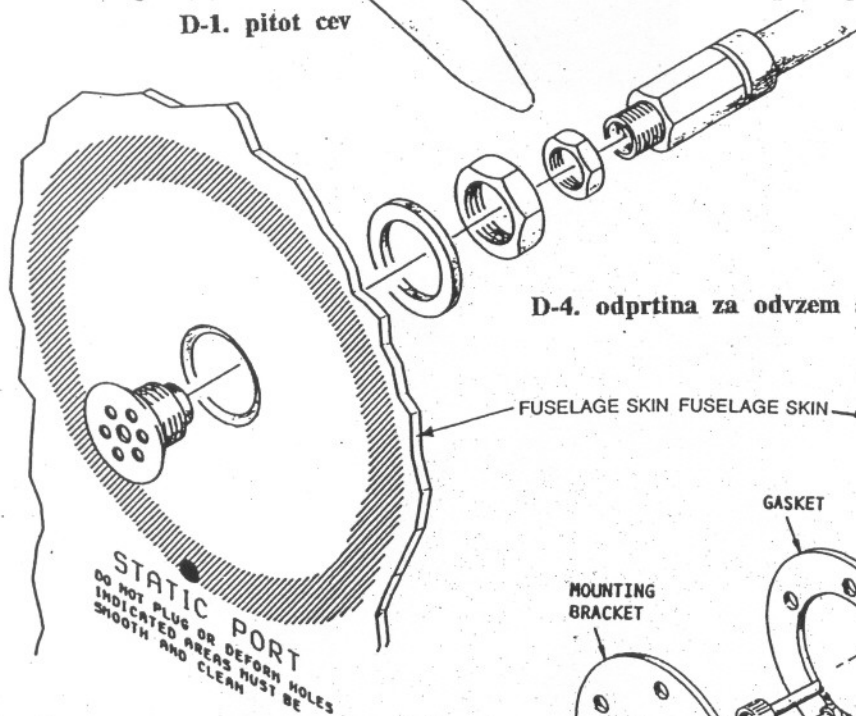


D-2. shema pitostatičnega sistema

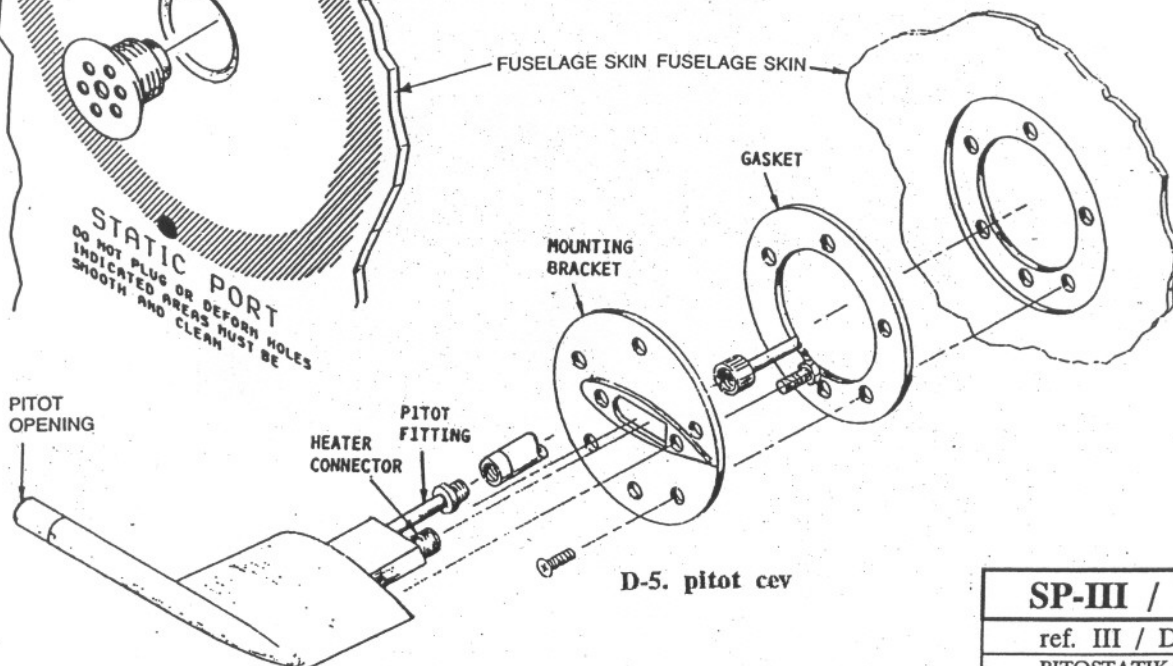


D-3. položaj pitostatičnega sistema na letalu

1. PITOT TUBE
2. STATIC PRESSURE SOURCES
3. STATIC DRAIN
4. STATIC DRAIN
5. PITOT LINE
6. ALTERNATIVE STATIC SELECTOR
7. ALTERNATIVE STATIC PRESSURE
8. AIRSPEED INDICATOR
9. ALTIMETER
10. VERTICAL SPEED INDICATOR



D-4. odprtina za odvzem statičnega tlaka

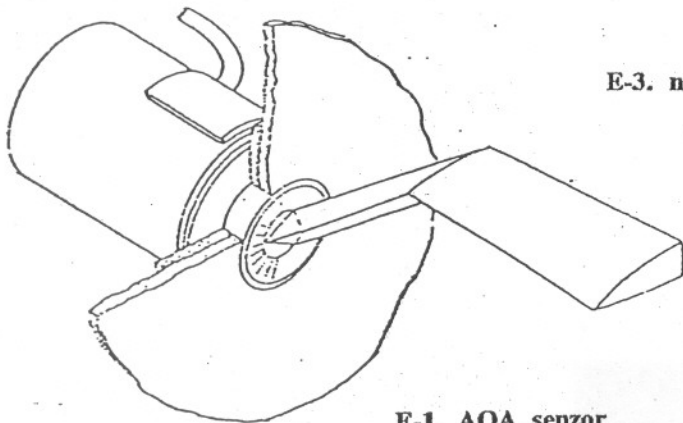


D-5. pitot cev

SP-III / 9

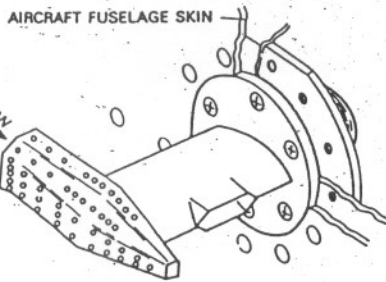
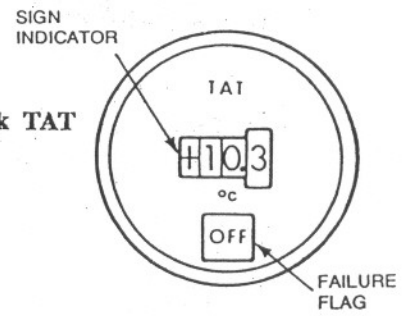
ref. III / D.

PITOSTATIKA

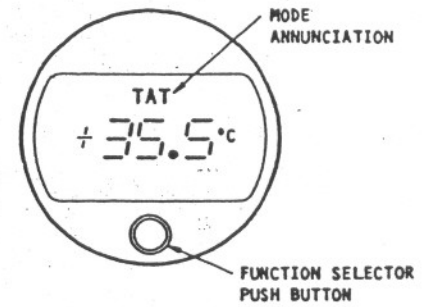


E-1. AOA senzor

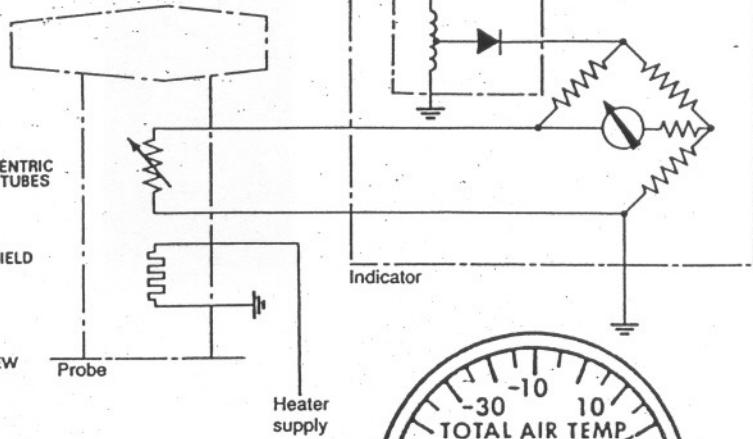
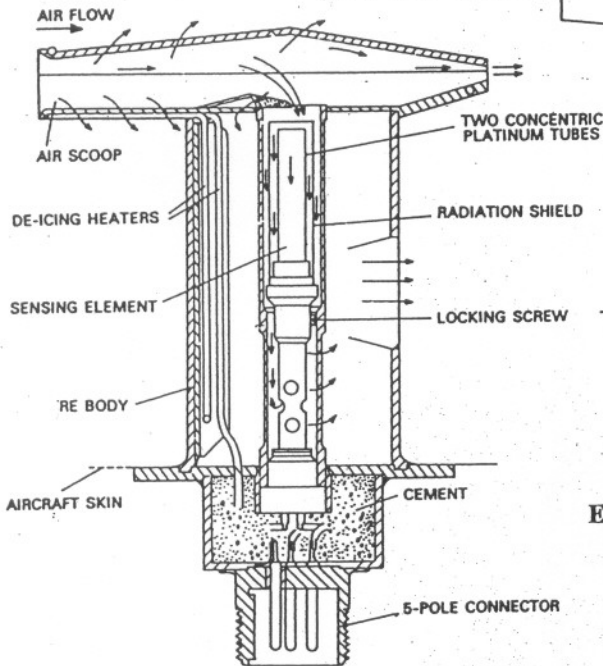
E-3. numerični pokazalnik TAT



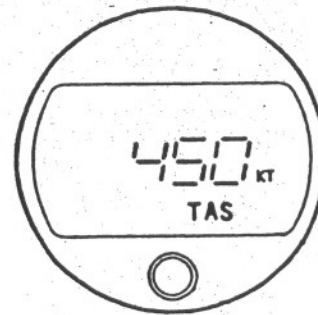
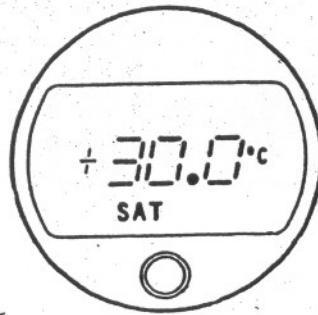
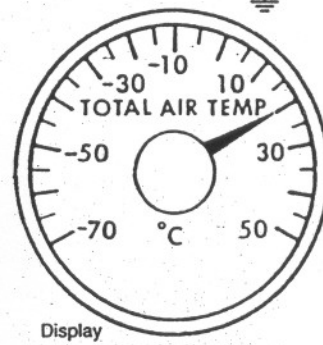
E-2. LCD TAT indikator



E-4. TAT senzor

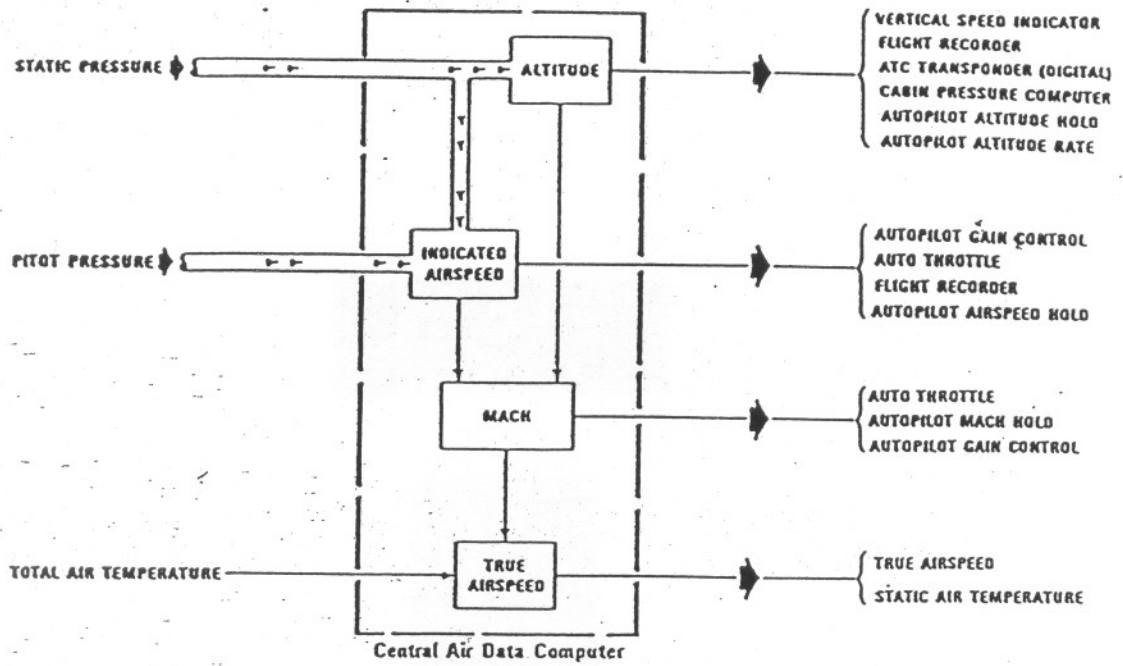


E-5. sistem prikaza TAT

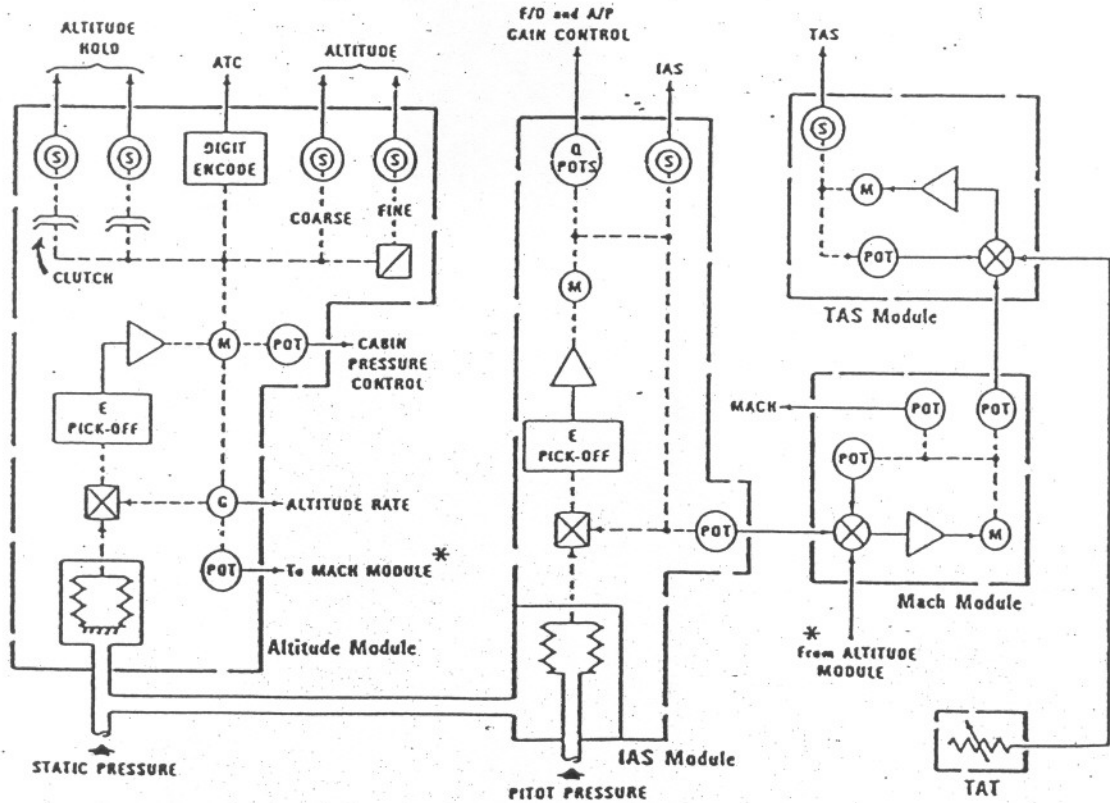


Function selector push-button

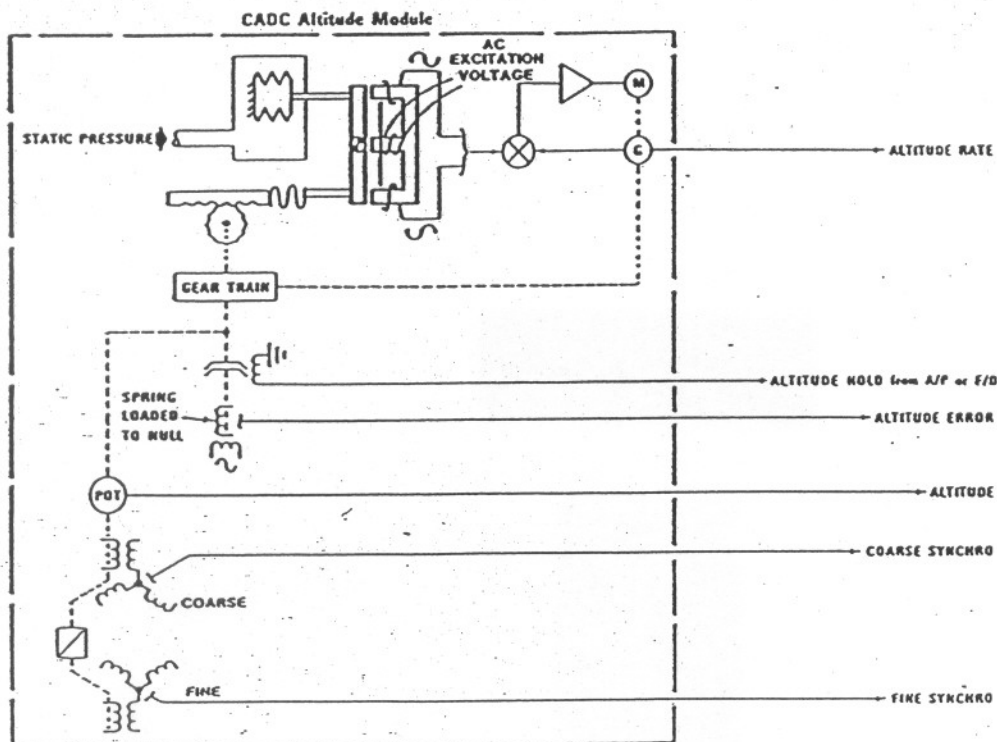
E-6. LCD indikator - prikaz TAT/SAT/TAS



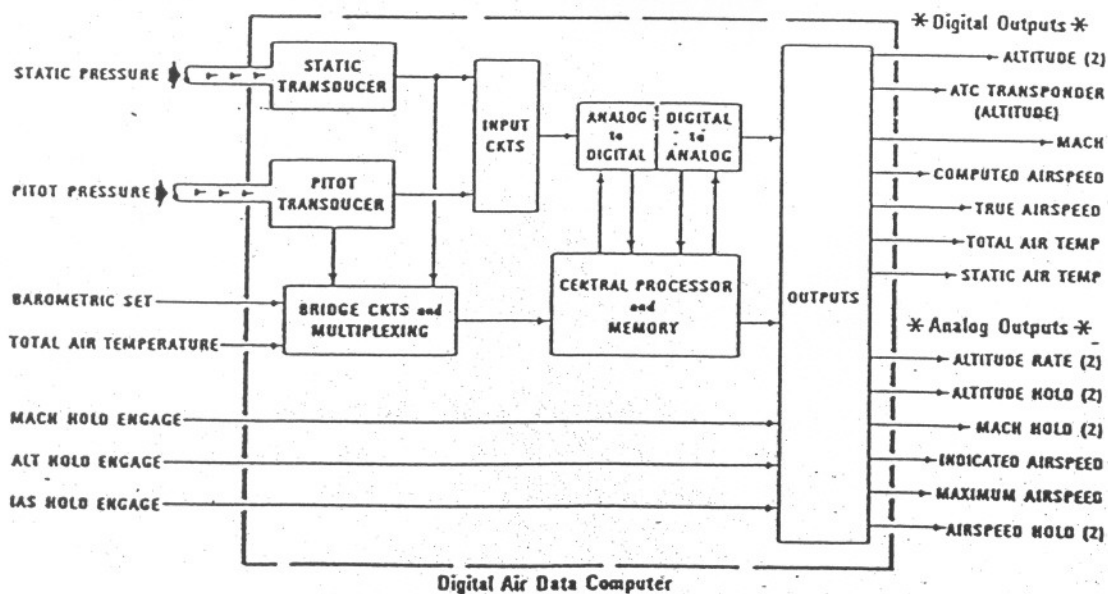
E-7. AIR DATA Computer



E-8. Analog AIR DATA Computer



E-9. Analogni AIR DATA Computer - modul višine



E-10. Digitalni AIR DATA Computer

MAGNETNI KOMPAS

1. Variacija (deklinacija)
2. Inklinacija
3. Deviacija
4. Sever - pravi, magnetni, kompasni
5. Napake magnetnega kompasa
 - 5.1. napake pri zavojju
 - 5.2. napake pri pospeševanju

TEORETIČNE OSNOVE - MEHANIKA LETA

1. Položaj letala v prostoru
2. Krmiljenje letala

TEORETIČNE OSNOVE - ŽIROSKOP

1. Kaj je žiroskop ?
2. Kje se nahaja žiroskop ?

Na manjših letalih in pri stand-by instrumentih na večjih letalih, je žiroskop sestavni del (indikatorskega dela) instrumenta (umetni horizont, indikator zavoja in zdrsa, žiro kompas), pri večjih letalih pa so žiroskopi (vertikalni čiroskop, smerni žiroskop) fizično ločeni od indikatorjev (Flight Director / Attitude Indicator, Horizontal Situation Indicator / Course Deviation Indicator, Radio Magnetic Indicator).

Na večjih letalih podatke z žiroskopov uporabljajo tudi drugi sistemi, npr. avtopilot.

3. Kaj je rotacija ?

Vrtenje žiroskopa okoli lastne osi - z veliko hitrostjo (tudi do 15000 RPM).

4. Kaj je nutacija ?

Spreminjanje kota med vrtavkino in navpično osjo.

5. Kaj je precesija ?

Lastnost žiroskopa, da se ob delovanju zunanje sile na eno od osi žiroskopa premakne okrog osi, ki je nanjo pravokotna.

6. Kaj je vztrajnost ?

Lastnost žiroskopa, da vzdržuje smer svoje osi (osi vrtenja) v prostoru.

Omogoča uporabo žiroskopa za referenco položaja letala v prostoru, ker je rotor vpet v ohišje tako, da gibanje ohišja instrumenta (oz. letala) v katerikoli smeri ne vpliva na smer osi rotorja.

7. Kaj je dejanska precesija ?

Kotna hitrost (v kotnih stopinjah/h) s katero se os rotorja odmika od svojega začetnega položaja - zaradi nezaželenih navorov, ki so posledica trenja v ležajih, trenja na drsnih kontaktih električnih delov, neuravnoteženosti sistema (vpliv gravitacije na ne povsem uravnotežene obroče in rotor), temperaturnih sprememb, efekta nihala (zaradi masne kompenzacije notranjega obroča zaradi vrtenja zemlje - ob spremembi hitrosti po smeri ali velikosti), Coriolisove sile, Je merilo kvalitete žiroskopa.

8. Kaj je navidezna precesija ?

Navidezno odstopanje osi žiroskopa (v kotnih stopinjah/h), ki je posledica vrtenja zemlje in njegova velikost zavisi od zemljepisne širine oz. od kota med osjo žiroskopa in osjo zemlje - večji je kot, večji je navidezni drift (od 0°/h na ekvatorju do 15°/h na polu). Možnost masne kompenzacije za posamezne zemljepisne širine ali univerzalnih specialnih kompenzacij - za letala na dolgih progah in lete preko polov.

Vpliv hitrosti letala na navidezno precesijo je odvisen od smeri leta.

W - E hitrost letala se prišteva hitrosti vrtenja zemlje.

E - W hitrost letala se odšteva od hitrosti vrtenja zemlje.

9. Vrste žiroskopov

Ločimo žiroskope z dvema ali tremi prostostnimi stopnjami, glede na to ali poleg vrtenja dovoljnjeta gibanje žiroskopu še okoli ene ali dveh osi.

Žiroskopi z dvema prostostnima stopnjama: smerni žiroskop, indikator zavoja in zdrsa (oba horiz.os).

Žiroskopi z tremi prostostnima stopnjami: vertikalni žiroskop (vert.os).

10. Pogon žiroskopov

Pnevmatski (vakuumski) pogon rotorja (do 18.000 ft); podtlak (80-100 mm Hg) zagotavljata vakuumška črpalka ali Venturijeva cev (8000-18000 RPM).

Slabe strani pnevmatskega pogona:

Z višino pnevmatski pogon rotorja slabi, žiroskop se vrti s premajhno hitrostjo in postaja zaradi tega nestabilen. Z zrakom vstopajo v instrument nečistoče (vlaga, prašni delci).

Električni pogon rotorja; pogon z enosmernim (28 VDC) ali izmeničnim (115 VAC /400 Hz ali 26 VAC / 400 Hz) elektromotorjem (do 21000 RPM)

11. Erekcijški sistemi žiroskopov

Erekcijški sistem ob zagonu žiroskopa zagotavlja prehod žiroskopa iz mirovanja v delovni položaj, med delovanjem pa ob odstopanju žiroskopa od pravilne lege zagotavlja vračanje žiroskopa v pravilno lego. Obstajajo pnevmatski in električni erekcijški sistemi.

Električni erekcijški sistem: nivojsko stikalo + momentni motor. Nivojsko stikalo je neke vrste libela, katere položaj se uravnava glede na rezultanto sil, ki nanjo delujejo - v primeru nepospešenega premočrtnega leta je rezultanta enaka sili gravitacije. V primeru, ko se zaradi sil, ki nastajajo med letom, rezultanta sil odmika od sile gravitacije, bi žiroskop dobil napačno referenco za ravnino vrtenja. Za zaščito pred nepravilno referenco so v sistem vgrajena posebna stikala, ki samodejno izklopijo erekcijški sistem, če se (dinamična) os vrtenja odmakne za več kot nekaj stopinj (cca. 2 po pitchu, cca. 6 po rollu). Erekcijški sistem se samodejno vklopi po cca. 2 minutah.

A. INDIKATOR ZAVOJA IN ZDRSA in KONTROLNIK LETA (ang. TURN & BANK INDICATOR & TURN COORDINATOR)

B. UMETNI HORIZONT (ang. ARTIFICIAL HORIZON, GIRO HORIZON, ATTITUDE INDICATOR)

B.1. Umetni horizont

B.2. Stand-by horizont

B.3. Vertikalni žiroskop (ang. Vertical Gyro)

B.4. Integrirani instrumenti - Flight Director, Director Horizontal Indicator

C. ŽIRO KOMPAS (ang. HSI - Horizontal Situation Indicator, CDI - Course Deviation Indicator)

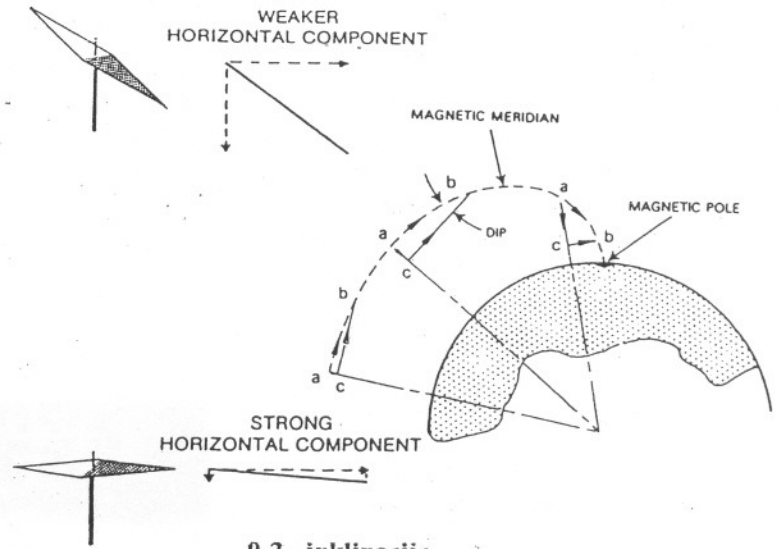
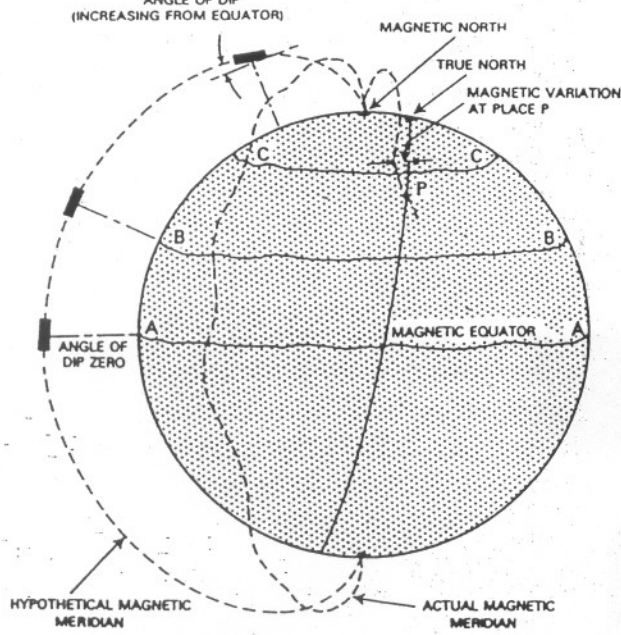
C.1. Žiro kompas

C.2. Smerni žiroskop (ang. Directional Gyro)

C.3. Integrirani instrumenti - Horizontal Situation I., Course Deviation I., Radio Direction Indicator

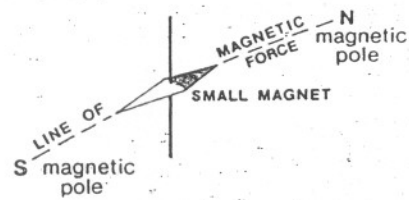
D. "INERTIAL REFERENCE" SISTEM

Figure 3.1 Terrestrial magnetism. Lines AA, BB and CC are isoclinals.

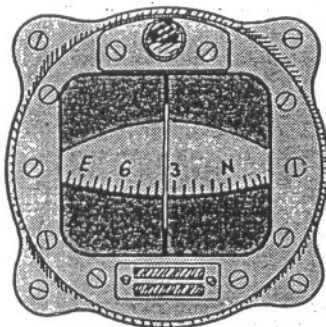


0-2. inklinacija

0-3. variacija (deklinacija)



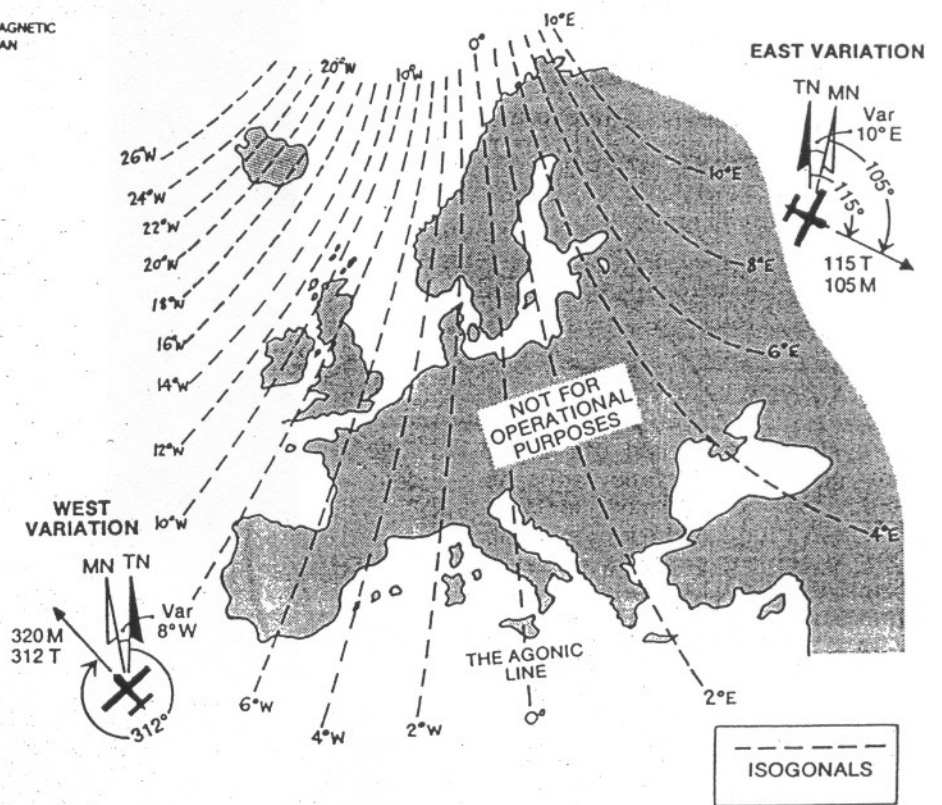
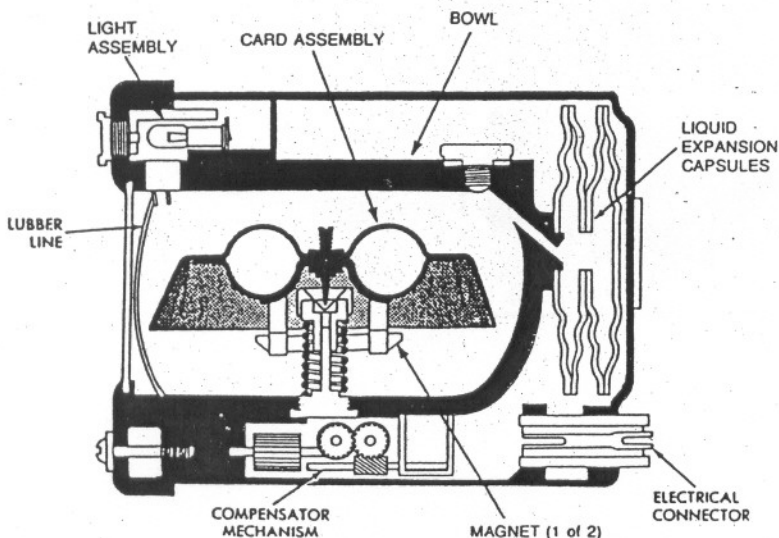
0-1. zemeljsko magnetno polje



Heading 035° M

0-4. magnetni kompas

0-5. zgradba magnetnega kompas



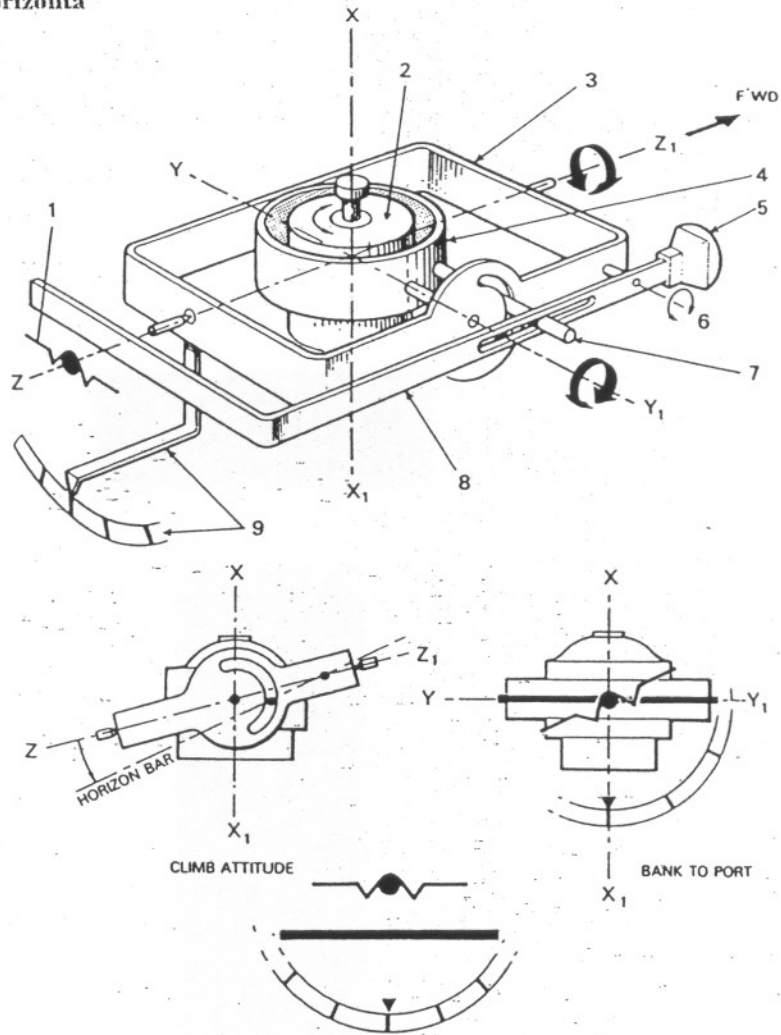
DEVIATION CARD FOR					
N	30	60	E	120	150
STEER					
001	031	060	089	118	149
FOR					
S	210	240	W	300	330
STEER					
181	213	242	271	301	330
ON <input checked="" type="checkbox"/> RADIOS <input type="checkbox"/> NO					

0-6. deviacijska tabela

SP-IV / 1
ref. IV / 0
MAGNETNI KOMPAS

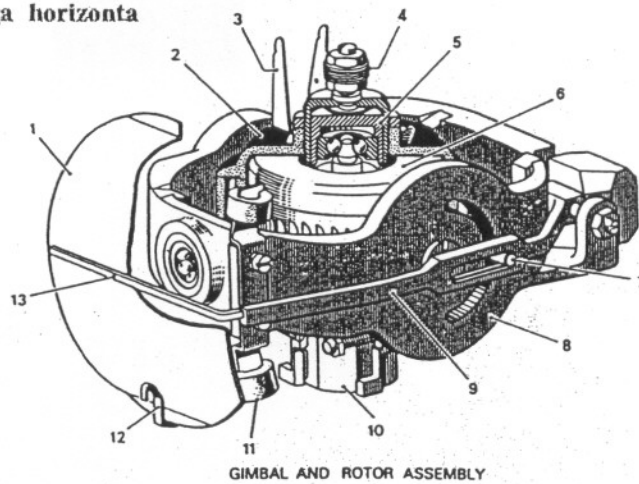
B-1. princip umetnega horizonta

1 Symbolic aircraft. 2 rotor. 3 outer ring. 4 inner ring. 5 balance weight. 6 pivot point. 7 actuating pin. 8 horizon bar. 9 roll pointer and scale.

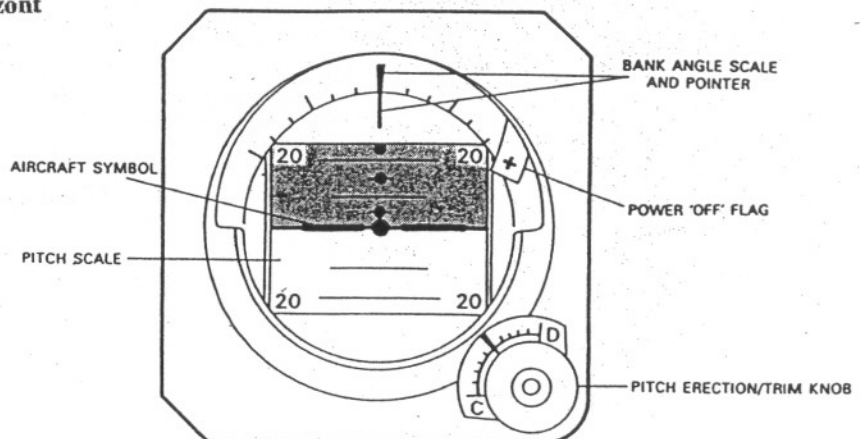


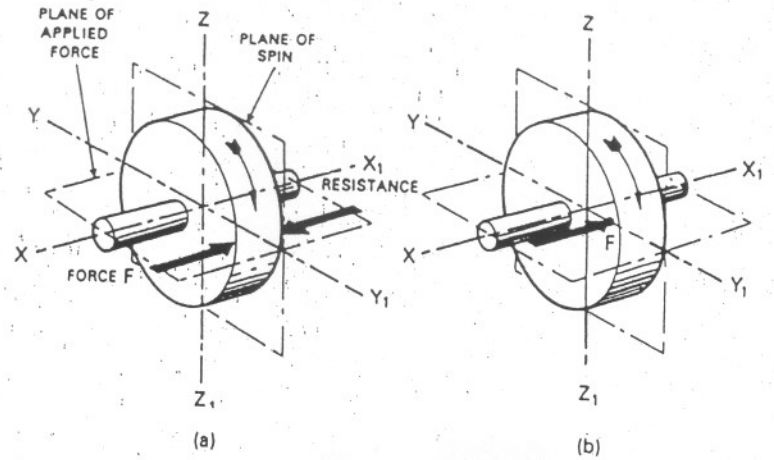
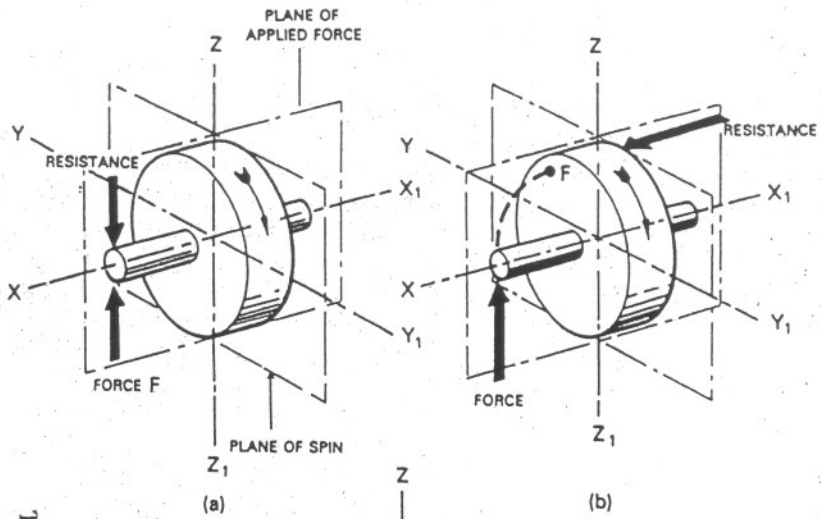
B-2. zgradba pnevmatskega umetnega horizonta

1 Sky plate. 2 inner gimbal ring. 3 resilient stop. 4 balance nut. 5 temperature compensator. 6 rotor. 7 actuating pin. 8 outer gimbal ring. 9 actuator arm. 10 pendulous vane unit. 11 buffer stops. 12 bank pointer. 13 horizontal bar.



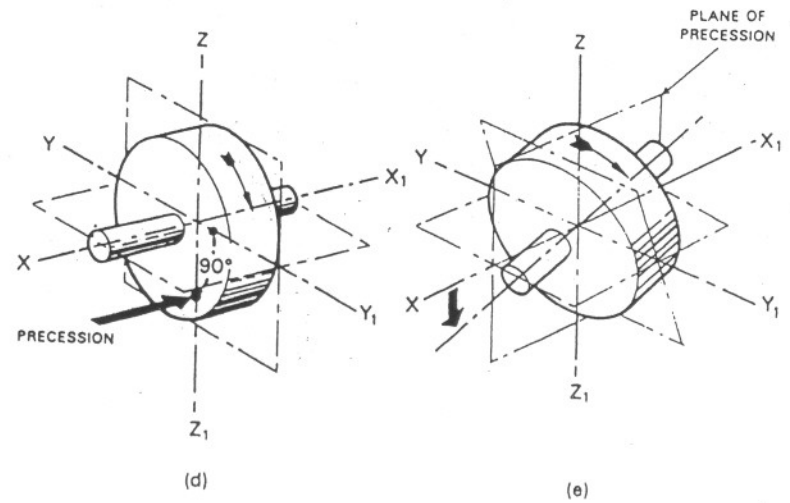
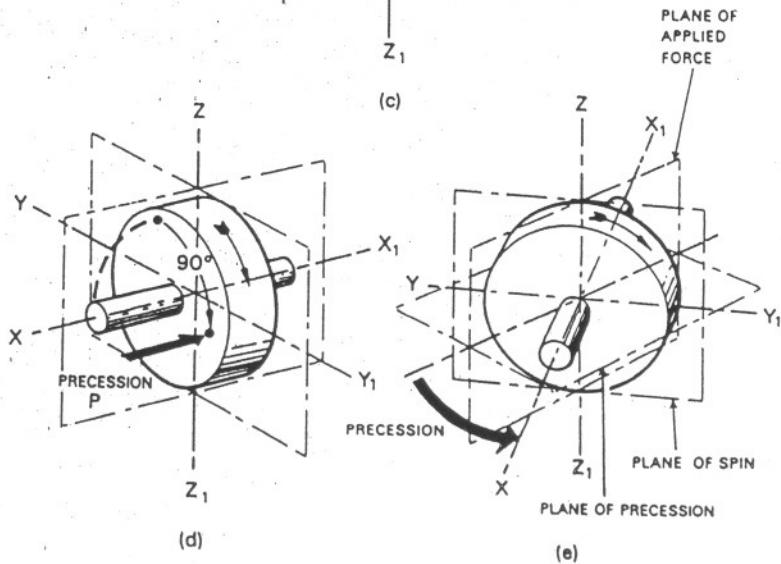
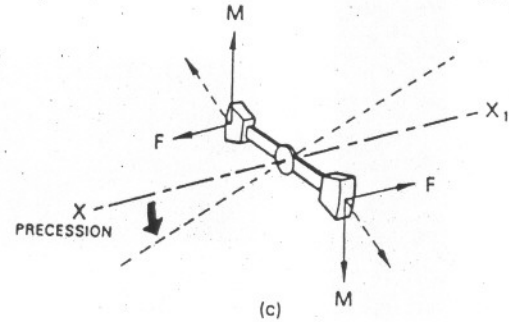
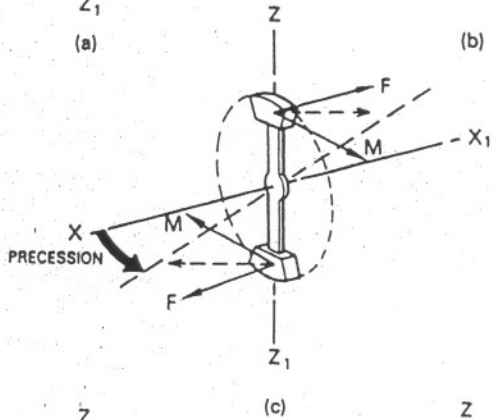
B-3. Stand-by umetni horizont

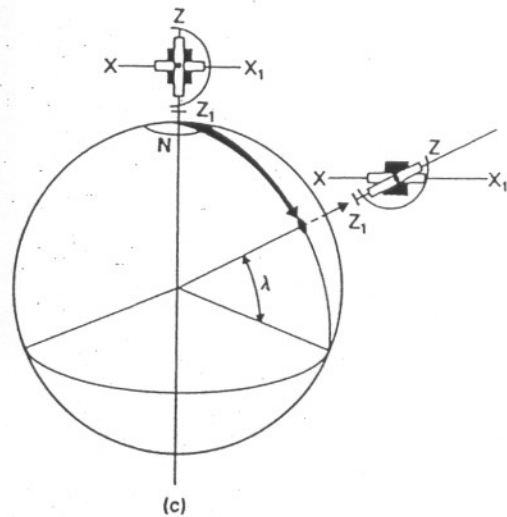
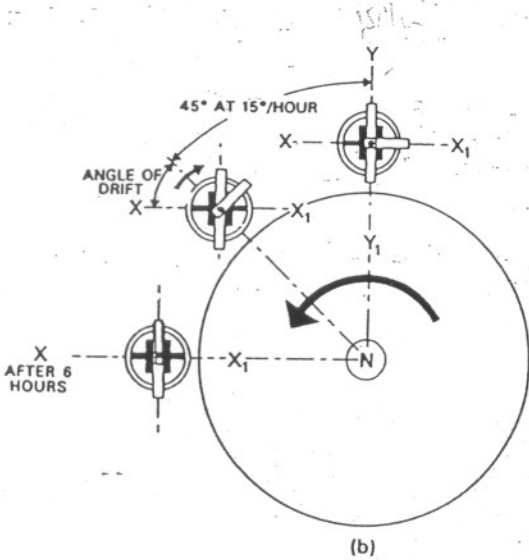
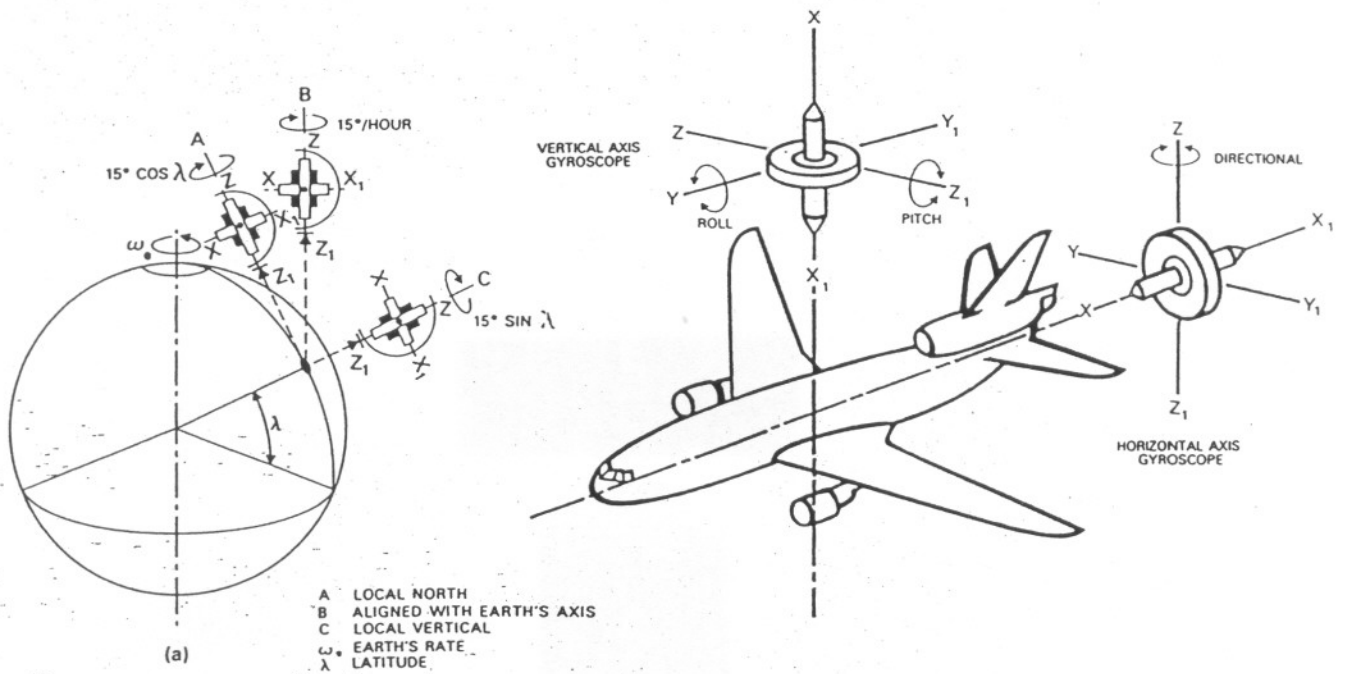




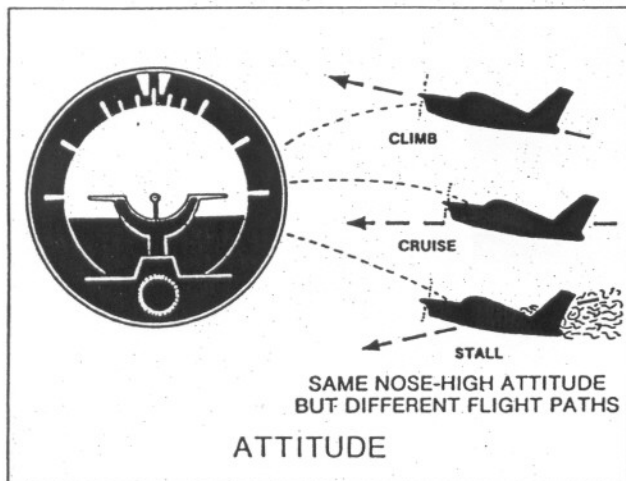
T-1. precesija

Gyroscopic precession (1). (a) Gyro resists force; (b) transmission of force; (c) effect on rotor segments; (d) generation of precession; (e) effect of precession.





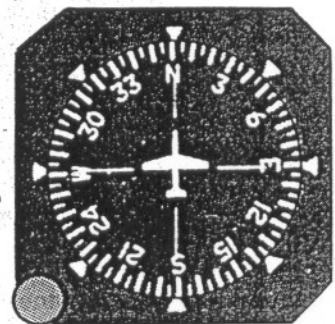
T-2. dejanska in navidezna precisija



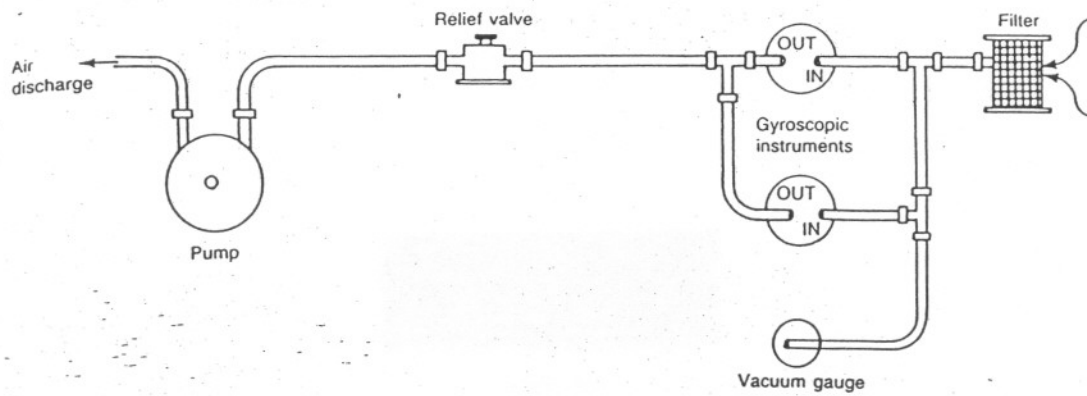
T-3. roll & pitch



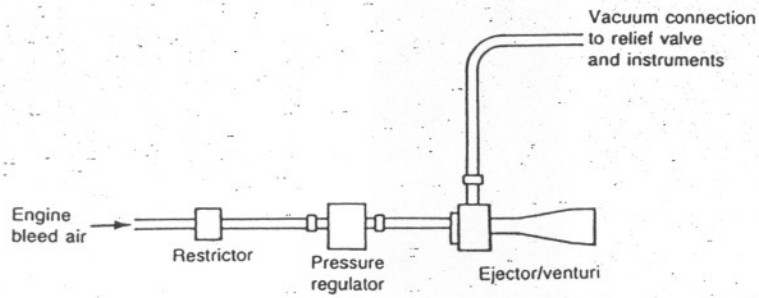
T-4. yaw



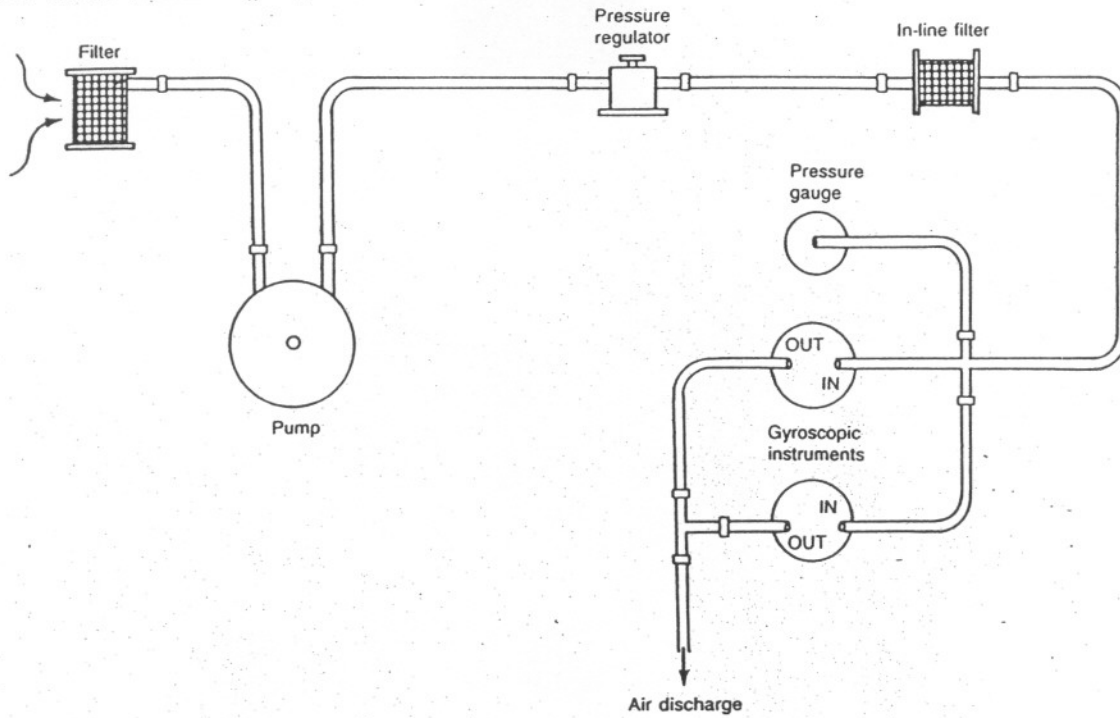
T-5. vakumski sistem s pumpo



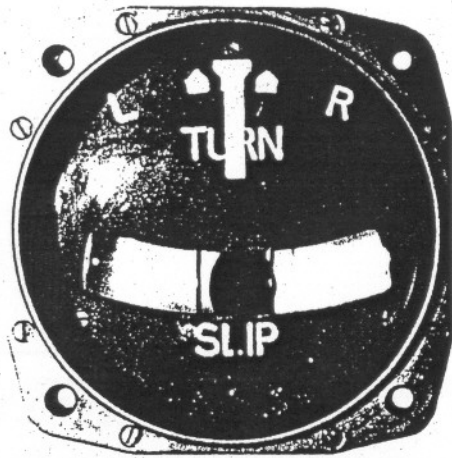
T-6. vakumski sistem z Venturijevo cevjo



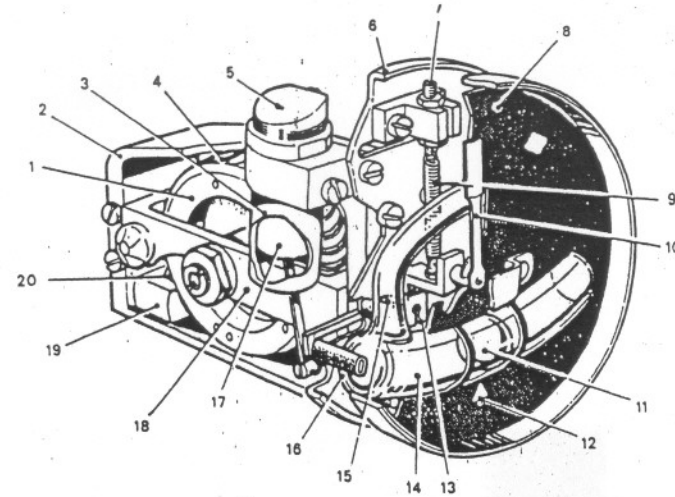
T-7. tlačni sistem s pumpo



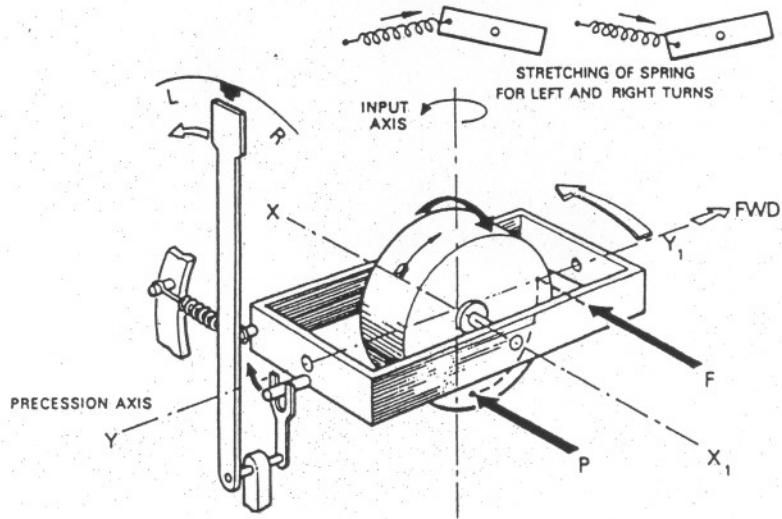
A-1. indikator zavoja in zdrsa



Mechanism of a pneumatic-type turn-and-bank indicator.

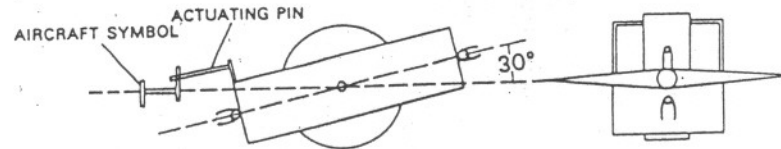
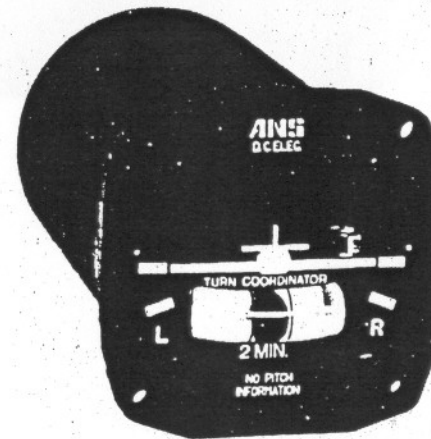


(a)



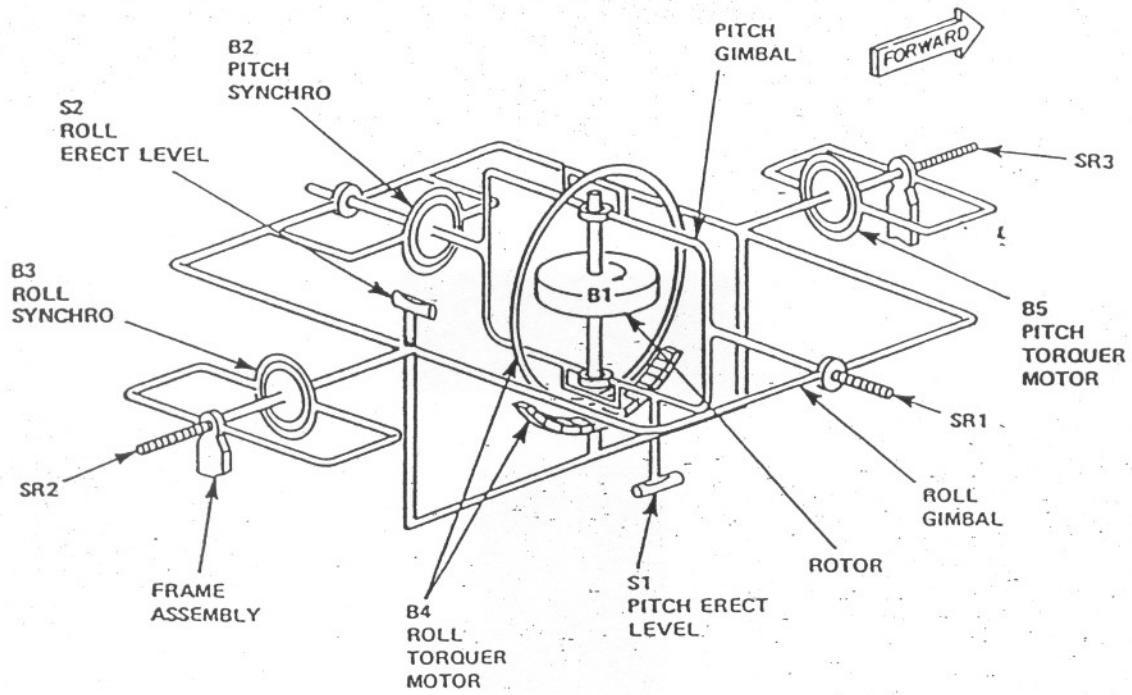
A-2. princip indikatorja zavoja in zdrsa

A-3. zgradba indikatorja zavoja in zdrsa

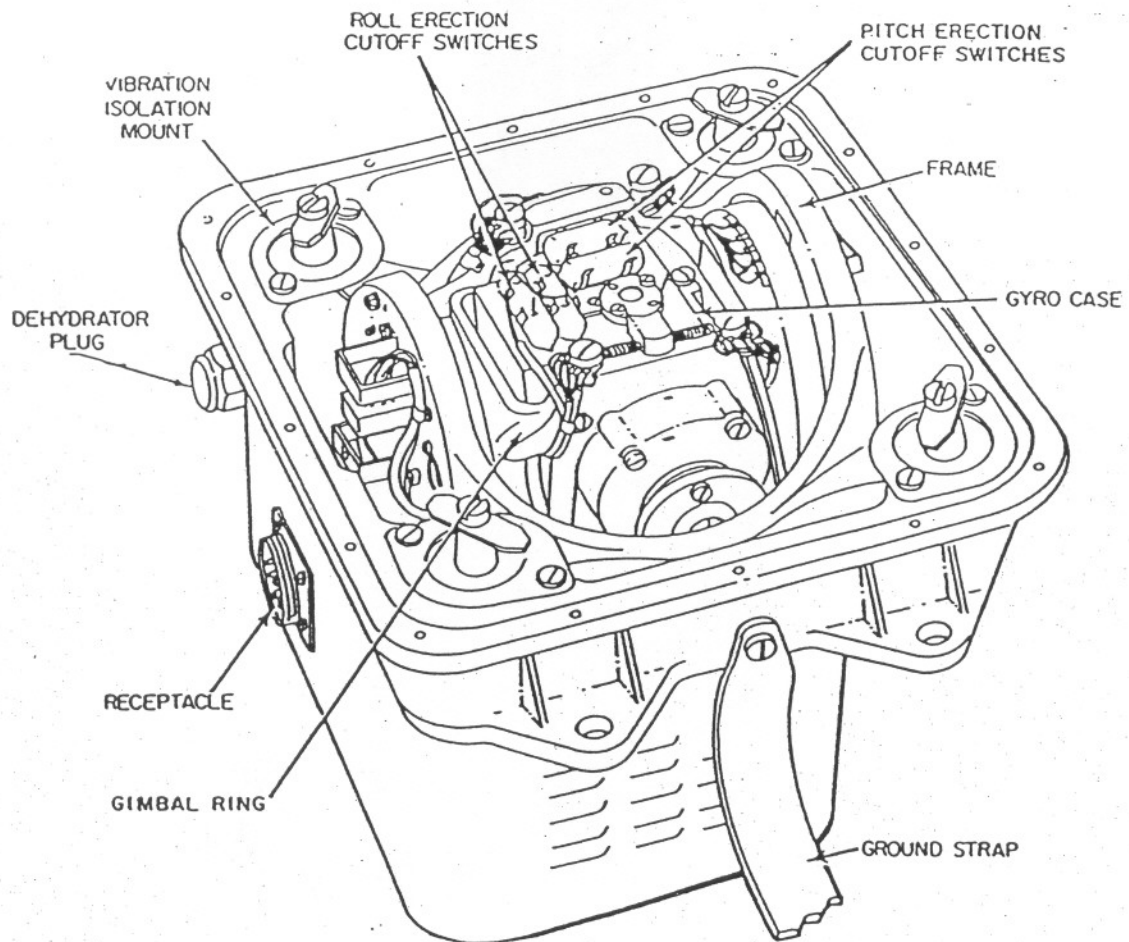


A-4. koordinator zavoja

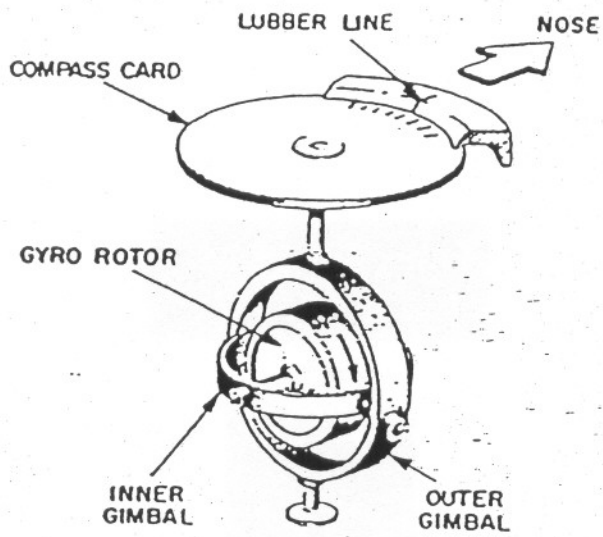
SP-IV / 5
ref. IV / A
INDIKATOR ZAVOJA



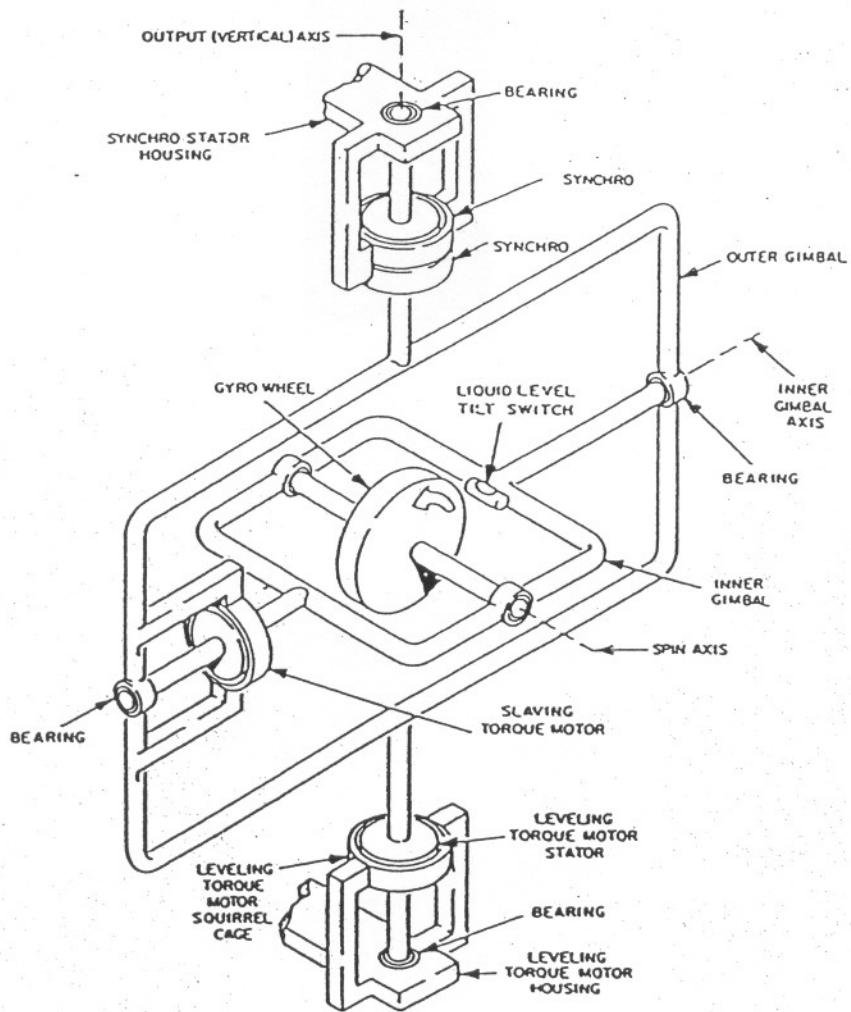
B-4. vertikalni žiroskop



B-5. izgled vertikalnega žiroskopa

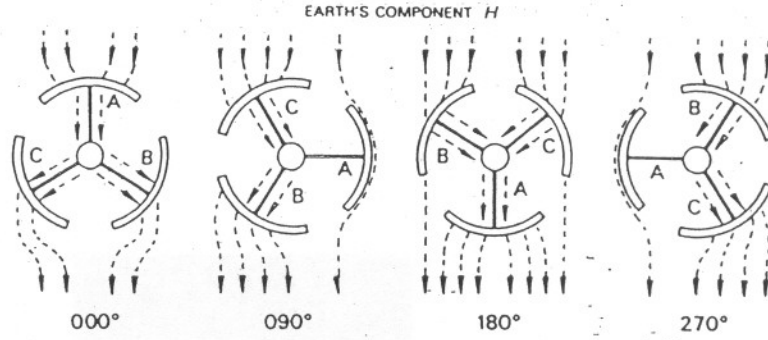


C-2. shematski prikaz smernega žiroskopa

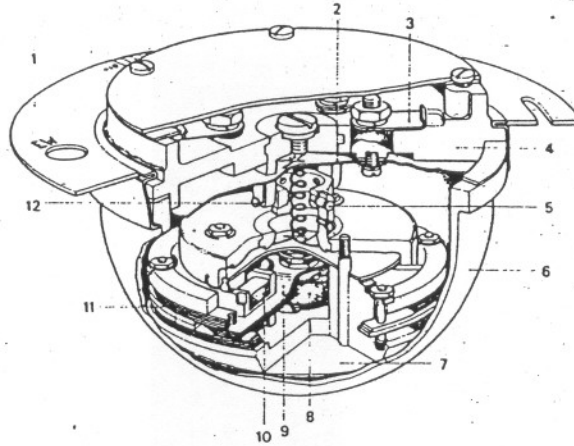


C-1. smerni žiroskop

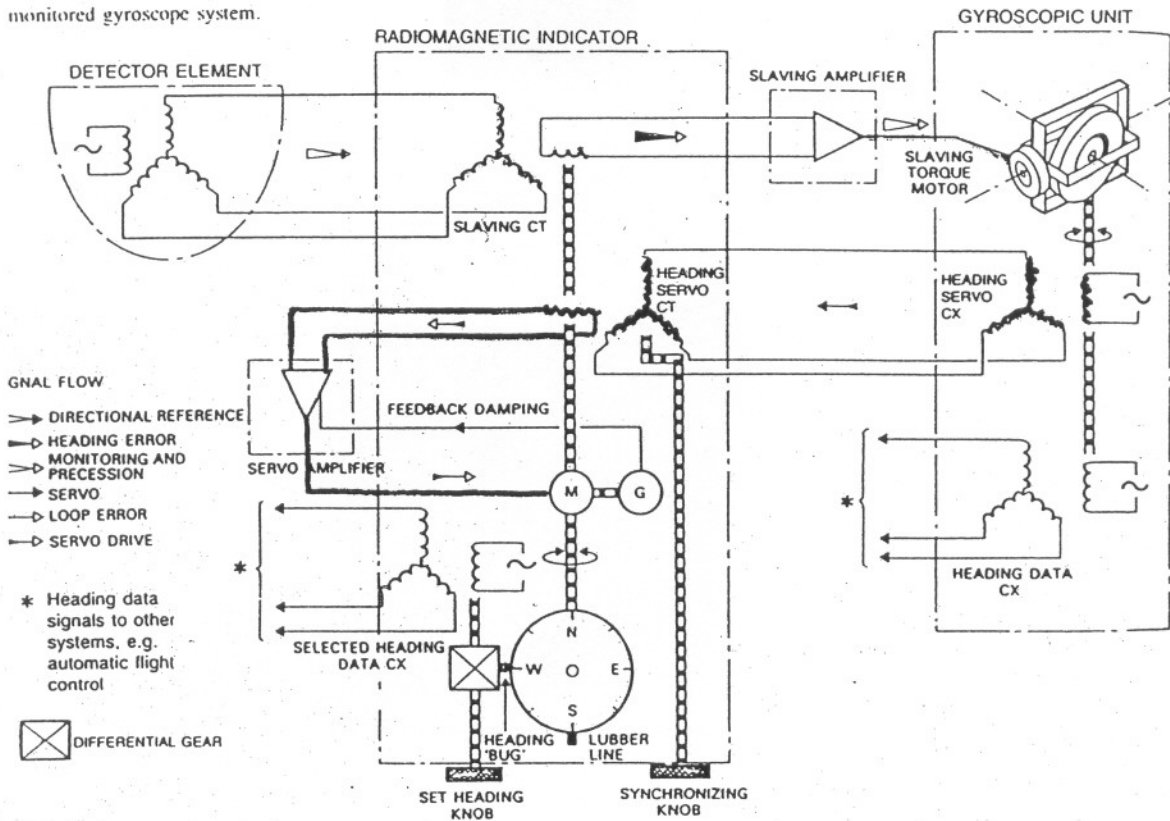
Path of earth's field through a detector.

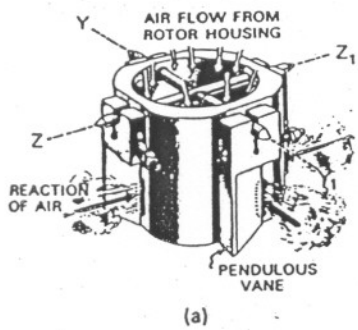


Practical detector element. 1 Mounting flange (ring seal assembly). 2 contact assembly, 3 terminal, 4 cover, 5 pivot, 6 bowl, 7 pendulous weight, 8 primary (excitation) coil, 9 spider leg, 10 secondary coil, 11 collector horns, 12 pivot.



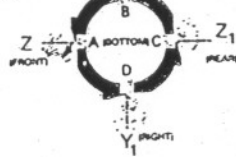
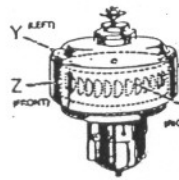
Operation of monitored gyroscope system.



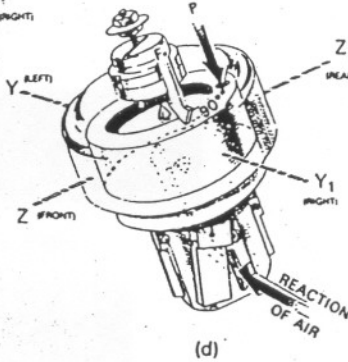


(a)

Pendulous vane unit. (a) Construction; (b) precession due to air reaction; (c) gyro in vertical position; (d) gyro tilted.

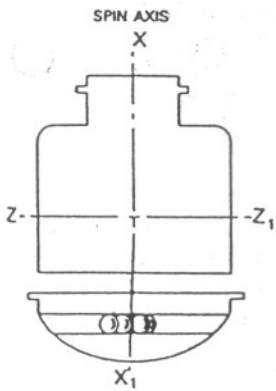


(b)

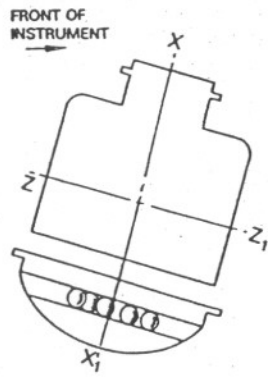


(d)

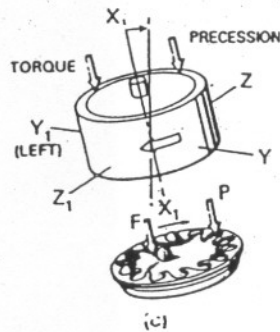
Ball-type erection unit. (a) Gyro vertical. (b) tilted away from front of instrument; (c) precession to vertical.



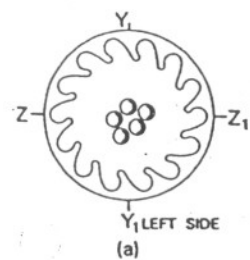
(a)



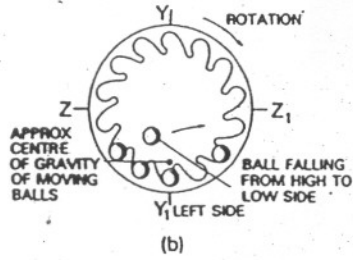
(b)



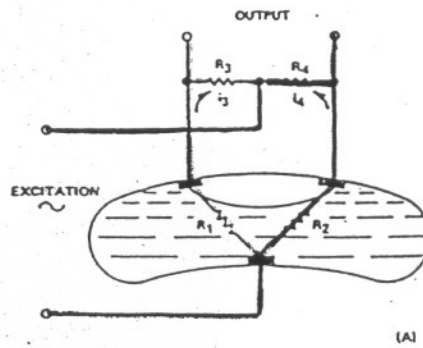
(c)



(a)

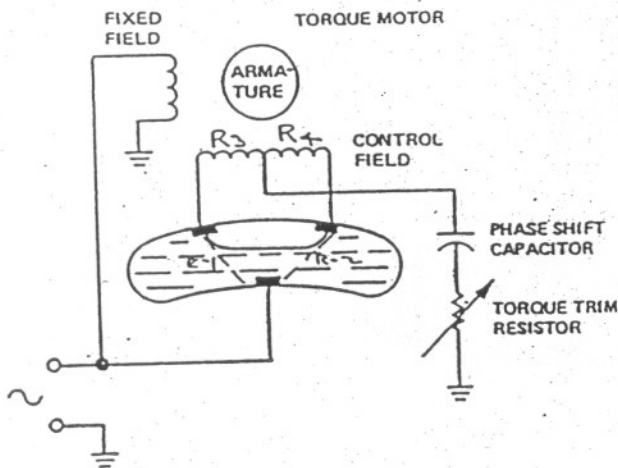


(b)

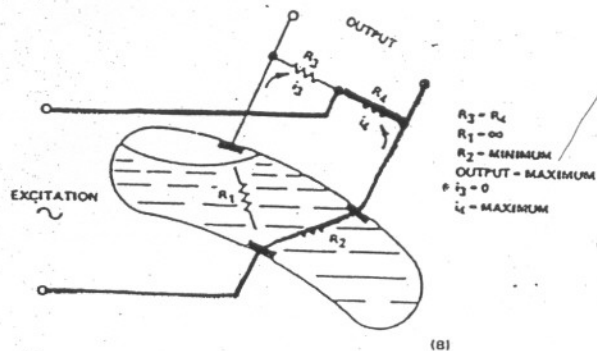


(A)

$R_3 = R_4$
 $R_1 = R_2$
OUTPUT = 0
 $i_3 = i_4$



Električni erekcijski sistem

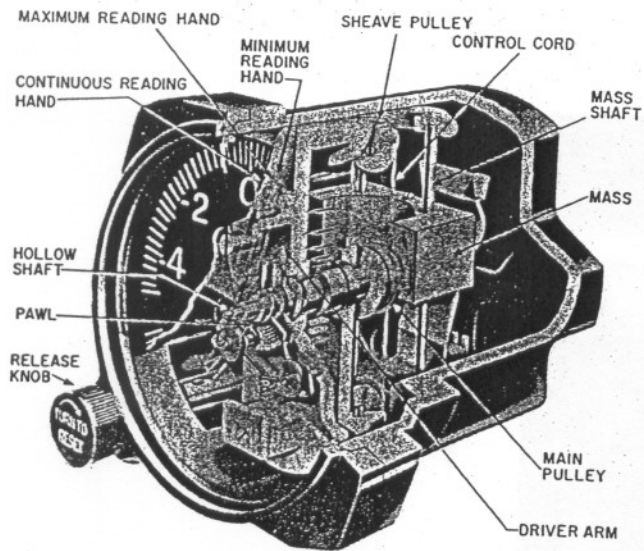


(B)

$R_3 = R_4$
 $R_1 = \infty$
 $R_2 = \text{MINIMUM}$
OUTPUT = MAXIMUM
 $i_3 = 0$
 $i_4 = \text{MAXIMUM}$

Nivojsko stikalo

SP-IV/8B



Cutaway view of an accelerometer.

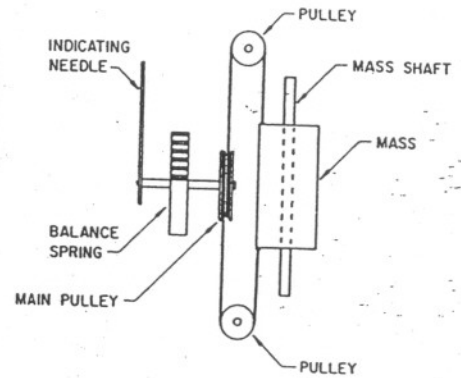
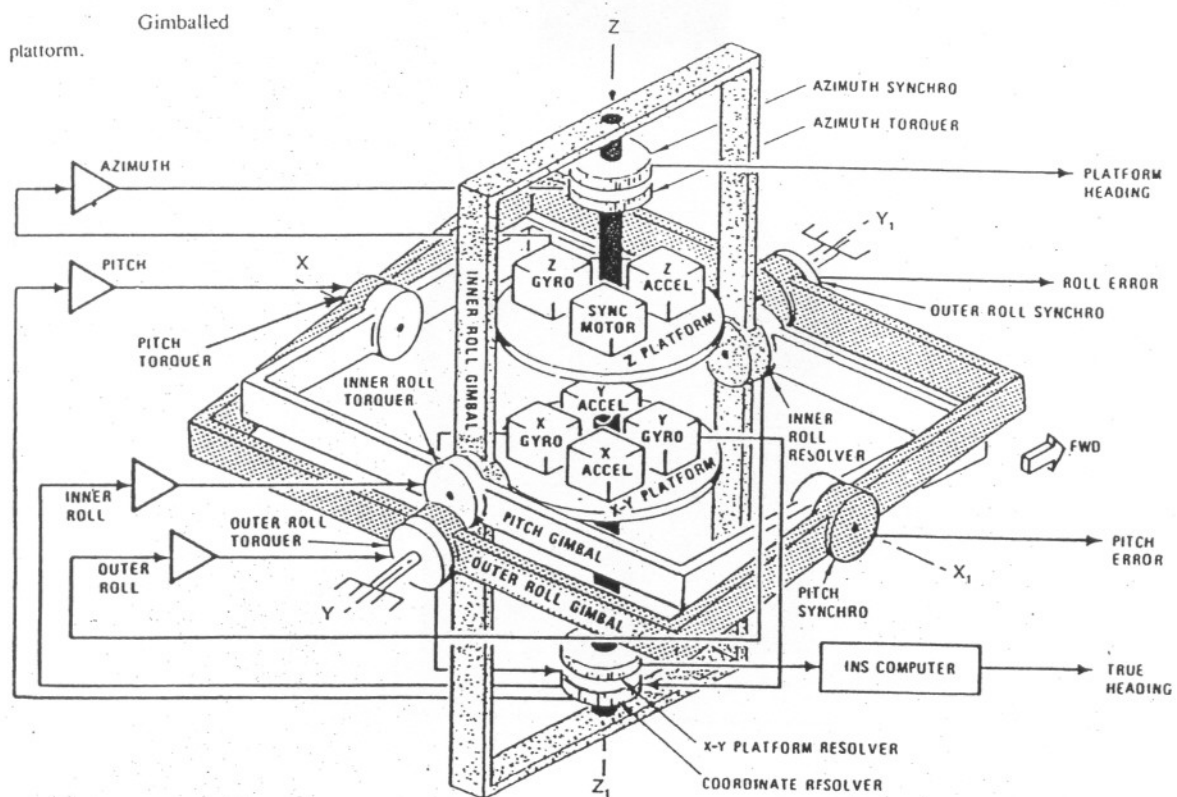
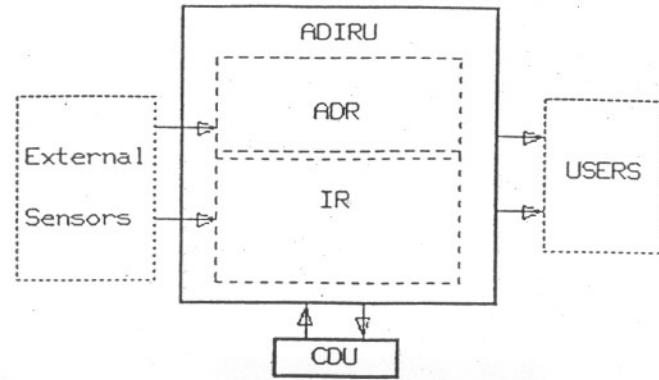


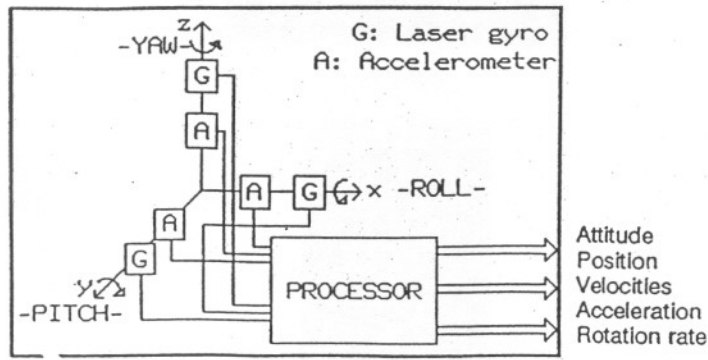
Diagram illustrating the principle of an accelerometer.



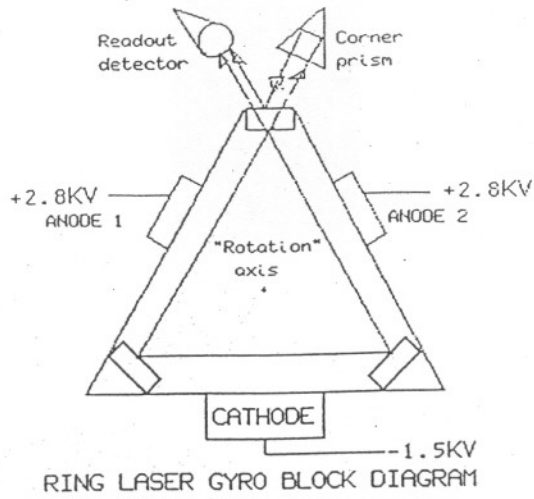
ADIRU principle



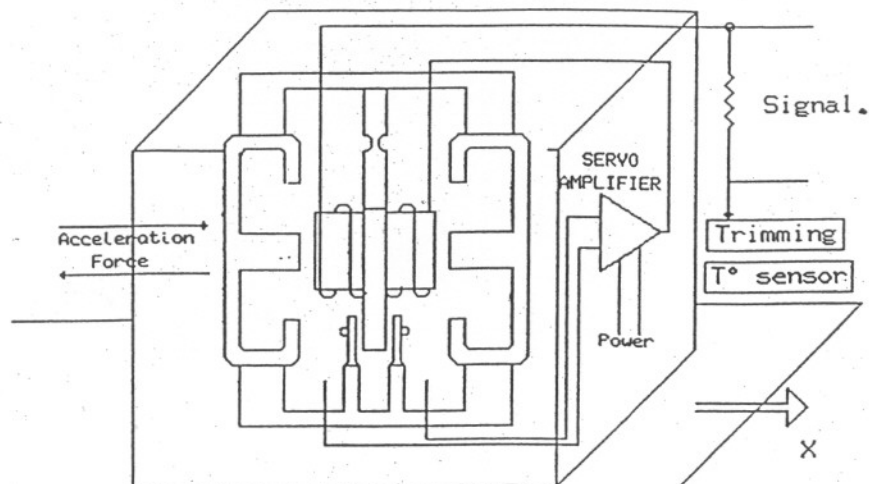
IR



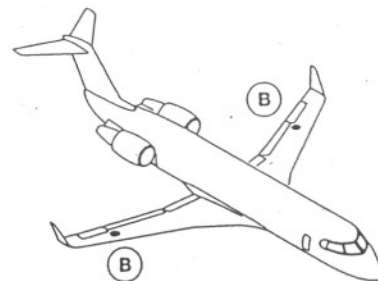
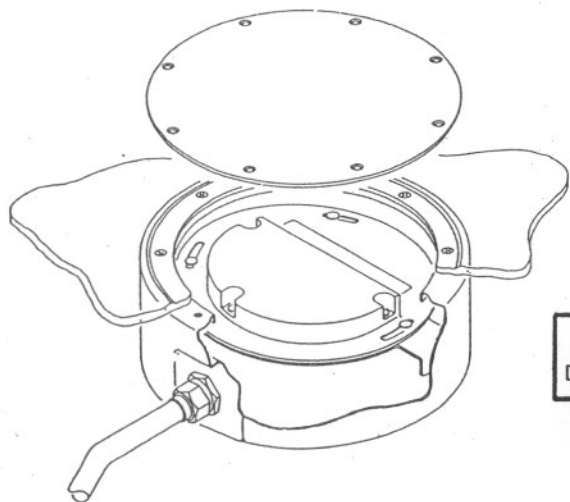
Gyros



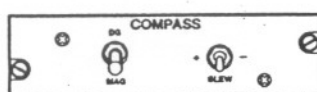
Accelerometer



ATTITUDE AND HEADING REFERENCE SYSTEM (AHRS)

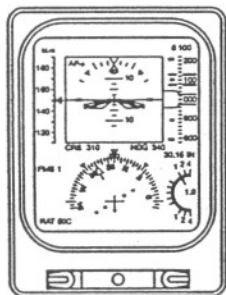
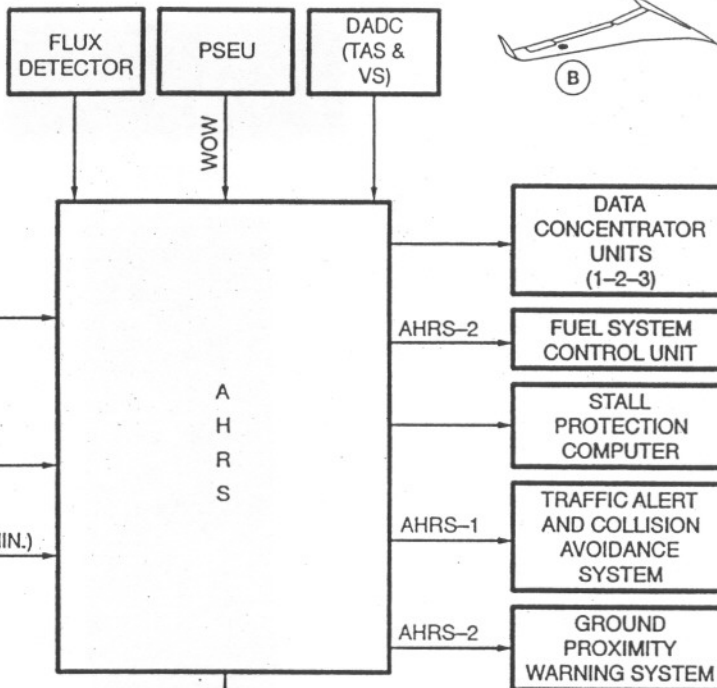


(B) FLUX DETECTOR UNIT

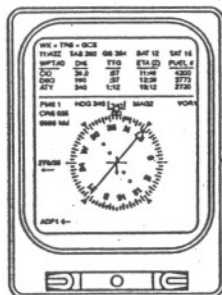


28 VDC PRIMARY >

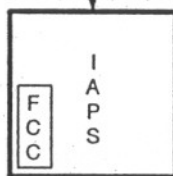
28 VDC BATT > (11 MIN.)



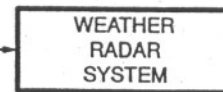
ATTD & HDG



PARAMETERS



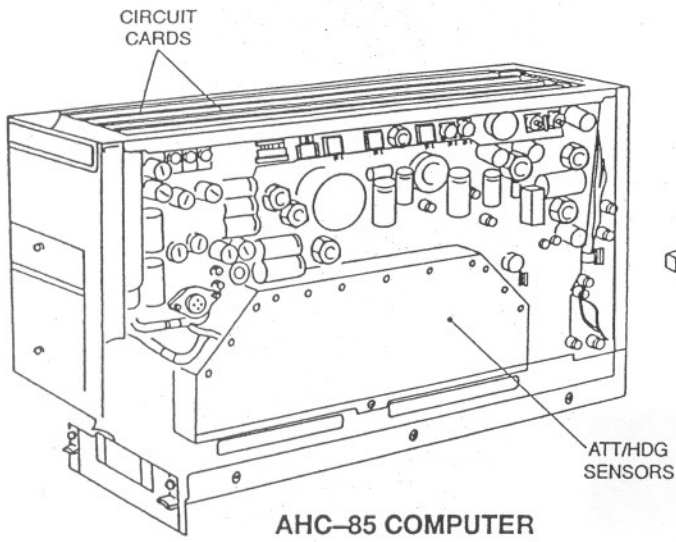
AHRS COMPUTER



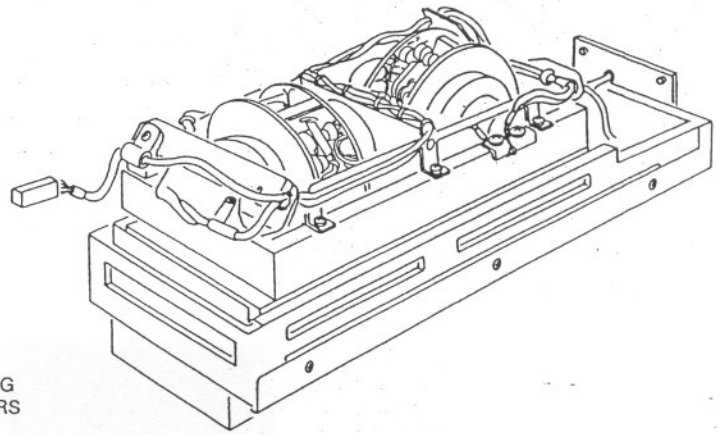
<u>PARAMETERS</u>	<u>OCTAL LABEL</u>	<u>Wds/Sec RATE</u>
AHRS Discrete Data	270	5.2
Compass Slaving	302	5.2
Magnetic Heading	320	52.0
Pitch Angle	324	52.0
Roll Angle	325	52.0
Pitch Rate (Body)	326	52.0
Roll Rate (Body)	327	52.0
Yaw Rate (Body)	330	52.0
Longitudinal Acceleration (Body)	331	52.0
Lateral Acceleration (Body)	332	52.0
Normal Acceleration (Body)	333	52.0
AHC-85E Diagnostics Wd No 1	350	5.2
AHC-85E Diagnostics Wd No 2	351	5.2
Inertial Vertical Acceleration	364	5.2
Along Heading Acceleration	375	5.2
Cross Heading Acceleration	376	5.2

Maximum Total Words Per Second = 504.4

SP-IV/11



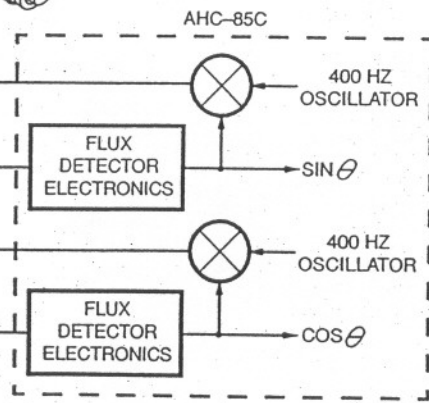
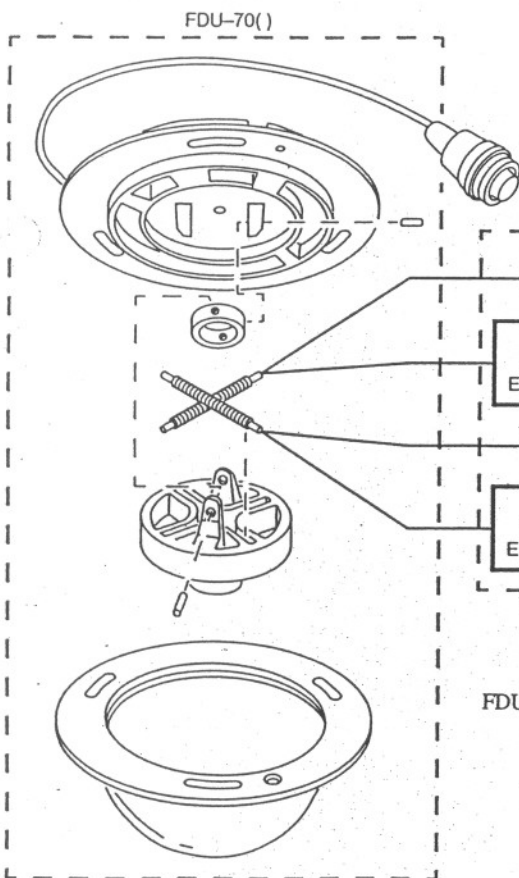
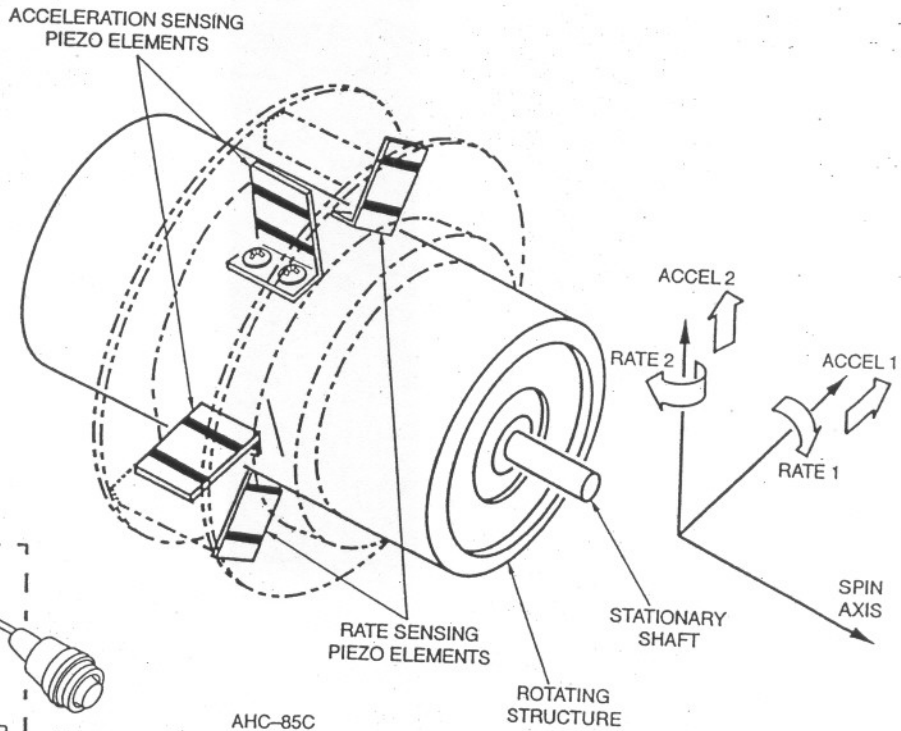
AHC-85 COMPUTER



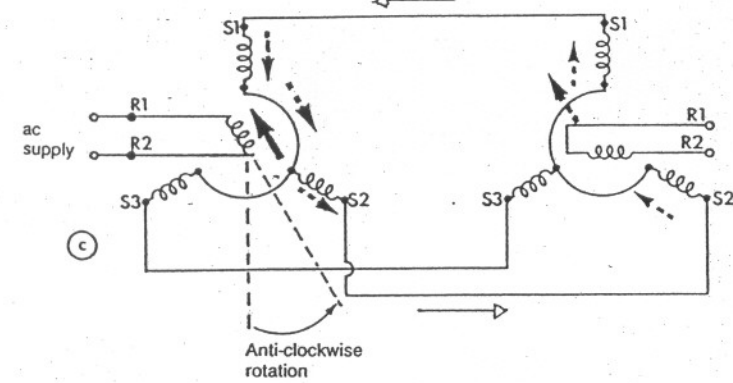
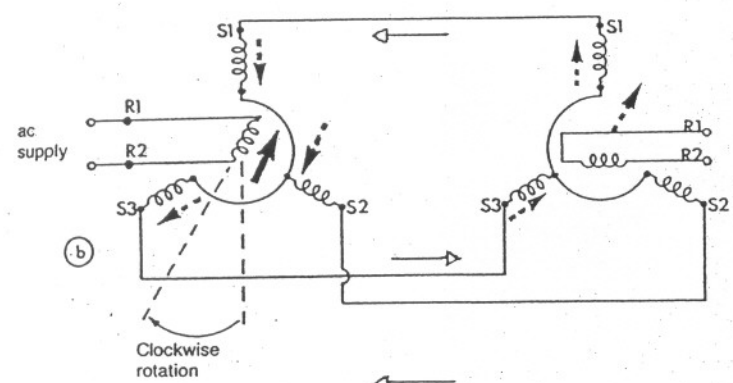
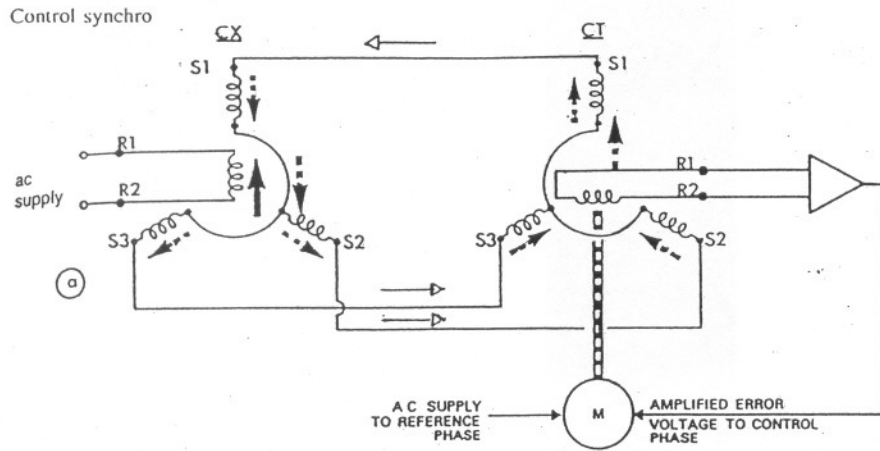
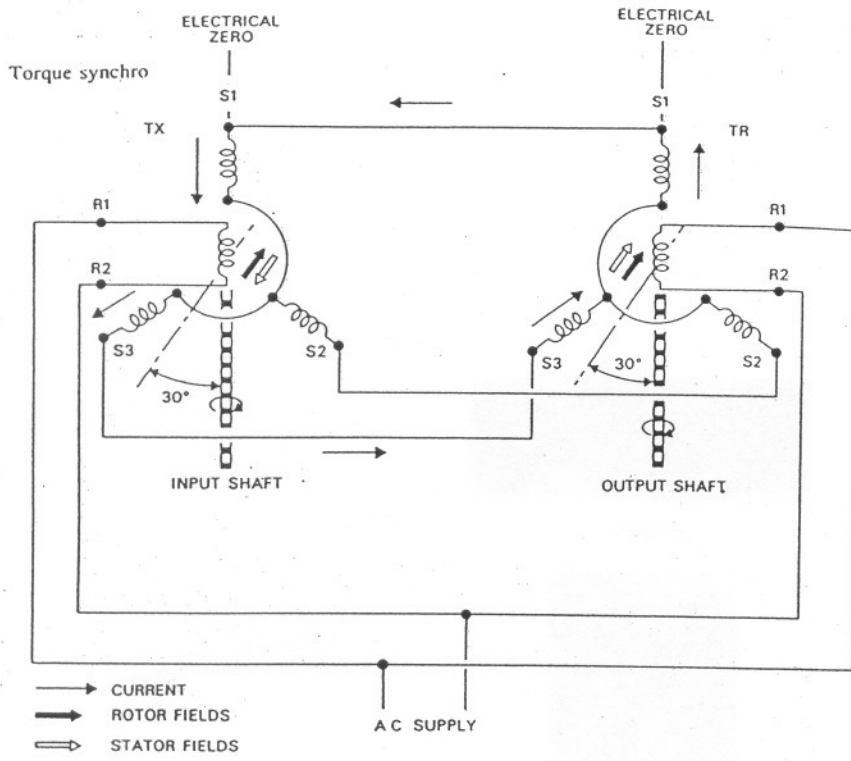
DUAL SENSOR ASSEMBLY

ATTITUDE HEADING COMPUTER AHC-85

SENSOR WHEEL ASSEMBLY

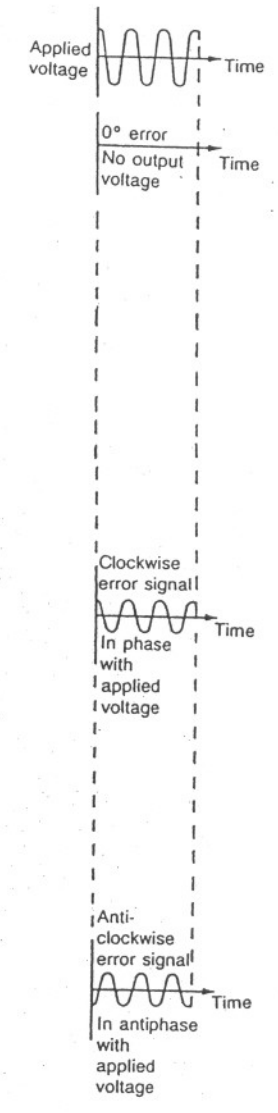


FDU-70 CONSTRUCTION DIAGRAM

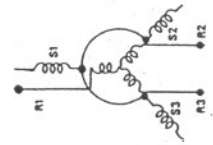
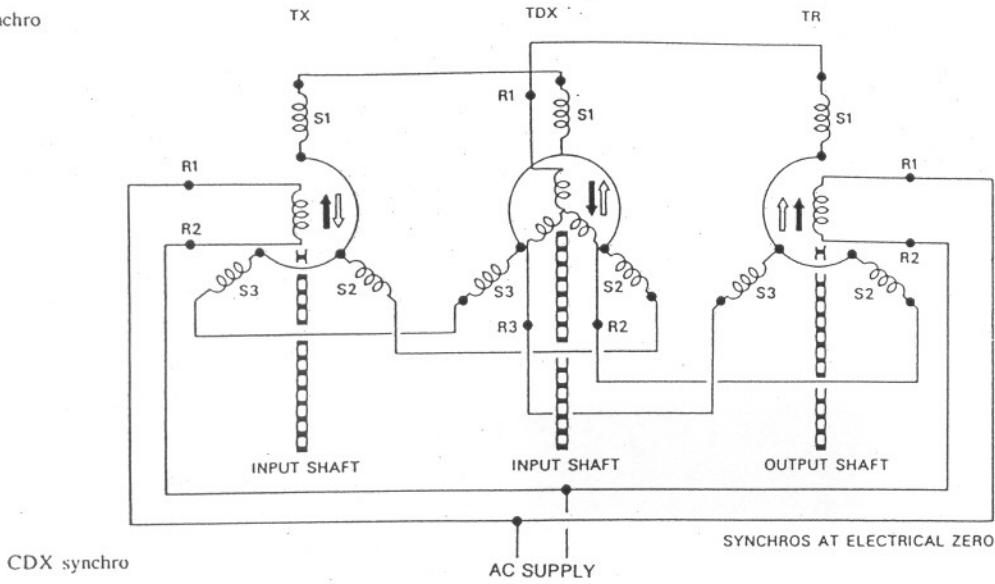


→ Rotor fields ⇄⇄⇄ Stator fields → Currents

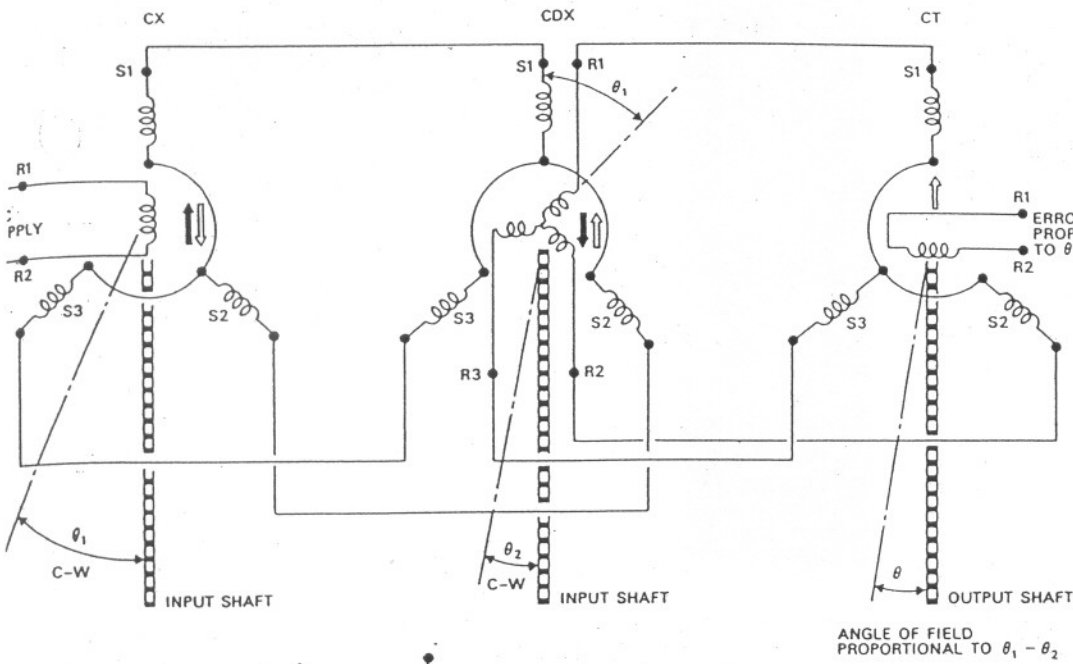
Synchro type	Abbreviation	Circuit	Symbol
Torque: Transmitter	TX		
Torque: Receiver	TR		
Control: Transmitter	CX		
Control: Receiver	CT		



SP-V/1



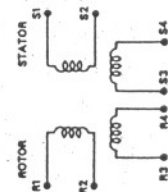
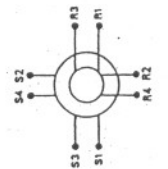
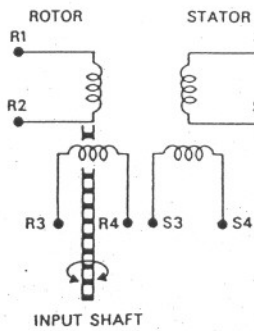
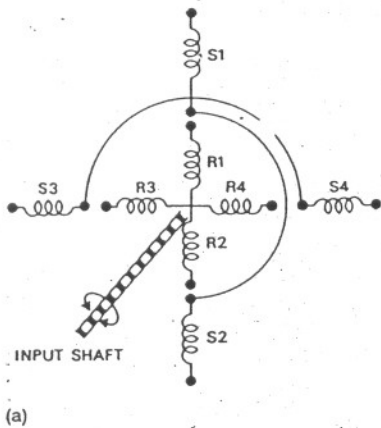
CDX synchro



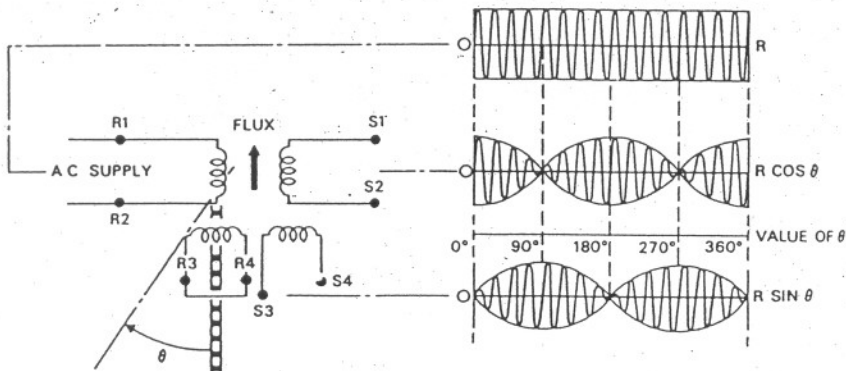
TDX TDR
 CDX CDR
 Differential (in a torque system):
 Transmitter Receiver
 Differential (in a control system):
 Transmitter Receiver

→ ROTOR FIELDS
 → STATOR FIELDS

Resolver synchro.

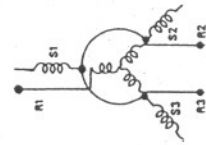
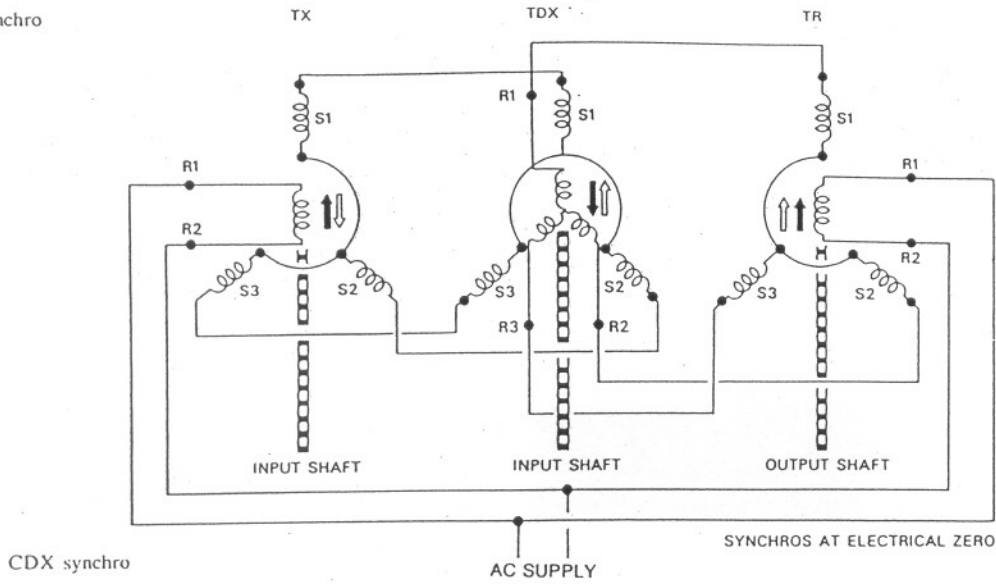


(a)

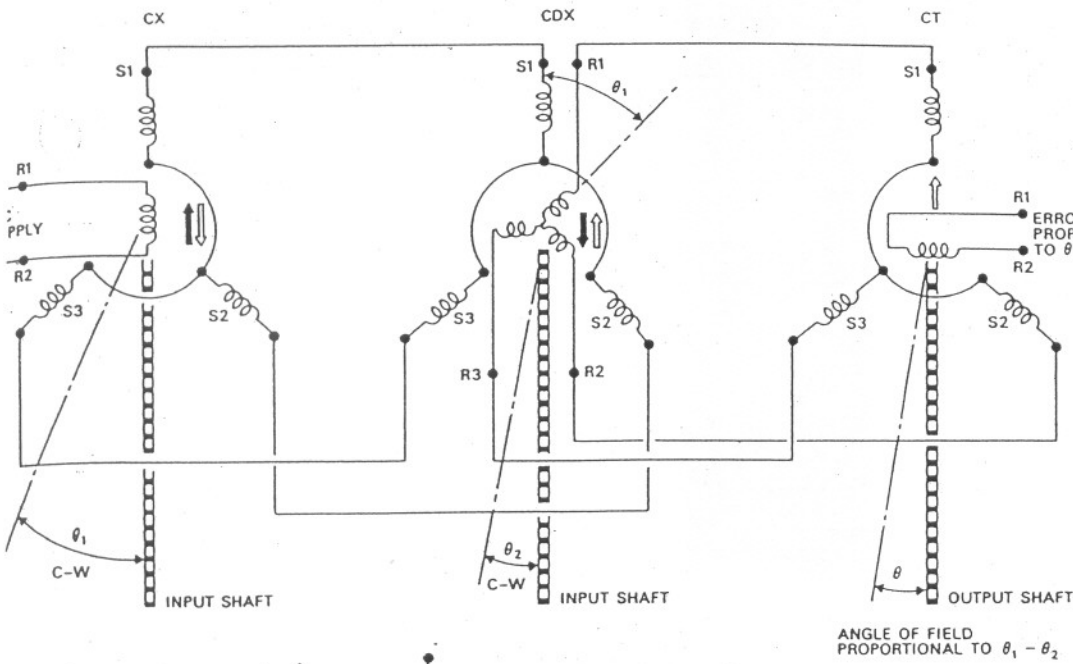


RS

Resolver



CDX synchro



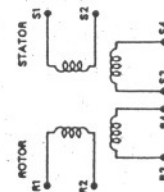
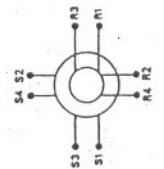
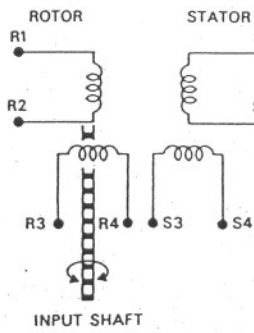
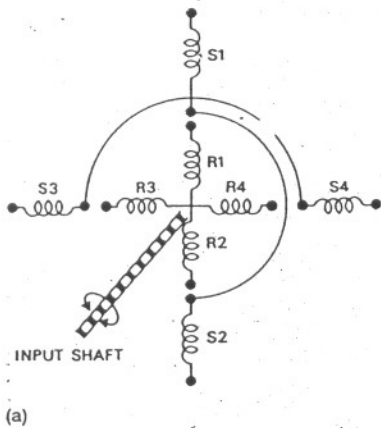
TDX TDR
 CDX CDR

Differential (in a torque system):
 Transmitter Receiver

Differential (in a control system):
 Transmitter Receiver

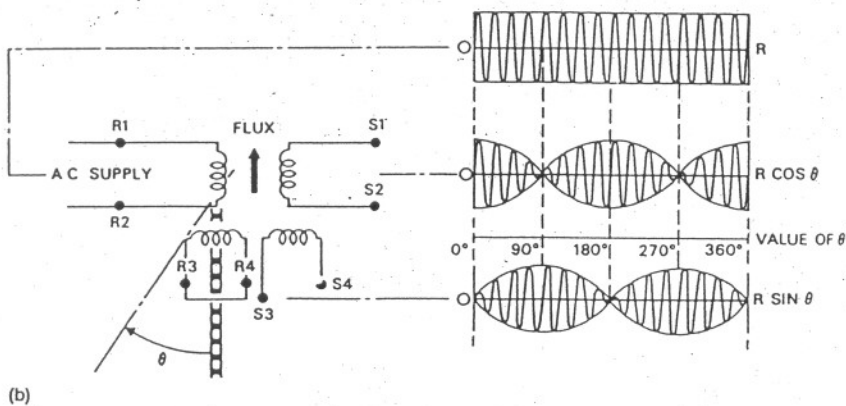
→ ROTOR FIELDS
 → STATOR FIELDS

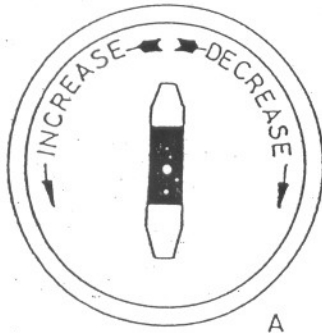
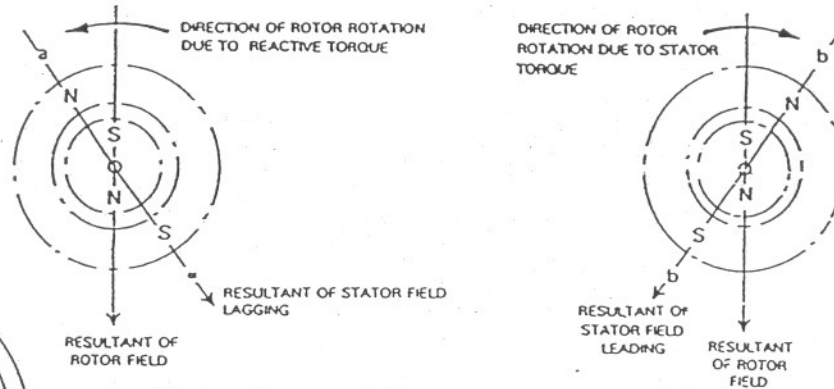
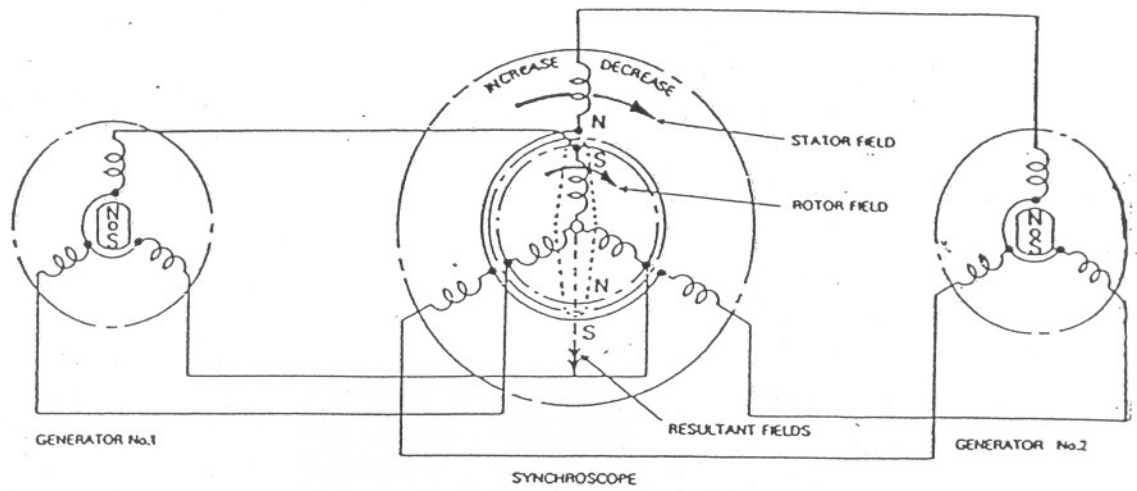
Resolver synchro.



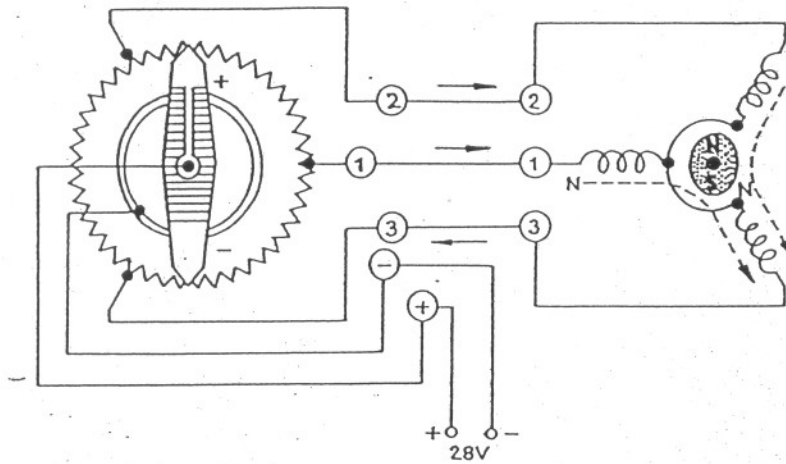
RS

Resolver

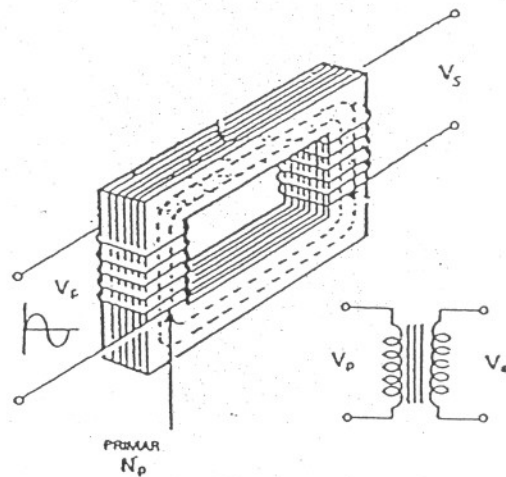


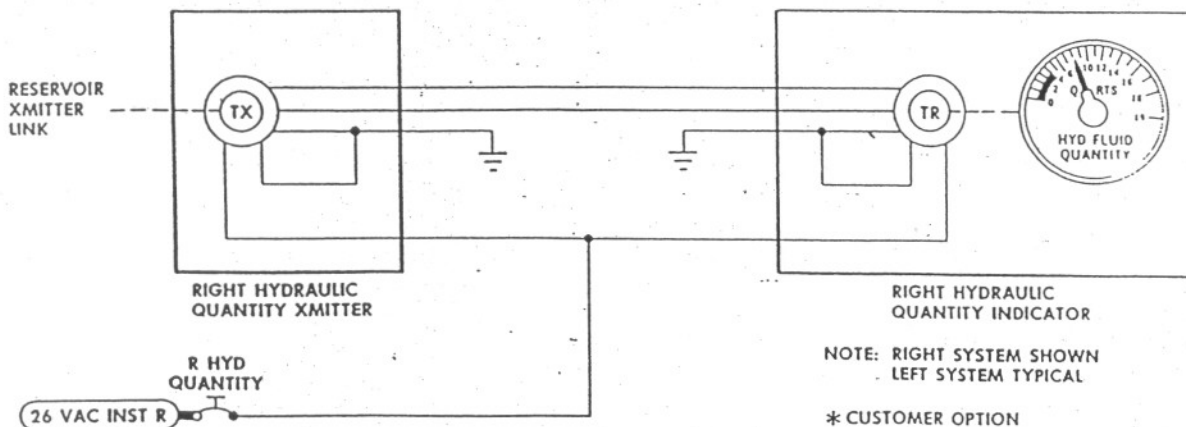
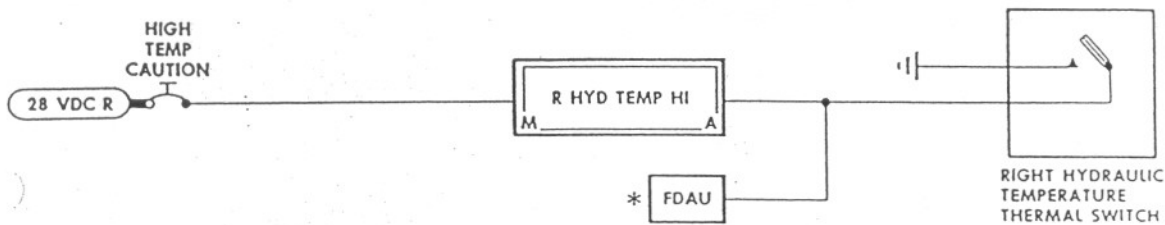
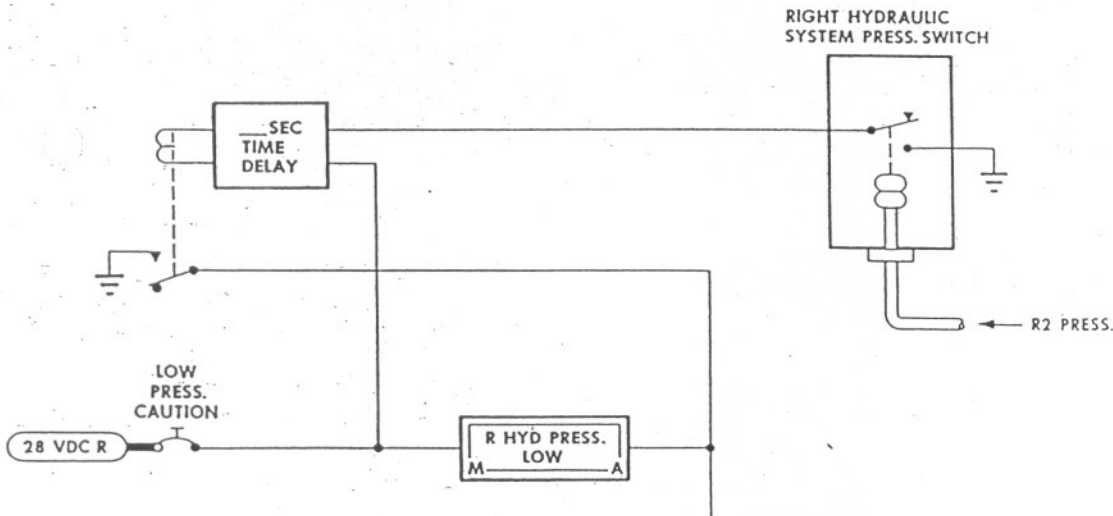
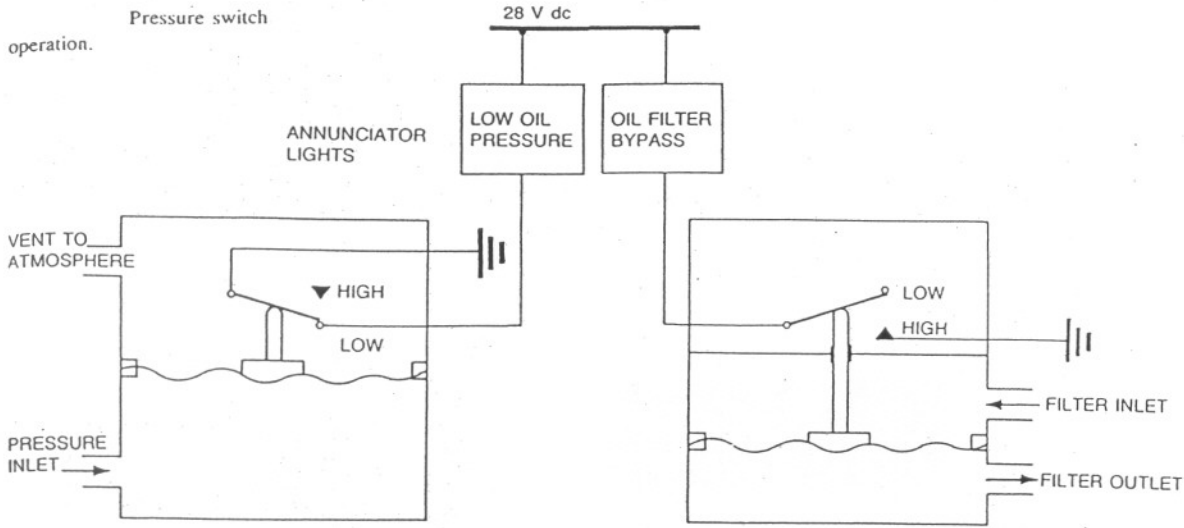


Princip delovanja sinhroskopa



Enosmerni sinhro sistem



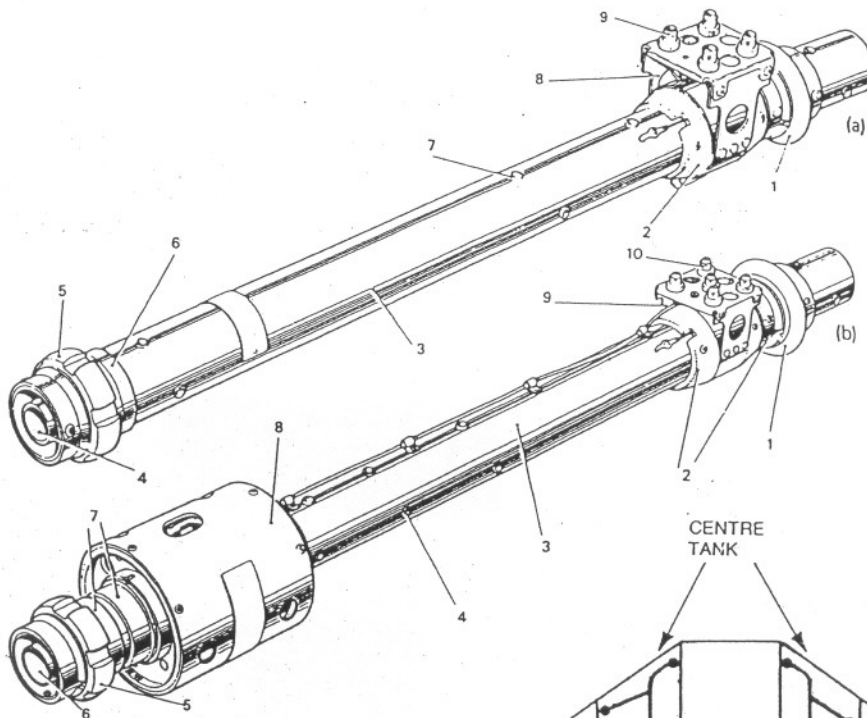


HYDRAULIC HIGH TEMPERATURE AND QUANTITY INDICATION SCHEMATIC

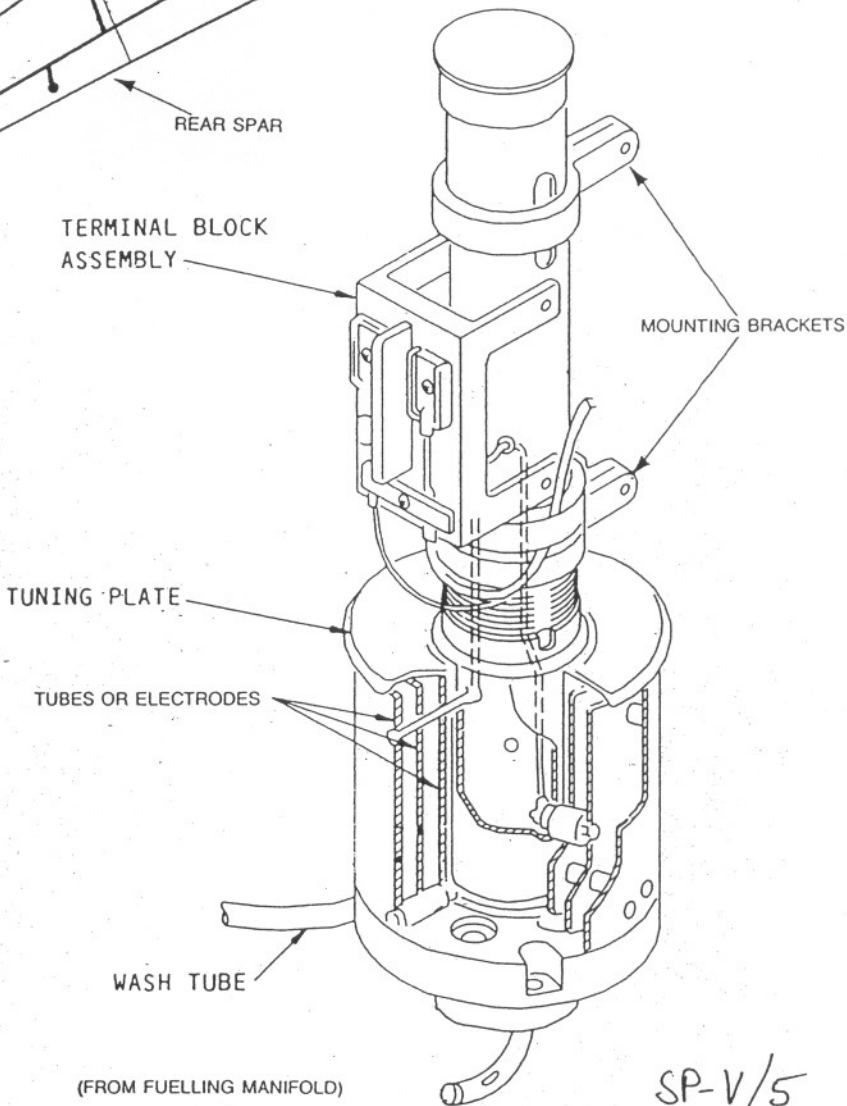
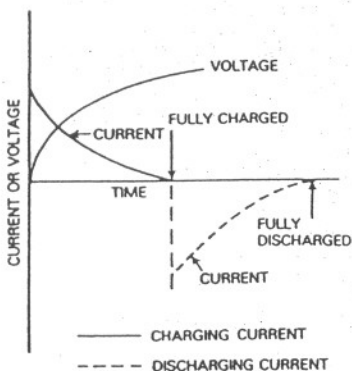
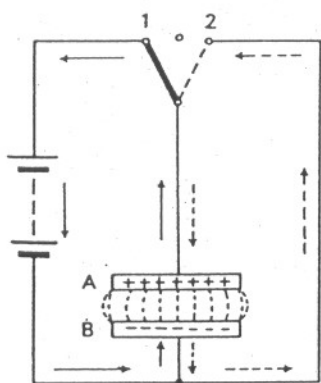
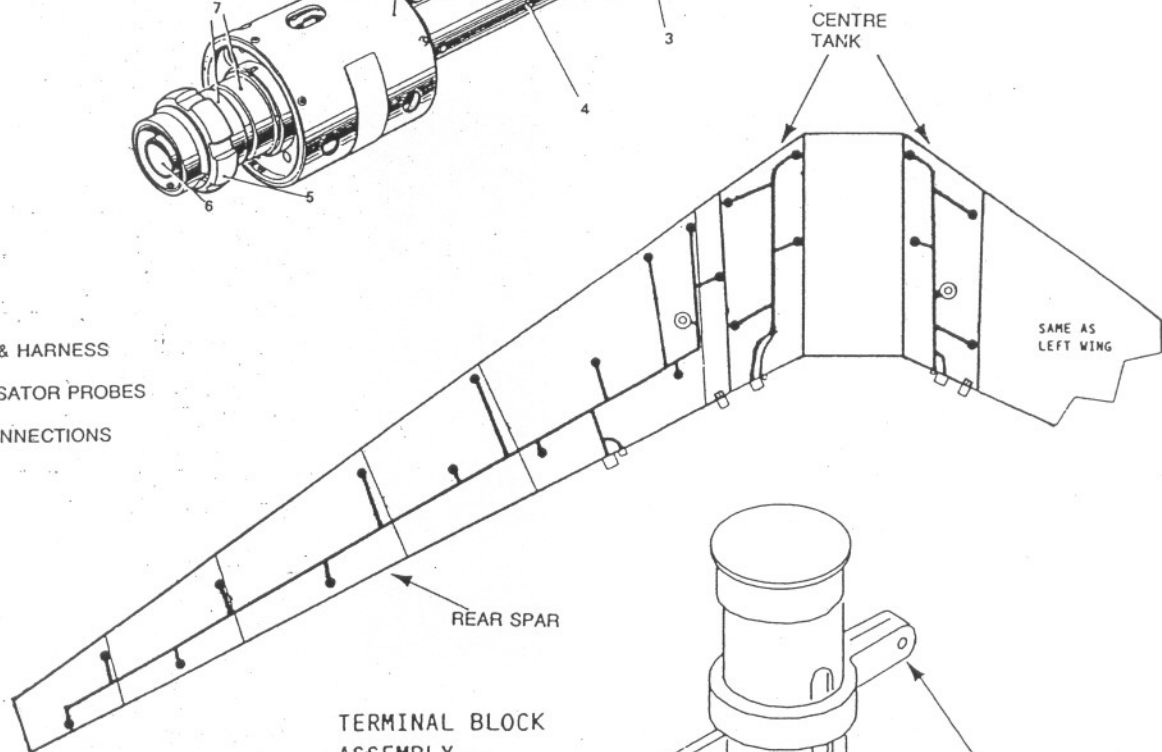
29-86A

SP-V/4

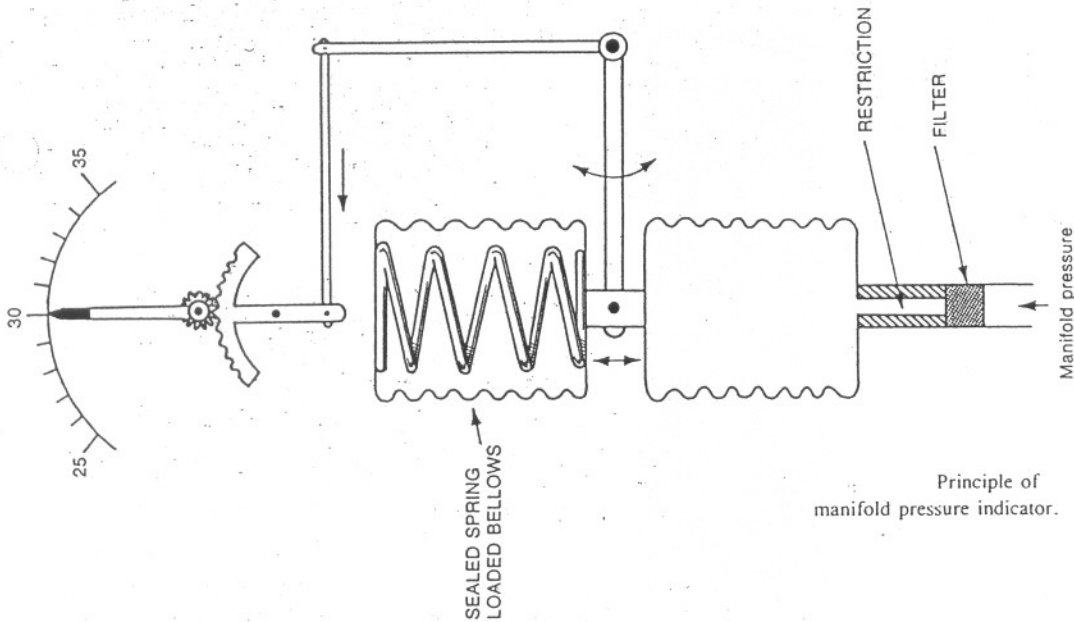
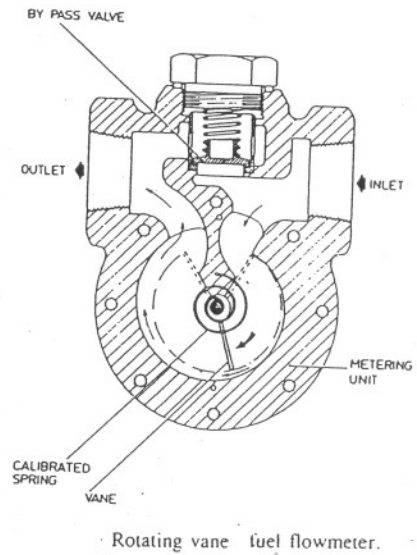
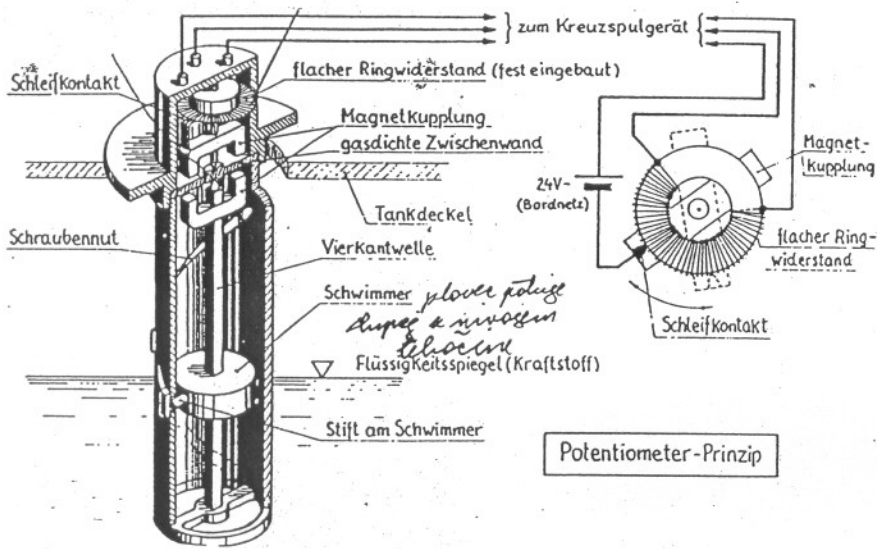
Tank probes.
 (a) Standard probe: 1 rubber ring, 2 nylon sleeve, 3 outer tube, 4 inner tube, 5 rubber ring, 6 nylon sleeve, 7 insulating cross-pin, 8 bracket, 9 miniature coaxial connector;
 (b) probe with compensator: 1 rubber ring, 2 nylon sleeve, 3 outer tube, 4 insulating cross-pin, 5 rubber ring, 6 inner tube, 7 nylon sleeves, 8 reference unit, 9 bracket, 10 miniature coaxial connector.



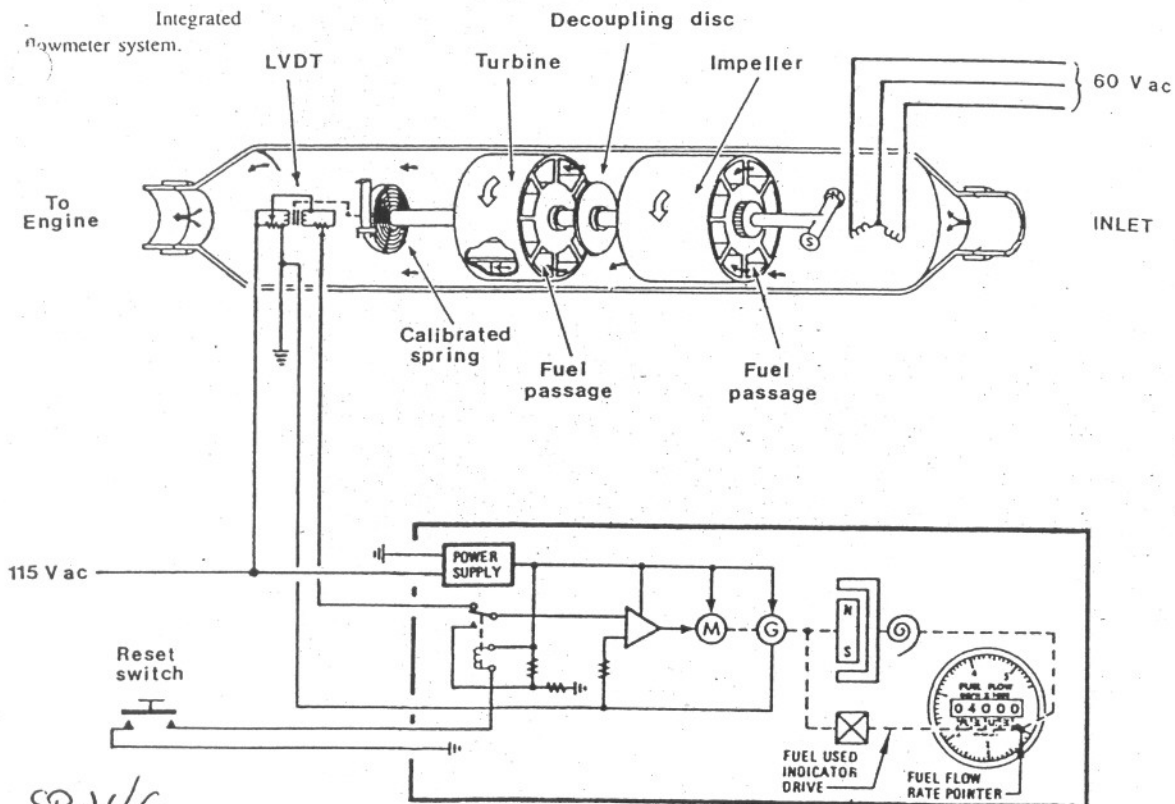
- PROBES & HARNESS
- ⊙ COMPENSATOR PROBES
- PLUG CONNECTIONS



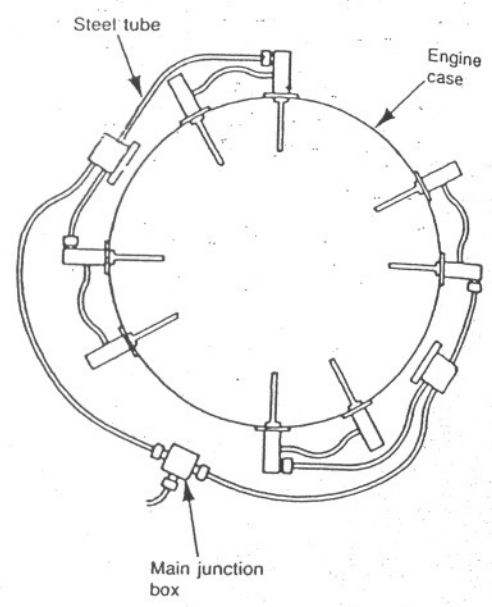
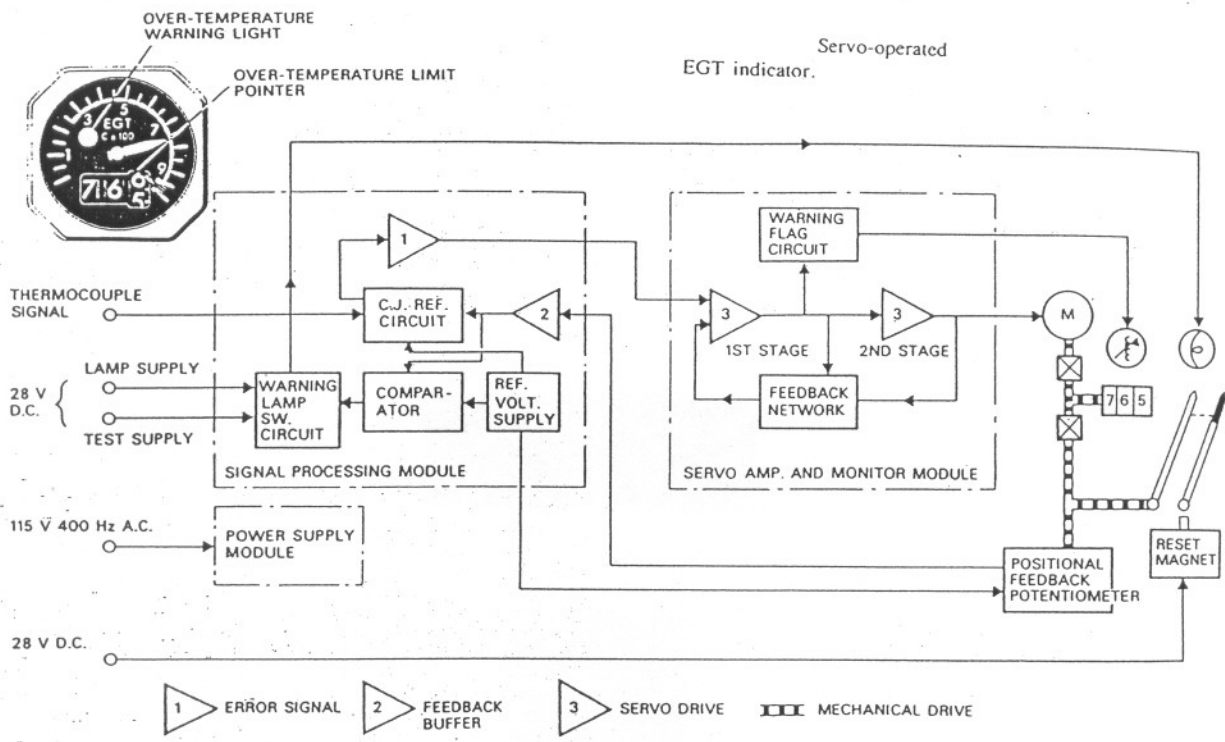
SP-V/5



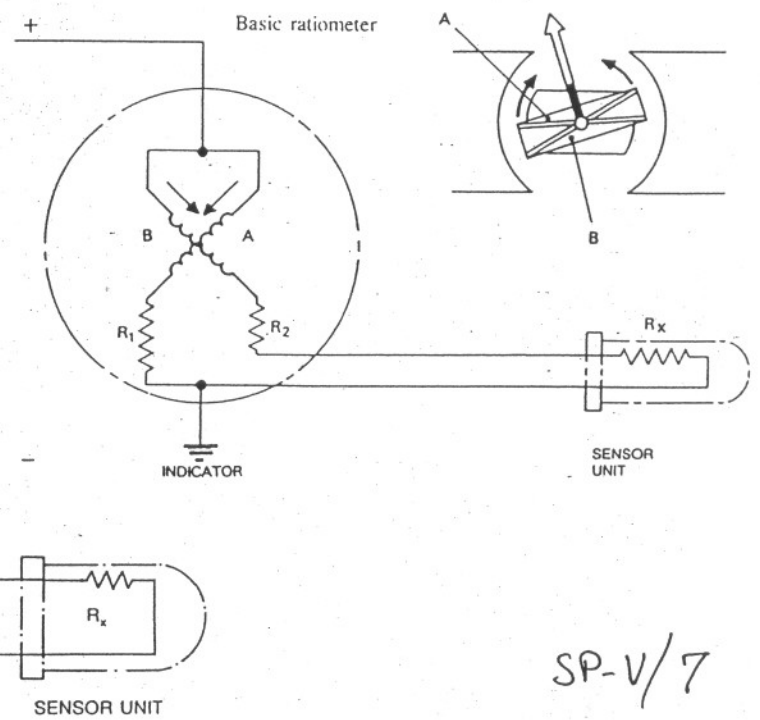
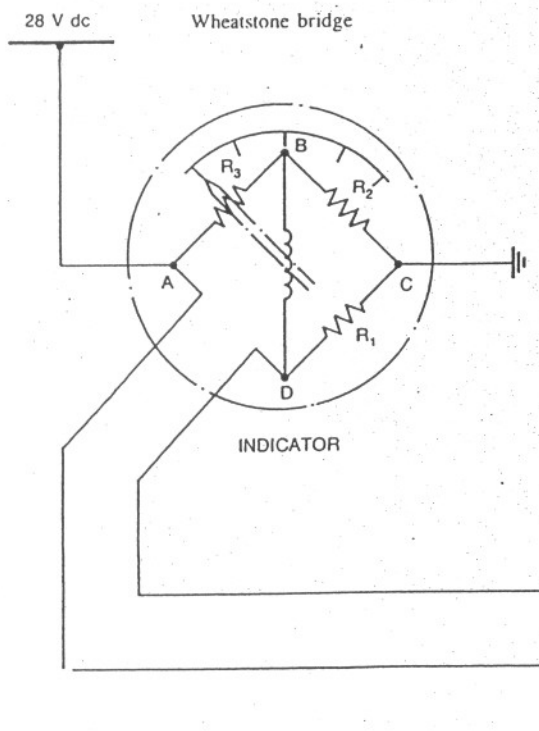
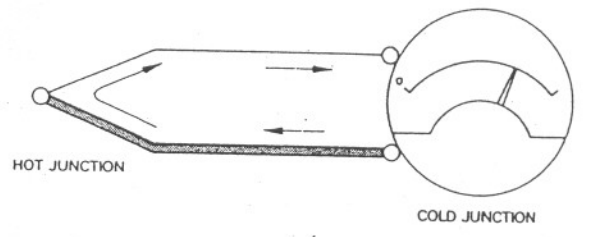
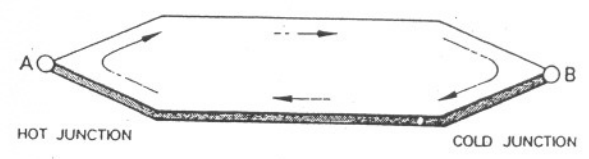
Principle of manifold pressure indicator.



SP-V/6



Thermocouple



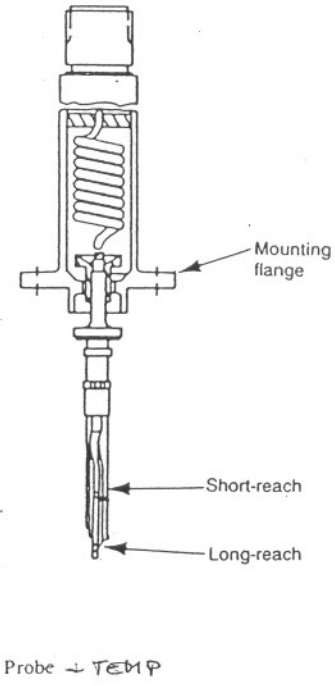
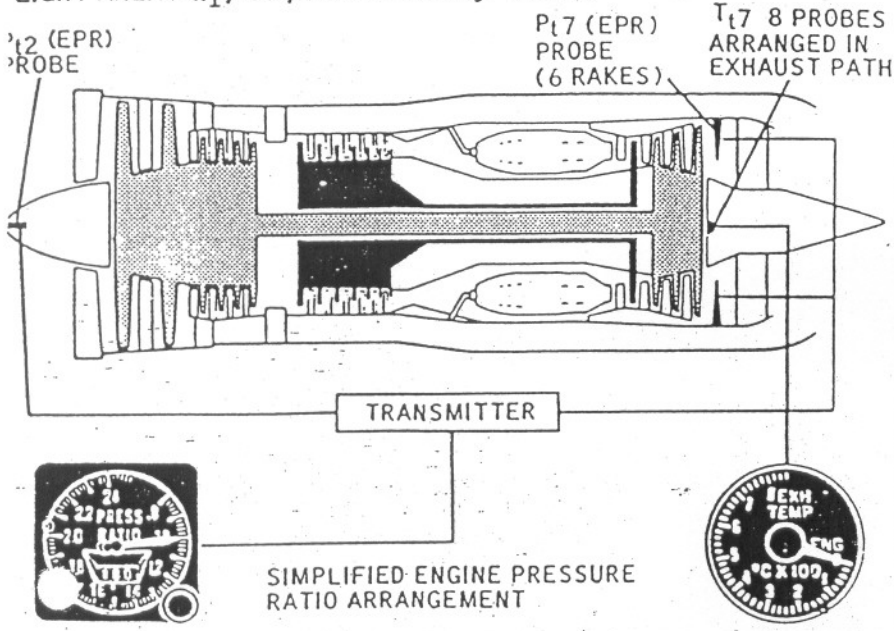
SP-V/7

TURBINE SECTION

The first stage turbine powers the rear compressor rotor (N_2). The second, third and fourth stage turbines power the fan and the front compressor rotor (N_1).

DARK AREA - N_2 and 1st stage turbine.

LIGHT AREA - N_1 , 2nd, 3rd and 4th stage turbines.



ENGINE INLET PRESSURE PROBE (P_{12}) AND ENGINE EXHAUST PRESSURE PROBE (P_{17}) These probes measure pressure at the engine inlet and at the engine exhaust. The difference in pressure is expressed as engine pressure ratio and is a measure of thrust. Pressure ratio information is transmitted to the PRESS RATIO Indicators on the center Instrument panel.

TOTAL TEMPERATURE PROBE (T_{17}) Energy, created by heat at the probes, operates the EXH TEMP indicator on the center instrument panel. The indicator shows temperature of the jet exhaust. 881-92B

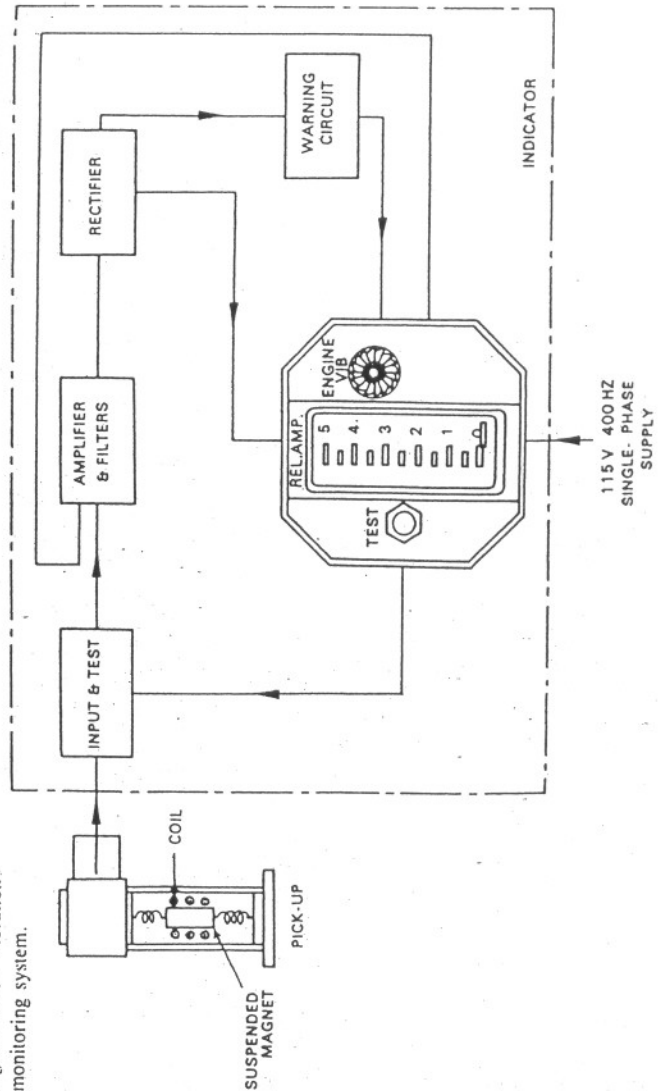
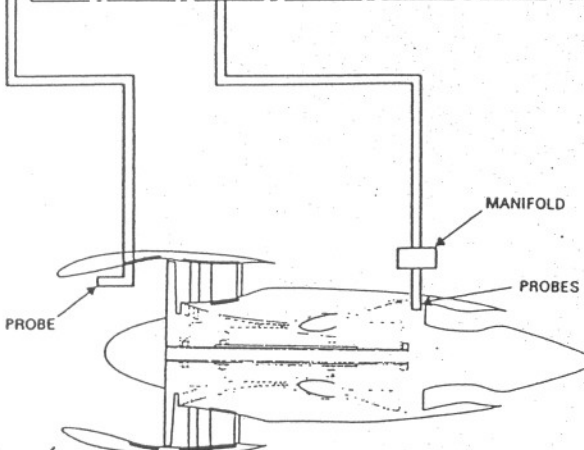
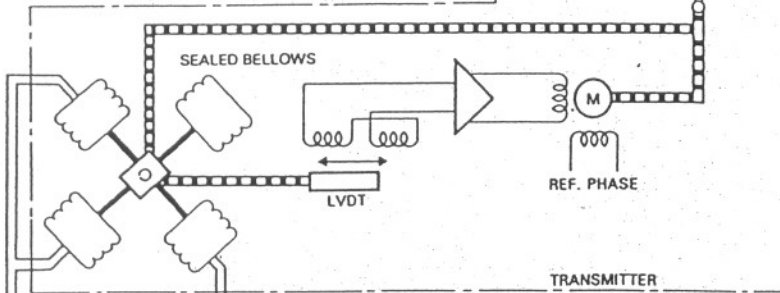
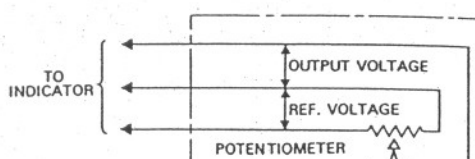
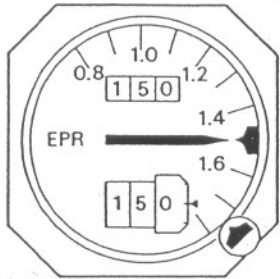
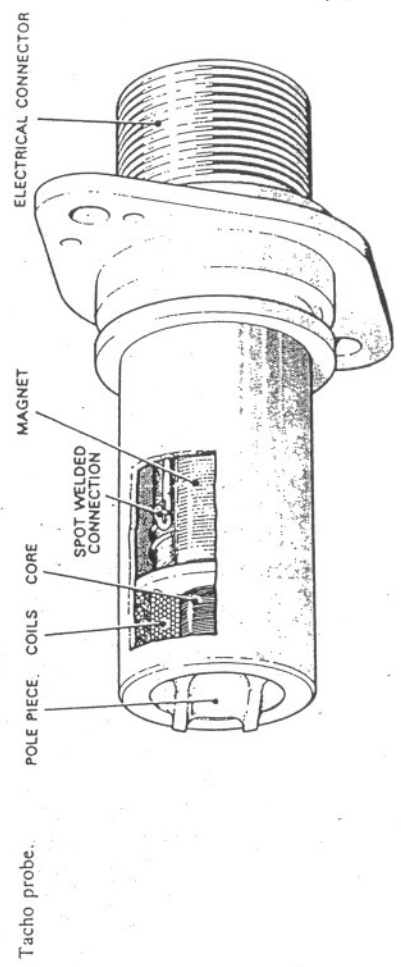
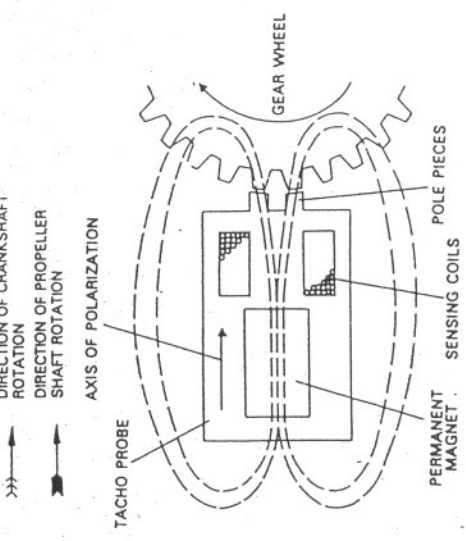
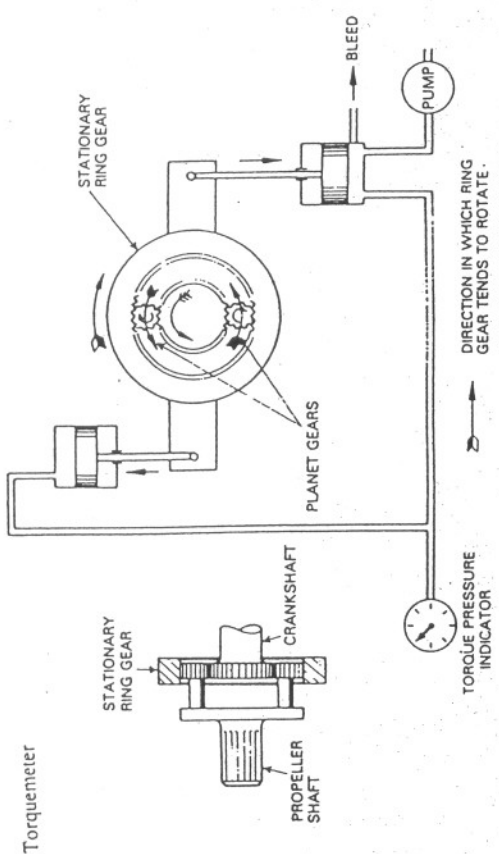
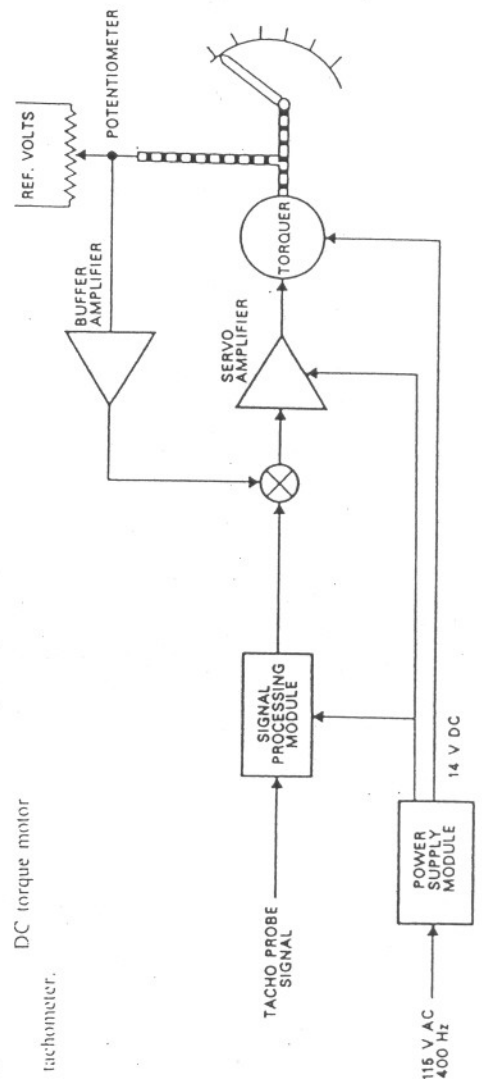
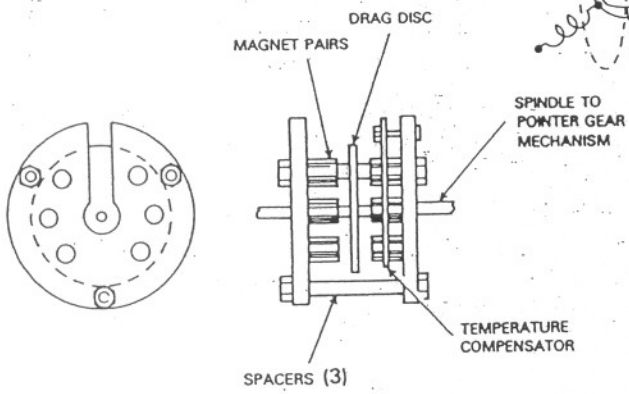
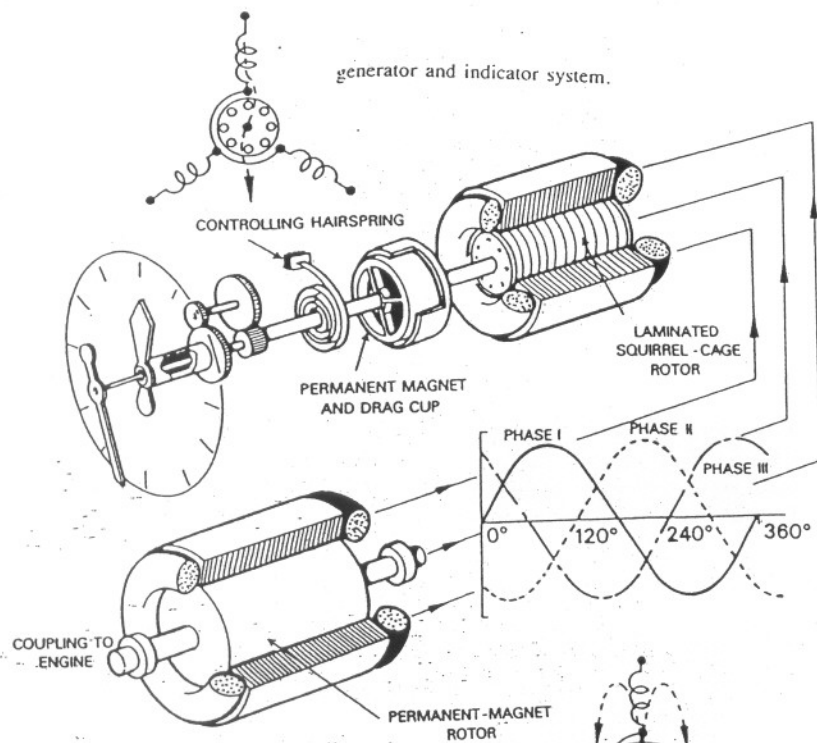


Figure 15.19 Vibration monitoring system.



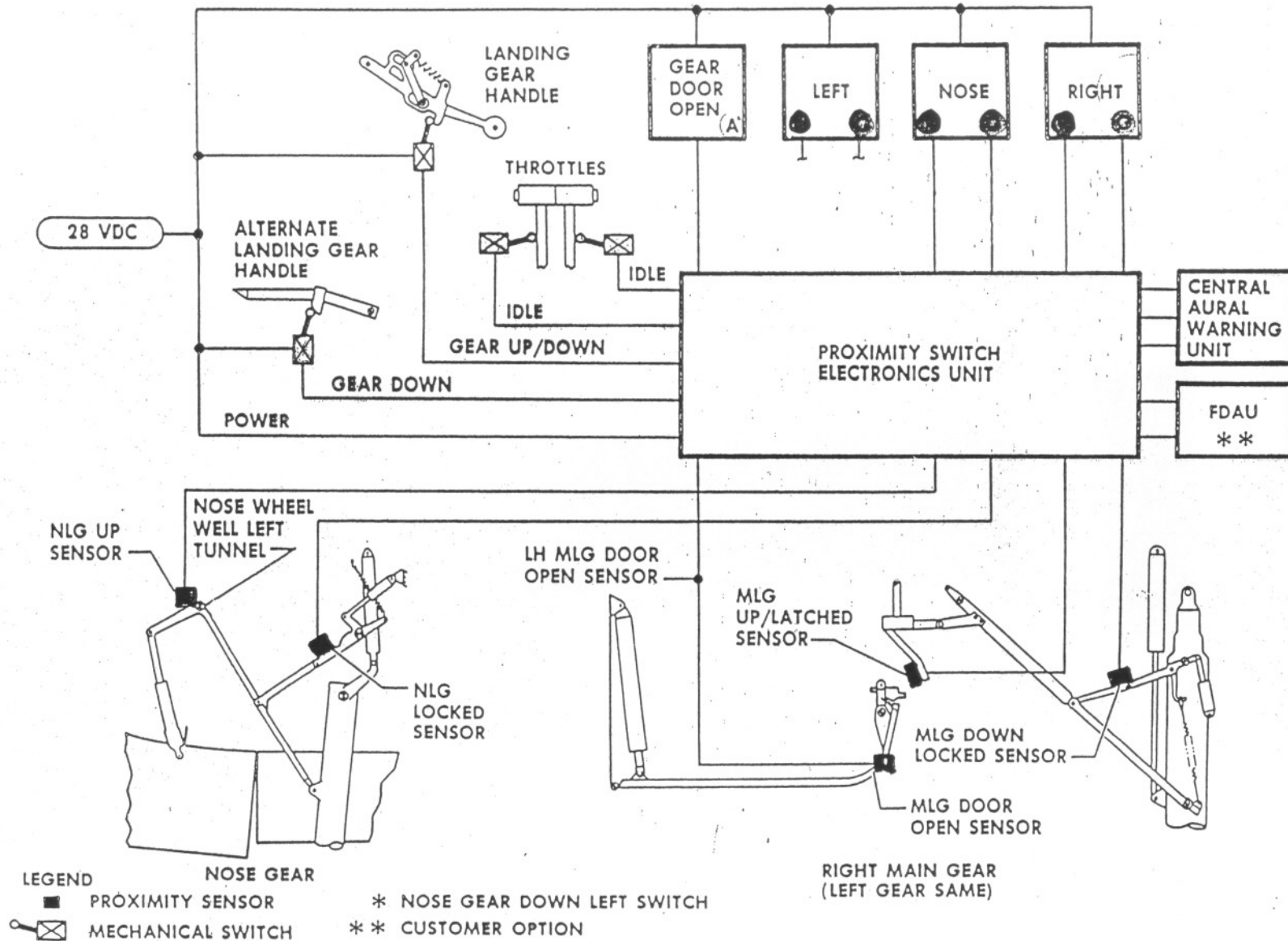
SP-V/9

SP-V/10

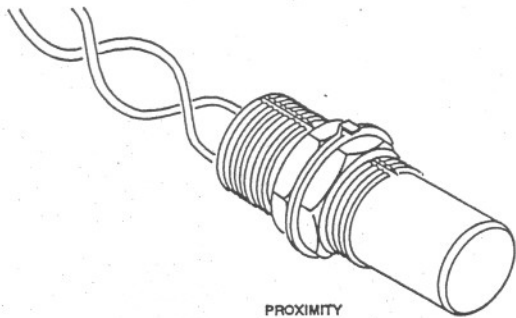
Prepared by:
A. PETELIN

TECHNICAL TRAINING MANUAL

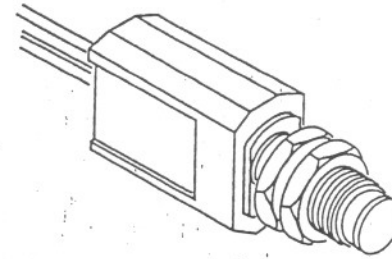
Page: 32/129



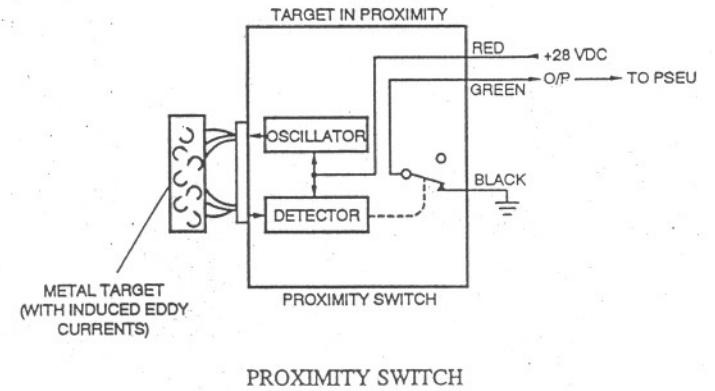
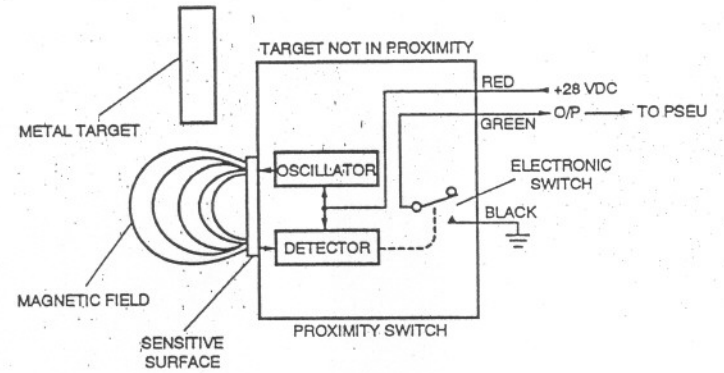
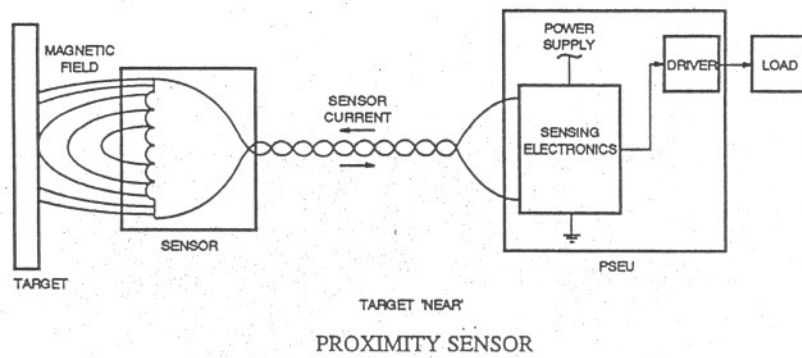
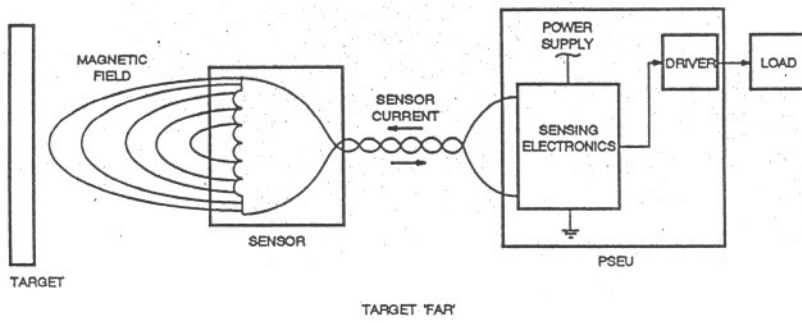
LANDING GEAR POSITION INDICATION DIAGRAM



PROXIMITY SENSOR

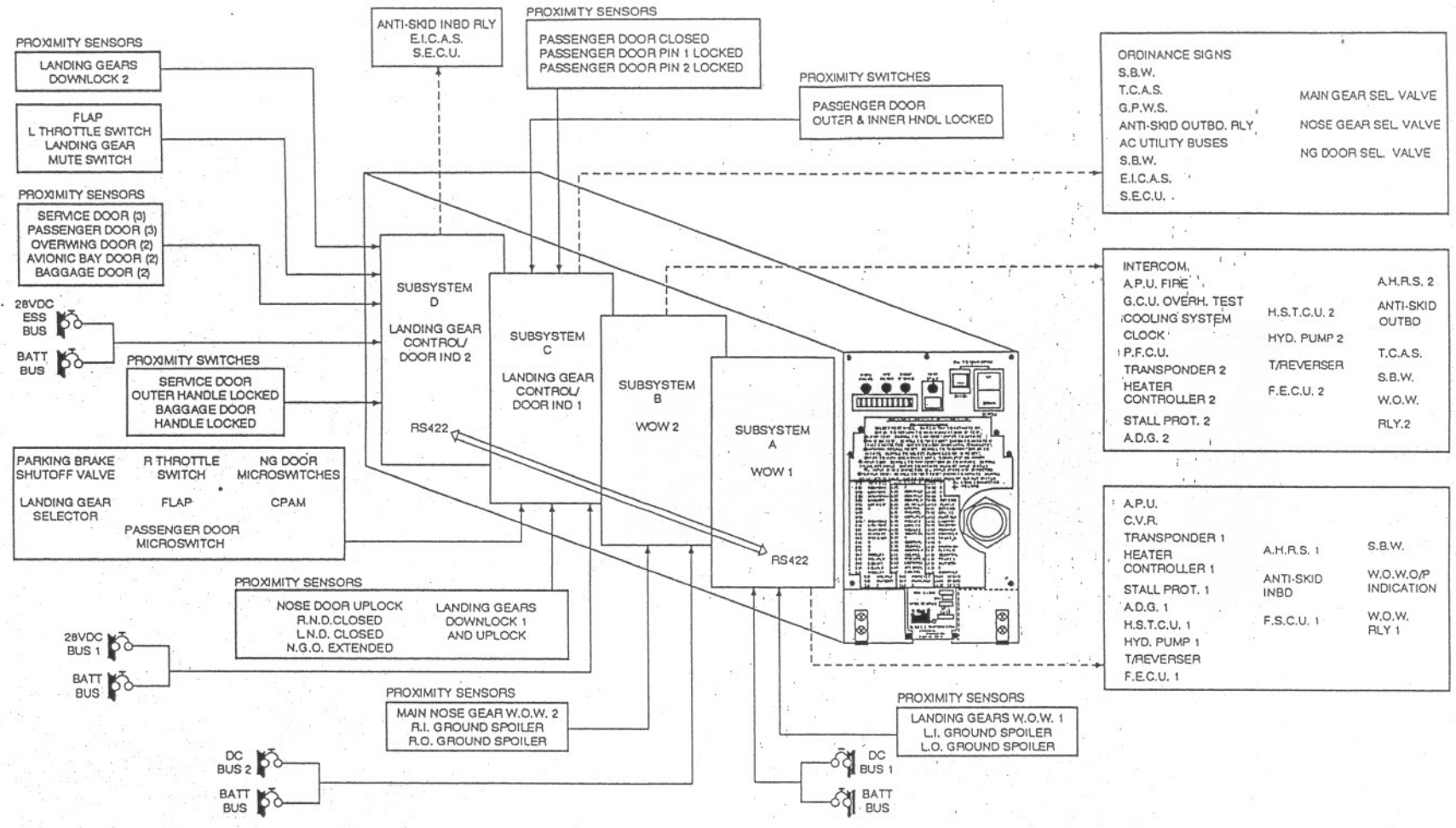


PROXIMITY SWITCH

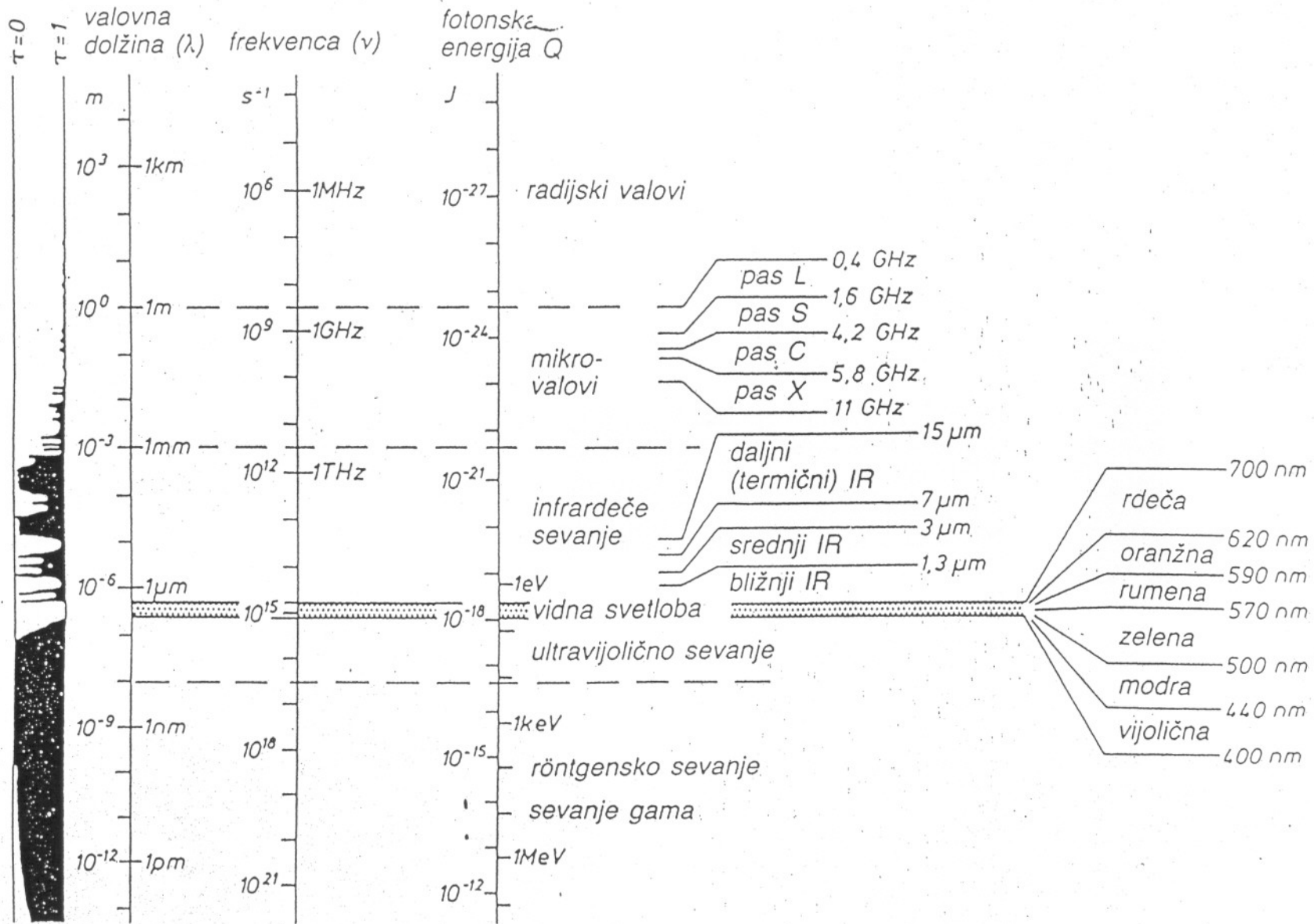


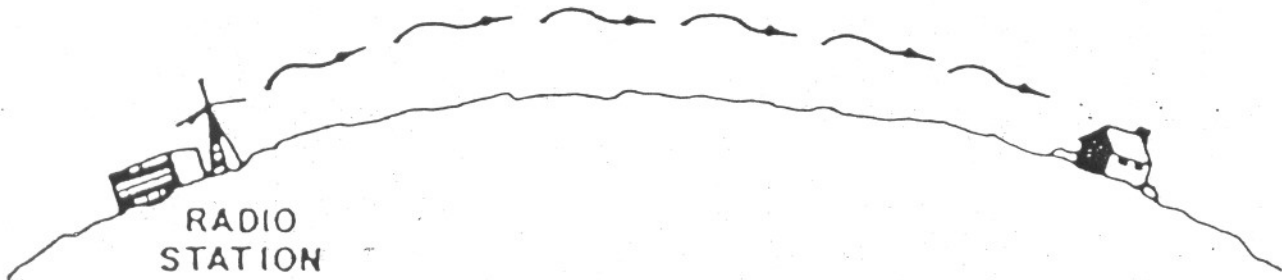
SP-V/11

SP-V/12



PROXIMITY SENSING ELECTRONIC UNIT - COMPONENTS

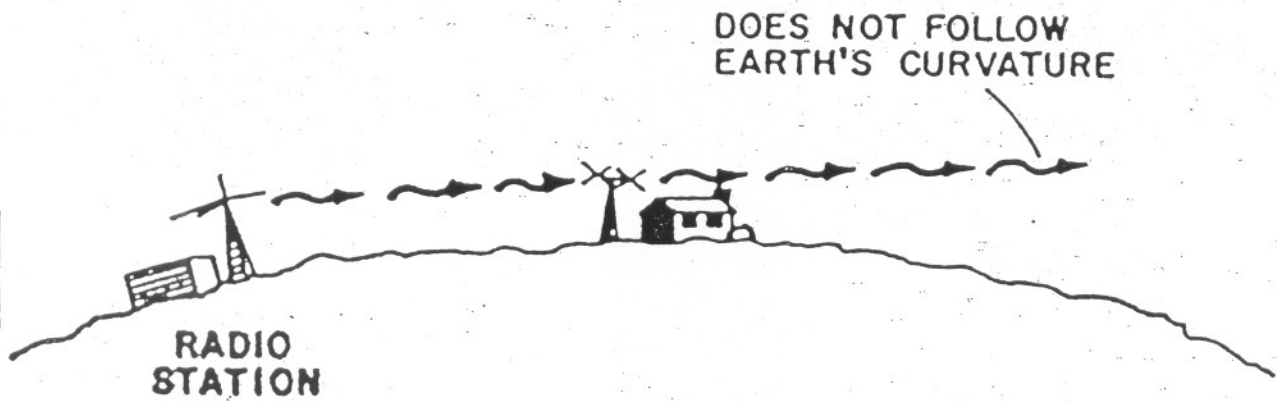




RADIO STATION

GROUND WAVE

POVRŠINSKI

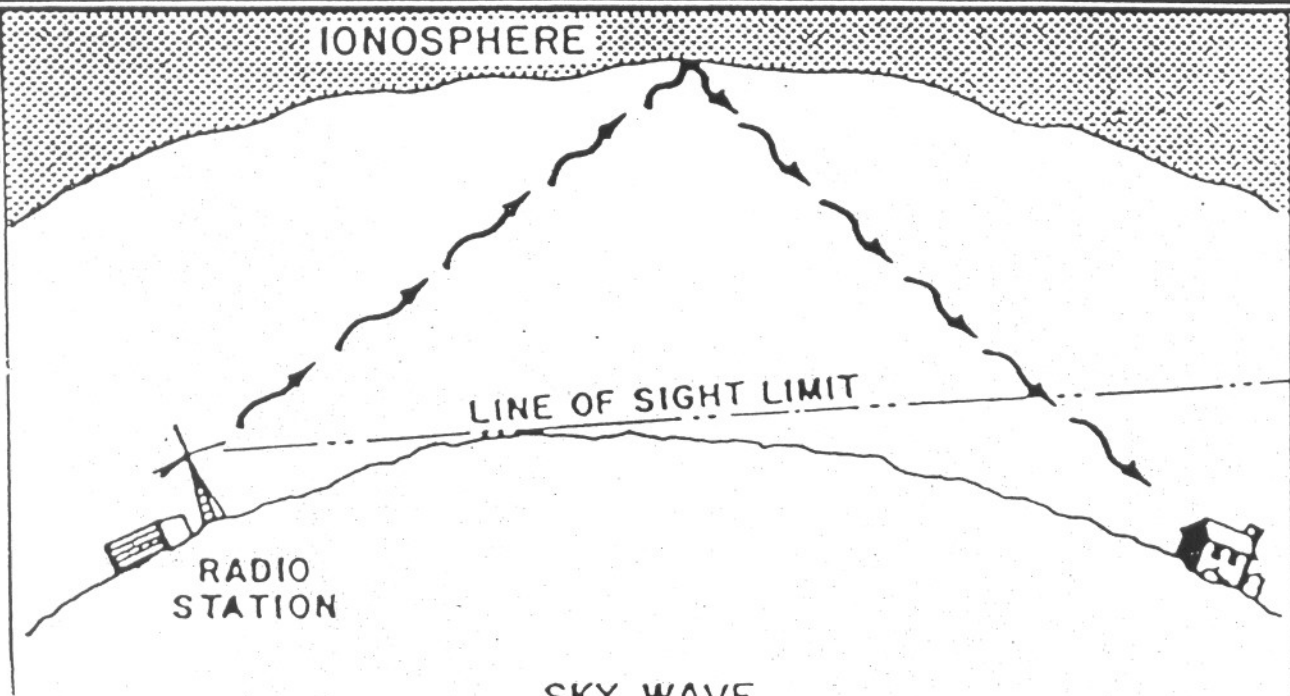


DOES NOT FOLLOW EARTH'S CURVATURE

RADIO STATION

SPACE WAVE

DIREKTNI



IONOSPHERE

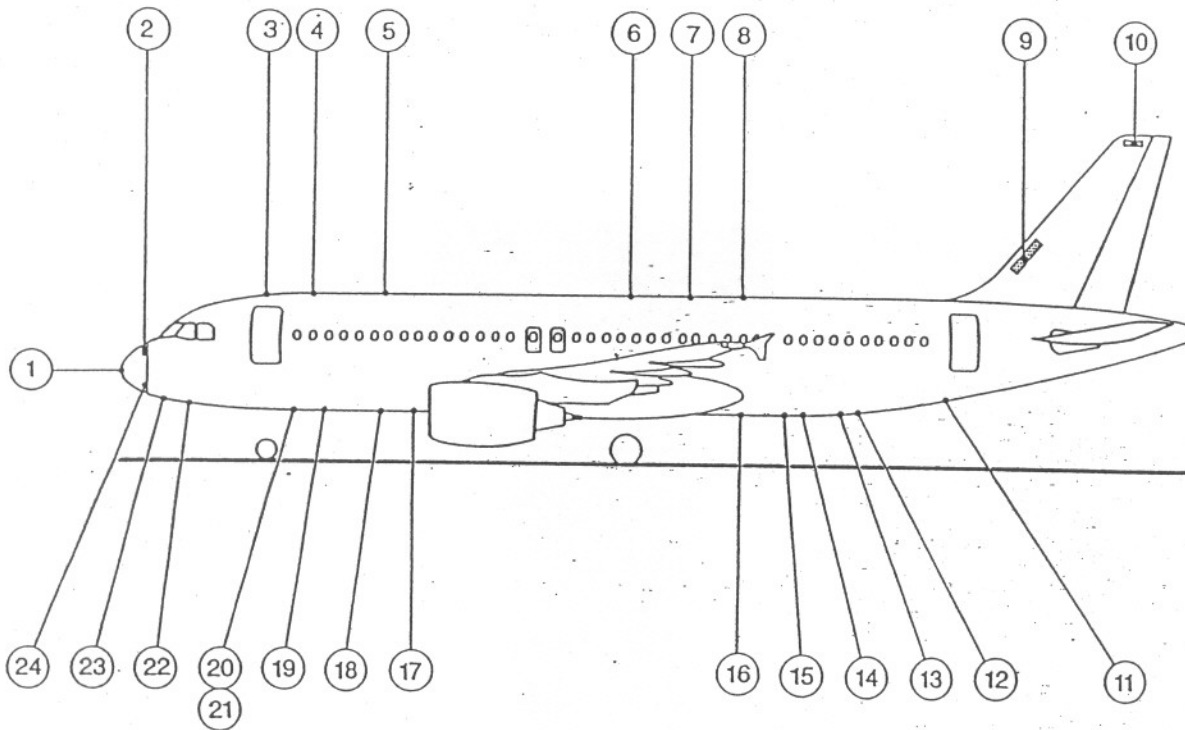
LINE OF SIGHT LIMIT

RADIO STATION

SKY WAVE

PROSTORSKI

Fig. 23-1 Antennas locations

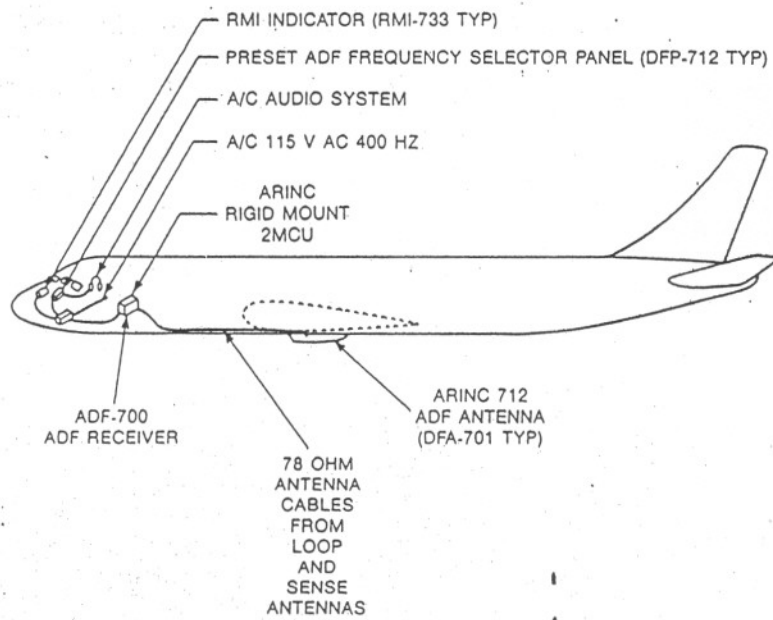
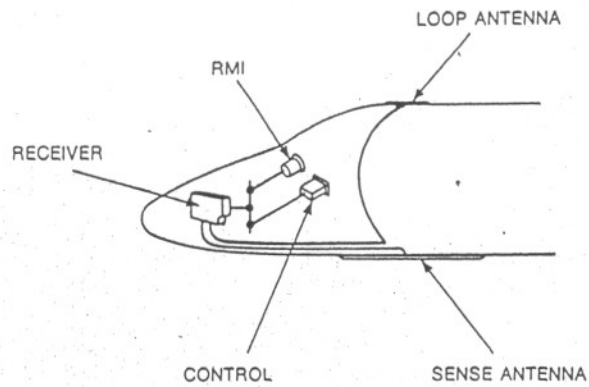


The following antennas are installed:	
1	Weather radar
2	Localizer (dual)
3	VHF 1
4	ATC mode S (structural provision)
5	TCAS (space provision)
6	ADF 1
7	ADF 2 (structural provision)
8	VHF 3 (structural provision)
9	HF (structural provision)
10	VOR (dual)
11	MLS aft (space provision)
12/13	Radio altimeter 2
14/15	Radio altimeter 1
16	VHF 2
17	Marker
18	TCAS (space provision)
19	DME 2
20	ATC 1
21	ATC 2
22	DME 1
23	MLS forward (space provision)
24	Glideslope (dual)

Note: The numbers are keys to Fig. 23-1.

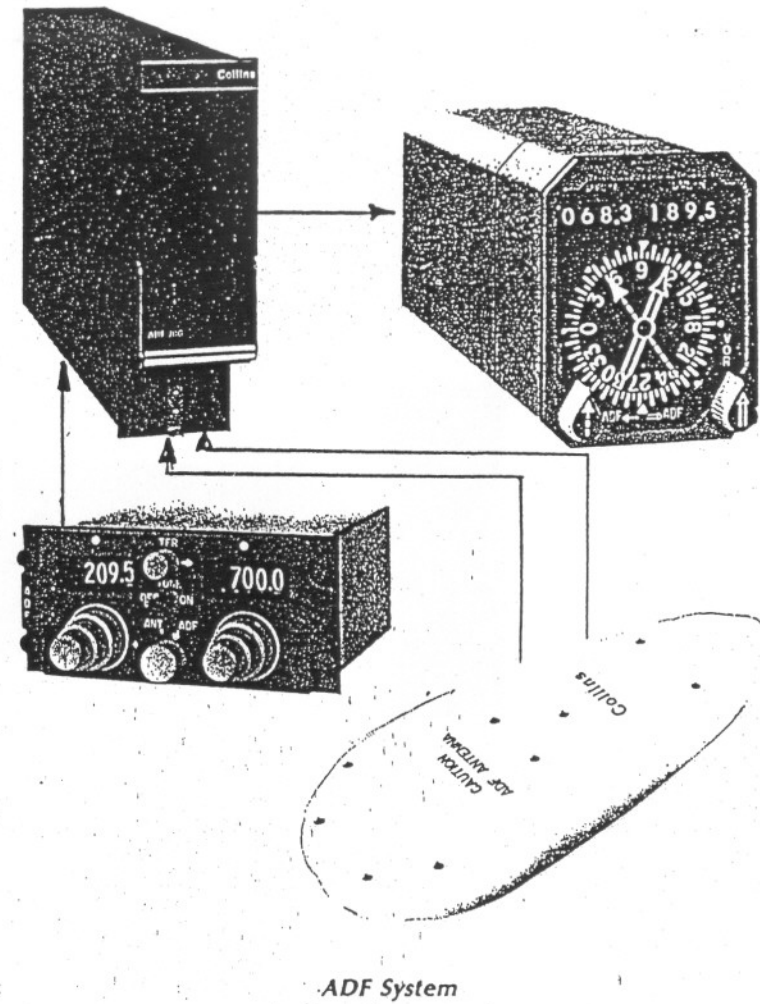
All antennas are removable from outside the aircraft requiring no disassembly of cabin or cargo hold linings.

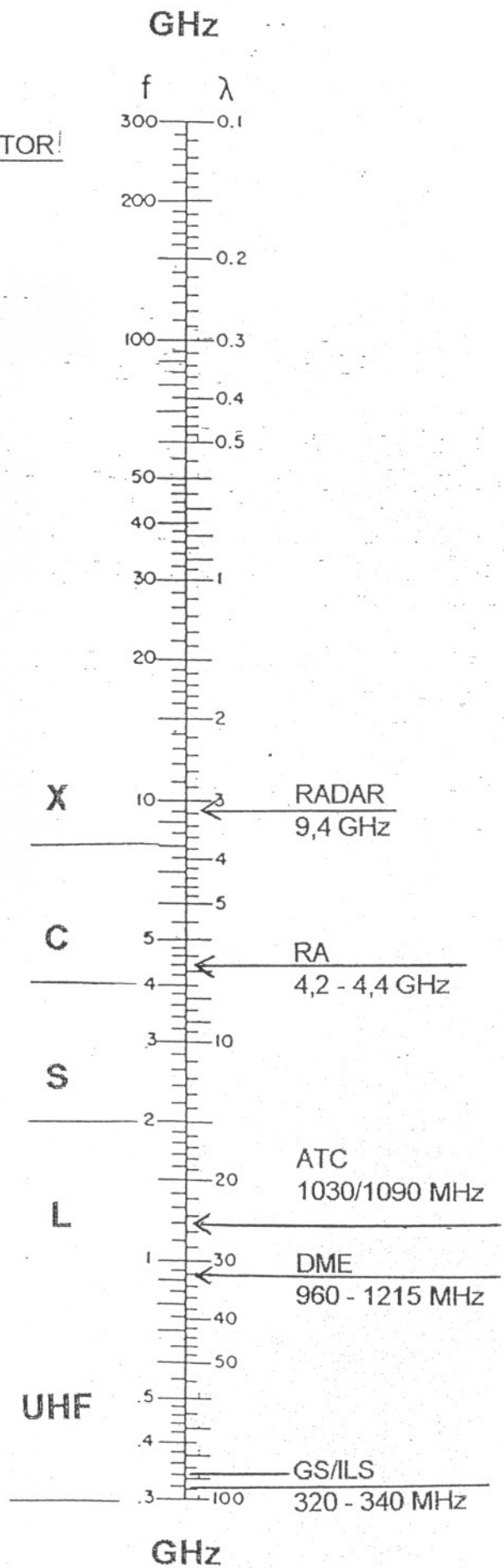
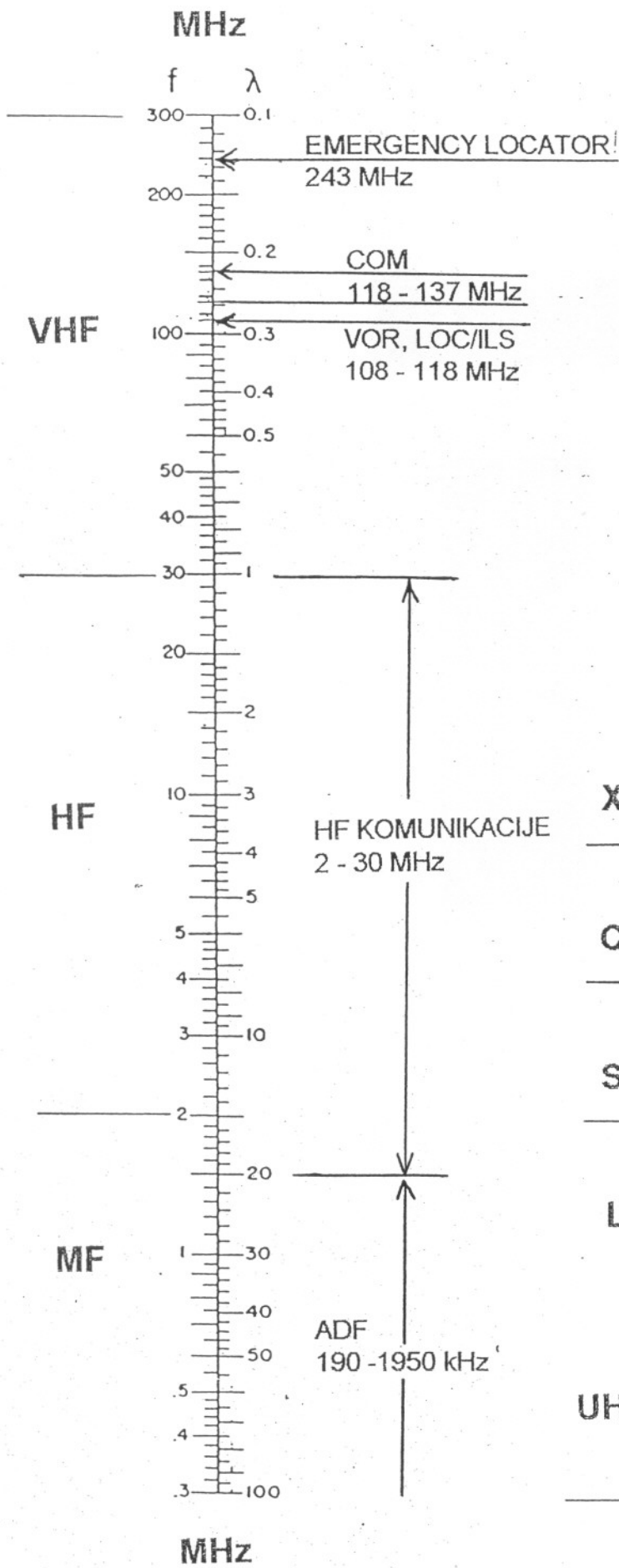
SP VI/4



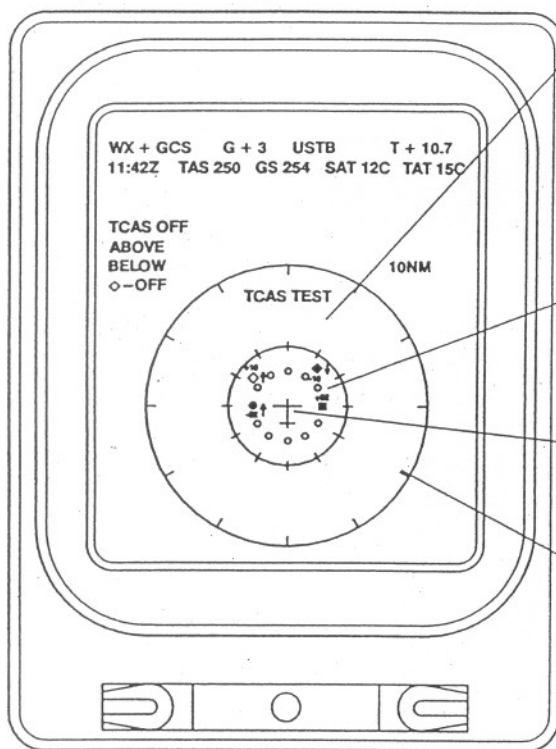
Typical ADF Installations

Airborne Equipment





SP-VI/5



TCAS Traffic Display
Displays TCAS traffic and resolution advisories in a 360-degree area around own airplane. Weather radar data can be superimposed.

Two-Mile Range Ring (white)
Small circles indicate two-mile range ring.

Own Aircraft Symbol (white)

Range Ring (white)
Indicates TCAS/RDR range selected at display control panel.

MULTIFUNCTION DISPLAY (2)
PILOT'S AND COPILOT'S INSTRUMENT PANELS

CLOSURE RATE AND RELATIVE ALTITUDE SYMBOLS	
ARROW	INDICATES VERTICAL SPEED OF INTRUDER IS EQUAL TO OR GREATER THAN 500 FEET PER MINUTE.
Up Arrow	Indicates climbing traffic.
Down Arrow	Indicates descending traffic.
Plus Sign (+)	RELATIVE ALTITUDE THREAT, AIRPLANE IS ABOVE OWN AIRPLANE.
Minus Sign (-)	RELATIVE ALTITUDE THREAT, AIRPLANE IS BELOW OWN AIRPLANE.