

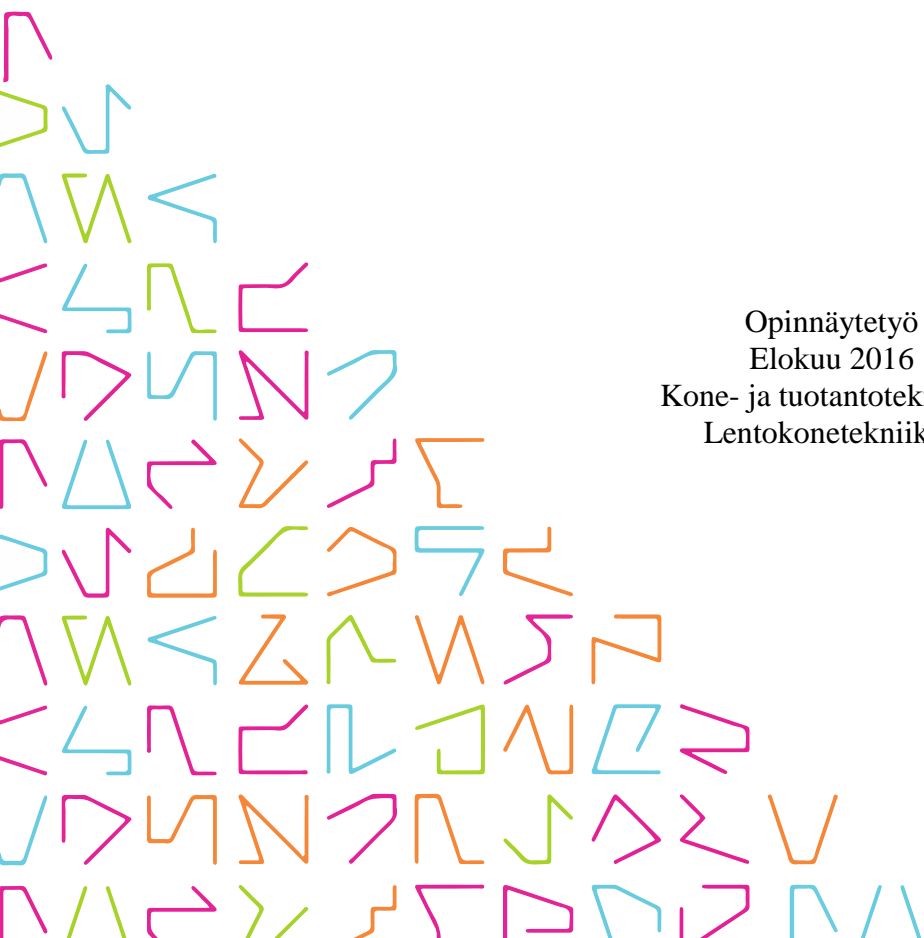


TAMPEREEN
AMMATTIKORKEAKOULU

PIPER PA-31P NAVAJON OHJAAMOPÄIVITYKSEN SUUNNITTELU

Kimmo Halme

Opinnäytetyö
Elokuu 2016
Kone- ja tuotantotekniikka
Lentokonetekniikka



TIIVISTELMÄ

Tampereen ammattikorkeakoulu
Kone- ja tuotantotekniikka
Lentokonetekniikka

HALME, KIMMO:

Piper PA-31P Navajon ohjaamopäivityksen suunnittelu

Opinnäytetyö 43 sivua, joista liitteitä 11 sivua
Elokuu 2016

Tämän opinnäytetyön tavoite oli tehdä ohjaamon ulkoasun ja avioniikkalaitteiden modifikaatiosuunnitelma Piper PA-31P Navajo-lentokoneeseen. Tarkoituksena oli modernisoida vanha ohjaamo nykyaikaiseksi lasiohjaamoksi. Työn tilaajana toimi Tredun eli Tampereen seudun ammattiopiston lentokonetekniikan yksikkö. Työn teoriaosuudessa käsitellään myös yleisesti avioniikan kehitystä ja historiaa sekä esitellään modifikaatiossa vaihtuvien avioniikkajärjestelmien ja -laitteiden yleiset toimintaperiaatteet.

Ohjaamon ulkoasun suunnittelu mallinnettiin Dassault systemsin CATIA-ohjelmalla ja sähkökuvat eli piirikaaviot tehtiin Autodeskin AutoCAD-ohjelmalla. Piirikaavioiden piirtämisen helpottamiseksi tehtiin ensin johtojen kytkentälista Microsoft Office Excel -taulukko-ohjelmalla. Kytkentälista on myös tarpeellinen laitteiden asennusvaiheessa, jotta saadaan minimoitua mahdolliset virheet johtojen asennuksissa. Asennusvaiheessa täytyy käyttää myös avioniikkalaitteiden alkuperäisiä asennusmanuaaleja, jotka eivät ole liitteenä opinnäytetyössä luottamuksellisuuden vuoksi.

Haastavaa opinnäytetyössä oli laitteiden valinta, sillä niitä varten ei oltu määritelty tarkkaa budjettia tai laitevalmistajaa. Valintaprosessi vei oman aikansa, sillä piti selvittää mitkä laitteet olisivat tarkoitukseen sopivia, kohtuuhintaisia sekä yhteensopivia keskenään muiden uusien avioniikkalaitteiden kanssa.

ABSTRACT

Tampereen ammattikorkeakoulu
Tampere University of Applied Sciences
Degree Programme in mechanical and production engineering
Aircraft engineering

HALME, KIMMO:
Cockpit Design Modification of Piper PA- 31P Navajo

Bachelor's thesis 43 pages, appendices 11 pages
August 2016

The goal of this thesis was to make design for cockpit and avionics modification for Piper PA-31P Navajo aircraft. The purpose was to replace the old cockpit instruments with modern glass cockpit. The work was ordered by Tampere vocational schools aviation unit. This thesis's theory part also discusses about the progress and history of avionics, and tells some theory about how the avionics equipment and systems that will be replaced in the modification works.

The cockpit layout design was made with Dassault system's CATIA-program and the design of the wiring schematics were made with Autodesk's AutoCAD-program. To easy up the drawing of the wiring schematics there was firstly made wire connection-list with Microsoft Office excel-program. The wire connection-list is also useful in the installation of the equipment, so the error in the installation of the wires can be minimized. In the installation of the equipment you have to also use the original installation manuals of the equipment, but those are not part of the thesis because of confidentiality.

Deciding equipment was challenging in this thesis because there wasn't any budget or equipment manufacturer that was decided in advance. Because of that the process of figuring out which equipment would be sufficient for the purpose, not too expensive and compatible with the other new avionics equipment.

Key words: Piper PA-31P, avionics, modification

SISÄLLYS

1	JOHDANTO.....	6
2	ESITTELY	7
2.1	Tredu.....	7
2.1.1	Lentokoneasennuksen perustutkinto Tredussa.....	7
2.2	Piper PA-31 Navajo/Pressurized Navajo.....	8
3	AVIONIIKAN KEHITYS JA TIETOTEKNIikka AVIONIKASSA	10
3.1	Esittely	10
3.2	Teknologian kehitys.....	11
3.3	Avioniikkatietokoneen luonne.....	14
3.4	Digitalisaatio	16
3.5	Virkistystiheys	17
4	POISTUVAT JA KORVAAVAT LAITTEET JA JÄRJESTELMÄT	18
4.1	Korkeusmittari	19
4.2	Nopeusmittari.....	20
4.3	Pystynopeusmittari.....	20
4.4	Keinohorisontti	21
4.5	VHF NAV/COM.....	22
4.6	ILS	23
4.7	Transponderi	24
4.8	Audiopaneeli	24
4.9	Autopilotti.....	25
4.10	ADF	26
4.11	DME.....	26
4.12	GPS	26
4.13	IFD	27
4.14	FMS	28
4.15	Magnetometri.....	29
5	OHJAAMO- JA SÄHKÖSUUNNITTELU	30
6	POHDINTA.....	31
	LÄHTEET.....	32
	LIITTEET	33
	Liite 1. Paneelin työkuva.....	33
	Liite 2. Sähkökuvat.....	34
	Liite 3. Kytkentälista	35
	TAULUKKO 1. Kytkentälista	35

LYHENTEET JA TERMIT

FADEC	Täysin digitaalinen moottorinohjain (full authority digital engine control).
LRU	Korvattavissa oleva yksikkö (line-replaceable unit).
ATR	Lentoliikenne radio (air transport radio).
MCU	Modulaarinen yksikkö (modular concept unit).
IMA	Integroitu modulaarinen avioniikka (integrated modular avionics).
RDC	Etäkäyttöinen tiedonkeskitin (remote data concentrator).
MFD	Monitoiminäyttö (multi function display).
CPU	Keskusyksikkö (central processing unit).
CPIOM	Keskusprosessorin I/O moduuli (central processor I/O module).
ADC	Lentodatatietokone (air data computer).
ICAO	Kansainvälinen siviili-ilmailujärjestö (international civil aviation organization).
VHF	Todella korkea taajuus (very high frequency) 30-300MHz.
VHF COM/NAV	VHF radio/navigointi-järjestelmä.
ILS	Mittarilähestymisjärjestelmä (instrument landing system).
Transponder	Toisiotutkavastain (transmitter responder).
ADF	Automaattinen suunnanosoitin (automatic direction finder).
DME	Etäisyydenmittausjärjestelmä (distance measuring equipment).
GPS	Mailmanlaajuinen paikallistamisjärjestelmä (global positioning system).
IFD	Integroitu lentonäyttö-järjestelmä (integrated flight deck).
FMS	Lennohallintajärjestelmä (flight management system).
FAA	Federal aviation administration.

1 JOHDANTO

Tämän opinnäytetyön tarkoituksena on tehdä modifikaatiosuunnitelma Tredun omistamaan Piper PA-31P Navajo liikennelentokoneeseen, minkä pohjalta Tredun avioniikka-asentajaopiskelijat voisivat rakentaa kyseisen modifikaation. Modifikaatiosuunnitelma pitää sisällään uusien avioniikkalaitteiden valinnan, sekä uusien sähkökuvien ja ohjaamon ulkoasun suunnittelun.

Modifikaatiosuunnitelma tehdään, jotta vanhentunutta tekniikkaa sisältävä lentokone saataisiin nykyaikaistettua. Nykyaikaistamisen ja uusien laitteiden asentamisen myötä lentokone saadaan palautettua takaisin opetuskäyttöön.

Opinnäytetyön raportointi osuus pitää sisällään myös tietoa avioniikkalaitteiden ja -järjestelmien kehityksestä. Siinä esitellään myös lyhyesti vaihdettavien avioniikkalaitteiden ja -järjestelmien toimintaperiaatteet ja tarkoitukset.

2 ESITTELY

2.1 Tredu

Tredu eli Tampereenseudun ammattiopisto on toisen asteen koulu, jolla on yhteensä 20 toimipistettä Tampereelle, Ikaalisissa, Kangasalla, Lempäälässä, Nokiolla, Orivedellä, Virroilla ja Ylöjärvellä. Tredu tarjoaa koulutusta nuorille, aikuisille sekä oppisopimuksella. (Tredu 2016.)

Tredussa on mahdollista opiskella 34:tä eri perustutkintoa, joista 28:tä on nuorten toteutus. Tarjolla on myös 30 ammattitutkintoa ja 14 erikoisammattitutkintoa. Tredussa on n. 8000 opiskelijaa nuorten koulutuksessa sekä n. 8000 opiskelijaa aikuiskoulutuksessa. (Tredu 2016.)

Tredussa voi suorittaa ammatillisia yhdistelmäutkintoja, sekä lukio-opintoja ammattiopintojen ohella. Joitain ammatteja on mahdollista opiskella myös englanniksi. (Tredu 2016.)

2.1.1 Lentokoneasennuksen perustutkinto Tredussa

Lentokoneasennuksen perustutkinnon opetuspaikkoina toimii Tredun pirkankadun toimipiste, sekä pirkkalan lentoasemalla sijaitseva toimipiste minne koulutus siirtyy syksystä 2017 alkaen kokonaisuudessaan. Koulutuksesta valmistuu ammattinimikkeellä avioniikka-asentaja, ja opinnot on mahdollista suorittaa myös yo-pohjaisena. (Tredu 2016.)

Avioniikka-asentajan osaamiseen kuulu yleisen lentokonetekniikan lisäksi syvästi avioniikkalaitteisiin ja -järjestelmiin liittyvä elektroniikka. Koulutuksen teoriaosuus koostuu mm. eri lentokonejärjestelmistä (ohjaus, navigointi, valvonta ja viihdytys), elektroniikasta, aerodynamiikasta, sekä sähkö-, digitaali-, radio- ja huoltotekniikasta. Käytännöosuus sisältää Suomessa tai ulkomailla suoritettavan työssäoppimisjakson, sekä työtiloissa ja lentokonehallissa suoritettavia huolto- ja mittausharjoituksia. (Tredu 2016.)

Koulutus vaatii nuhteetonta taustaa sekä ilmailulääkärin antamaa lääkärintodistusta, jotta tiedetään soveltuuko opiskelija työskentelemään lentokoneympäristössä. Lisäksi huolellisuus, tunnollisuus, vastuullisuus ja ohjeiden tarkka noudattaminen, sekä matemaattinen ja tekninen ajattelutaito ovat tärkeitä ilmailualla. Myös englannin kielen taidosta on hyötyä, sillä suurin osa ohjekirjallisuudesta on englanninkielistä. (Tredu 2016.)

2.2 Piper PA-31 Navajo/Pressurized Navajo

Piper PA-31 Navajo on kaksimoottorinen hyvin onnistunut 6/8 hengen matkustajakone, josta on tehty useampia versioita. Tämän vuoksi se on mukautunut monenlaiseen käyttötarkoitukseen, kuten mm. työmatkakoneeksi, ilmataksiksi, liikelentokoneeksi ja kevyen lentorahdin kuljettajaksi. (Airliners 2016.)

PA-31 lentokoneen kehitys alkoi yhtiön perustajan William T Piperin pyynnöstä, ja koneen projektinimi oli Inca. Ensimmäisen PA-31 prototyypin ensilento suoritettiin 1964, ja se oli aikansa suurin Piper lentokone. Koneiden tuotanto alkoi 1967, ja ensimmäiset mallit olivat PA-31-310 ja PA-31-300. Koneesta kehitettiin myös vuonna 1971 versio PA-31-310 Navajo B, sekä vuonna 1974 Navajo C ja PA-31-325 Navajo C/R. (Airliners 2016.)

PA-31P-425 Pressurized Navajo oli suunnattu yritysmarkkinoille, ja siinä on suurempi maksimi lentoonlähtöpaino, vahvistettu runko ja laskutelineet, sekä pidennetty nokka ja paineistettu ohjaamo. Kone oli tuotannossa vuosina 1970-1984. (Airliners 2016.)

TAULUKKO 1. PA-31P ominaisuudet (Airliners 2016.)

Moottorit	2x Lycoming TIGO-541-E1A
Teho	2x 317kW (425hv)
Suorituskyky	
Max nopeus	451km/h
Max matkalentonopeus	428km/h
Pitkän matkan matkalentonopus	306km/h
Max nousunopeus	1740ft/min
Max toimintakorkeus	29000ft
Max toimintamatka	2150km
Paino	
Tyhjäpaino	2380kg
Max lentoonlähtöpaino	3540kg
Istuinten määrä	6 tai 8
Mitat	
Siipiväli	12,4m
Siipipinta-ala	21,3m ²
Pituus	10,52m
Korkeus	4,04m



KUVA 1. Piper PA-31 Pressurized Navajo

3 AVIONIIKAN KEHITYS JA TIETOTEKNIikka AVIONIIKASSA

3.1 Esittely

Elektroniikan käyttö avioniikassa sai ensisysäyksen toisen mailmansodan aikana, kun viestintälaitteet kehittyivät, ja magnetronia käyttävä lentokonetutka, elektroniputki sekä niihin liittyvien tekniikoiden kehitys meni eteenpäin hurjaa vauhtia. Transistorit tulivat perästä 50- ja 60-luvuilla, ja syrjäyttivät elektroniputket monelta osa-alueelta. Transistorien parantunut kustannustehokkuus johti varhaisten avioniikkajärjestelmien kehitykseen 60- ja 70-luvulla. (Moir, Seabridge & Jukes 2013, 8.)

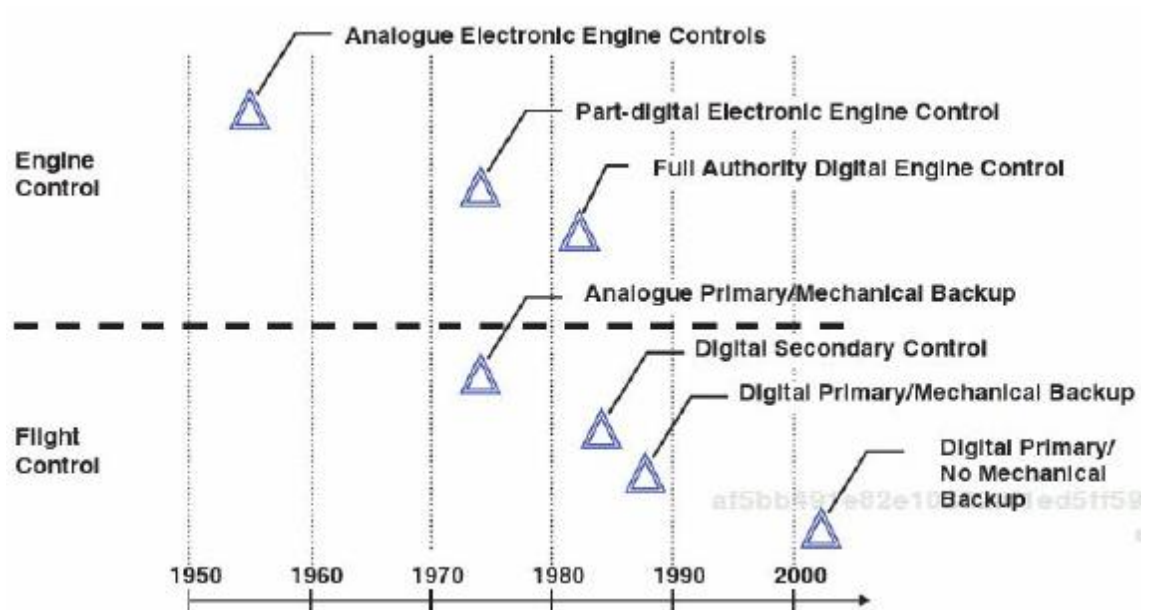
Avioniikkajärjestelmät käyttivät pitkään analogisia laitteita, ja järjestelmiä. Nämä järjestelmät olivat kuitenkin alttiita vaihtelevalle laadulle valmistustoleranssien lämpötilan, iän, lian ja muiden epälineaarisuuksien vuoksi. (Moir, Seabridge & Jukes 2013, 8.)

Digitaalisen tietojenkäsittelyn periaatteet tunnettiin jo useamman vuoden ajan, ennen kuin niitä alettiin soveltaa ilmailussa. Digitaaliset mittaustulokset ovat luotettavampia kuin analogiset tulosten tarkan toistuvuuden vuoksi, eikä mittaustuloksiin vaikuta valmistustoleranssit tai lämpötilamuutokset. Toisaalta varhaiset digitaaliset tietokoneet olivat niin suuria, että ne olivat epäkäytännöllisiä lentokoneissa ennen kuin keksittiin integroitu piiri, joka yhdisti kaikki logiikka toiminnot yhteen laitteeseen. (Moir, Seabridge & Jukes 2013, 8.)

Ensimmäinen lentokone, jossa käytettiin digitaalitekniikkaa oli, amerikkalainen A-5 vigilante pommikone. Se tuli käyttöön 60-luvulla. 70- ja 80-luvun vaihteessa digitaalitekniikkaa käytettiin yhä useammin lentokoneen ohjausjärjestelmissä, sekä tehtävä-järjestelmissä. Tehokkaiden ja edullisten mikroprosessoreiden, ja kehittyneiden ohjelmistojen myötä digitaalitekniikka on levinnyt lentokoneen lähes kaikkiin järjestelmiin. (Moir, Seabridge & Jukes 2013, 8.)

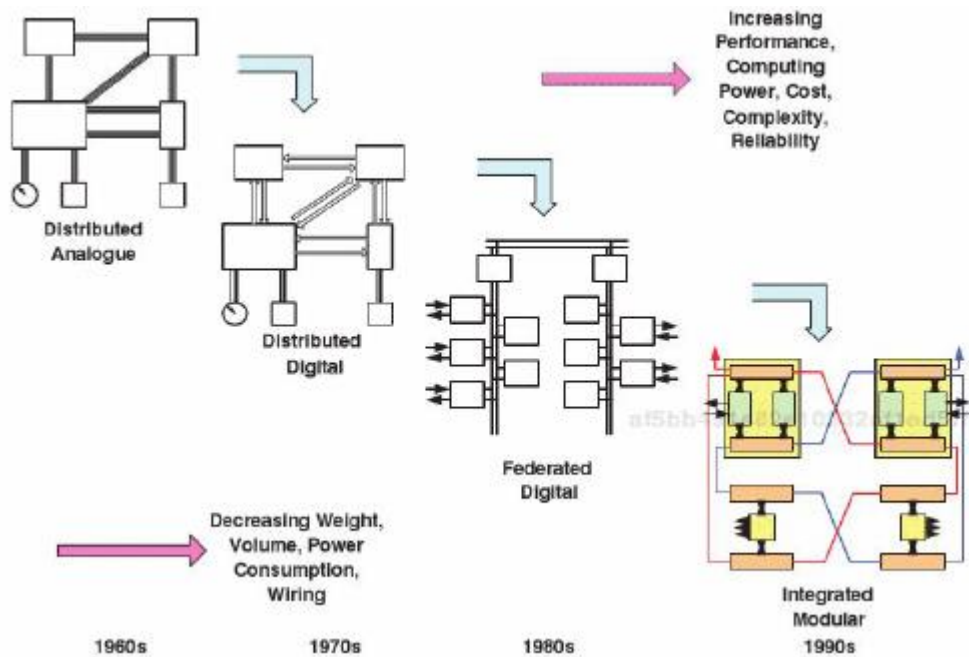
3.2 Teknologian kehitys

Kuvasta 2 näkee kuinka moottorin- ja lennonohjaus-järjestelmät ovat kehittyneet vuodesta 1950. Ensimmäinen analoginen moottoriohjain julkaistiin 50-luvulla, ja täysin digitaalinen moottoriohjain (FADEC) tuli yleiseen käyttöön 80-luvulla. (Moir, Seabridge & Jukes 2013, 8.)



KUVA 2. Elektroniikan kehitys moottorin- ja lennonohjauksessa (Moir, Seabridge & Jukes 2013, 9)

Digitaalista primääriohjausta mekaanisella varajärjestelmällä on käytetty mm. A320, A330, A340 ja B777 Lentokonemalleissa. Koneet, kuten A380 ja B787 käyttävät digitaalista ohjausta ilman mekaanista varajärjestelmää, mutta niissä on elektroninen varajärjestelmä. Sotilasilmailussa etsitään tapoja integroida moottori- ja lennonohjausjärjestelmät, jotta saavutettaisiin tehokkaampia tapoja muuttaa nopeutta ja korkeutta jolloin polttoaineen kulutus pienenesi. (Moir, Seabridge & Jukes 2013, 8.)



KUVA 3. Avioniikan rakenteellinen kehitys (Moir, Seabridge & Jukes 2013, 10)

Kuvassa 3 näkyy avioniikkajärjestelmien rakenteellinen kehitys. Varhaiset avioniikkajärjestelmät olivat analogiatekniikkaa, jossa jokainen järjestelmä toimi omana kokonaisuutena käyttäen tiettyä analogista elektroniikkaa ja releitä. Jotta toimivuutta saadaan parannettua, tarvitaan piiriteknologiaa, ja järjestelmien välistä yhteenliitettävyyttä. (Moir, Seabridge & Jukes 2013, 9.)

Ensimmäiset digitaaliset järjestelmät korvasivat analogiset tietokoneet 70-luvun puolivälissä. Jokainen tietokone suorittaa vain sille tarkoitettua tehtävää, josta tulee sen nimi tehtäväsuunnattu tietokone (task-oriented computer). Toiminnallisuus määräytyy tietokonelaitteiden käyttämän sovellusohjelmiston mukaan, ja toiminnallisuutta voidaan vaihtaa muuttamalla ohjelmaa saatavilla olevan signaalin ja tietokoneen prosessointitehon rajoissa. (Moir, Seabridge & Jukes 2013, 9.)

Suurinopeuksiset digitaaliset väylät, kuten ARINC 429, MIL-STD-1553B ja ARINC 629, helpottivat avioniikkajärjestelmien rakenteellista suunnittelua 80-luvun puolivälissä. Ne toivat mukanaan käsitteen ryhmätoiminnot (grouping related functions) avioniikkajärjestelmiin, jossa tietokoneet ovat yhteydessä toisiinsa väylän kautta. Nykyään tätä kutsutaan yhdistyneeksi rakenteeksi (federated architecture). Sille on ominaista, että useampi erillinen tietokone on yhteydessä toiminnallisesti toisiinsa. Jokaisella tietokoneella on omat loogiset toiminnalliset rajat, jotka liittyvät sen suorittamaan

toimintoon lentokoneessa. Nämä toiminnot määräytyvät laitteen ohjelmiston mukaan. (Moir, Seabridge & Jukes 2013, 9.)

Yleensä tietokone ja siihen sulautettu sovellusohjelmisto on kyseisen avioniikkalaittevalmistajan omaa suunnittelua. Jokainen tietokone on oma, korvattavissa oleva yksikkö (line-replaceable unit, LRU). Niille on standardisoitu oma, koneessa oleva asennusräkki, jotta asennus ja laitevaihto olisi helppoa. Yleisin standardi on lentoliikenne-radio (air transport radio, ATR) -asennusräkki, joita on siviili-ilmailussa suuriimmalta osin alettu korvata modulaarisilla yksiköillä (modular concept unit, MCU). Standardi määrittää LRU:n korkeuden, syvyyden, liitinjärjestelyn ja jäähdytysilmasäännökset. Laitteen leveys voi vaihdella marginaalimitoissa suhteessa laitteen monimutkaisuuden kanssa. (Moir, Seabridge & Jukes 2013, 10.)

Integroitu, modulaarinen avioniikka (IMA) on kehitteillä oleva avioniikkarakenne- ja pakkaustekniikka, jota sovelletaan nykysukupolven koneissa, kuten A380, A350 ja B787. Osittaisia toteutuksia IMA:sta oli olemassa myös aiemmissa lentokoneissa. (Moir, Seabridge & Jukes 2013, 10.)

IMA periaatteessa ottaa käyttöön yhteisen avoimen rakenteen tietokonelaitteille, tarjotakseen toiminnallisesti tehokkaan alustan, jossa avioniikkajärjestelmien sovellusohjelmistot toimivat keskenään. Reaaliaikainen käyttöjärjestelmä hallitsee tietoteknisten resurssien kohdentamisen, ja varmistaa järjestelmän jakamisen sekä erottelun. Laitteiston ja ohjelmiston ehdot sekä kelpuutukset ovat toisistaan riippumattomia. Laajakaistaverkkoyhteys kuljettaa tiedon laitteiden ja sisään-/ulostulon välillä, joista jälkimmäinen menee etäkäyttöisille tiedonkeskittimille (remote data concentrators, RDCs), jotka ovat lentokoneen antureilla ja efektoreilla. Moirin, Seabridgen ja Jukesin (2013, 10) mukaan tämän tasoisen integraation edut ovat

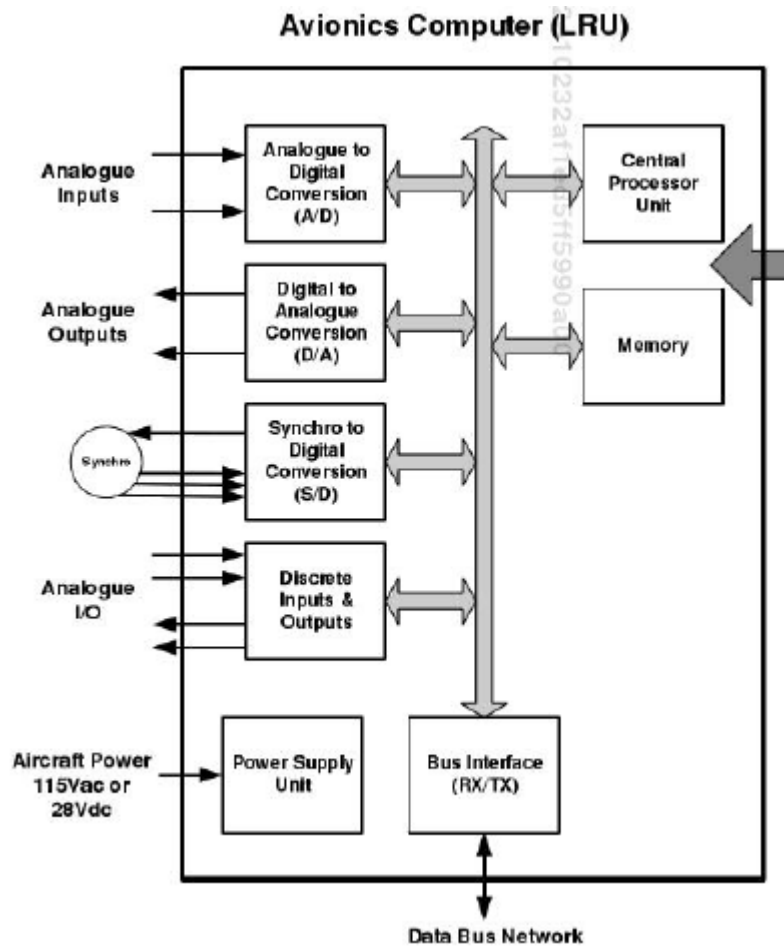
- tila, paino ja huoltokustannukset
- resurssien jakaminen, kuten virtalähteen jakaminen useammalle moduulille
- standardin mukaisilla moduuleilla saadaan yhtenäisempi lähestymistapa laitesuunnitteluun
- porraspäivitteinen sertifiointi laitteistolle ja sovellusohjelmistolle
- vanhentumisen hallinta.

3.3 Avioniikkatietokoneen luonne

Avioniikkatietokone on tehtävöohjattu tietokone tai sulautettu järjestelmä, joka suorittaa tiettyjä avioniikan toimintoja reaaliajassa riippuen siihen valmiiksi maassa asennetusta sovellusohjelmasta. (Moir, Seabridge & Jukes 2013, 11.)

Avioniikka tietokoneet voivat olla monen muotoisia. Jotkut keskeiset prosessointi-tietokoneet, kuten lennonhallintatietokone, lennonohjaustietokone ja näytönhallintatietokone voivat muistuttaa perinteistä toimistotietokonetta, eli laatikkoa avioniikkatilan räkissä. Vain tietokoneiden mitat ovat erilaisia perinteisten toimistotietokoneiden ulkonäköön verrattuna. Muut avioniikkalaitteet eivät ehkä näytä perinteisiltä tietokoneilta, mutta ne sisältävät samanlaisia tietokonelaitteita, jotka suorittavat niiden tietotekniset tehtävät. Tällaisia laitteita ovat mm. monitoiminäytöt (MFD), ohjauspaneelit, etäkäyttöiset tiedonkeskittimet (RDC) ja inertiatietoyksiköt. Kuvassa 4 näkee tyypillisen avioniikkatietokoneen rakenteen joka sisältää:

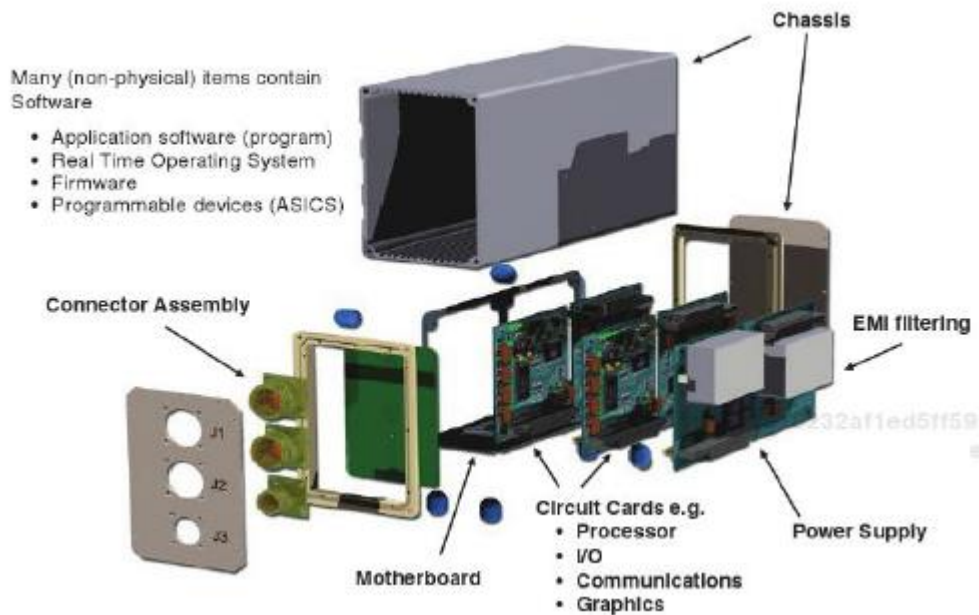
- Virtalähteen, joka muuntaa 115 VAC 400 Hz olevan lentokonejännitteen sopivaksi elektroniikalaitteille (tyypillisesti + 5V puolijohdelaitteisiin).
- Keskusyksikön (CPU) sekä sovellusten ja tietojen muisti, joka toteuttaa sovelluksen ohjelmistoa ja suorittaa haluttua ilmailutekniikan toimintoa.
- I/O-liitännät, jotka liittävät yhteen reaali maailman anturit ja efektorit, sekä keskusyksikön digitaalisen maailman.
- Väylän tiedonsiirtoliittymän, joka yhdistää avioniikkatietokoneen avioniikkaväylän verkkoon. (Moir, Seabridge & Jukes 2013, 11.)



KUVA 4. Tyypillinen LRU rakenne (Moir, Seabridge & Jukes 2013, 12)

Integroidun modulaarisen avioniikan rakenteessa on samanlaisia elementtejä, mutta se on jaettu erilailla. A380 avioniikan tietojenkäsittely tapahtuu keskusprosessorin I/O moduulissa (CPIOM), tavallisen prosessorin ja standardin mukaisten I/O liitäntöjen välillä. B787 käyttää I/O liitäntää erillisissä etäkäyttöisissä tiedonkeskittimissä (RDC), jotka keskustelelee dataväylän kautta lentokoneen keskustietokoneen kanssa, joka on CCR räkissä. (Moir, Seabridge & Jukes 2013, 11.)

Olipa kyseessä sitten hajautettu tai integroitu modulaarinen avioniikkarakenne, on laskennallisen ytimen rakenne samanlainen. Vain täytöntöönpano on kehittynyt samalla, kun tietokoneiden rakenneteknologia on kehittynyt. Laskennallinen ydin sisältää keskusprosessoriyksikön, joka suorittaa sen muistiin asennettua sovellusohjelmaa. Keskusyksikkö sisältää laskennallisen logiikkayksikön, joka suorittaa matemaattisia ja loogisia toimintoja binäärilaskennalla. Muisti koostuu kahdesta osa-alueesta: lukumuisti, joka sisältää sovellusohjelmiston ja luku/kirjoitusmuisti, joka sisältää laskennalliset muuttujat. (Moir, Seabridge & Jukes 2013, 11.)



KUVA 5. Tyypillinen avioniikka tietokone – räjäytyskuva (Moir, Seabridge & Jukes 2013, 13)

Kuvassa 5 näkyy tyypillisen LRU avioniikkatietokoneen rakenne. Suurimmaksi osaksi avioniikkatietokoneet ovat sovellettuina ohjausjärjestelmän laskennallisiin osiin. Avioniikkatietokone hankkii sisääntulotiedon koneen sensoreilta sekä tietokoneilta, ja lähettää ulostulo tiedon koneen efektoreille. (Moir, Seabridge & Jukes 2013, 13.)

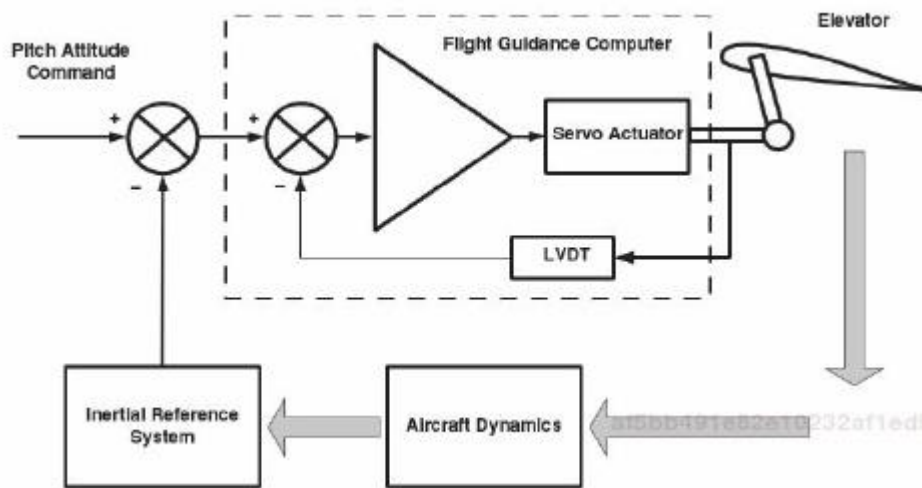
3.4 Digitalisaatio

Lentodatatietokone (ADC) mittaa sisääntulolla pitotstaattiset painearvot, joista se laskee koneen nopeuden ja korkeuden. Digitaalinen tietokone pystyy laskemaan nämä arvot toistuvasti ja tarkasti. Toisin kuin analoginen tietokone, joka laskisi monimutkaisemmin ja huonolla tarkkuudella noin arvot. (Moir, Seabridge & Jukes 2013, 13–14.)

Tarkkuus riippuu siitä, kuinka hyvin toimintamalli on esiasetettu. Tässä tapauksessa maan ilmakehä. Analogisessa tietokoneessa tarkkuus riippuu siitä, mikä analogiapiiri sopii parhaiten ideaalikäyrään, ja mitkä ovat osan toleranssit ja lämpötilavaikutukset. Digitaalisessa tietokoneessa tarkkuus riippuu kaavojen tarkkuudesta, joita käytetään malli ilmakehän esittämiseen. (Moir, Seabridge & Jukes 2013, 14.)

3.5 Virkistystiheys

Kuvassa 6 näkyy yksinkertaistettu kuvio lentokoneen korkeusohjaus järjestelmästä, jossa lennonohjaus tietokone päättää ja ohjaa koneen tarvittavaa kallistuskulmaa. Lentäjän vääntäessä ohjaussauvasta lähtee komentosiignaali, jota verrataan koneen asentotietoon joka on saatu inertiajärjestelmästä. Tämä luo vikatilaa, mikä saa lennonohjaustietokoneen ajamaan servomootoria, joka on yhdistettynä korkeusperäsimeen. Tällöin koneen asento muuttuu. Koneen inertiajärjestelmä huomaa asennon muutoksen ja peruuttaa vikatilaa, kunnes uusi kallistuskulmaan liittyvä komentosiignaali annetaan. (Moir, Seabridge & Jukes 2013, 14,16,17.)



KUVA 6. kallistuskulmanohjausjärjestelmä (Moir, Seabridge & Jukes 2013, 16)

4 POISTUVAT JA KORVAAVAT LAITTEET JA JÄRJESTELMÄT

Kuvassa 7. näkyy lentokoneen vanha ohjaamo, ja sen myötä koneesta poistuvia näyttölaitteita.



KUVA 7. Piper PA-31P Navajo ohjaamo

Kuvassa 8 on lentokoneen avioniikkatila, joka sijaitsee koneen etuosassa vasemmalla puolella. Kaikki vanhat avioniikkatilan laitteet poistuvat modifikaation myötä.



KUVA 8. Piper PA-31P Navajo avioniikkatila

4.1 Korkeusmittari

Painekorkeusmittari on osa lentokoneen pitot-staattista järjestelmää, joka mittaa ilmakehän staattisen paineen muutoksia. Mittari on tiivis rasia, joka sisältää yhden tai useamman aneroidin. Ne pullistuvat lennettäessä ylöspäin, kun staattinen paine laskee, ja supistuvat kun lennettäessä alaspäin staattinen paine kasvaa. Aneroidin laajeneminen ja supistuminen johdetaan osoittimelle, joka näyttää korkeuden. Aneroidien sisälle on asetettu ICAO:n (International civil aviation organization) standardi ilmakehän arvot, jonka vuoksi mittariin on tehtävä korjaus, jos sääolosuhteet eivät vastaa standardia. Korkeusmittarin näyttämän yksikköinä käytetään yleensä jalkoja. (Vänttinen 1994, 43–44.)

Vanhassa toteutuksessa lentokoneessa on kaksi mekaanista painekorkeusmittaria, joiden näyttämät on toteutettu kolmiosoitteisella näytöllä. Mittarissa on kolme osoitinta, jossa pienin osoitin näyttää kymmenet tuhannet jalat, keskipitkä tuhannet jalat ja pisin osoitin sadat jalat. (Vänttinen 1994, 44.)

Uusi järjestelmä koostuu yhdestä mekaanisesta varapainekorkeusmittarista, ja kahdesta ADAHRS-moduulista (air data, attitude and heading reference system), jotka ovat kiinnitetty Vasempaan ja oikeaan IFD5000:en (integrated flight display system). ADAHRS-moduuli muuntaa staattisen paineen digitaalseksi tiedoksi, jolloin korkeustieto voidaan näyttää IFD-näytöllä.

4.2 Nopeusmittari

Nopeusmittari käyttää pitot-staattista järjestelmää mittaamalla staattisen paineen ja pitot-putkelta tulevan kokonaispaineen eroja saadakseen dynaamisen paineen, josta saadaan nopeuden näyttämä. Mittarin kotelossa hallitsee sen hetkinen staattinen paine, ja kotelossa olevan aneroidin sisällä hallitsee kokonaispaine. Kun ilmanopeus on 0, paineet ovat yhtä suuret, ja mittarin näyttämä on 0. Ilmanopeuden kasvaessa kokonaispaine kasvaa ja aneroidi laajenee, jolloin tieto ohjataan mekaanisesti mittarin osoittimelle. Nopeusmittarin näyttämän virheitä aiheuttaa korkeusvirhe, asemavirhe, asentovirhe, ilman koostumuksen poikkeama standardiarvoista, staattisen paineen varajärjestelmän käyttö ja muut virheet. (Vänttinen 1994, 50–51.)

Vanhassa toteutuksessa lentokoneessa on kaksi mekaanista nopeusmittaria, joiden mittarinäyttämä on solmu yksikköinä mittarin sisäkehällä, ja mailia tunnissa yksikköinä mittarin ulkokehällä. Uusi järjestelmä koostuu yhdestä mekaanisesta nopeusmittarista ja kahdesta ADAHRS-moduulista, jotka on kiinnitetty vasempaan ja oikeaan IFD5000:en. ADAHRS-moduuli muuntaa staattisen paineen ja kokonaispaineen digitaliseksi tiedoksi, jolloin nopeustieto voidaan näyttää IFD-näytöllä.

4.3 Pystynopeusmittari

Pystynopeusmittari käyttää pitot-staattista järjestelmää näyttääkseen lentokoneen nousu- ja vajoamisnopeuden. Mittari on tiivis rasia pientä virtausakkoa lukuun ottamatta, joka on yhteydessä mittarin sisällä olevan aneroidin staattisen ilmanpaineen linjaan. Kun kone on maan pinnalla tai lentää vaakalentoa staattinen paine pysyy vakiona, jolloin mittarin näyttämä pysyy 0:ssa. Kun kone ottaa korkeutta, aneroidin sisällä oleva paine laskee, ja koska ilman virtaus pystynopeusmittarin kotelon sisälle on rajoitettu paine laskee

hitaammin ja aneroidi supistuu. Aneroidi on kytketty mekaanisesti mittarin osoittimeen, joka näyttää pystynopeuden muutokset joko metriä sekunnissa tai tuhatta jalkaa minuutissa yksikköinä. (Vänttinen 1994, 55–56.)

Vanhassa toteutuksessa lentokoneessa on kaksi mekaanista pystynopeusmittaria, joiden mittarinäyttämä on tuhansia jalkoja per minuutti. Uusi järjestelmä koostuu kahdesta ADAHRS-moduulista, jotka on kiinnitetty vasempaan ja oikeaan IFD5000:en. ADAHRS-moduuli muuntaa staattisen paineen digitaaliseksi tiedoksi, jolloin pystynopeustieto voidaan näyttää IFD-näytöllä.

4.4 Keinohorisontti

Keinohorisontti on mittari, joka käyttää hyväkseen hyrräteknologiaa näyttääkseen lentokoneen nokan asentokulman, sekä kallistuskulman vaakatasoon nähden. Keinohorisontti sisältää hyrrän, joka on asennettu kaksiasteisesti vaakatasoon. Hyrrä käyttää asentokorjausjärjestelmää pitääkseen pyörintäakselin pystyasennossa. (Vänttinen 1994, 35.)

Mittarin näyttämässä on pienoislentokone joka näyttää nousu- ja lasku- sekä kallistuskulmat horisonttiviivaan nähden. Hyrrää pyöritetään joko alipaineella tai sähköisesti. (Vänttinen 1994, 35.)

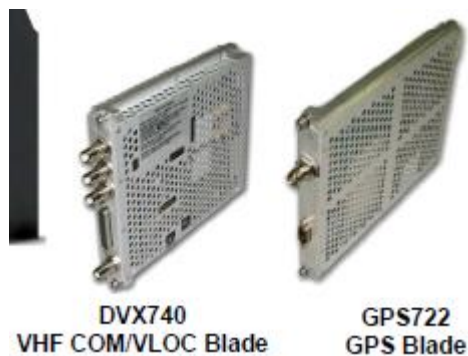
Vanhassa toteutuksessa lentokoneessa on kaksi mekaanista hyrräkeinohorisonttia. Uusi järjestelmä koostuu yhdestä mekaanisesta keinohorisontista ja kahdesta ADAHRS-moduulista, jotka on kiinnitetty vasempaan ja oikeaan IFD5000:en. ADAHRS-moduuli sisältää IRU:n (Inertial Reference Unit), jonka tieto muunnetaan digitaaliseksi, jolloin asentotieto voidaan näyttää IFD-näytöllä.

4.5 VHF NAV/COM

VHF-radiopuhelimella (very high frequency) voidaan kommunikoida muiden ilma-alusten ja maa-asemien kanssa. VHF-radiopuhelimella lähetettävät ja vastaanotettavat signaalit ovat amplitudi moduloituja, ja käytettävä yhteydenpitomuoto on yksisuuntaista, eli vain yksi voi puhua kerralla tietyllä taajuudella. (Bengtström 2008, 10–11.)

VOR-kompassi (VHF omnidirectional radio range) on ilmailu-radioon kytketty navigointijärjestelmä, joka osoittaa VOR-majakoiden eli monisuuntamajakoiden sijainnin. Majakat toimivat taajuudella 108,00 – 117,95 MHz ja lähettävät kahta signaalia joiden porrastuksesta selviää, millä radiaalilla kone liikkuu suhteessa majakkaan. (Bengtström 2008, 49.)

Vanha järjestelmä koostuu avioniikkatilassa olevista kahdesta King KTR 900A VHF COMM transceiver-laitteesta ja kahdesta King KNR-600A VOR/LOC receiver-laitteesta, sekä ohjaamossa olevista VHF NAV- ja VHF COM-taajuusvalitsimista sekä VOR-indikaattorista. Uusi järjestelmä koostuu kahdesta VHF NAV/COM DVX740-moduulista jotka on kiinnitetty vasempaan ja oikeaan IFD5000:en. Kuvassa 9 on VHF NAV/COM DVX740-moduuli.



KUVA 9. VHF- ja GPS-moduulit (Avidyne Corporation 2010, 15)

4.6 ILS

ILS (instrument landing system) on ICAO:n standardin mukainen lähestymisjärjestelmä, joka koostuu kolmesta osa-alueesta LOC (localizer), GP (glide path) ja MKR (marker). LOC eli suuntasäde on antennin lähettämää kantoaaltoa, johon on moduloitu kaksi signaalia. Järjestelmän antenni säteilee siten, että kenttää lähestyttäessä oikealla puolella vallitsee 150 Hz ja vasemmalla puolella vallitsee 90 Hz modulaatioitaajuus. Ilma-aluksen LOC-vastaanotin mittaa modulaatioyvyksien eroa, ja mikäli kone poikkeaa sivusuunnassa laskeutumispolusta, niin ohjaamossa oleva indikaattori näyttää koneen poikkeaman suunnan. (Rinta-Opas & Lehtoranta 1992, 55.)

GP eli liikusäde toimii samalla periaatteella kuin suuntasäde, mutta järjestelmän antenni säteilee niin, että 90 Hz modulaatio on voimakkaampi liukupolun yläpuolella ja 150 Hz modulaatio alapuolella. Ilma-aluksen GP-vastaanotin mittaa modulaatioyvyksien eroa, ja mikäli kone poikkeaa korkeussuunnassa liukupolusta, niin ohjaamossa oleva indikaattori näyttää koneen poikkeaman pystysuunnassa. (Rinta-Opas & Lehtoranta 1992, 55.)

MKR eli markerit ovat kolme ylöspäin suunnattua maassa olevaa antennia, joidenka tarkoitus on antaa koneelle hetkellinen paikannus. Jokainen markeri lähettää samalla 75 MHz taajuudella, ja ne erotetaan toisistaan eri modulaatioitaajuuksilla. OM (outer marker) eli ulkomerkki on sijoitettu 4-6 merimailin päähän kiitotien kynnyksestä, ja sen modulaatioitaajuus on 400 Hz. Lennettäessä ulkomerkin yli ohjaamossa syttyy sininen merkkivalo. MM (middle marker) eli keskimerkki on sijoitettu 1000 m päähän kynnyksestä, ja sen modulaatioitaajuus on 1300 Hz. Lennettäessä keskimerkin yli ohjaamossa syttyy keltainen merkkivalo. IM (inner marker) eli sisämerkki moduloidaan 3000 Hz signaalilla, ja sen ohjaamossa oleva merkkivalo on valkoinen. Nykyään sisämerkin käyttö on vähäistä. (Rinta-Opas & Lehtoranta 1992, 55.)

Vanha järjestelmä koostuu avioniikkatilassa olevasta King KGM-691 Glideslope MKR receiver-laitteesta, King KN-75 Glideslope receiver-laitteesta ja kahdesta King KNR-600A VOR/LOC receiver-laitteesta, sekä ohjaamossa olevasta ILS-indikaattorista. Uusi järjestelmä koostuu kahdesta VHF NAV/COM DVX740-moduulista jotka on kiinnitetty vasempaan ja oikeaan IFD5000:en.

4.7 Transponderi

Transponderi eli toisiotutkavastain on laite, jonka tarkoituksena on helpottaa koneen tunnistamista lennonjohdon tutkanäytöllä. Transponderiin asetetaan neljänumeroinen koodi, josta lennonjohto saa tietoa koneesta. Käytettäviä koodeja on yhteensä 4096, joista pienin on 0000 ja suurin 7777. (Bengtström 2008, 15–16.)

Lentäjä asettaa transponderiin lennon suunnitteluvaiheessa lennonjohdolta saadun koodin. Transponderissa on myös ident paino –nappi, jota lennonjohto pyytää painamaan halutessaan tunnistaa koneen sijainnin tutkanäytöllä. Jotkut transponderit ovat korkeuskoodaavia, eli lennonjohto saa transponder koodin lisäksi myös koneen korkeuden selville tutkanäytöltä. (Bengtström 2008, 15–16.)

Vanha järjestelmä koostuu avioniikkatilassa olevista kahdesta King KXP-750A transponder-laitteesta, sekä ohjaamossa olevasta King KFS570A-käyttöpaneelistä. Uuteen järjestelmään tulee avioniikkatilaan Becker ATC 4401-2-250Mode C Transponder –laite, jota ohjataan vasemmalla IFD5000-näyttölaitteella.

4.8 Audiopaneeli

Audiopaneeli on paneeli, jossa on kytkimiä joista valitaan käytössä oleva VHF-COM-radiopuhelin, sekä tuleeko ääni kuulokkeista, kaijuttimista tai onko järjestelmä äänettömällä. Audiopaneelissa on myös kuuntelun ohjaamiseen mikrofoni valintakytkimelle käytössä oleva VHF-NAV-järjestelmä, sekä ADF, DME ja MKR käyttökytkimet. Lisäksi paneeli sisältää ILS-merkkimajakoiden näyttölaittevalot, sekä ohjaamon valaistuksen mittapiste. (Bengtström 2008, 12–13.)

Vanha järjestelmä koostuu avioniikkatilassa olevasta King KAA455 Audio Control System-laitteesta, sekä ohjaamossa olevasta käyttöpaneelistä. Uuteen järjestelmään tulee ohjaamoon sijoittuva Avidyne AMX240 Audio Panel-käyttöpaneeli, joka on kuvassa 10.



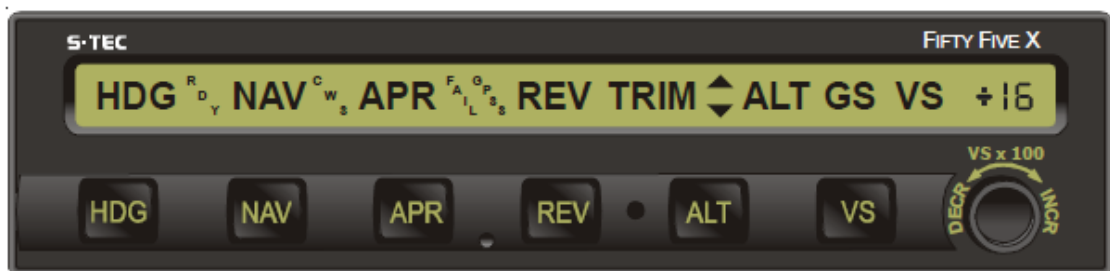
KUVA 10. Audiopaneeli (Avidyne Corporation 2010, 1)

4.9 Autopilotti

Autopilotti eli lentolaitteen automaattinen ohjausjärjestelmä on järjestelmä, jonka tarkoitus on tehdä lentämisestä turvallisempaa vähentämällä ohjaamisesta pitkillä lennoilla aiheutuvaa työmäärää, jännitystä ja väsymistä. Tämän lisäksi järjestelmä parantaa matkustajamukavuutta. Nykyaikainen ohjausautomaattijärjestelmä pystyy suorittamaan koneen nousun, laskun ja reittilennon. (Henderson 1993, 115.)

Autopilotti-järjestelmä pitää sisällään ohjausyksikön, servolaitteiston, servosäätimet, käyttö- ja näyttölaitteen sekä mittausjärjestelmän. Lentäjä säätää asetukset käyttölaitteelta, jolloin ohjausyksikkö vertaa mittausjärjestelmän tietoja lentäjän asettamiin tietoihin ja lähettää käskyn servosäätimille, jos mittaustiedoissa on poikkeama asetetuista tiedoista. Tällöin servosäätimet ohjaavat servoja niin, että kone ohjautuu lentäjän käyttölaitteeseen asettamaan suuntaan ja korkeuteen. (Henderson 1993, 116–117.)

Vanha koneessa oleva järjestelmä on Bendix FCS 810 Flight Control-järjestelmä. Modifikaatiossa koneeseen tulee Cobham STEC 55X Autopilot-järjestelmä, jonka käyttöpaneeli näkyy kuvassa 11.



KUVA 11. Autopilot-käyttöpaneeli (STEC 2007, 1)

4.10 ADF

ADF (automatic direction finder) on radiokompassi, joka vastaanottaa suuntaamattomilta NDB-majakoilta (non directional beacon) majakan suuntatiedon tajuuksilla 200 – 415 kHz. ADF-näytön osoitin on suoraan ylöspäin, kun kone lentää kohti majakkaa ja sillä hetkellä, kun kone ylittää majakan osoitin kääntyy 180° ja osoittaa alaspäin. (Bengtström 2008, 48.)

Vanha järjestelmä koostuu avioniikkatilassa olevasta King KDF-800 ADF receiver-laitteesta ja ohjaamossa olevasta ADF-indikaattorista eli radiokompassista. Uuteen järjestelmään ei tule ADF-järjestelmää.

4.11 DME

DME (distance measuring equipment) on ICAO:n standardin mukainen etäisyydenmittausjärjestelmä, joka käyttää pulssiperiaatetta. Ilma-alus lähettää kyselypulssiparin, jonka maa-asema vastaanottaa ja lähettää takaisin 50µs:n viiveen jälkeen. Maa-aseman taajuus on aina tasan 63MHz pienempi tai suurempi kuin ilma-aluksen taajuus. DME-maalaitte voidaan sijoittaa VOR-majakan yhteyteen, ja DME-taajuudet on yhdistetty kanavapareiksi VOR- ja ILS-taajuuksien kanssa. (Rinta-Opas & Lehtoranta 1992, 50–51.)

Vanha järjestelmä koostuu avioniikkatilassa olevasta King KDM 705 DME transceiver-laitteesta ja ohjaamossa olevasta DME-näyttölaitteest. Uuteen toteutukseen ei tule DME-järjestelmää.

4.12 GPS

GPS (global positioning system) on maailmanlaajuinen paikannusjärjestelmä, joka voi korvata vanhempia ilmailualan navigointijärjestelmiä. GPS perustuu satellinavigointiin ja toimii kun lentokoneen vastaanotin lukittuu neljään satelliittiin, joiden etäisyydet mitataan signaalin kulkuajan perusteella. Vastaanotin laskee lentokoneen sijainnin ja korkeuden etäisyystietojen perusteella. (Bengtström 2008, 51.)

Lentokone on niin vanha, että siinä ei ole aikaisempaa GPS-järjestelmää. Uusi järjestelmä koostuu kahdesta GPS723 WAAS Global Positioning Satellite Receiver-moduulista, jotka on kiinnitetty vasempaan ja oikeaan IFD5000:en. GPS-moduuli näkyy kuvassa 9. Lentokoneeseen täytyy asentaa myös kaksi Comant CI-428-200ComDat GPS WAAS-antennia, koska koneessa ei ole GPS-antenneja ennestään.

4.13 IFD

IFD eli integroitu lentonäyttö-järjestelmä on nykyaikainen näyttölaite, jolla voidaan korvata perinteiset analogiset näyttölaitteet. IFD on näyttölaite, jossa on integroitu modulaarinen rakenne, ja siihen voidaan yhdistää useita avioniikkajärjestelmiä asentamalla ja vaihtamalla siihen eri laitemoduleja. Moduleiden kätevä vaihdettavuus helpottaa järjestelmien päivityksiä ja modifiointeja. (Avidyne 2010, 10–11.)

Uudessa ohjaamossa korvataan vanhoja järjestelmiä ja näyttölaitteita kahdella Avidyne IFD5000-laitteella, joissa molemmissa on integroituna DVX740 VHF Comm/Nav-, GPS723 WAAS GPS-, AHR310 ADAHRS-, Inertial Reference Unit-, ACR132 Aircraft Computer Resource- ja DCU160 Data Concentrator Unit-moduli. Molemmat IFD5000-laitteet on kytketty myös omaan erilliseen MAG300 Magnetometer/OAT-laitteeseen. ACM100 Aircraft Configuration-moduleja on vain yksi, ja se on kytketty vasempaan IFD5000. Myös ACD215 Control Display Unit-näyttöjä on vain yksi ja se on kytketty molempiin IFD5000. Molemmat laitteet näkyvät kuvassa 12. (Avidyne 2010, 10–11.)



KUVA 12. Vasen ja oikea IDF5000, sekä ACD215 (Avidyne Corporation 2015, 1)

4.14 FMS

FMS (flight management system) eli lennonhallintajärjestelmä on moderni avioniikkalaite, jonka tarkoitus on vähentää lentäjän työkuormaa seuraamalla lentosuunnitelmaa. FMS käyttää useampaa tietolähdettä, joista se määrittää lentokoneen sijainnin ja asennon. FMS järjestelmää ohjataan CDU (control display unit) –yksiköllä, jossa on pieni näyttö ja näppäimistö. Järjestelmän kautta ohjataan navigoinnin ja kommunikoinnin taajuuksia, sekä lentosuunnitelmaa. (Avidyne, 2008.)

Lentokoneessa ei ole aiemmin ollut FMS-järjestelmää. Koneeseen tulee Avidyne FMS900W-järjestelmä, jota ohjataan ACD215 Control Display Unit-laitteella. FMS on yhteydessä molempiin IFD5000, jolloin sillä voidaan ohjata niihin integroituja järjestelmiä ja laitteita.

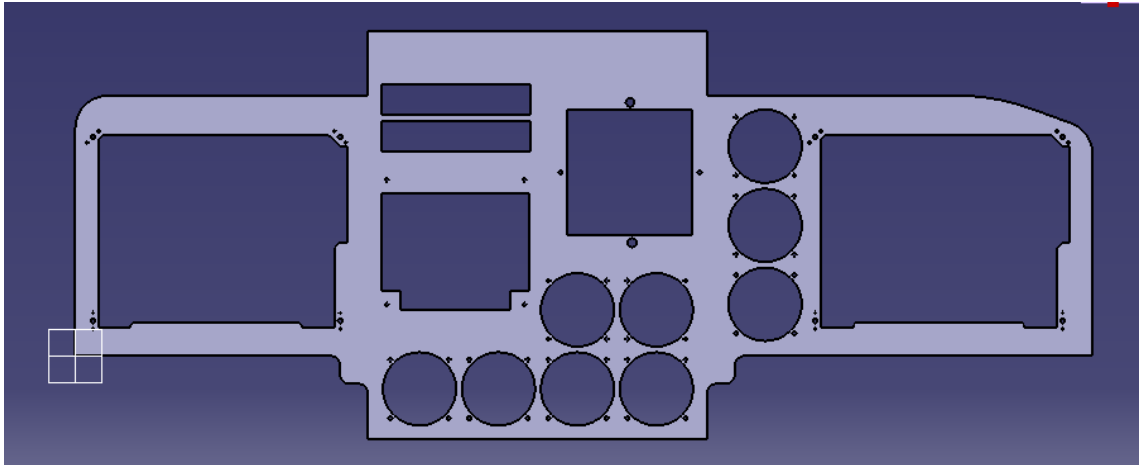
4.15 Magnetometri

Magnetometri on elektroninen kompassi, jonka tarkoitus on tuoda lentokoneen näyttölaitteelle koneen suunta, sekä paikkatiedot yhteistyössä ADHARS:in kanssa. Magnetometri poikkeaa hyrräkompassista siten että se ei ala ”ryömimään”, jolloin näyttämään tulisi poikkeamia.

Lentokoneeseen asennetaan kaksi MAG300 Magnetometer/OAT sensor-laitetta, jotka ovat molemmat yhteydessä omaan IFD5000-laitteeseensa. Magnetometrin sisältämä OAT (outside air temperature) sensori tuo IFD:lle lentokoneen ulkoilmalämpötila teidon, magnetometrin tuottaman suuntatiedon lisäksi.

5 OHJAAMO- JA SÄHKÖSUUNNITTELU

Ohjaamon laiteasettelun mallintamiseen on käytetty Dassault systems:in CATIA-ohjelmaa. Mallinnuksessa on piirretty uusi ohjaamopaneelipohja, johon asennettavien laitteiden paikkojen mitat on piirretty. Uuden paneelin mallinnus on kuvassa 13 ja työkuva on liitteessä 1.



KUVA 13. Ohjaamopaneeli

Uusista johdotuksista on tehty kytkentälista Microsoft officen Excel-ohjelmalla. Sähkökuvien, eli piirikaavioiden tekemiseen on käytetty Autodesk:in AutoCAD-ohjelmaa. Kuvat on piirretty laitteiden asennus manuaaleissa olevien liittimien pinnilistojen ja sähkökuvien, sekä Excel:llä tehdyn kytkentälistan pohjalta. Sähkökuvat ovat liitteessä 2 ja kytkentälista liitteessä 3.

Uusien laitteiden asennukset ja alkutestaukset suoritetaan laitteiden asennusmanuaalien ohjeiden, ja AC43.13-1B, AC43.13-2B tai uudemman FAA (Federal aviation administration) tarkistetun painoksen ohjemateriaalin mukaisesti. Myös asennettavien johtojen tyyppi ja koko on oltava asennusmanuaalien, ja FAA ohjemateriaalin mukaista. (Avidyne 2015, 42, 45.)

6 POHDINTA

Opinnäytetyön tekeminen eteni hyvin, kun modifikaatiossa vaihdettavat laitteet oli saatu päätettyä ennakkovaihtoehtoista. Lukuun ottamatta muutamaa muutosta, jotka jouduttiin tekemään myöhemmin laitteiden yhteensopimattomuuksien vuoksi. Kun lopulliset laitevalinnat oli tehty, sähkökuvien ja ohjaamon mallinnus eteni ongelmitta. Opinnäytetyön teoriaosuus koostuu pääosin avioniikkajärjestelmien kehityksen, sekä modifikaatiossa vaihdettavien laitteiden ja järjestelmien esittelemisestä.

Opinnäytetyön jatkokehitys ehdotuksena olisi tehdä myös modifikaatio tutkajärjestelmälle asentamalla kolmas IFD5000, mihin kytkeytyisi uusi säätutka sekä satelliitteja käyttävä säätieto-järjestelmä ja salamavaroitin. Myös moottoritietojen digitaalimuuntimen asentaminen on mahdollinen jatkokehityksen kohde.

LÄHTEET

Airliners. 2016. The Piper PA-31 Navajo/Pressurized Navajo. Luettu 05.01.2016. <http://www.airliners.net/aircraft-data/stats.main?id=311>

Avidyne Corporation. SUN 'N FUN Fly-In. 08.04.2008. luettu 18.02.2016. <http://www.avidyne.com/news/press.asp?release=133>

Avidyne Corporation. 2010. Entegra Release 9 Upgrade for Piper PA46. tulostettu 18.02.2016. <http://www.avidyne.com/pa-46>

Avidyne Corporation. 2015. Entegra Integrated Flight Display System Installation Manual. Butson, J. Myyntipäällikkö. 2015. Modifying Piper PA-31P Navajo. Sähköpostiviestin liite. jbutson@avidyne.com tulostettu 18.02.2016.

Bengtström, T. 2008. Ultrakevytlennon - moottoripurjelennon oppikirja. 2. Painos. Siuntio: Suomen ilmailuliitto Ry.

Henderson, M. 1993. Aircraft Instruments and Avionics. Engelwood: Jeppesen Sanderson, Inc.

Moir, Seabridge & Jukes. 2013. Civil Avionics Systems. 2. Painos. Chichester: John Wiley & Sons Ltd.

Rinta-Opas, A & Lehtoranta, V. 1992. Ilmailun radio- ja tutkajärjestelmät. 3. painos. Kauhava: Kauhavan sanomalehti Oy.

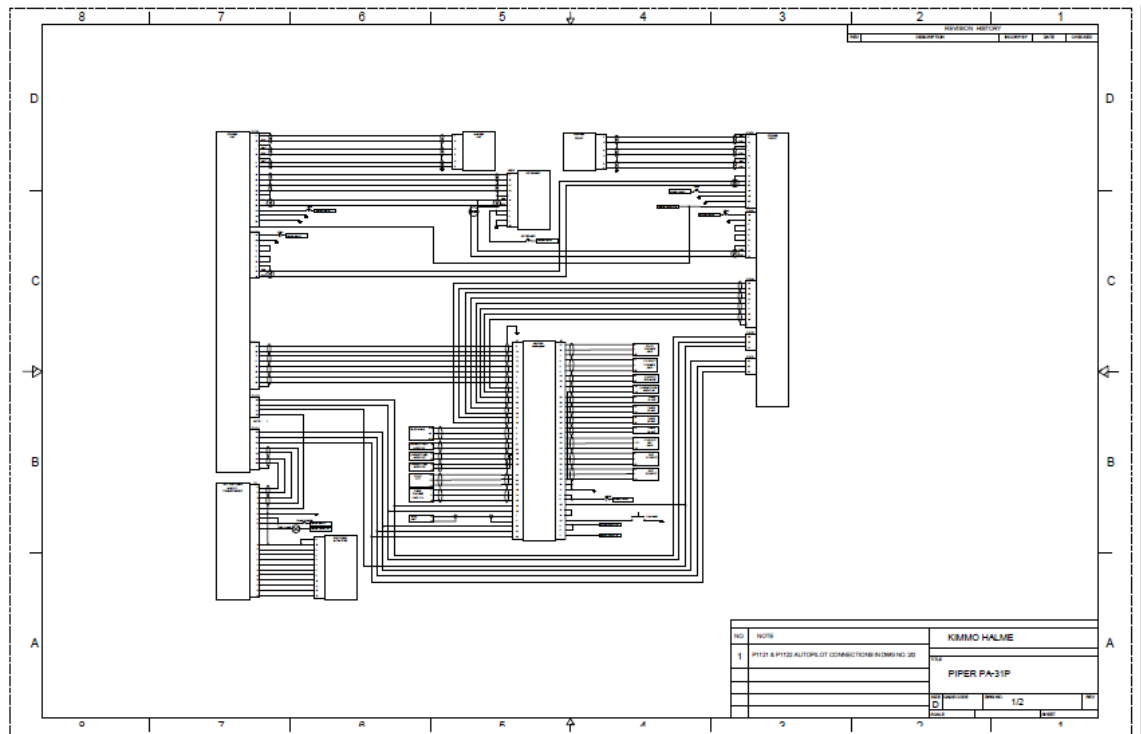
STEC. 2007. Pilots Operating Handbook Fifty Five X. 2. Painos. Mineral Wells: Meggitt.

Tredu. 2016. Koulutukset. Luettu 04.01.2016. <http://www.tredu.fi/koulutukset.html>

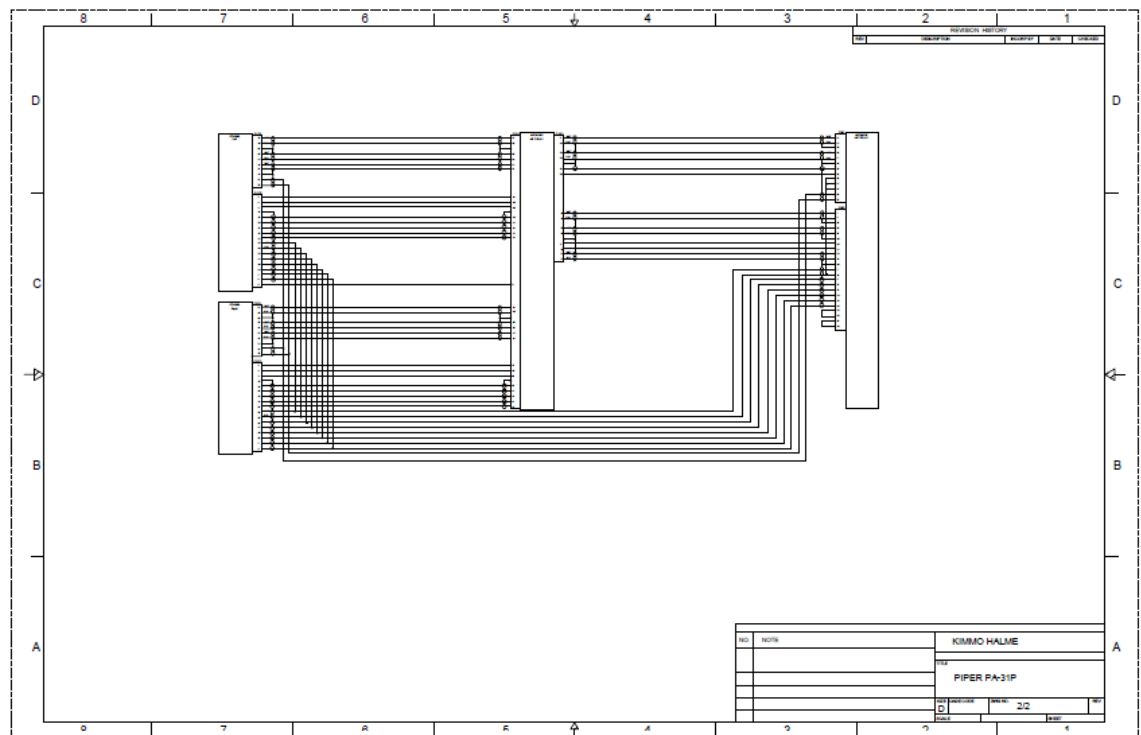
Tredu. 2016. Lentokoneasennuksen perustutkinto. Luettu 04.01.2016. <http://www.tredu.fi/koulutukset/nuortenkoulutus/ammattillisetperustutkinnot/lentokoneasennuksenperustutkinto.html>

Vänttinen, T. 1994. Lentäjän mittarioppi. 3. Painos. Helsinki: Painatuskeskus Oy.

Liite 2. Sähkökuvat



KUVA 1. Piirikaavio 1



KUVA 2. Piirikaavio 2

Liite 3. Kytentälista

TAULUKKO 1. Kytentälista

Laite	Liitin	Pinni nimi (nro.)	Johdon nimi	Laite	Liitin	Pinnin nimi (nro.)
AMX240 audiopanel	J1	Marker antenna (1)	AU1-001	MKR Ant.	MKR Ant.	Coax Pin
		Markerant lo (2)	AU1-002	MKR Ant.	MKR Ant.	Coax Shield GND
		TEL Audio in (3)	AU1-003	TELEPHONE		
		TEL Audio lo (4)	AU1-004	TELEPHONE		
		TEL Mic Audio (5)	AU1-005	TELEPHONE		
		MON 1 Audio In (7)	AU1-006	#1 IFD (Left)	P1144	Headphone #3 (43)
		MON 1 Audio Lo (8)	AU1-007	#1 IFD (Left)	P1144	Headphone #3 Lo (28)
		Com 1 Audio (9)	AU1-008	#1 IFD (Left)	P1144	Headphone #1 (44)
		Com 1 Audio Lo (10)	AU1-009	#1 IFD (Left)	P1144	Headphone Lo #1 (30)
		Com 1 Mic (11)	AU1-010	#1 IFD (Left)	P1144	Microphone #1 (11)
		Com 1 Mic Key (12)	AU1-011	#1 IFD (Left)	P1144	TX Key #1 (5)
		Com 2 Audio (13)	AU1-012	#2 IFD (Right)	P2144	Headphone #1 (44)
		Com 2 Audio Lo (14)	AU1-013	#2 IFD (Right)	P2144	Headphone Lo #1 (30)
		Com 2 Mic (15)	AU1-014	#2 IFD (Right)	P2144	Microphone #1 (11)
		Nav 1 Audio (17)	AU1-015	#1 IFD (Left)	P1144	Headphone #2 (13)
		Nav 1 Audio Lo (18)	AU1-016	#1 IFD (Left)	P1144	Headphone Lo #2 (29)
		Nav 2 Audio (19)	AU1-017	#2 IFD (Right)	P2144	Headphone #2 (13)
		Nav 2 Audio Lo (20)	AU1-018	#2 IFD (Right)	P2144	Headphone Lo #2 (26)
		MON 2 Audio (21)	AU1-019	#2 IFD (Right)	P2144	Headphone #3 (43)
		MON 2 Audio Lo (22)	AU1-020	#2 IFD (Right)	P2144	Headphone #3 Lo (28)
		Split COM Select (24)	AU1-021	#1 R9 IFD (Left)/ #2 R9 IFD (Right)	P1122/P2122	Discrete In 6 (37)
		COM 2 Select (25)	AU1-022	#1 R9 IFD (Left)/ #2 R9 IFD (Right)	P1122/P2122	Discrete In 7 (38)
		16 ohm COM load (27)	AU1-023	16 ohm COM load		
		16 ohm COM load Lo (28)	AU1-024	16 ohm COM load Lo		
		Unswitched Audio #3 (29)	AU1-025	Unswitched audio #3		
		Com 2 Mic Key (30)	AU1-026	#2 IFD (Right)	P2144	TX Key #1 (5)
		Unswitched Audio #1 (31)	AU1-027	Unswitched audio #1		
		Unswitched Lo (32)	AU1-028	Unswitched audio #1		
		Pilot Mic Audio (33)	AU1-029	Pilot PTT		
		Pilot Mic PTT (34)	AU1-030	Pilot PTT		
		Pilot Mic Lo (35)	AU1-031	Pilot PTT		
		Ext IM MKR (36)	AU1-032	#1 R9 IFD (Left)	P1121	CFC Discrete In 2 (82)
		Ext OM MKR (37)	AU1-033	#1 R9 IFD (Left)	P1121	CFC Discrete In 0 (62)

	Ext MM MKR (38)	AU1-034	#1 R9 IFD (Left)	P1121	CFC Discrete In 1 (63)
	MM Sense (39)	AU1-035	MM Sense output		
	Pass HP (L) (40)	AU1-036	Pass. 1 PhonesJack		
	Pass HP (R') (41)	AU1-037	Pass. 1 PhonesJack		
	Pass HP Lo (42)	AU1-038	Pass. 1 PhonesJack		
	Unswitched 2 Lo (43)	AU1-039	Unswitched audio #2		
	Unswitched Audio #2 (44)	AU1-040	Unswitched audio #2		
J2	Pilot Phones Lo (1)	AU2-001	Pilot PhonesJack		
	Copilot Phones Lo (2)	AU2-002	Copilot PhonesJack		
	Copilot Phones (L) (3)	AU2-003	Copilot PhonesJack		
	Copilot Phones (R') (4)	AU2-004	Copilot PhonesJack		
	Lights lo (5)	AU2-005	28 V Lights Lo		
	14/28 V Lights (6)	AU2-006	28 V Lights Lo		
	14/28 V Lights (7)	AU2-007	28 V Lights Hi		
	Aircraft Power (8)	AU2-008	5A Breaker - 11-33VDC		
	Aircraft Power (9)	AU2-009	5A Breaker - 11-33VDC		
	Aircraft Ground (10)	AU2-010	Aircraft Ground/Ground Lug		
	Aircraft Ground (11)	AU2-011	Aircraft Ground/Ground Lug		
	MKR HI sense (13)	AU2-012	AMX240 audiopanel	J2	MKR HI sense lo (14)
	MKR HI sense lo (14)	AU2-013	AMX240 audiopanel	J2	MKR HI sense (13)
	Unswitched Audio #4 (15)	AU2-014	Unswitched Audio #4		
	Pilot Phones (L) (16)	AU2-015	Pilot PhonesJack		
	Swap (20)	AU2-016	#1 R9 IFD (Left)/ #2 R9 IFD (Right)	P1122/P2122	Discrete Out 10 (21)
	Playback (22)	AU2-017	Playback switch		
	Music 1 (L) (23)	AU2-018	Ent. #1 Input		
	Music 1 (R') (24)	AU2-019	Ent. #1 Input		
	Music 1 Lo (25)	AU2-020	Ent. #1 Input		
	Music 2 (L) (26)	AU2-021	Ent. #2 Input		
	Music 2 (R') (27)	AU2-022	Ent. #2 Input		
	Music 2 Lo (28)	AU2-023	Ent. #2 Input		
	Pilot Phones (Rt) (31)	AU2-024	Pilot PhonesJack		
	Copilot Mic Audio (32)	AU2-025	Copilot Mic Jack		
	Copilot Mic PTT (33)	AU2-026	Copilot Mic Jack/Copilot PTT		
	Copilot Mic Lo (34)	AU2-027	Copilot Mic Jack/Copilot PTT		
	Pass 1 Mic Audio (35)	AU2-028	Pass 1 Mic Jack		
	Pass 1 Mic Audio Lo (36)	AU2-029	Pass 1 Mic Jack		
	Pass 2 Mic Audio (37)	AU2-030	Pass 2 Mic Jack		
	Pass 2 Mic Audio Lo (38)	AU2-031	Pass 2 Mic Jack		
	Pass 3 Mic Audio (39)	AU2-032	Pass 3 Mic Jack		

	Pass 3 Mic Audio Lo (40)	AU2-033	Pass 3 Mic Jack		
	Pass 4 Mic Audio (41)	AU2-034	Pass 4 Mic Jack		
	Pass 4 Mic Audio Lo (42)	AU2-035	Pass 4 Mic Jack		
	Speaker Lo (43)	AU2-036	Speaker		
	Speaker Output (44)	AU2-037	Speaker		

#1 IFD5000 (Left)	P1101	MAG RS422 RX+ (1)	MG1-001	Magnetometer MAG300 #1	MAG/DAT	MAG RS422 TX+ (D)
		MAG RS422 TX+ (2)	MG1-002	Magnetometer MAG300 #1	MAG/DAT	MAG RS422 RX+ (F)
		28V MAG Power+ (4)	MG1-003	Magnetometer MAG300 #1	MAG/DAT	28V MAG Power+ (H)
		Bezel Dimming (7)	D1A-001	Instrument Light Dimmer (0-28V)	Potentiometer	Potentiometer
		USB VCC +5V (10)	CD1-005	ACD215 Control Display Unit	J3010	USB VCC +5V (9)
		USB+ (11)	CD1-009	ACD215 Control Display Unit	J3010	USB+ (21)
		Byte Flight Bus 1+ (12)	CD1-007	ACD215 Control Display Unit	J3010	Byte Flight Bus+ (14)
		Ground (13)	D1A-005	ACD215 Control Display Unit	J3010	Shield Ground
		MAG RS422 RX- (14)	MG1-004	Magnetometer MAG300 #1	MAG/DAT	MAG RS422 TX- (C')
		MAG RS422 TX- (15)	MG1-005	Magnetometer MAG300 #1	MAG/DAT	MAG RS422 RX- (G)
		28V MAG Power- (17)	MG1-006	Magnetometer MAG300 #1	MAG/DAT	28V MAG Power- (B)
		Dim Bus Common (20)	D1A-002	Dim Bus Common	Ground	Ground
		USB Ground (Drain) (23)	CD1-006	ACD215 Control Display Unit	J3010	USB Ground (Drain) (10)
		USB- (24)	CD1-010	ACD215 Control Display Unit	J3010	USB- (22)
		Byte Flight Bus 1- (25)	CD1-001	ACD215 Control Display Unit	J3010	Byte Flight Bus- (1)
		28V Power Bus A (A1)	D1A-003	28V Power Bus A	Braker 10A Power Bus A	Braker 10A Power Bus A
	28V Power Return A (A2)	D1A-004	28V Power Return A	GND	GND	
	P1102	Channel ID 0 (4)	D1B-001	#1 IFD5000 (Left)	P1102	Ground (11)
		Channel ID 1 (5)	D1B-002	#1 IFD5000 (Left)	P1102	Ground (12)
		Ground (7)	D1B-003	#2 IFD5000 (Right)	P2101	Ground (13)
		Ground (11)	D1B-004	#1 IFD5000 (Left)	P1102	Channel ID 0 (4)
		Ground (12)	D1B-005	#1 IFD5000 (Left)	P1102	Channel ID 1 (5)
		Byte Flight Bus 2+ (14)	D1B-006	#2 IFD5000 (Right)	P2101	Byte Flight Bus 1+ (12)
		Byte Flight Bus 2- (15)	D1B-007	#2 IFD5000 (Right)	P2101	Byte Flight Bus 1- (25)
		28V Power Bus B (A1)	D1B-008	28V Power Bus B	Braker 10A Power Bus B	Braker 10A Power Bus B
		28V Power Return B (A2)	D1B-009	28V Power Return B	GND	GND
	P1121	RS422 RX3+ (4)	TR1-018	ATC 4401-2-250 mode C Transponder	P1	RS422 TIS TX+ (21)
		429 TX0+ (10)	AR1-002	AIS240-35 A/P RELAY	P1011	K1C-NO (3)
		Ground (14)	-	10 & 31 shield		
		DDiscrete Out 0+ (19)	AR1-024	AIS240-35 A/P RELAY	P1011	K2B-NO (45)
		DDiscrete Out 1+ (20)	AR1-004	AIS240-35 A/P RELAY	P1011	K2D-NO (6)
		RS422 RX3- (25)	TR1-019	ATC 4401-2-250 mode C Transponder	P1	RS422 TIS TX- (22)

	429 TX0- (31)	AR1-001	AIS240-35 A/P RELAY	P1011	K1D-NO (2)
	DDiscrete Out 0- (40)	AR1-012	AIS240-35 A/P RELAY	P1011	K1A-NO (24)
	DDiscrete Out 1- (41)	AR1-005	AIS240-35 A/P RELAY	P1011	K2C-NO (7)
	429 RX0+ (51)	AP1-013	STEC 55X COMPUTER	J551	429 TX+ (48)
	Ground (60)	-	19 & 40, 20 & 41 shield		
	CFC Discrete In 0 (62)	AU1-033	AMX240 audiopanel	J1	Blue Lamp (37)
	CFC Discrete In 1 (63)	AU1-034	AMX240 audiopanel	J1	Amber Lamp (38)
	429 RX0- (72)	AP1-010	STEC 55X COMPUTER	J551	429 TX- (37)
	CFC Discrete 2 (82)	AU1-032	AMX240 audiopanel	J1	White Lamp (36)
	RS422 TX3+ (85)	TR1-007	ATC 4401-2-250 mode C Transponder	P1	RS422 TIS RX+ (8)
	RS422 TX3- (86)	TR1-008	ATC 4401-2-250 mode C Transponder	P1	RS422 TIS RX- (9)
P1122	Discrete Out 0 (2)	AR1-007	AIS240-35 A/P RELAY	P1011	K3D-NO (10)
	Discrete Out 1 (3)	AR1-025	AIS240-35 A/P RELAY	P1011	K3B-NO (49)
	Discrete Out 2 (4)	AR1-016	AIS240-35 A/P RELAY	P1011	K2A-NO (28)
	Discrete Out 4 (6)	AR1-029	AIS240-35 A/P RELAY	P1011	All Energize (71)
	Discrete In 0 (7)	AP2-014	STEC 55X COMPUTER	J552	Annunciator Clock (25)
	Discrete In 1 (8)	AP2-015	STEC 55X COMPUTER	J552	Annunciator Data (26)
	Analog Out 0 (10)	AR1-026	AIS240-35 A/P RELAY	P1011	K3A-NO (52)
	Analog Out 2 (12)	AR1-008	AIS240-35 A/P RELAY	P1011	K4D-NO (14)
	Analog Out 3 (13)	AR1-009	AIS240-35 A/P RELAY	P1011	K4C-NO (15)
	Ground (15)	-	10 & 26, 12 & 13, 27, 23, 41, 40, 22, 7, 8 shield		
	Discrete Out 10 (21)	AU2-016	AMX240 audiopanel	J2	COM Swap (20)
	Discrete In 2 (22)	AP2-013	STEC 55X COMPUTER	J552	Annunciator Load (24)
	Discrete In 3 (23)	AP2-003	STEC 55X COMPUTER	J552	FD Logic (4)
	Analog Ref (25)	AP2-004	STEC 55X COMPUTER	J552	Signal Reference (7)
	Analog Out 5 (26)	AR1-027	AIS240-35 A/P RELAY	P1011	K4B-NO (53)
	Analog Out 6 (27)	AR1-028	AIS240-35 A/P RELAY	P1011	K4A-NO (56)
	Discrete Out 15 (35)	TR1-004	ATC 4401-2-250 mode C Transponder	P1	External Ident (4)
	Discrete In 6 (37)	AU1-022	AMX240 audiopanel	J1	COM 2 Select (25)
	Discrete In 7 (38)	AU1-021	AMX240 audiopanel	J1	Split COM Select (24)
	Analog Ground (39)	AP2-008	STEC 55X COMPUTER	J552	GS Down (19)
	Analog In 0 (40)	AP2-006	STEC 55X COMPUTER	J552	Pitch Steering (13)
	Analog In 1 (41)	AP2-005	STEC 55X COMPUTER	J552	Roll Steering (12)
P1144	TX Key #1 (5)	AU1-011	AMX240 audiopanel	J1	COM 1 Mic Key (12)
	Microphone #1 (11)	AU1-010	AMX240 audiopanel	J1	COM 1 Mic Audio Hi (11)
	Headphone #2 (13)	AU1-015	AMX240 audiopanel	J1	NAV 1 Audio Hi (17)
	Headphone #3 Lo (28)	AU1-007	AMX240 audiopanel	J1	MON 1 Audio Lo (8)
	Headphone #2 Lo (29)	AU1-016	AMX240 audiopanel	J1	NAV 1 Audio Lo (18)
	Headphone #1 Lo (30)	AU1-009	AMX240 audiopanel	J1	COM 1 Lo (10)

		Headphone #3 (43)	AU1-006	AMX240 audiopanel	J1	MON 1 Audio Hi (7)
		Headphone #1 (44)	AU1-008	AMX240 audiopanel	J1	COM 1 Audio Hi (9)
#2 IFD5000 (Right)	P2101	MAG RS422 RX+ (1)	MG2-001	Magnetometer MAG300 #2	MAG/DAT	MAG RS422 TX+ (D)
		MAG RS422 TX+ (2)	MG2-002	Magnetometer MAG300 #2	MAG/DAT	MAG RS422 RX+ (F)
		28V MAG Power+ (4)	MG2-003	Magnetometer MAG300 #2	MAG/DAT	28V MAG Power+ (H)
		Bezel Dimming (7)	D2A-001	Instrument Light Dimmer (0-28V)	Potentiometer	Potentiometer
		Byte Flight Bus 1+ (12)	D1B-006	#1 IFD5000 (Left)	P1102	Byte Flight Bus 2+ (14)
		Ground (13)	D1B-003	#1 IFD5000 (Left)	P1102	Ground (7)
		MAG RS422 RX- (14)	MG2-004	Magnetometer MAG300 #2	MAG/DAT	MAG RS422 TX- (C')
		MAG RS422 TX- (15)	MG2-005	Magnetometer MAG300 #2	MAG/DAT	MAG RS422 RX- (G)
		28V MAG Power- (17)	MG2-006	Magnetometer MAG300 #2	MAG/DAT	28V MAG Power- (B)
		Dim Bus Common (20)	D2A-002	Dim Bus Common	Ground	Ground
		Byte Flight Bus 1- (25)	D1B-007	#1 IFD5000 (Left)	P1102	Byte Flight Bus 2- (15)
		28V Power Bus A (A1)	D2A-003	28V Power Bus A	Braker 10A Power Bus A	Braker 10A Power Bus A
		28V Power Return A (A2)	D2A-004	28V Power Return A	GND	GND
	P2102	Channel ID 1 (5)	D2B-001	#2 IFD5000 (Right)	P2102	Ground (12)
		Channel ID 2 (6)	D2B-002	#2 IFD5000 (Right)	P2102	Ground (13)
		Ground (7)	-	ACD215 Control Display Unit	J3010	Shield Ground
		Ground (12)	D2B-001	#2 IFD5000 (Right)	P2102	Channel ID 1 (5)
		Ground (13)	D2B-002	#2 IFD5000 (Right)	P2102	Channel ID 2 (6)
		Byte Flight Bus 2+ (14)	CD1-007	ACD215 Control Display Unit	J3010	Byte Flight Bus+ (14)
		Byte Flight Bus 2- (15)	CD1-001	ACD215 Control Display Unit	J3010	Byte Flight Bus- (1)
		28V Power Bus B (A1)	D2B-003	28V Power Bus B	Braker 10A Power Bus B	Braker 10A Power Bus B
		28V Power Return B (A2)	D2B-004	28V Power Return B	GND	GND
	P2121	429 TX0+ (10)	AR1-011	AIS240-35 A/P RELAY	P1011	K1C-NC (23)
		Ground (14)	-	1 0 & 31 SHIELD		
		DDiscrete Out 0+ (19)	AR1-013	AIS240-35 A/P RELAY	P1011	K2B-NC (25)
		DDiscrete Out 1+ (20)	AR1-014	AIS240-35 A/P RELAY	P1011	K2D-NC (26)
		429 TX0- (31)	AR1-010	AIS240-35 A/P RELAY	P1011	K1D-NC (22)
		DDiscrete Out 0- (40)	AR1-003	AIS240-35 A/P RELAY	P1011	K1A-NC (4)
		DDiscrete Out 1- (41)	AR1-015	AIS240-35 A/P RELAY	P1011	K2C-NC (27)
		429 RX0+ (51)	AP1-013	STEC 55X COMPUTER	J551	429 TX+ (48)
		Ground (60)	-	19 & 41, 20 & 41 SHIELD		
		CFC Discrete In 0 (62)	AU1-033	AMX240 audiopanel	J1	Blue Lamp (37)
		CFC Discrete In 1 (63)	AU1-034	AMX240 audiopanel	J1	Amber Lamp (38)
		429 RX0- (72)	AP1-010	STEC 55X COMPUTER	J551	429 TX- (37)
		CFC Discrete 2 (82)	AU1-032	AMX240 audiopanel	J1	White Lamp (36)
		P2122	Discrete Out 0 (2)	AR1-018	AIS240-35 A/P RELAY	P1011

		Discrete Out 1 (3)	AR1-017	AIS240-35 A/P RELAY	P1011	K3B-NC (29)
		Discrete Out 2 (4)	AR1-006	AIS240-35 A/P RELAY	P1011	K2A-NC (8)
		Discrete In 0 (7)	AP2-014	STEC 55X COMPUTER	J552	Annunciator Clock (25)
		Discrete In 1 (8)	AP2-015	STEC 55X COMPUTER	J552	Annunciator Data (26)
		Analog Out 0 (10)	AR1-019	AIS240-35 A/P RELAY	P1011	K3A-NC (32)
		Analog Out 2 (12)	AR1-021	AIS240-35 A/P RELAY	P1011	K4D-NC (34)
		Analog Out 3 (13)	AR1-022	AIS240-35 A/P RELAY	P1011	K4C-NC (35)
		Discrete Out 10 (21)	AU2-016	AMX240 audiopanel	J2	COM Swap (20)
		Discrete In 2 (22)	AP2-013	STEC 55X COMPUTER	J552	Annunciator Load (24)
		Discrete In 3 (23)	AP2-003	STEC 55X COMPUTER	J552	FD Logic (4)
		Analog Ref (25)	AP2-007	STEC 55X COMPUTER	J552	Signal Reference (7)
		Analog Out 5 (26)	AR1-020	AIS240-35 A/P RELAY	P1011	K4B-NC (33)
		Analog Out 6 (27)	AR1-023	AIS240-35 A/P RELAY	P1011	K4A-NC (36)
		Discrete In 6 (37)	AU1-022	AMX240 audiopanel	J1	COM 2 Select (25)
		Discrete In 7 (38)	AU1-021	AMX240 audiopanel	J1	Split COM Select (24)
		Analog Ground (39)	AP2-008	STEC 55X COMPUTER	J552	GS Down (19)
		Analog In 0 (40)	AP2-006	STEC 55X COMPUTER	J552	Pitch Steering (13)
		Analog In 1 (41)	AP2-005	STEC 55X COMPUTER	J552	Roll Steering (12)
	P2144	TX Key #1 (5)	AU1-026	AMX240 audiopanel	J1	COM 2 Mic Key (30)
		Microphone #1 (11)	AU1-014	AMX240 audiopanel	J1	COM 2 Mic Audio Hi (15)
		Headphone #2 (13)	AU1-017	AMX240 audiopanel	J1	NAV 2 Audio Hi (19)
		Headphone #1 Lo (25)	AU1-013	AMX240 audiopanel	J1	COM 2 Lo (14)
		Headphone #2 Lo (26)	AU1-018	AMX240 audiopanel	J1	NAV 2 Audio Lo (20)
		Headphone #3 Lo (28)	AU1-020	AMX240 audiopanel	J1	MON 2 Audio Lo (22)
		Headphone #3 (43)	AU1-019	AMX240 audiopanel	J1	MON 2 Audio Hi (21)
		Headphone #1 (44)	AU1-012	AMX240 audiopanel	J1	COM 2 Audio Hi (13)

ACD215 Control Display Unit	J3010	Byte Flight Bus- (1)	CD1-001	#1 IDF5000 (Left)/#2 IDF5000 (Right)	P1101/P2102	Byte Flight Bus 1- (25)
		28V In #1FD (6)	CD1-002	28V Essential Bus	1A Braker	1A Braker
		Power Ground #1FD (7)	CD1-003	Ground	Ground	Ground
		28V In #2FD (8)	CD1-004	ACD215 Control Display Unit	J3010	28V In #1FD (6)
		USB VCC +5V (9)	CD1-005	#1 IDF5000 (Left)	P1101	USB VCC +5V (10)
		USB Ground (Drain) (10)	CD1-006	#1 IDF5000 (Left)	P1101	USB Ground (Drain) (23)
		Byte Flight Bus+ (14)	CD1-007	#1 IDF5000 (Left)/#2 IDF5000 (Right)	P1101/P2102	Byte Flight Bus 1+ (12)
		Power Ground #2FD (20)	CD1-008	ACD215 Control Display Unit	J3010	Power Ground #1FD (7)
		USB+ (21)	CD1-009	#1 IDF5000 (Left)	P1101	USB+ (11)
		USB- (22)	CD1-010	#1 IDF5000 (Left)	P1101	USB- (24)

AIS240-35 A/P RELAY	P1011	K1D-NO (2)	AR1-001	#1 IDF5000 (Left)	P1121	429 TX0- (31)
---------------------	-------	------------	---------	-------------------	-------	---------------

K1C-NO (3)	AR1-002	#1 IDF5000 (Left)	P1121	429 TX0+ (10)
K1A-NC (4)	AR1-003	#2 IDF5000 (Right)	P2121	Ddiscrete Out 0-(40)
K2B-W (5)	AP1-003	STEC 55X AUTOPILOT	P551	Nav Flag+ (13)
K2D-NO (6)	AR1-004	#1 IDF5000 (Left)	P1121	DDiscrete Out 1+(20)
K2C-NO (7)	AR1-005	#1 IDF5000 (Left)	P1121	DDiscrete Out 1-(41)
K2A-NC (8)	AR1-006	#2 IDF5000 (Right)	P2122	Discrete Out 2 (4)
K3B-W (9)	AP2-009	STEC 55X AUTOPILOT	P552	Alt Engage (20)
K3D-NO (10)	AR1-007	#1 IDF5000 (Left)	P1122	Discrete Out 0 (2)
K3A-W (12)	AP2-011	STEC 55X AUTOPILOT	P552	VS Signal (22)
K4B-W (13)	AP2-007	STEC 55X AUTOPILOT	P552	GS Up (18)
K4D-NO (14)	AR1-008	#1 IDF5000 (Left)	P1122	Analog Out 2 (12)
K4C-NO (15)	AR1-009	#1 IDF5000 (Left)	P1122	Analog Out 3 (13)
K4A-W (16)	AP1-007	STEC 55X AUTOPILOT	P551	'+Right (30)
K1D-NC (22)	AR1-010	#2 IDF5000 (Right)	P2121	429 TX0- (31)
K1C-NC (23)	AR1-011	#2 IDF5000 (Right)	P2121	429 TX0+ (10)
K1A-NO (24)	AR1-012	#1 IDF5000 (Left)	P1121	Ddiscrete Out 0-(40)
K2B-NC (25)	AR1-013	#2 IDF5000 (Right)	P2121	Ddiscrete Out 0+(19)
K2D-NC (26)	AR1-014	#2 IDF5000 (Right)	P2121	Ddiscrete Out 1+(20)
K2C-NC (27)	AR1-015	#2 IDF5000 (Right)	P2121	Ddiscrete Out 1-(41)
K2A-NO (28)	AR1-016	#1 IDF5000 (Left)	P1122	Discrete Out 2 (28)
K3B-NC (29)	AR1-017	#2 IDF5000 (Right)	P2122	Discrete Out 1 (3)
K3D-NC (30)	AR1-018	#2 IDF5000 (Right)	P2122	Discrete Out 0 (2)
K3A-NC (32)	AR1-019	#2 IDF5000 (Right)	P2122	Analog Out 0 (10)
K4B-NC (33)	AR1-020	#2 IDF5000 (Right)	P2122	Analog Out 5 (26)
K4D-NC (34)	AR1-021	#2 IDF5000 (Right)	P2122	Analog Out 2 (12)
K4C-NC (35)	AR1-022	#2 IDF5000 (Right)	P2122	Analog Out 3 (13)
K4A-NC (36)	AR1-023	#2 IDF5000 (Right)	P2122	Analog Out 6 (27)
K1D-W (42)	AP2-017	STEC 55X AUTOPILOT	P552	GPS Steering B (37)
K1C-W (43)	AP2-016	STEC 55X AUTOPILOT	P552	GPS Steering A (36)
K1A-W (44)	AP1-004	STEC 55X AUTOPILOT	P551	Nav Flag- (14)
K2B-NO (45)	AR1-024	#1 IDF5000 (Left)	P1121	Ddiscrete Out 0+(19)
K2D-W (46)	AP2-001	STEC 55X AUTOPILOT	P552	GS Flag+ (1)
K2C-W (47)	AP2-002	STEC 55X AUTOPILOT	P552	GS Flag- (2)
K2A-W (48)	AP2-010	STEC 55X AUTOPILOT	P552	ALT/VS Select (21)
K3B-NO (49)	AR1-025	#1 IDF5000 (Left)	P1122	Discrete Out 1 (3)
K3D-W (50)	AP1-009	STEC 55X AUTOPILOT	P551	Loc Switch (32)
K3A-NO (52)	AR1-026	#1 IDF5000 (Left)	P1122	Analog Out 0 (10)
K4B-NO (53)	AR1-027	#1 IDF5000 (Left)	P1122	Analog Out 5 (26)
K4D-W (54)	AP1-005	STEC 55X AUTOPILOT	P551	DC HDG Hi (28)
K4C-W (55)	AP1-001	STEC 55X AUTOPILOT	P551	DC CRS Hi (11)
K4A-NO (56)	AR1-028	#1 IDF5000 (Left)	P1122	Analog Out 6 (27)
All Energize (71)	AR1-029	#1 IDF5000 (Left)	P1122	Discrete Out 4 (6)

STEC 55X AUTOPILOT	P551	DC CRS Hi (11)	AP1-001	AIS240-35 A/P RELAY	P1011	K4C-W (55)
		DC CRS Lo (12)	AP1-002	STEC 55X AUTOPILOT	P552	GS Down (19)
		Nav Flag+ (13)	AP1-003	AIS240-35 A/P RELAY	P1011	K2B-W (5)
		Nav Flag- (14)	AP1-004	AIS240-35 A/P RELAY	P1011	K1A-W (44)
		DC HDG Hi (28)	AP1-005	AIS240-35 A/P RELAY	P1011	K4D-W (54)
		DC HDG Lo (29)	AP1-006	STEC 55X AUTOPILOT	P552	GS Down (19)
		+Right (30)	AP1-007	AIS240-35 A/P RELAY	P1011	K4A-W (16)
		+Left (31)	AP1-008	STEC 55X AUTOPILOT	P552	GS Down (19)
		Loc Switch (32)	AP1-009	AIS240-35 A/P RELAY	P1011	K3D-W (50)
		429 TX- (37)	AP1-010	#1 IFD (Left) & #2 IFD (Right)	P1121 & P2121	429 RX0- (72)
		Shield GND (44)	AP1-011	28 & 11, 30 Shield GND	P551	28 & 11, 30 Shield GND
		Shield GND (45)	AP1-012	13 & 14 Shield GND	P551	13 & 14 Shield GND
		429 TX+ (48)	AP1-013	#1 IFD (Left) & #2 IFD (Right)	P1121 & P2121	429 RX0+ (51)
	P552	GS Flag+ (1)	AP2-001	AIS240-35 A/P RELAY	P1011	K2D-W (46)
		GS Flag- (2)	AP2-002	AIS240-35 A/P RELAY	P1011	K2C-W (47)
		FD Logic (4)	AP2-003	#1 IFD (Left) & #2 IFD (Right)	P1122 & P2122	Discrete In 3 (23)
		Signal Reference (7)	AP2-004	#1 IFD (Left) & #2 IFD (Right)	P1122 & P2122	Analog Ref (25)
		ROLL Steering (12)	AP2-005	#1 IFD (Left) & #2 IFD (Right)	P1122 & P2122	Analog In 1 (41)
		PITCH Steering (13)	AP2-006	#1 IFD (Left) & #2 IFD (Right)	P1122 & P2122	Analog In 0 (40)
		GS Up (18)	AP2-007	AIS240-35 A/P RELAY	P1011	K4B-W (13)
		GS Down (19)	AP2-008	#1 IFD (Left) & #2 IFD (Right)	P1122 & P2122	Analog GND (39)
		Alt Engage (20)	AP2-009	AIS240-35 A/P RELAY	P1011	K3B-W (9)
		ALT/VS Select (21)	AP2-010	AIS240-35 A/P RELAY	P1011	K2A-W (48)
		VS Signal (22)	AP2-011	AIS240-35 A/P RELAY	P1011	K3A-W (12)
		ALT SEL JUMPER (23)	AP2-012	STEC 55X AUTOPILOT	P552	GND (42)
		Annuciator Load (24)	AP2-013	#1 IFD (Left) & #2 IFD (Right)	P1122 & P2122	Discrete In 2 (22)
		Annuciator Clock (25)	AP2-014	#1 IFD (Left) & #2 IFD (Right)	P1122 & P2122	Discrete In 0 (7)
		Annuciator Data (26)	AP2-015	#1 IFD (Left) & #2 IFD (Right)	P1122 & P2122	Discrete In 1 (8)
		GPS Steering A (36)	AP2-016	AIS240-35 A/P RELAY	P1011	K1C-W (43)
		GPS Steering B (37)	AP2-017	AIS240-35 A/P RELAY	P1011	K1D-W (42)
		GPSS ENABLE (38)	AP2-018	STEC 55X AUTOPILOT	P552	GND (43)
		Shield GND (39)	AP2-019	1 & 2 Shield GND	P552	1 & 2 Shield GND
		GND (42)	AP2-020	STEC 55X AUTOPILOT	P552	ALT SEL JUMPER (23)
		GND (43)	AP2-021	STEC 55X AUTOPILOT	P552	GPSS ENABLE (38)
		Shield GND (46)	AP2-022	36 & 37 Shield GND	P552	36 & 37 Shield GND
		Shield GND (49)	AP2-023	22 & 18, 7 & 19 Shield GND	P552	22 & 18, 7 & 19 Shield GND

ATC 4401-2-250 Mode C Transponder	P1	A1 (1)	TR1-001	ENCODING ALTIMETER	A1 (1)
		A2 (2)	TR1-002	ENCODING ALTIMETER	A2 (2)
		A4 (3)	TR1-003	ENCODING ALTIMETER	A4 (3)

IDENT EXT. (4)	TR1-004	#1 IFD (Left)	P1122	DISC. OUT 15 (35)
14V/28V SWITCHED (6)	TR1-005	ENCODING ALTIMETER		14V/28V SWITCHED (8)
REPLY OUT (7)	TR1-006	REPLY LAMP	REPLY LAMP	REPLY LAMP
RX-A (8)	TR1-007	#1 IFD (Left)	P1121	422 TX3+ (85)
RX-B (9)	TR1-008	#1 IFD (Left)	P1121	422 TX3- (86)
SUPP. VOLT. +14V/28V (11)	TR1-009	28 SUPP. VOLT.	3A BRAKER	3A BRAKER
SUPP. VOLT. +14V/28V (11)	TR1-010	28 SUPP. VOLT.	3A BRAKER	3A BRAKER
GND (13)	TR1-011	AIRBORNE GND & TRANSPONDER	GND & P1	GND & GND (25)
B1 (14)	TR1-012	ENCODING ALTIMETER		B1 (5)
B2 (15)	TR1-013	ENCODING ALTIMETER		B2 (9)
B4 (16)	TR1-014	ENCODING ALTIMETER		B4 (10)
C1(17)	TR1-015	ENCODING ALTIMETER		C1(11)
C2(18)	TR1-016	ENCODING ALTIMETER		C2(13)
C4(19)	TR1-017	ENCODING ALTIMETER		C4(12)
TX-A (21)	TR1-018	#1 IFD (Left)	P1121	422 RX3+ (4)
TX-B (22)	TR1-019	#1 IFD (Left)	P1121	422 RX3- (25)
GND (25)	TR1-020	ENCODING ALTIMETER		STROBE (6) & GND (15)