



Pitot-staattisen järjestelmän tarkastuksen suunnittelu

Tuomo Korhonen

OPINNÄYTETYÖ
Huhtikuu 2022

Konetekniikka
Lentokonetekniikka

TIIVISTELMÄ

Tampereen ammattikorkeakoulu
Konetekniikka
Lentokonetekniikka

KORHONEN, TUOMO:
Pitot-staattisen järjestelmän tarkastuksen suunnittelu

Opinnäytetyö 49 sivua, joista liitteitä 10 sivua
Huhtikuu 2022

Lentokonetekniikan kehittyessä alan toimijoiden on päivitettävä sekä toimintamallejaan että laitteistoaan vastaamaan uusimpia vaatimuksia. Viime vuosina yksi yleisimmistä muutostöiden kohteista on ollut lentokoneiden avioniikka, ja myös Air Spark Oy uudisti 1970-luvulla valmistetun Piper Senecansa avioniikan. Avioniikkapäivitys lisää lentokoneeseen paljon uusia toimintoja, mutta johtaa myös muutoksiin lentokoneen huolloissa ja tarkastuksissa.

Opinnäytetyössä selvitettiin lentokoneen muuttuneen pitot-staattisen järjestelmän tarkastamisessa tarvittavat toimenpiteet, välineet ja asiakirjat. Työn osana luotiin näiden perusteella tarkastuspöytäkirja sekä tiivistetty kooste tarkastusohjeista. Prosessia varten selvitettiin kaikki järjestelmässä olevat laitteet ja niiden liitännät. Lentokone on tyyppihyväksytty ja sitä käytetään mittarilentotoiminnassa, joten tarkastuksissa tulee noudattaa kaikkia lentokonetta ja sen laitteita koskevia viranomaismääräyksiä sekä valmistajien ohjeistuksia. Tätä varten tuli käydä läpi suuri määrä laki-, määräys- ja ohjekirjallisuutta.

Opinnäytetyön tuloksena saatiin lentokoneelle yksilöity tarkastuspöytäkirja, lista tarvittavista asiakirjoista ja työvälineistä, sekä selvitykset tehtävistä tarkastustoimenpiteistä. Lentokoneelle yksilöity ja samaan paikkaan koottu materiaali helpottaa ja nopeuttaa huomattavasti tulevien tarkastusten tekemistä. Määräykset ja huolto-ohjeet kuitenkin muuttuvat jatkuvasti, joten tulevaisuudessa on tärkeää huolehtia ohjeiden ajantasaisuudesta. Opinnäytetyössä keskityttiin lentokoneen uusiin avioniikkalaitteisiin, joten jatkotutkimuksena olisi suotavaa selvittää myös lentokoneeseen jääneiden mekaanisten mittareiden tarkastusohjeet.

ABSTRACT

Tampereen ammattikorkeakoulu
Tampere University of Applied Sciences
Degree Programme in Mechanical Engineering
Aircraft Engineering

KORHONEN, TUOMO:
Creating Instructions for a Pitot-static System Test

Bachelor's thesis 49 pages, appendices 10 pages
April 2022

As aviation technology has developed, the operators have had to modernize their operations accordingly. One of the most common subjects for modernization has been aircraft avionics and Air Spark Oy also updated the avionics of their 1970's Piper Seneca. The avionics upgrade adds a number of new functions to the aircraft, but also results in changes to the maintenance and inspections.

The objective of this thesis was to study which inspections, equipment and documents are required for the operational inspection of the pitot static system. The aircraft is type rated and meant for instrument flight training, making it necessary to follow all applicable regulations and instructional materials.

The results of this thesis were an aircraft-specific inspection form, and lists and instructions in Finnish for all the test procedures and equipment needed. The aircraft specific inspection material will make future inspections quicker and more straightforward as there is no need to use generic material that may not be directly applicable to the aircraft in question. However, the regulations and inspection requirements will change in the future making it important to keep the material up to date.

This thesis was focused only on the newly installed equipment. Further research on the manufacturer issued guidance material is also recommended to include the inspection procedures of the remaining analog instruments to the material.

SISÄLLYS

1	JOHDANTO	6
2	TEKNISET TIEDOT JA LAINSÄÄDÄNTÖ	8
	2.1 Piper PA-34-200	8
	2.2 Pitot-staattinen järjestelmä	10
	2.3 Transponderi	12
	2.4 Viranomaiset	14
	2.4.1 FAA	14
	2.4.2 EASA	15
	2.4.3 Traficom	16
3	TUTKIMUSTYÖ	18
4	LENTOKONEYKSILÖN LAITTEET	21
	4.1 Garmin G5	21
	4.2 Garmin GTN750	23
	4.3 Avidyne TAS600	23
	4.4 BendixKing KT 73 TSO	24
	4.5 Piper Altimatic IIIb-1	25
	4.6 Pitot-staattisen järjestelmän kytkentä	25
5	TARKASTUKSET	27
	5.1 Testilaitteisto	27
	5.1.1 Barfield Pitot Static Test Set	28
	5.1.2 Aeroflex IFR 6000	29
	5.2 Tarkastustoimenpiteet	30
	5.2.1 Vuototestit	30
	5.2.2 Korkeusmittari	31
	5.2.3 Pystynopeusmittari	32
	5.2.4 Nopeusmittari	33
	5.2.5 Transponderi	33
	5.2.6 Muut laitteet	34
6	LOPPUTULOKSET JA POHDINTA	35
	LÄHTEET	37
	LIITTEET	40
	Liite 1. Tarkastuspöytäkirja	40

LYHENTEET JA TERMIT

AC	Advisory Circular
AD	Airworthiness Directive
ADS-B	Automatic Dependent Surveillance-Broadcast
CFR	Code of Federal Regulations
DME	Distance Measuring Equipment
EASA	European Union Aviation Safety Agency
EHSI	Electronic Horizontal Situation Indicator
EU	Euroopan Unioni
FAA	Federal Aviation Administration
FAR	Federal Aviation Regulation
ft	feet, jalka (30,48 cm)
GPS	Global Positioning System
HSI	Horizontal Situation Indicator
IFR	Instrument Flight Rules
kt	knot, solmu (1,82 km/h)
LOC	Localizer
nm	nautical mile, merimaili (1,85 km)
PFD	Primary Flight Display
Squitter	Transponderin satunnaisesti lähettämä tietopulssi
STC	Supplemental Type Certificate
TAS	Traffic Advisory System
TCAS	Traffic Collision Avoidance System
VOR	VHF Omni Range

1 JOHDANTO

Tässä opinnäytetyössä käsitellään Air Spark Oy:n Piper PA-34-200 Seneca -mallista lentokonetta. Lentokone hankittiin käytettäväksi lentäjäkoulutuksessa, mutta ennen käyttöönottoa siihen tehtiin laaja avioniikkapäivitys. Lentokone on valmistettu vuonna 1972, joten siinä oli vielä lähes kokonaan alkuperäinen mekaaninen mittaristo. Nykyaikaisten GPS-pohjaisten suunnistusmenetelmien kouluttamista varten lentokoneeseen asennettiin useita uusia navigointilaitteita. Lentokone sai myös kaksi erilaista törmäysvaroitussysteemiä, kolme mekaanista hyrrämittaria korvattiin digitaalisilla mittareilla ja järjestelmien antennit sekä johdotuksia uusittiin.

Samat toiminnot oltaisiin saatu myös hankkimalla uudempi lentokone, mutta vanhemman mallin käytössä on myös omat etunsa. Etuna ovat esimerkiksi alkuperäisen Seneca-mallin turbottomat moottorit. Turbo lisää lentonopeutta ja korkeutta, mutta polttoaineenkulutus kasvaa huomattavasti. Normaalisissa koulutuskäytössä suuri nopeus ja lentokorkeus eivät tuo merkittävää hyötyä, mutta turbottomat moottorit tuovat huomattavat säästöt polttoainekuluissa. Luonnollisesti myös vanhemman lentokoneen hankintahinta on matalampi.

Ennen lentokoneen käyttöönottoa on varmistuttava, että sen laitteet toimivat halutulla tavalla ja ne on asennettu sekä tarkastettu viranomaisten vaatimusten mukaisesti. Lentokonetta tullaan käyttämään kaupallisessa lentokoulutustoiminnassa ja sillä lennetään mittarilentosääntöjen mukaisesti. Lisäksi lentokone ja kaikki sen laitteet ovat tyyppihyväksytyjä ja uudet avioniikkalaitteet ovat asennettu lisätyyppihyväksyntien (STC) mukaisesti. Näin ollen on tärkeää selvittää, mitä toimenpiteitä laitteiden lentokelpoisuuden ylläpitämiseen tarvitaan. Tämän opinnäytetyön aiheeksi rajattiin lentokoneen pitot-staattinen järjestelmä. Opinnäytetyön tavoitteena on selvittää vaaditut tarkastustoimenpiteet ja niihin tarvittavat laitteet, luoda kooste tarkastusohjeista sekä luoda tarvittavat pöytäkirjat tulosten kirjaamiseksi.

Yrityksellä oli aiemmin käytössä yksittäisille mekaanisille mittareille tarkoitettuja pöytäkirjoja, joita voitiin soveltaa yleispätevästi erilaisille mittareille. Senecalle

haluttiin kuitenkin oma pöytäkirja, johon on koottu kaikki tarvittavat taulukot, jotka on myös muokattu lentokoneen ominaisuuksien mukaisiksi.

Tässä työssä keskitytään lentokoneen uusiin, vasta asennettuihin laitteisiin. Vanhojen mekaanisten mittareiden tarkastukset ja toiminta ovat jo tiedossa, joten niitä ei ole tarpeen käydä läpi tämän opinnäytetyön puitteissa. Vanhat laitteet on kuitenkin sisällytetty laadittuihin materiaaleihin ja tutkimustyöhön. Opinnäytetyössä ei myöskään esitellä pitot-staattiseen järjestelmään kuulumattomia laitteita.

2 TEKNISET TIEDOT JA LAINSÄÄDÄNTÖ

Tässä luvussa esitellään opinnäytetyön kohteena oleva lentokonetyyppi sekä olennaisten teknisten laitteiden toiminta. Luvussa käydään läpi yksinkertaisen pitot-staattisen järjestelmän ja siihen kuuluvien mittareiden toimintaperiaatteet. Transponderi on yksittäinen pitot-staattiseen järjestelmään kytketty laite, mutta koska se on hyvin olennainen sekä itsenäisesti että myöhemmin työssä esiteltävän törmäysvaroitussjärjestelmän osana, käsitellään sen toimintaa syvemmin jo tässä luvussa.

Teknisten tietojen lisäksi luvussa esitellään myös ilmailuviranomaiset, joiden määräykset koskevat lentokonetta ja sen laitteita. Lentokone ja käsiteltävät avioniikkalaitteet on valmistettu Yhdysvalloissa ja lentokonetta käytetään Euroopan unioniin kuuluvan Suomen alueella, joten järjestelmää tarkastettaessa on noudatettava kaikkien kolmen alueen määräyksiä.

2.1 Piper PA-34-200

Piper PA-34 Seneca (kuva 1) on yhdysvaltalaisen Piper Aircraftin valmistama kaksimoottorinen, kuusipaikkainen mäntämoottorilentokone. Tyyppi on ollut sarjatuotannossa vuodesta 1971 ja on tuotannossa edelleen. Vuosien varrella siitä on tehty useita eri malleja. Konetyyppi on tarkoitettu erityisesti yksityis- ja yrityskäyttöön, mutta on suosittu myös koulutuskäytössä. Seneca perustuu pitkälti Piperin yksimoottoriseen Cherokee Six -koneeseen ja sillä korvattiin vanhemmat kaksimoottorikoneet Aztec ja Comanche. Parannuksia aiempiin konetyyppeihin olivat esimerkiksi Senecan yksinkertaisempi polttoainejärjestelmä, suurempi hyötykuorma, tilavampi matkustamo ja suurempi sekä helppokäyttöisempi matkustamon ovi. (The Aviation Consumer 2016.)



KUVA 1. Piper PA-34-200 (Air Spark Oy 2022)

Ensimmäinen valmistettu Seneca-malli oli PA-34-200. Tässä mallissa on kaksi 200-hevosvoimaista Lycoming IO-360 -ruiskumoottoria vastakkaissuuntiin pyöri-
villä potkureilla. Malli menestyi markkinoilla hyvin ja sitä valmistettiin vuosina
1971–1974 yhteensä 934 kappaletta (Krasner n.d.). Menestyksestä huolimatta
alkuperäisessä mallissa oli myös parantamisen varaa. Koneen pitkäikäisyyttä
vakavuus ei ollut halutulla tasolla, ohjaimet olivat raskaammat kuin kilpaili-
joilla ja matkustamo oli jokseenkin meluisa ja tärisevä. Moottorien tehossakin oli
parantamista varsinkin yhdellä moottorilla lennettäessä. Hyvänä puolena mal-
lissa on sen moottoreiden helppokäyttöisyys ja -hoitoisuus. (The Aviation Con-
sumer 2016.)

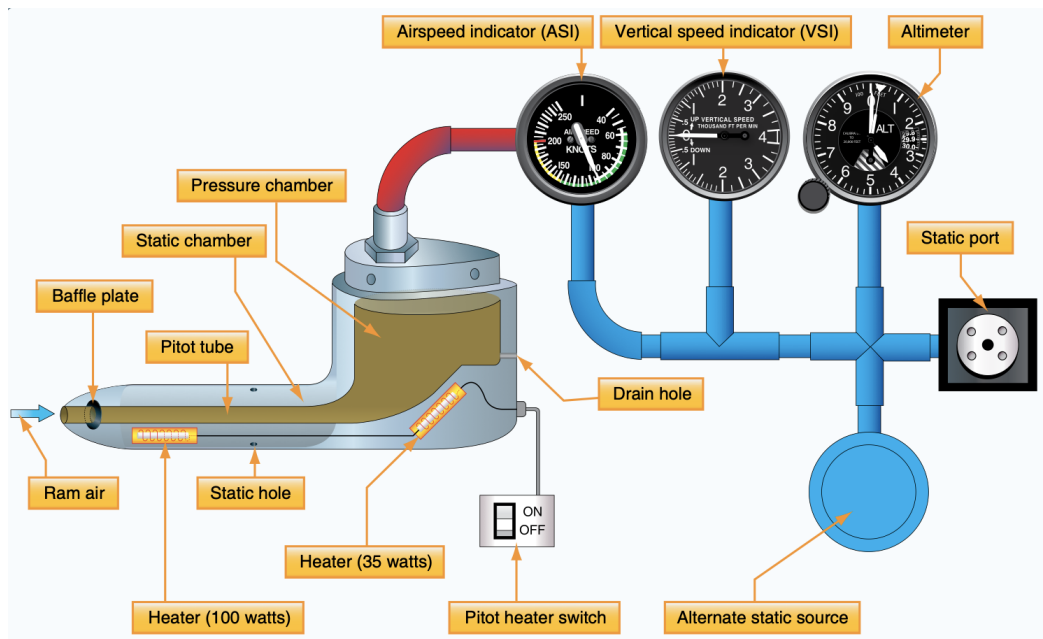
Vuonna 1974 Piper esitteli uuden parannellun mallin, PA-34-200T Seneca II.
Suurimpana erona aikaisempaan olivat uudet turboahdetut Continental TSIO-360
-moottorit, jotka paransivat lento-ominaisuuksia erityisesti korkealla lennettä-
essä. Myös ohjainjärjestelmää muutettiin tuntuman keventämiseksi. Lisävarus-
teiksi tulivat muun muassa lisäpolttoainetankit sekä kolmelapaiset potkurit.
Vuonna 1981 otettiin käyttöön jälleen uusi malli PA-34-220T Seneca III. Tässä
mallissa on Continentalin moottorin uudempi malli, joka mahdollistaa hetkellisesti
220 hevosvoiman tehon. Myös koneen rakenteita vahvistettiin mahdollistamaan
suuremmat kuormat ja kone sai suuremmat sähkökäyttöiset laskusiivekkeet
aiempien mekaanisten sijaan. Myös ohjaamo modernisoitiin hieman. (The
Aviation Consumer 2016.) Vuonna 1994 esiteltiin PA-34-220T Seneca IV. Tässä

versiossa uutta oli lähinnä aerodynaamisemmat moottorisuojat ja se väistyikin uuden Seneca V:n tieltä jo vuonna 1997. Tässä mallissa oli jälleen uusi versio Continentalin moottorista, aerodynaamisia parannuksia ja vuosien aikana useita päivityksiä sisustukseen ja avioniikkaan. (Krasner n.d.) Uusimmassa mallissa analoginen mittaristo on korvattu täysdigitaalisella Garmin 1000 -avioniikkapaketilla ja siihen on saatavilla runsaasti lisävarusteita (Piper Aircraft, Inc. 2020).

Lentäjien kommenttien mukaan Seneca ei ole ihmeellisen hyvä missään, mutta tekee kaiken tarpeellisen riittävän hyvin. Se on varsin yksinkertainen lennettävä, joka tekee siitä hyvän ja turvallisen koulukoneen. Senecan kuormattavuus on myös suhteellisen hyvä ja matkustamo mukava. (Krasner n.d.)

2.2 Pitot-staattinen järjestelmä

Pitot-staattinen järjestelmä on yksi lentokoneen olennaisimmista avioniikkajärjestelmistä. Sen avulla saadaan tietää lentokoneen ilmanopeus, eli lentokoneen nopeus ympäröimään ilmassaan nähden, sekä painekorkeus. Järjestelmään kuuluvat pitot-putki, joka mittaa lentokoneen ohi virtaavan ilman kokonaispaineen, sekä staattisen paineen aukot, jotka mittaavat lentokoneen ulkopuolella vallitsevan häiriöttömän paineen. Pitot-putken paine johdetaan putkistoa pitkin lentokoneen nopeusmittareille ja staattinen paine nopeus-, korkeus-, sekä pystynopeusmittareille. Kuvassa 2 on esitelty yksinkertaisen pitot-staattisen järjestelmän rakenne. (Federal Aviation Administration 2016, 8–2.)



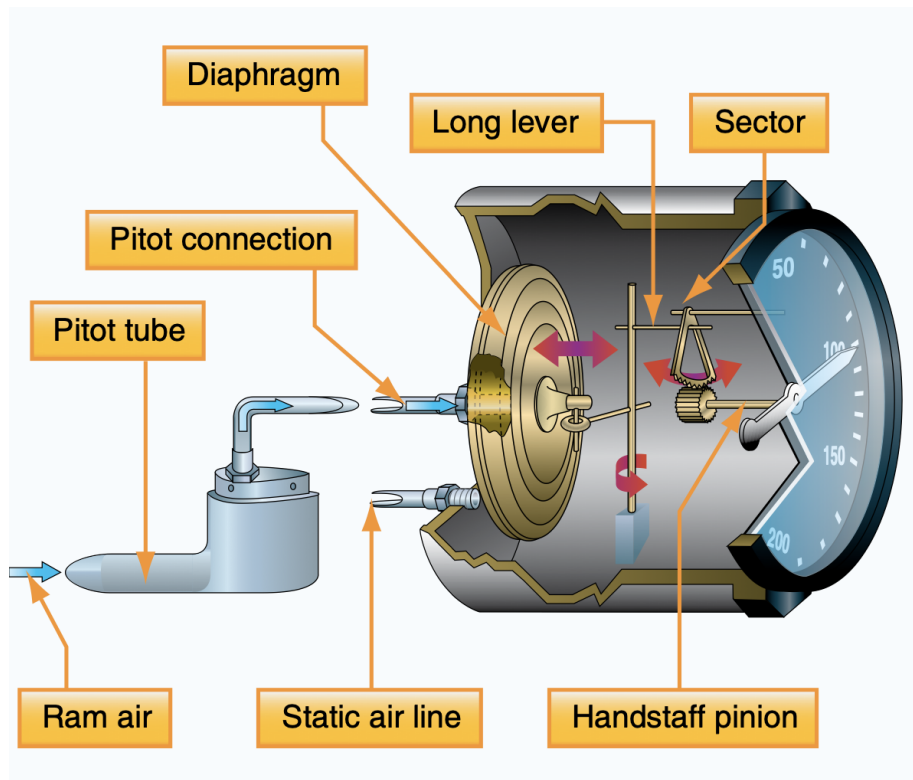
KUVA 2. Yksinkertainen pitot-staattinen järjestelmä (FAA 2016)

Perinteinen korkeusmittari on aneroidimittari (kuva 3), jossa staattinen paine johdetaan aneroidin ympärille mittarikoteloon. Paineen vaihtelu saa aneroidin (kuvassa 3 diaphragm) laajenemaan ja kutistumaan ja tämä liike välitetään mekaanisen koneiston avulla viisarin liikkeeksi. Jotta korkeusmittarin näyttämä on oikea, se täytyy kalibroida manuaalisesti vallitsevaan ilmanpaineeseen. Tämä varten mittarissa on säätönuppi, jolla paineasetus säädetään säätiedotuksesta saatavaan arvoon. (Federal Aviation Administration 2016, 8–3.)

Lentokoneen ilmanopeus saadaan määritettyä pitot-paineen ja staattisen paineen avulla. Kun pitot-paineesta vähennetään staattisen paineen osuus, jäljelle jää lentokoneen ohi virtaavan ilman paine, jota kutsutaan dynaamiseksi paineeksi. Dynaaminen paine voidaan siis laskea kaavalla

$$p_{dyn} = p_{kok} - p_{stat} \quad (1)$$

Jossa p_{dyn} on dynaaminen paine, p_{kok} on kokonaispaine eli pitot-paine ja p_{stat} on staattinen paine. Mekaanisessa nopeusmittarissa kokonaispaine johdetaan aneroidin sisään ja staattinen paine mittarikoteloon aneroidin ympärille (kuva 3). Jälleen aneroidin supistuminen ja laajentuminen johdetaan koneistolla viisarille, joka osoittaa koneen ilmanopeuden.



KUVA 3. Ilmanopeusmittarin rakenne (FAA 2016)

Pystynopeusmittari on kytketty ainoastaan staattisen paineen putkistoon, jonka paine johdetaan sekä aneroidin että mittarikotelon sisään. Mittarikotelon sisään paine ei kuitenkaan pääse vapaasti, vaan se johdetaan pienen kalibroidun reiän kautta. Tällöin lentokoneen korkeuden muuttuessa aneroidin sisällä oleva paine muuttuu nopeammin kuin sitä ympäröivä paine saaden aneroidin laajenemaan tai kutistumaan. (Federal Aviation Administration 2016, 8–7.)

Uusissa lentokoneissa käytetään mekaanisten mittarien sijaan elektronisia näyttöjä, joihin on yhdistetty usean eri mittarin tiedot. Näyttöä, jolla esitetään pitotstaattisen järjestelmän tiedot yleensä keinohorisontin ja suuntatiedon kanssa kutsutaan Primary Flight Displayksi (PFD). (Mark 2018.)

2.3 Transponderi

Transponderi eli toisiotutkavastain on lähetinvastaanotin, jonka tärkein tehtävä on tehdä lentokoneista helpommin tunnistettavia lennonjohdolle. Lennonjohdolle

viestimisen lisäksi transponderit voivat viestiä myös toisten lentokoneiden transpondereiden kanssa. Laitteet toimivat kysely-vastaus-periaatteella, eli maassa oleva toisiotutka tai lentokoneessa oleva transponderi lähettää kyselypulsseja, joihin transponderit vastaavat. Vastauspulssin perusteella voidaan määrittää vastaajan sijainti kyselijään nähden ja vastaaja lähettää lisäksi muitakin tietoja riippuen sen moodista. (Skybrary n.d.)

Eri moodeja transpondereilla on kolme; A, C ja S. A-moodin transponderi lähettää ainoastaan nelinumeroista tunnistuskoodia. (Skybrary n.d.) Useimmiten lennonjohto määrää joka lennolle yksilöllisen koodin, jonka lentäjä asettaa transponderiin. Mikäli lennetään valvomattomassa ilmatilassa ja koodia ei ole annettu, on käytettävä koodia 7000. Jos lennetään ilmaliikennepalvelun alaisena, mutta lennonjohto ei erikseen määrää koodia, on koodina käytettävä 2000. Säännöksissä on määritetty myös erinäisissä poikkeustilanteissa käytettäviä koodeja. (AIP Suomi 2018, 1.6–4.)

C-moodin transponderi lähettää koodin lisäksi myös korkeustietoa. Tätä varten lentokoneessa on oltava korkeuskooderi, joka on yhdistetty staattisen paineen putkistoon. Kooderi muuttaa järjestelmän painetiedon digitaaliseen muotoon. S-moodin transponderi lähettää koodia ja korkeutta, sekä riippuen laitteen mallista ja käyttäjästä mahdollisesti myös muita tietoja. Yleisimpiä S-moodin transponderin lähettämiä tietoja ovat esimerkiksi lentokoneen kutsukoodi, tunnus, suunta ja nopeus. EU:n alueella mittarilentoa lentävissä lentokoneissa on oltava S-moodin transponderi. (Skybrary n.d.)

Transponderi on olennainen osa myös lentokoneiden törmäyksenestojärjestelmissä. Lentokoneiden TCAS- ja TAS-järjestelmät voivat lähettää kyselypulsseja toisille lentokoneille ja luoda niiden vastausten perusteella kuvan ympäröivästä liikenteestä. Mikäli lentokoneet joutuvat törmäyskurssille tai muuten liian lähelle toisiaan, ne antavat lentäjille liikennevaroituksen tai jopa toimintaohjeita törmäyksen välttämiseksi. (NBAA n.d.)

2.4 Viranomaiset

2.4.1 FAA

FAA eli Federal Aviation Administration on Yhdysvaltain liittovaltion ilmailua hallinnoiva elin. FAA juontaa juurensa vuoteen 1926, jolloin Yhdysvaltain kauppaministeriö sai tehtäväkseen maan ilmailualan sääntelyn ja valvonnan. Tähän kuului ilmailun sääntöjen laatiminen sekä valvominen, ilma-alusten, miehistöjen sekä toimijoiden lupa-asiat, ilmatilan hallinta ja navigointilaitteiston ylläpito. Ministeriön vastuulle siirtyi myöhemmin esimerkiksi lennonvarmistuspalvelut. Nykyisen muotoiseksi itsenäiseksi virastoksi FAA siirtyi vuonna 1958. (FAA n.d.)

FAA:n tärkein tehtävä on ilmailun turvallisuuden edistäminen Yhdysvaltain alueella. Viraston toimintaympäristö ja sitä myötä myös tehtävät ovat muuttuneet sen historian aikana. 1960-luvun lopulta alkaen FAA on panostanut paljon ilmailun päästöjen vähentämiseen ja uuden teknologian suunnitteluun. FAA määrittää tärkeimmät toimintansa osa-alueet seuraavasti (FAA n.d.):

- Siviili-ilmailun sääntely turvallisuuden takaamiseksi
- Siviili-ilmailun kehittäminen ja kehityksen edesauttaminen
- Lennonjohto- ja navigaatiojärjestelmien kehittäminen ja operoiminen sekä siviili- että sotilasilmailun tarkoituksiin
- Kansallisen ilmatilan hallinta ja kehittäminen
- Erilaiset projektit ilmailun melun ja muiden saasteiden vähentämiseksi
- Yhdysvaltain kaupallisen avaruusmatkailun sääntely

FAA julkaisee Yhdysvalloissa valmistettuja, operoivia ja hyväksytyjä ilma-aluksia koskevia lentokelpoisuusmääräyksiä (Airworthiness Directive, AD), sekä ilmailutiedotuksia (Advisory Circular, AC). AD:t voivat sisältää esimerkiksi pakollisia tarkastuksia tai osien vaihtoja tai muutoksia toimintamenettelyihin. Jotta ilma-alus on lentokelpoinen, sen tulee täyttää kaikki AD:ssa ilmoitetut vaatimukset. (FAA 2017.) AC:t puolestaan luovat standardit ilmailualan toimintaan. AC:t ovat luokiteltu useaan osa-alueeseen, kuten ilma-alukset, miehistöt, ilmatila ja lennonvarmistus. (FAA 2021.)

Opinnäytetyössä tarkasteltu ilma-alus ja avioniikkapäivityksessä käytetyt laitteet on suunniteltu, hyväksytty ja valmistettu Yhdysvalloissa FAA:n säännösten mukaisesti, joten myös niiden asennuksessa sekä tarkistuksissa tulee noudattaa FAA:n määräyksiä.

2.4.2 EASA

EASA eli European Union Aviation Safety Agency on Euroopan unionin ilmailusta vastaava virasto. Sen vastuualueet ovat käytännössä samat kuin FAA:lla Yhdysvalloissa avaruusmatkailua lukuun ottamatta. Sen toiminta-alue on koko Euroopan unioni, sekä Sveitsi, Norja, Islanti ja Liechtenstein. EASA kertoo, että sen keskeisimmät tavoitteet ovat luoda ilmailussa korkein mahdollinen turvallisuus- sekä ympäristöystävällisyystaso kaikille EU:n kansalaisille. Se pyrkii luomaan kaikille jäsenmaille säännökset ja lupaprosessit, sekä yhtenäiset ilmailumarkkinat koko EU:n alueelle. EASA toimii yhteistyössä EU-maiden kansallisten-, sekä Euroopan ulkopuolisten ilmailuviranomaisten kanssa. (EASA 2022.) EU:n päätöksellä 2018/1139 EASAn vastuualueet määritellään seuraavasti (EUR-Lex 2018):

- Euroopan komission avustaminen ilmailun turvallisuuteen liittyvien määräysten valmistelussa sekä kansainvälisten turvallisuussopimusten neuvottelussa
- Sertifiointimääreiden, sallittujen toimintamenetelmien ja ohjemateriaalien julkaisu
- Lentokoneiden, moottoreiden, potkureiden, osien ja oheislaitteiden sertifiointi
- Ilmailun parissa toimivien organisaatioiden hyväksyntä EU:ssa ja sen ulkopuolella
- Unionin ulkopuolisten lentoyhtiöiden luvat EU:n alueella lentämiseen
- EU:n komission avustaminen ilmailun turvallisuusmääräysten toteutumisen tarkkailussa
- Unionin ulkopuolisten siviili-ilmailuviranomaisten sekä alueellisten ja kansainvälisten organisaatioiden kanssa yhteistyössä toimiminen ilmailun turvallisuuden parantamiseksi EU:ssa sekä koko maailmassa

EASA julkaisee sen alueella suunniteltujen ilma-alusten AD:t sekä AC:t. EU:n päätöksen 2019/18/ED mukaan EU:n ulkopuolella suunniteltujen laitteiden osalta noudatetaan automaattisesti niiden suunnittelumaan viranomaisen julkaisemia AD:ta (EASA 2019). Tämä tarkoittaa, että Euroopassa toimiva Yhdysvalloissa suunniteltu ilma-alus on lentokelpoinen vain, jos se täyttää sekä FAA:n että EASAn AD:den vaatimukset. EASA julkaisee myös Safety Information Bulletineja (SIB). Nämä ovat ilma-alusten turvallisuutta koskevia ohjeistuksia, jotka eivät ole pakollisia, kuten AD:t. (EASA 2015.)

2.4.3 Traficom

Traficom eli Liikenne- ja viestintävirasto toimii Suomen kansallisen tason ilmailuviranomaisena ja huolehtii ilmailun lupa-, rekisteröinti-, hyväksyntä ja turvallisuusasioista. Traficom ylläpitää kahdeksanosaista suomalaista ilmailumääräyskokoelmaa. Kokoelman osat ovat seuraavat:

- AGA: Lentopaikat ja maalaitteet
- AIR: Ilma-alukset ja ilmailuvälineet
- ANS: Lennonvarmistuspalvelut
- GEN: Yleistä
- OPS: Lentotoiminta
- PEL: Ilmailulupakirjat
- SEC: Turva-asiat
- TRG: Koulutustoiminta

Näistä osista lentokoneiden huoltoon liittyvät asiat sisältyvät osaan AIR. Suomen ollessa EU-jäsen myös Suomen määräyksiä sekä ilmailulakia on yhtenäistetty EU:n lakien mukaiseksi. Tästä syystä AIR-määräykset koskevat nykyään lähinnä ultrakevyitä- ja harrasterakenteisia lentokoneita. Ilmailulaki on myöskin varsin yleisluontoinen ja määrää ilmailun perussäännöt. (Mähönen 2015, 24–28.) Ilmailulakia tarkennetaan muilla määräyksillä ja säädöksillä. Ilmailulaissa on esimerkiksi runsaasti viittauksia EASAn asetuksiin. Uusin päivitys ilmailulakiin on tehty joulukuussa 2021 (Lentoposti 2021).

Ilmailun normihierarkiassa korkeimmalla ovat Suomen ilmailulaki sekä EU:n ilmailua koskevat säädökset. EU:n säädösten ja ilmailulain jälkeen normihierarkiassa ovat kotimaiset ilmailumääräykset. Näitä sovelletaan nykyään lähinnä ultra-kevyisiin- sekä experimental-lentokoneisiin. (Mähönen 2015, 24–28.)

3 TUTKIMUSTYÖ

Tutkimusosio aloitettiin kartoittamalla lentokoneen pitot-staattinen järjestelmä. Tässä vaiheessa lentokoneen sisustus oli vielä purettuna, jolloin oli mahdollista tutkia silmämääräisesti, mitä reittejä järjestelmän putkisto kulkee avioniikkalaitteille. Samalla pystyttiin varmistamaan, mitkä laitteet on kytketty järjestelmään ja miten ne on kytketty. Kytkentöjen selvittämiseksi haastateltiin laitteiston asentaneita henkilöitä sekä tutustuttiin asennuksista tehtyihin kaavioihin. Tutkimusten perusteella pystyttiin määrittämään järjestelmän todennäköiset vuotokohdat, joita voidaan käyttää hyödyksi, mikäli tekstitulokset eivät ole halutunlaisia. Lentokoneen laitteiden lisäksi määritettiin yrityksen käytössä olevat testilaitteet. Tutkimuksessa olivat apuna myös aiemmat tarkastuspöytäkirjat, joihin oli merkitty mittareille vaaditut tarkastukset.

Kattavia ja määräykset täyttäviä tarkistusohjeita varten on tutkittava kaikkien olennaisten viranomaisten ja laitevalmistajien pitot-staattista järjestelmää sekä lentokoneeseen asennettuja laitteita koskeva ohje- sekä lakikirjallisuus. Lentokone on valmistettu Yhdysvalloissa, joten Piperin huolto-ohjekirja määrää, että pitot-staattisen järjestelmän ja transponderin tarkastukset on tehtävä AC43-13-1:n ja FAR kohtien 91.411 ja 91.413 mukaan. Tarkastukset on määrätty tehtäväksi 100 lentotunnin välein. (Piper Seneca Service Manual 2019.) AC43-13-1, jonka uusin versio on AC43-13-1B on FAA:n ilmailutiedotusteos, joka sisältää sallitut tarkastus- ja korjausmenetelmät, tekniikat ja käytänteet paineistamattomille lentokoneenosille (U.S. Department of Transportation 1998, 1). Liitovaltion ilmailumääräyksen 14 CFR pykälä 91.411 määrittää pakolliset korkeusmittarijärjestelmän tarkastukset. Pykälä 91.413 puolestaan määrittää transponderien tarkastukset. Kummassakin pykälässä viitataan saman määräyskokoelman kohtiin Part 43 Appendix E ja F, joissa on annettu yksityiskohtaiset ohjeet ja raja-arvot tehtäville tarkastuksille. (Legal Information Institute n.d.)

EASAlta ei löytynyt omaa ohjeistusta pitot-staattisen järjestelmän tarkastukseen. Sen sijaan EASAn päätöksen 2019/18/ED artiklan 1 ja EU:n asetuksen 748/2012 artiklan 3 mukaan voidaan käyttää EASAn yhteistyökumppani FAA:n myöntämiä lentokelpoisuustodistuksia sekä niiden määrittämiä ohjeita. EASAn asetusten

löytämisessä oli jonkin verran vaikeuksia epäselvien määräyskokoelmien sekä EASAn verkkosivujen huonojen hakutoimintojen takia. Määräyksien löytämiseksi haastateltiin alalla pitkään työskennelleitä insinöörejä ja mekaanikkoja, jotka eivät myöskään osanneet sanoa, mistä jotkin määräykset löytyvät. Tarvittavien määräysten ja lainkohtien löytämiseksi oli käytävä läpi yhteensä tuhansia sivuja EU:n, Yhdysvaltojen sekä Suomen laki- ja määräysdokumentteja.

Perusmittarien osalta määräyksistä ja mittarivalmistajilta löytyivät ohjeet korkeus ja nopeusmittareiden tarkastamiseen, mutta pystynopeusmittareille ei löytynyt minkäänlaisia tarkastusohjeita miltään asiaan kuuluvalla viranomaiselta. Näin ollen oletettiin, että niille ei ole ainakaan viranomaisten määrittämiä tarkastuksia, mutta on mahdollista, että laitevalmistajat ovat omissa ohjemateriaaleissaan antaneet omat tarkastusohjeensa.

Viranomaismääräysten selvittämisen jälkeen siirryttiin tutkimaan laitevalmistajien omia ohjemateriaaleja. Tässä vaiheessa käytiin läpi kaikkien uusien laitteiden asennus-, huolto- ja lento-ohjekirjat ja etsittiin niistä tarkastuksiin ja toimintavaatimuksiin liittyvät maininnat. Tässä vaiheessa tutkitut kirjat olivat seuraavat:

- Garmin G5 Pilot's Guide
- Garmin G5 Installation Manual
- Garmin G5 Maintenance Manual
- Garmin GTN 750 Pilot's Guide
- Garmin GTN 750 Installation Manual
- Garmin GTN 750 Maintenance Manual
- Avidyne TAS600 Pilot's Operating Handbook
- Avidyne TAS600 Installation Manual
- BendixKing KT 73 Installation Manual
- Piper Altimatic IIIb-1 Operating Manual
- Piper Altimatic IIIb-1 Service Manual
- Narco AR-850 Installation/Operation Manual
- ACK A-30 Operation/Installation Manual

Yleensä tarkastusohjeet löytyivät asennusohjeista ja muissa kirjoissa oli joko viittaukset asennusohjekirjaan tai viranomais määräyksiin, tai niissä ei ollut mitään mainintaa tarkastusvaatimuksista.

Avioniikan lisäksi täytyi selvittää testilaitteiden valmistajien ohjeet. Tätä varten täytyi käydä läpi Barfield Pitot Static Test Set User Instruction Manual sekä IFR 6000 Operation Manual.

Kirjallisuustutkimus oli opinnäytetyöprosessin työteliään osuus. Esimerkiksi G5:n asennusohjekirja on lähes 300-sivuinen ja lukuisat muut kirjat ovat 100–150-sivuisia, joten pelkästään avioniikkavalmistajien ohjekirjoja oli käytävä läpi yli 1000 sivua. Oikean tiedon etsiminen laki- ja määräysasiakirjoista oli vaikeaa niissä käytetyn kielen ja huonojen hakutoimintojen takia. Lakitekstejä saattoi joutua käymään läpi satoja sivua päätelläkseen, että kyseisestä lakikokoelmasta ei löydy mainintoja tai viitteitä pitot-staattisen järjestelmän tarkastuksiin.

4 LENTOKONEYKSILÖN LAITTEET

Avioniikkapäivityksessä lentokoneeseen asennettiin huomattava määrä uutta laitteistoa, mutta silti myös suuri osa alkuperäisestä avioniikasta jätettiin lentokoneeseen. Esimerkiksi vanhat mekaaniset mittarit jätettiin varamittareiksi sekä osa siirrettiin mittaritaulun oikealle puolelle opettajan käyttöön. Kuvassa 4 nähdään kokonaiskuva lentokoneen mittaritaulusta.



KUVA 4. Käsiteltävän lentokoneen mittaritaulu

Tässä luvussa esitellään lentokoneeseen asennetut uudet pitot-staattiseen järjestelmään kytketyt laitteet. Järjestelmästä tehtiin myös kytkentäkaaviot, joista selviää pitot-paineen sekä staattisen paineen putkistojen reititys lentokoneen rakenteissa sekä järjestelmään kuuluvien laitteiden sijainnit.

4.1 Garmin G5

Garmin G5 (kuva 5) on pienehkö sähkökäyttöinen monitoimimittari, joka on suunniteltu korvaamaan yleisilmailulentokoneiden vanhat alipainekäyttöiset keinoho-

risontit sekä suuntahyrrät. G5 on hyväksytty asennettavaksi ainakin 560 eri kone-tyyppiin ja se soveltuu sekä näkö- että mittarilentotoimintaan. Mittari voidaan konfiguroida toimimaan joko PFD:nä tai suuntahyrränä. PFD:n on yhdistetty keinohorisontti, maanopeus-, ilmanopeus-, korkeus- ja suuntatieto sekä kaarto- ja kallistusmittari. Suuntahyrränä toimivaan G5:een voidaan yhdistää GMU 11 -magneettivoanturi, jolloin mittari on niin sanottu EHSI, Electronic Horizontal Situation Indicator, joka korjaa suuntanäyttämää itsenäisesti maan magneettikentän mukaan. Mittari voidaan lisäksi yhdistää lentokoneen radio- ja navigaatiolaitteisiin, jolloin siihen saadaan GPS-, sekä VOR/LOC-osoittimet. Mittari näyttää myös lentokoneen maanopeuden, lentäjän valitseman suunnan ja etäisyyden seuraavalle reittipisteelle tai radiomajakalle. (Garmin Ltd, 2022.)



KUVA 5. Garmin G5

Tässä työssä käsiteltävään lentokoneeseen on asennettu G5:t ohjaajan puolelle sekä keinohorisontin että suuntahyrrän paikalle. Mittarit voivat tällöin toimia toistensa varamittareina ja esimerkiksi virran katketessa keinohorisontilta, EHSI:na toimiva mittari vaihtuu automaattisesti PFD:ksi. Pitot-staattinen järjestelmä on tämän takia kytketty kumpaankin mittariin. Mittareissa on sisäinen korkeuskooderi, joka muuttaa painetiedon digitaaliseksi korkeuslukemaksi (Garmin International 2022, 14).

4.2 Garmin GTN750

Garmin GTN 750 on suuri kosketusnäytöllinen navigaatio- ja radiojärjestelmä. G5:n tapaan GTN 750 on mahdollista asentaa satoihin vanhempiin lentokone-tyyppeihin ja sillä voidaan siirtää useita aiemmin erillisiä navigointi-, kommunikaatio- sekä turvallisuusjärjestelmiä yhteen laitteeseen. Laitteen kautta voidaan hallita lentokoneen radioita ja siinä on laaja karttatietokanta suunnistusta varten. Laitteelle voidaan luoda seurattava lentosuunnitelma, johon voidaan sisällyttää esimerkiksi GPS-pohjaisia tulo- ja lähtöreittejä. Mikäli lentokoneessa on ADS-B varustus, voidaan GTN 750:n näytöllä esittää myös ympärillä olevat lentokoneet, ja laite antaa varoituksia lähellä olevista lentokoneista. Sopivan maa-aseman ja ADS-B-varustuksen avulla laitteelle saadaan myös reaaliaikaisia säätietoja ja sitä voidaan käyttää eräänlaisena säätutkana. (Garmin Ltd, 2022.)

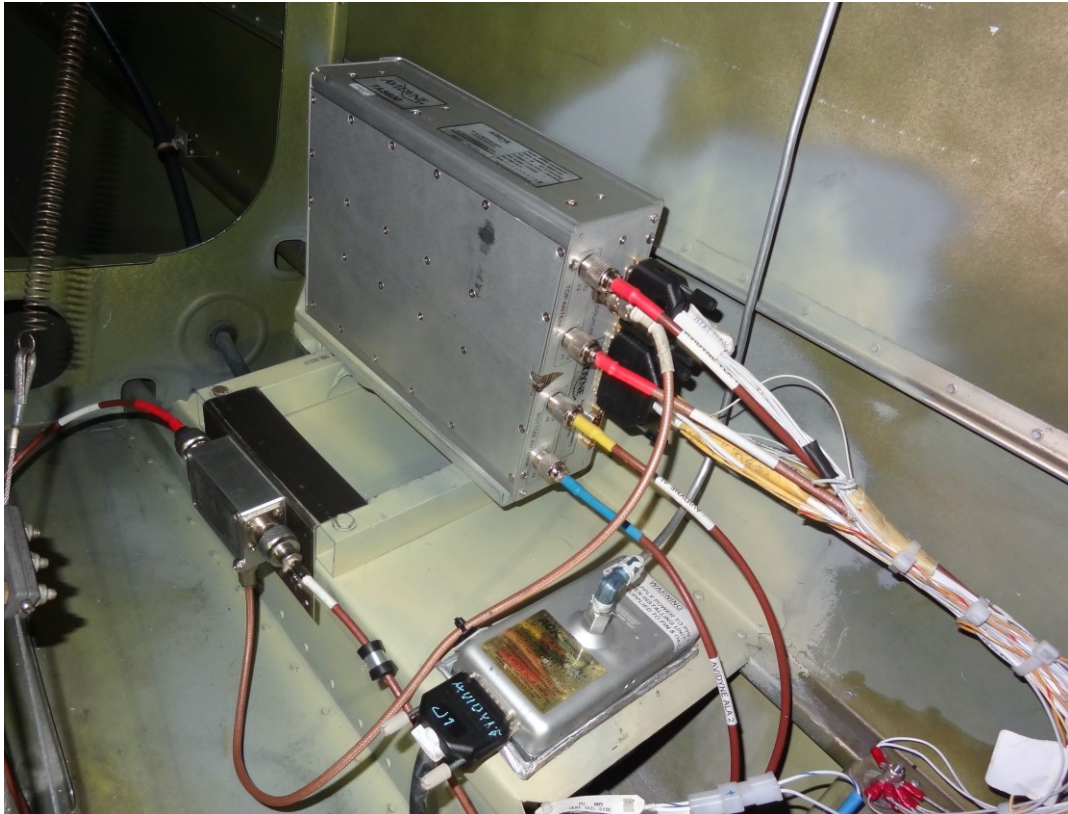
GTN750 ei tarvitse omaa korkeuskooderia, vaan se saa korkeustiedon pitotstaattiselta järjestelmältä Garmin G5 -mittarien, sekä Avidyne TAS600:n kautta RS232 -väyliä pitkin. Laitetta voidaan käyttää myös ilman korkeustietoa, mutta tällöin reitin korkeusohjaustoiminnot eivät ole käytettävissä (Garmin International 2020, 2–14).

4.3 Avidyne TAS600

Avidyne TAS600 on transpondereiden avulla toimiva törmäysvaroitussjärjestelmä. Lyhenne TAS tulee sanoista Traffic Advisory System, liikennevaroitussjärjestelmä. Järjestelmä havaitsee transponderien datan avulla ympäröivien lentokoneiden etäisyyden, suunnan sekä korkeuden. Mikäli havaitussa lentokoneessa on A-moodin transponderi, ei tämän korkeutta tiedetä, ja järjestelmä ei myöskään havaitse lentokoneita, joissa ei ole toimivaa transponderia. (Avidyne 2011, 1.) TAS600 on tarkoitettu lentokoneille, joiden suurin toimintakorkeus on alle 18 500 ft. Laitteen tulee olla yhdistetty ohjaamossa olevaan monitoiminäyttöön, jonka kautta lentäjät saavat tiedon ympäröivästä liikenteestä. Käsiteltävän lentokoneen tapauksessa tämä näyttö on Garmin GTN750. TAS-järjestelmä ilmoittaa lentäjille liikenteen sijainnin vähintään näytöllä, ja vaarallisen lähellä olevat kohteet se lisäksi ilmoittaa äänivaroituksina. Kuitenkin TCAS (Traffic Collision Avoidance

System) -järjestelmästä poiketen TAS ei anna väistöohjeita. (Sarasota Avionics 2019.)

TAS600 on yhdistetty staattisen paineen järjestelmään ACK A-30 Digitizer -korkeuskooderin avulla. Sekä TAS600-keskisyksikkö että korkeuskooderi sijaitsevat lentokoneen takarungossa matkustamon takaseinän takana (Kuva 6). Laitteen lähetin- ja vastaanotinantennit sijaitsevat lentokoneen pohjassa ja katossa.



KUVA 6. Avidyne TAS600 ja ACK A-30

4.4 BendixKing KT 73 TSO

Tässä työssä käsitellyn Piper Senecan transponderi on mallia Bendix King KT 73 TSO. Kyseessä on moodin S transponderi, joka lähettää sijainti- ja korkeustietoa sekä lentokoneen tunnusta. Laitteessa on lisäksi mahdollisuus ADS-B-toiminto ja mahdollisuus datalinkkiin. (Honeywell 2002, 1–1.) ADS-B-laitteisto lähettää GPS:n avulla lentokoneen tarkkaa sijaintitietoa datalinkkiantennin kautta puolen

sekunnin välein. ADS-B data voi S-moodin transponderin tapaan sisältää sijainnin lisäksi monia muita tietoja. Lähetetty tieto on muiden lentokoneiden sekä maa-asemien, kuten lennonjohdon käytettävissä. (Airservices n.d.)

Transponderin korkeuskooderi on mallia Narco AR-850 Altitude Reporter. Transponderi sijaitsee mittaritaulun keskiosan oikealla puolella ja korkeuskooderi heti sen takana kiinni lentokoneen tuliseinässä.

4.5 Piper Altimatic IIIb-1

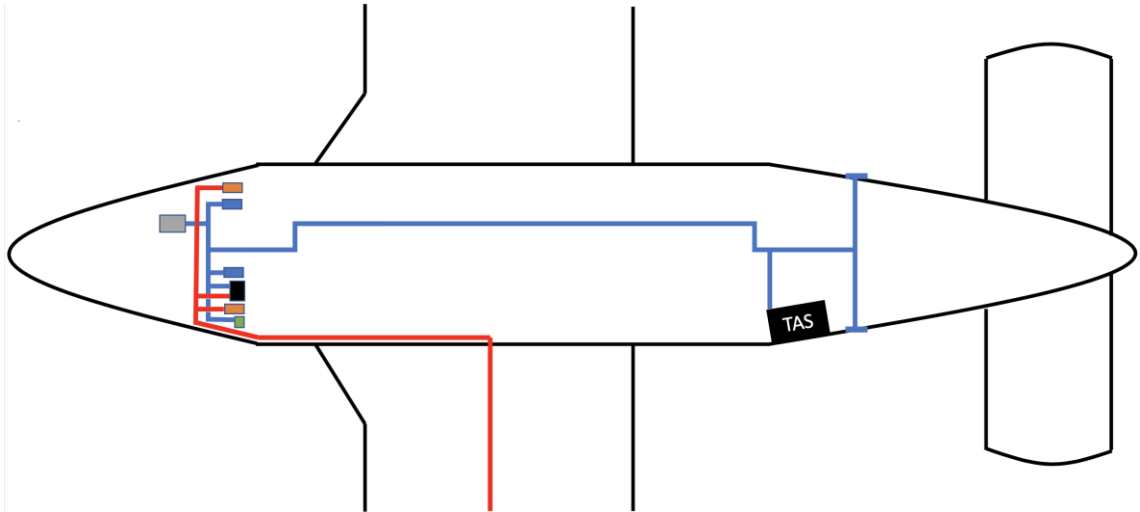
Viimeinen laite, johon pitot-staattinen järjestelmä on kytketty, on Piper Altimatic IIIb-1 -autopilotti. Kyseessä on varsin yksinkertainen vuonna 1971 käyttöön otettu autopilotti, jolla voidaan ohjata lentokoneen suuntaa ja korkeutta. Autopilotin hallintapaneelista voidaan valita lentokone lentämään valittuun lentosuuntaan tai jatkuvaan kaartoon sekä valittuun korkeuteen tai jatkuvaan nousuun tai laskuun. Autopilotti ohjaa lentokonetta kääntämällä ohjainpintoja matkustamon takaseinän takana olevien sähköisten servojen avulla. (Piper Aircraft Corporation 1974, 2–1 – 2–16.)

Autopilotti on kytketty staattisen paineen putkistoon, sillä se tarvitsee tiedon lentokoneen painekorkeudesta korkeustoimintoja varten. Autopilotin korkeusvalintakytkin on tärkeää kalibroida korkeusmittarien mukaiseksi ennen korkeustoiminnon käyttöä.

4.6 Pitot-staattisen järjestelmän kytkentä

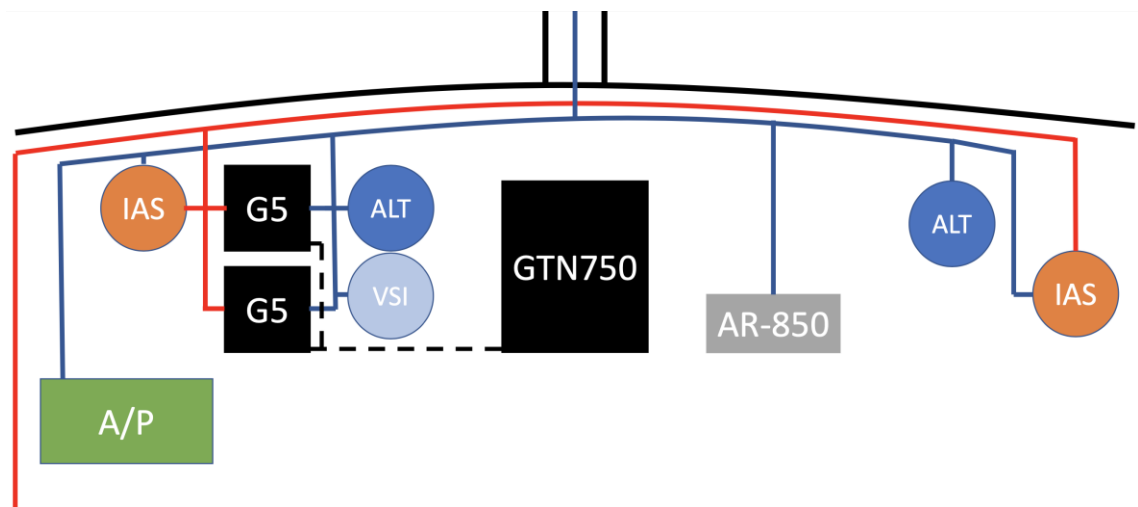
Pitot-staattisen järjestelmän putkisto on esitetty kuviossa 1. Kaksi staattisen paineen aukkoa sijaitsevat lentokoneen takarungon molemmin puolin. Kaaviossa staattisen paineen putkisto on merkitty sinisellä. Putkisto kulkee lentokoneen katossa takarungosta tuulilasin takapuolelle, josta se jatkaa tuulilasin keskialkin sisällä mittaritaulun taakse. Staattinen paine johdetaan kahdelle G5-mittarille, kahdelle mekaaniselle korkeusmittarille, kahdelle mekaaniselle il-

manopeusmittarille, mekaaniselle pystynopeusmittarille, transponderin korkeuskooderille, TAS600:n korkeuskooderille sekä autopilotille. Pitot-putki sijaitsee vasemmassa siivessä, josta putkisto kulkee siiven sisällä lentokoneen vasemman seinän sisään ja nousee mittaritaulun taakse. Pitot-linja on merkitty kaavioon punaisella. Pitot-paine johdetaan kahdelle G5-mittarille sekä kahdelle mekaaniselle ilmanopeusmittarille.



KUVIO 1. Pitot-staattinen järjestelmä

Kuviossa 2 on esitetty mittaritaulussa olevien laitteiden kytkentä. Pitot- ja staattisten linjojen lisäksi kaavioon on merkitty katkoviivalla RS232-väylä, jolla G5:t ovat yhdistetty GTN750:een.



KUVIO 2. Mittareiden kytkentä

5 TARKASTUKSET

Tässä luvussa käydään läpi lentokoneen pitot-staattiselle järjestelmälle ja siihen liitetyille laitteille vaaditut tarkastustoimenpiteet sekä niihin tarvittavat välineet. Tarkastustoimenpiteet on koostettu eri viranomais määräyksistä ja laitevalmistajien ohjemateriaaleista.

Selvitettyjen toimenpiteiden perustella laadittiin myös tarkastuspöytäkirja, johon voidaan merkitä tarkastusten tulokset ja jota voidaan käyttää huolloissa tarkistuslistana. Pöytäkirja on lisätty opinnäytetyön liitteeksi.

5.1 Testilaitteisto

Tarkastuksia ei ole määrätty tehtäväksi tietyillä välineillä ja markkinoilla on muutamia eri laitevalmistajien pitot-staattisen järjestelmän sekä transponderin testilaitteita. Tässä luvussa esitellään yrityksen käytössä olevat testilaitteet.

Pitot-staattisen järjestelmän testilaitetta varten tarvitaan tiiviit letkut sekä liittimet, joilla laite voidaan yhdistää staattisen- sekä pitot-paineen linjoihin. Liittimien luotettavuus on hyvin tärkeää, sillä niiden irtoamisesta seuraava nopea paineen muutos voi vaurioittaa järjestelmiä vakavasti. On myös suositeltavaa tehdä tarkastukset mahdollisimman lyhyillä letkuilla, sillä pitkillä letkuilla järjestelmän paineen tasaantumisessa kestää kauemmin.

Tällä hetkellä yrityksen käytössä ovat Barfield Pitot Static Test Set pitot-staattisen järjestelmän tarkastusta varten, sekä Aeroflex IFR 6000 transponderin tarkastusta varten. Pitot-staattisen järjestelmän tarkastuslaitteeseen on olemassa tarvittavat letkut sekä liittimet sen yhdistämiseksi lentokoneen järjestelmiin. Avidyne TAS600:n tarkastuksiin tarvitaan lisäksi Windows-tietokone sekä HyperTerminal-sovellus.

Ennen tarkastuksien aloittamista on tärkeää huolehtia, että testilaitteisto on kalibroitu ja huollettu määräysten mukaisesti. Laitteiden huolto-ohjeet löytyvät niiden käyttöohjekirjoista.

5.1.1 Barfield Pitot Static Test Set

Yrityksen käytössä oleva pitot-staattisen järjestelmän testilaitte on mallia Barfield 1811D (kuva 7). Laitteessa on käsikäyttöiset yli- sekä alipainepumput, joilla voidaan pumpata testeihin tarvittava paine vastaaviin säiliöihin. Järjestelmään päästettävää painetta kontrolloidaan viidellä säädettävällä venttiilillä, jotka ovat yhdistetty laitteen sisäiseen nopeus- ja korkeusmittariin. Mittarien jälkeen laitteessa on liittimet, joiden kautta testilaitte voidaan yhdistää letkuilla lentokoneen pitot-putkeen ja staattisen paineen aukkoihin. (Barfield Inc. 2014, 5.)



KUVA 7. Pitot Static Test Set

Käytössä olevaan testilaitteeseen on asennettu digitaalinen DAS650 ilmanopeusmittari sekä DAL55 korkeusmittari, johon on yhdistetty myös pystynopeusmittari. Näiden toiminta-alue on nopeusmittarin osalta 50–650 kt ja korkeusmittarin 55 000 ft. (Barfield Inc. 2014, 6.) Näin ollen testilaitteen raja-arvot

ovat huomattavasti korkeammat kuin lentokoneen laitteilla. Testilaitteella voidaan siis tehdä tarvittavat toimenpiteet, mutta varovaisuutta käyttäen, ettei lentokoneen mittarien raja-arvoja ylitetä.

5.1.2 Aeroflex IFR 6000

Aeroflex IFR 6000 (kuva 8) on testilaitte, jolla voidaan testata lentokoneen DME-laitteistoa, TCAS ja ADS-B varusteltua transponderia sekä joitain muita lähettämiä. Laitteella voidaan simuloida toisen lentokoneen transponderia, jolloin voidaan tutkia, ovatko lentokoneen testilaitteelle lähettämät vastaukset oikeita ja saako lentokone liikenneilmoituksia lähellä olevasta ilma-aluksesta.



KUVA 8. Aeroflex IFR 6000

Laitteella voidaan tehdä kaikki FAR Part 43 Appendix F:n ohjeiden mukaiset testit. Laite on myös kannettava ja sitä voidaan käyttää kenttäolosuhteissa, ja siinä on myös pikatoiminto, jolla laite tekee Part 43:n määräämät testit automaattisesti. (Viavi Solutions 2021.)

5.2 Tarkastustoimenpiteet

Seuraavissa luvuissa on selitetty laitekohtaiset tarkastustoimenpiteet. Toimenpiteisiin on koottu ja yhdistetty eri lähteistä kaikki tarvittavat tarkastukset.

Toimenpiteet on esitetty samassa järjestyksessä, kuin liitteenä olevassa tarkastuspöytäkirjassa (liite 1). Ensimmäisenä tehtävät tarkastukset ovat vuototestit, mutta muille tarkastuksille ei ole määrättyä järjestystä. Joitakin tarkastuksia voidaan tehdä samalla järjestelmän paineistuskerralla. Esimerkiksi pystynopeusmittarien toiminnan voi tarkastaa silloin, kun järjestelmän staattista painetta muutetaan korkeusmittaritestejä varten. Mikäli testejä toteutetaan samanaikaisesti, täytyy ne kuitenkin suunnitella huolella ennalta laitevahinkojen välttämiseksi. Suositeltavaa on tehdä tarkastukset samassa järjestyksessä, kuin ne ovat tässä työssä lueteltu.

5.2.1 Vuototestit

Ensimmäiset mittareille tehtävät kokeet ovat niiden vuototestit. Näin varmistetaan siitä, että järjestelmässä ei ole merkittäviä vuotokohtia, jotka voivat aiheuttaa epä-tarkkuutta mittarinäyttämiin. Korkeusmittarin vuototestissä staattinen järjestelmä paineistetaan vastaamaan 1000 ft korkeutta keskimääräisestä meren pinnasta. Järjestelmä pidetään tässä paineessa yhden minuutin ajan, jonka jälkeen luetaan korkeusmittarien näyttämät. Mittarien korkeusnäyttämä ei saa muuttua yli 100 ft lähtöarvosta. Ilmanopeusmittarien vuototestissä vastaavasti pitot-järjestelmä paineistetaan vastaamaan 150 kt ilmanopeutta, jossa järjestelmä pidetään minuutin ajan. Tämän jälkeen luetaan mittarien nopeuslukemat, jotka eivät saa poiketa lähtöarvosta yli 10 kt. Yleisimmät vuotokohdat ovat mittarikotelot, joihin syötetään ilmaa pitot-staattisesta järjestelmästä, sekä putkiston liittimet ja venttiilit. (U.S Department of Transportation 1998, 308–309.)

Käsiteltävän lentokoneyksilön tapauksessa ensisijaisia vuotokohtia voidaan määritellä 11: kaksi G5-mittaria, kaksi mekaanista ilmanopeus- sekä korkeusmittaria, kaksi korkeuskooderia, pystynopeusmittari, staattisen paineen varaventtiili,

sekä järjestelmän vedenpoistovenktiili. Näistä toinen korkeuskooderi sijaitsee koneen takarungossa Avidynen yhteydessä, vedenpoistovenktiili ohjaamon oikean seinän alaosassa ja kaikki muut mittaritaulussa.

5.2.2 Korkeusmittari

Seuraavaksi määritetään korkeusmittarin asteikkovirhe. Tässä testissä staattinen järjestelmä paineistetaan 14 CFR Part 43 Appendix E:ssä määriteltyihin korkeuksiin alkaen 1000 ft meren pinnan tason alapuolelta aina lentokoneen tai mittarin suurimpaan lentokorkeuteen asti. Paineen annetaan tasaantua haluttuun korkeuteen ainakin minuutin ajan, jonka jälkeen luetaan mittarien ilmoittamat korkeudet. Mittarivirheen toleranssi alkaa ± 20 jalasta ja kasvaa korkeuden noustessa. (U.S Department of Transportation 1998, 308–309.)

Tämän jälkeen tehdään korkeusmittarin hystereesikoe. Hystereesillä tarkoitetaan kappaleen jonkin ominaisuuden riippuvuutta sen aiemmista vaiheista, eli jälkivaikutusta. Korkeusmittarin tapauksessa kokeessa selvitetään, aiheuttaako mittarin vieminen sen asteikon äärirajalle asti epätarkkuutta tai muita virheitä sen toimintaan. Testi tehdään paineistamalla mittari sen suurimpaan sallittuun korkeuteen. Tämän jälkeen painekorkeutta aletaan laskea 14 CFR Part 43 Appendix E:n ohjeen mukaisesti. Mittarin näyttämä luetaan 50 %:ssa sekä 40 %:ssa maksimiarvosta. Kummassakin painekorkeudessa näyttämän toleranssi on ± 75 ft. Testin jälkeen paine nostetaan takaisin ympäröivän ilmakehän paineeseen ja mittarille tehdään vielä jälkivaikutustarkastus. Tässä tarkistetaan, että mittarin ilmoittama korkeus ei eroa todellisesta korkeudesta yli 30:a jalkaa. (U.S Department of Transportation 1998, 309.) Hystereesitestissä on otettava huomioon, että ohjeistuksessa ilmoitettu pystynopeus voi olla liian suuri lentokoneen pystynopeusmittarille. Tässä tapauksessa kyseinen mittari on irrotettava järjestelmästä testin ajaksi tai korkeusmittarit on irrotettava lentokoneesta ja testattava itsenäisesti.

Seuraavana tarkastetaan korkeusmittarin asettelupaineen oikeellisuus. 14 CFR Part 43:ssa on taulukoitu ilmanpainearvot sekä korkeudet, joita paineet vastaa-

vat. Mittarit paineistetaan ilmoitettuihin ilmanpaineisiin ja tarkastetaan, että mittarin ilmoittama korkeus ei eroa taulukon korkeudesta yli toleranssin. (U.S Department of Transportation 1998, 309.)

Staattisen paineen varajärjestelmän ilmanottoventtiili sijaitsee mittaritaulun alla hieman seosvivuista oikealle. Koska järjestelmä ottaa paineen ohjaamon sisältä, on paineessa todennäköisesti pieni ero lentokoneen ulkoiseen paineeseen. Varajärjestelmä tarkastetaan ilman testilaitteistoa lentokentän tason paineessa. Ensin tarkastetaan mittarilukemat normaalilla järjestelmällä, jonka jälkeen vaihdetaan varajärjestelmälle. Mikäli järjestelmien välinen ero on yli 50 ft, on varajärjestelmälle tehtävä korjaustaulukko, josta selviää mittarikorkeutta vastaava todellinen painekorkeus. (U.S. Department of Transportation 2017.)

Garmin G5:n asennusohjekirja opastaa tekemään pitot-staattisen järjestelmän tiiveyskokeen valmistajan ohjeistuksen mukaan. Mittarilentokäytössä oleville koneille on määrätty tehtäväksi 14 CFR Part 43 Appendix E:n mukaiset tarkastukset asettelupaineen tarkastusta lukuun ottamatta (Garmin International 2020, 197). Mikäli testit eivät täytä toleransseja, pitää mittarit kalibroida kirjan kappaleen 6.3.7.3 mukaisesti. Kalibrointia varten järjestelmä täytyy paineistaa 0 ft:n 10 000 ft:n ja 20 000 ft:n korkeuksiin. (Garmin International 2020, 193–194.)

5.2.3 Pystynopeusmittari

Pystynopeusmittarin osalta viranomaiset tai lentokoneen valmistaja eivät ole määritelleet pakollisia toimintakokeita. Mikäli mittarin valmistajalla on kokeista oma ohjeistus, mittari tarkastetaan sen mukaan.

Mikäli valmistajallakaan ei ole tarkastusohjeistusta, on mittarien toiminta kuitenkin kannattavaa varmistaa. Barfield Pitot Static Test Setin korkeusmittarin yhteydessä on myös pystynopeusmittari, joka ilmoittaa testilaitteen sisäisen pystynopeuden, jonka tulisi olla sama kuin lentokoneen mittareiden ilmoittama pystynopeus. Testilaitteen painetta voidaan muuttaa esimerkiksi niin, että sen pystyno-

peuslukema on 1000 ft minuutissa ja tätä arvoa voidaan verrata lentokoneen mittareihin. Mikäli lukemissa on merkittävä ero, tulee lentokoneen mittari kalibroida tai vaihtaa.

5.2.4 Nopeusmittari

Viranomaiset eivät ole määränneet nopeusmittareille muita tarkastuksia kuin tiiveyskokeen. Mikäli mittarivalmistaja on esittänyt omassa ohjemateriaalissaan lisätoimenpiteitä, tarkastuksessa toimitaan niiden mukaan.

Vaikka mittareille ei ole määrättyjä tarkastuksia, niiden näyttämien tarkistaminen on suositeltavaa muiden järjestelmien tarkastuksen yhteydessä. Barfield Pitot Static Test Setillä voidaan pumpata painetta pitot-järjestelmään ja testilaitteen nopeusmittari näyttää painetta vastaavan ilmanopeuslukeman. Laitteen lukemaa voidaan verrata mittarien näyttämiin ja mikäli näyttämässä on huomattavia eroja, voidaan mittari kalibroida tai vaihtaa.

5.2.5 Transponderi

Transponderin valmistaja BendixKing ei velvoita tekemään laitteelle tarkastuksia tai huoltotoimia, mikäli se toimii aiotulla tavalla. Jos epäillään transponderin toimintahäiriötä, se tulee tarkastaa ilmailuviranomaisten määräysten mukaisesti. (Honeywell 2002.) FAA on määritellyt tarkastustoimenpiteet määräyksen 14 CFR Part 43 liitteessä F ja EASAlla on transpondereita koskeva bulletiini 2011-15R2. Kummankin viranomaisen määräämät testit on taulukoitu liitteen 1 sivulle 9.

Ensimmäisenä tarkastetaan transponderin käyttämä radiotaajuus sekä vastauspulssien taajuus. Seuraavana tarkastetaan vastaanottimen herkkyys ja lähetyksen teho. Näitä seuraavat tarkastukset koskevat ainoastaan S-moodin transpondereita. Näitä tarkastuksia ovat Diversity Channel Isolation, S-moodin osoite, Uplinkin formaatti, All-Call kysely sekä squitter. (U.S Department of Transportation 1998, 310–311). Näiden jälkeen tarkastetaan transponderin korkeuslukeman oikeellisuus, jota varten lentokoneen pitot-staattinen järjestelmä tulee

olla kytketty testilaitteistoon. Järjestelmä täytyy paineistaa 1000 ft, 4100 ft ja 15700 ft korkeuteen, ja varmistaa, että transponderin lähettämä korkeuslukema ei poikkea järjestelmän lukemasta yli 125 ft. (EASA 2013, 3.)

5.2.6 Muut laitteet

Avidyne TAS600 on tarkastettava Windows-tietokoneen avulla. Valmistajan asennusohje suosittelee tarkastuksen tehtäväksi HyperTerminal-sovelluksella. Ennen testiohjelman aloittamista transponderin toiminta tulee tarkastaa ensin TAS pois päältä ja sen jälkeen TAS päällä. Tämän jälkeen tietokone voidaan yhdistää TAS600-laitteeseen ja aloittaa korkeuskooderin toimintakoe. Kokeessa paineistetaan järjestelmä haluttuihin painekorkeuksiin ja tarkastetaan, että tietokoneen ilmoittamat arvot vastaavat testilaitteiston lukemia. Tämän jälkeen on tehtävä vielä transponderin Coupler Verification Test sekä Suppression Bus Verification Test. Näillä varmistetaan, että transponderin sekä TAS:n välinen tiedonsiirto, sekä vastauksen vaimennustoiminto toimivat. (Avidyne 2011, 67–68.)

Garmin GTN750:n osalta ainoa pitot-staattiseen järjestelmään liittyvä tarkastustustoimenpide on tarkastaa GTN Diagnostics -sivulta, että laite saa tietoa siihen liitetystä TAS600:lta. Mikäli GTN750 olisi yhdistetty suoraan transponderiin ohjauslaitteeksi, tulisi lisäksi suorittaa transponderin häiriötarkastus. (Garmin 2020, 5–88.)

6 LOPPUTULOKSET JA POHDINTA

Opinnäytetyön tavoitteena oli selvittää Piper PA-34-200 Senecan pitot-staattisen järjestelmän tarkastamiseen vaaditut toimenpiteet ja välineet viranomaismääräysten ja laitevalmistajien ohjemateriaalien perusteella. Määräysten ja ohjeiden perusteella oli tarkoitus luoda tarkastuspöytäkirja, sekä tiivistetty kooste tarkastusohjeista.

Työn tuloksena saatiin selvitettyä vaaditut tarkastustoimenpiteet laitteistoiheen ja niiden perusteella luotiin 10-sivuinen tarkastuspöytäkirja, joka on käytettävissä sekä sähköisenä että paperisena versiona. Lisäksi yritykselle tuotettiin tiivistetyt tarkastusohjeet, jotka perustuvat opinnäytetyön testit-lukuun. Näitä ohjeita ei ollut tarpeellista lisätä opinnäytetyöhön omana liitteenään, sillä ne ovat hyvin pitkälti samat kuin testit-luvussa.

Edeltäviltä osin opinnäytetyön tavoitteet saavutettiin. Tarkastuspöytäkirjaa päästiin testaamaan jo opinnäytetyöprosessin aikana ja se todettiin toimivaksi. Pöytäkirja, johon on koottu täytettävät taulukot lentokoneen jokaiselle laitteelle helpottaa tarkastusten tekemistä, kun jokaista mittaria varten ei tarvita omaa yksittäistä pöytäkirjaa. Työhön käytettävää aikaa saadaan myös vähennettyä, kun tarkastuksiin ei tarvitse soveltaa yleispäteviä taulukoita, joissa esimerkiksi testauskorkeudet ja -nopeudet voivat olla suuremmat, kuin testattavan lentokoneen maksimikorkeudet ja -nopeudet. Yksilöidyistä taulukoista nähdään välittömästi, mihin asti testit on tarpeellista tehdä.

Tulevaisuudessa tarkastusohjeisiin on suositeltavaa lisätä myös mekaanisten mittareiden valmistajien antamat omat tarkastusohjeet, jotka jätettiin opinnäytetyön ulkopuolelle. Mekaaniset mittarit ovat mukana tarkastuspöytäkirjassa, mutta koska niiden tarkistusmenetelmät olivat jo tiedossa, ei niitä ollut kiireellistä saada mukaan opinnäytetyössä tehtäviin tarkastusohjeisiin. Kuitenkin tulevaisuudessa on hyödyllistä, että myös niiden tarkastusohjeet on selitetty samoin, kuin uudempien laitteiden ohjeet.

Tarvetta on myös koostaa suomenkielinen ohjeistus Barfield Pitot Static Test Setin käytöstä. Työntekijöiden on hyvin tärkeää osata käyttää testilaitteistoa oikein, sillä väärinkäytökset voivat aiheuttaa vakavia ja kalliita vaurioita lentokoneen järjestelmille sekä itse testilaitteille. Englanninkielisten ohjeiden lisäksi on suositeltavaa, että väärinymmärryksien välttämiseksi niistä on olemassa myös suomenkielinen käännös. Alkuperäiset ohjeet ovat hieman epäselvät ja vaativat jonkin verran soveltamista tarkastuksia tehdessä. Näitä kohtia varten on ohjeistusta vielä hyödyllistä tarkentaa.

LÄHTEET

Airservices. N.d. How ADS-B Works. Luettu 28.3.2022. <https://www.airservice-saustralia.com/about-us/projects/ads-b/how-ads-b-works/>

ANS Finland. 2018. ENR 1.6 Tutkapalvelut ja -menetelmät. PDF-dokumentti. https://www.ais.fi/ais/aip/ge/EF_ENR_1_6_EN.pdf

Avidyne Safety Systems Group. 2011. Avidyne Traffic Advisory Systems TAS 600, TAS 605, TAS 610, TAS 615, TAS 620 and Avidyne/Ryan 9900BX INSTALLATION MANUAL. Westerville: Avidyne Safety Systems Group.

Barfield Inc. 2014. 1811D (Series) Pitot-static Test Set User Instruction Manual. Miami: Barfield, Inc.

EASA. 2013. EASA Safety Information Bulletin SIB No.: 2011-15R2. PDF-dokumentti. <https://ad.easa.europa.eu/ad/2011-15R2>

EASA. 2015. Safety Information Bulletin (SIB). Luettu 14.1.2022. PDF-dokumentti. <https://www.easa.europa.eu/downloads/43104/en>

EASA. 2019. Executive Director Decision 2019/018/ED. Luettu 17.1.2022. PDF-dokumentti. <https://www.easa.europa.eu/downloads/98450/en>

EASA. 2022. The Agency. Luettu 14.1.2022. <https://www.easa.europa.eu/the-agency/the-agency>

EUR-Lex. 2018. Regulation (EU) 2018/1139 of the European Parliament And of the Council. Luettu 14.1.2022. <https://eur-lex.europa.eu/legal-content/EN/TXT/?uri=CELEX%3A32018R1139>

Federal Aviation Administration. 2016. Pilot's Handbook of Aeronautical Knowledge. PDF-dokumentti. https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/phak/10_phak_ch8.pdf

Federal Aviation Administration. 2017. Airworthiness Directives (ADs). Luettu 12.1.2022. https://www.faa.gov/aircraft/air_cert/continued_operation/ad/

Federal Aviation Administration. 2021. Advisory Circulars (ADs). Luettu 12.1.2022. https://www.faa.gov/regulations_policies/advisory_circulars/

Federal Aviation Administration. N.d. A Brief History of the FAA. Luettu 12.1.2022. https://www.faa.gov/about/history/brief_history

Federal Aviation Administration. N.d. What we do. Luettu 12.1.2022. <https://www.faa.gov/about/mission/activities>

Garmin International. 2020. Garmin G5 Electronic Flight Instrument Part 23 AML STC Installation Manual. Olathe: Garmin International, Inc.

Garmin International, Inc. 2020. System Maintenance Manual GTN 6XX/7XX Part 23 AML STC. Olathe: Garmin International, Inc.

Garmin Ltd. 2022. GTN 750. Luettu 24.1.2022. <https://www.garmin.com/en-US/p/67886#overview>

Garmin Ltd. 2022. G5 Electronic Flight Instrument for Certified Aircraft. Luettu 24.1.2022. <https://www.garmin.com/en-US/p/570665#overview>

Honeywell. 2002. KT 73 Installation Manual. Olathe: Honeywell.

Krasner, H. N.d. Piper PA 34 Seneca Guide and Specs : Is It Worth It? Luettu 4.1.2022 <https://aviatorinsider.com/airplane-brands/piper-pa-34-seneca/>

Legal Information Institute. 2001. 14 CFR § 91.413. – ATC transponder tests and inspections. Luettu 7.2.2022. <https://www.law.cornell.edu/cfr/text/14/91.413>

Legal Information Institute. 2007. 14 CFR § 91.411. – Altimeter system and altitude reporting equipment tests and inspections. Luettu 7.2.2022. <https://www.law.cornell.edu/cfr/text/14/91.411>

Lentoposti. 2021. Uusi ilmailulaki tulee voimaan 31.12.2021 – selkeyttää toimivaltaa ja antaa valtuuksia dronehavainnointiin. Luettu 7.3.2022. <https://www.lentoposti.fi/uutiset/uusi-ilmailulaki-tulee-voimaan-31122021-selkeytt-toimivaltaa-ja-antaa-valtuuksia-dronehavainnointiin>

Mark, R. 2018. How a Primary Flight Display Works. Luettu 17.3.2022. <https://www.flyingmag.com/how-primary-flight-display-works/>

Mähönen, A. 2015. Ilmailun säädökset ja menetelmät, osa 1. PPL-koulutusmateriaali. Kuopio: Suomen Ilmailupalvelut Oy.

NBAA. N.d. Traffic Alert and Collision Avoidance System (TCAS). Luettu 28.3.2022. <https://nbaa.org/aircraft-operations/communications-navigation-surveillance-cns/tcas/>

Piper Aircraft Corporation. 1974. AUTOCONTROL III B AND ALTIMATIC III B-1 Service Manual. Lock Haven: Piper Aircraft Corporation.

Piper Aircraft Corporation. 2021. Piper Airplane Service Manual PA-34-200. Vero Beach: Piper Aircraft Corporation.

Piper Aircraft, Inc. 2020. Seneca. PDF-dokumentti. https://www.piper.com/wp-content/uploads/2021/03/2021_Seneca-Single-Sheet_Lo-Res.pdf

Sarasota Avionic International. 2019. Avidyne SkyTrax 600A-Series. Luettu 27.1.2022. <https://sarasotaavionics.com/avidyne-tas600-traffic-advisory-system>

Skybrary. N.d. Mode S. Luettu 15.2.2022. <https://skybrary.aero/articles/mode-s>

Skybrary. N.d. Transponder. Luettu 9.1.2022. <https://skybrary.aero/articles/transponder>

The Aviation Consumer. 2016. Piper Seneca. Luettu 15.12.2021.
<https://www.aviationconsumer.com/aircraftreviews/piper-seneca/>

U.S. Department of Transportation. 1998. Advisory Circular AC 43.13-1B with CHANGE 1 AC 43.13-2A Combined. Acceptable Methods, Techniques, and Practices – Aircraft Inspection and Repair. Washington, DC: Jeppesen Sanderson Training Products. (12-20 – 12-23)

U.S. Department of Transportation. 2004. FAR AMT 2005 Federal Aviation Regulations for Aviation Maintenance Technicians. Newcastle: Aviation Supplies & Academics, Inc. (308-311)

U.S. Department of Transportation. 2017. Advisory Circular. Altitude Reporting Equipment and Transponder System Maintenance and Inspection Practices. AC-43-6D. PDF-dokumentti. https://www.faa.gov/documentLibrary/media/Advisory_Circular/AC_43-6D.pdf

Viavi Solutions, Inc. 2021. XPDR/DME/TCAS/ADS-B/TIS/UAT TEST SET IFR 6000 Operation Manual. Viavi Solutions, Inc.

LIITTEET

Liite 1. Tarkastuspöytäkirja

1 (10)

Pitot-staattisen järjestelmän toimintakoe PA-34-200

rev. 00 1

OH-EJJ**Päivämäärä:****Lentokoneen käyntiaika:****Korkeusmittarien toimintakoe**

FAR Part 43 Appendix E, AC 43-13-1B

Testilaitteen tyyppi:**Testilaitteen s/n:**

Mikäli Garmin G5 ei täytä määrättyjä toleransseja, se tulee kalibroida Garmin G5 Electronic Flight Instrument Part 23 AML STC Installation Manualin kohdan 6.3.7.3. mukaisesti (Rev. 23 sivut 202–203).

Mittarin p/n ja s/n:**Mittarin p/n ja s/n:****Mittarin p/n ja s/n:****Mittarin p/n ja s/n:**

Korkeusmittarin vuotokoe			
Testattava mittari	Korkeus (ft)	Toleranssi (ft/min)	Mitattu vuoto (ft/min)
	1000	100	
	1000	100	
	1000	100	
	1000	100	

Pitot-staattisen järjestelmän toimintakoe PA-34-200

rev. 00 2

Korkeusmittarin asteikkovirhe						
Testattava mittari:						
Korkeus jalkoina (ft)	Korkeus tuumina (inHg)	Toleranssi jalkoina (\pm ft)	Mittarin näyttämä	Testilaitteen virhe	Testattavan mittarin korjattu näyttämä	Testilaitteen korjattu näyttämä asetteluarvo
-1000	31.018	20				
0	29.291	20				
500	29.385	20				
1000	28.856	20				
1500	28.335	25				
2000	27.821	30				
3000	26.817	30				
4000	25.842	35				
6000	23.978	40				
8000	22.225	60				
10000	20.577	80				
12000	19.029	90				
14000	17.577	100				
16000	16.216	110				
18000	14.942	120				
20000	13.750	130				
22000	12.636	140				
25000	11.104	155				
30000	8.885	180				
35000	7.041	205				

Korkeusmittarin hystereesi				
Testattava mittari:				
	Korkeus jalkoina (ft)	Ylöspäin ajo virhe (ft)	Alaspäin ajo virhe (ft)	Toleranssi jalkoina (ft)
Max. Korkeus				
50 %				75
40 %				75

Jälkivaikutus			
Painekorkeus kentän pinnassa (ft)	Mittarikorkeus hystereesitestin jälkeen (ft)	Virhe (ft)	Toleranssi (ft)
			30

Pitot-staattisen järjestelmän toimintakoe PA-34-200

rev. 00 3

Korkeusmittarin asteikkovirhe						
Testattava mittari:						
Korkeus jalkoina (ft)	Korkeus tuumina (inHg)	Toleranssi jalkoina (\pm ft)	Mittarin näyttämä	Testilaitteen virhe	Testattavan mittarin korjattu näyttämä	Testilaitteen korjattu näyttämä asetteluarvo
-1000	31.018	20				
0	29.291	20				
500	29.385	20				
1000	28.856	20				
1500	28.335	25				
2000	27.821	30				
3000	26.817	30				
4000	25.842	35				
6000	23.978	40				
8000	22.225	60				
10000	20.577	80				
12000	19.029	90				
14000	17.577	100				
16000	16.216	110				
18000	14.942	120				
20000	13.750	130				
22000	12.636	140				
25000	11.104	155				
30000	8.885	180				
35000	7.041	205				

Korkeusmittarin hystereesi				
Testattava mittari:				
	Korkeus jalkoina (ft)	Ylöspäin ajo virhe (ft)	Alaspäin ajo virhe (ft)	Toleranssi jalkoina (ft)
Max. Korkeus				
50 %				75
40 %				75

Jälkivaikutus			
Painekorkeus kentän pinnassa (ft)	Mittarikorkeus hystereesitestin jälkeen (ft)	Virhe (ft)	Toleranssi (ft)
			30

Pitot-staattisen järjestelmän toimintakoe PA-34-200

rev. 00 4

Korkeusmittarin asteikkovirhe						
Testattava mittari:						
Korkeus jalkoina (ft)	Korkeus tuumina (inHg)	Toleranssi jalkoina (\pm ft)	Mittarin näyttämä	Testilaitteen virhe	Testattavan mittarin korjattu näyttämä	Testilaitteen korjattu näyttämä asetteluarvo
-1000	31.018	20				
0	29.291	20				
500	29.385	20				
1000	28.856	20				
1500	28.335	25				
2000	27.821	30				
3000	26.817	30				
4000	25.842	35				
6000	23.978	40				
8000	22.225	60				
10000	20.577	80				
12000	19.029	90				
14000	17.577	100				
16000	16.216	110				
18000	14.942	120				
20000	13.750	130				
22000	12.636	140				
25000	11.104	155				
30000	8.885	180				
35000	7.041	205				

Korkeusmittarin hystereesi				
Testattava mittari:				
	Korkeus jalkoina (ft)	Ylöspäin ajo virhe (ft)	Alaspäin ajo virhe (ft)	Toleranssi jalkoina (ft)
Max. Korkeus				
50 %				75
40 %				75

Jälkivaikutus			
Painekorkeus kentän pinnassa (ft)	Mittarikorkeus hystereesitestin jälkeen (ft)	Virhe (ft)	Toleranssi (ft)
			30

Pitot-staattisen järjestelmän toimintakoe PA-34-200

rev. 00 5

Korkeusmittarin asteikkovirhe						
Testattava mittari:						
Korkeus jalkoina (ft)	Korkeus tuumina (inHg)	Toleranssi jalkoina (\pm ft)	Mittarin näyttämä	Testilaitteen virhe	Testattavan mittarin korjattu näyttämä	Testilaitteen korjattu näyttämä asetteluarvo
-1000	31.018	20				
0	29.291	20				
500	29.385	20				
1000	28.856	20				
1500	28.335	25				
2000	27.821	30				
3000	26.817	30				
4000	25.842	35				
6000	23.978	40				
8000	22.225	60				
10000	20.577	80				
12000	19.029	90				
14000	17.577	100				
16000	16.216	110				
18000	14.942	120				
20000	13.750	130				
22000	12.636	140				
25000	11.104	155				
30000	8.885	180				
35000	7.041	205				

Korkeusmittarin hystereesi				
Testattava mittari:				
	Korkeus jalkoina (ft)	Ylöspäin ajo virhe (ft)	Alaspäin ajo virhe (ft)	Toleranssi jalkoina (ft)
Max. Korkeus				
50 %				75
40 %				75

Jälkivaikutus			
Painekorkeus kentän pinnassa (ft)	Mittarikorkeus hystereesitestin jälkeen (ft)	Virhe (ft)	Toleranssi (ft)
			30

Pitot-staattisen järjestelmän toimintakoe PA-34-200

rev. 00 6

Korkeusmittarin asettelupaineen oikeellisuus			
Testattava mittari:			
Paine (mbar)	Korkeus (ft)	Näyttämä (ft)	Erotus (ft)
951	-1727		
965	-1340		
982	-863		
999	-392		
1013	0		
1034	531		
1047	893		
1051	974		

Korkeusmittarin asettelupaineen oikeellisuus			
Testattava mittari:			
Paine (mbar)	Korkeus (ft)	Näyttämä (ft)	Erotus (ft)
951	-1727		
965	-1340		
982	-863		
999	-392		
1013	0		
1034	531		
1047	893		
1051	974		

Korkeusmittarin asettelupaineen oikeellisuus			
Testattava mittari:			
Paine (mbar)	Korkeus (ft)	Näyttämä (ft)	Erotus (ft)
951	-1727		
965	-1340		
982	-863		
999	-392		
1013	0		
1034	531		
1047	893		
1051	974		

Pitot-staattisen järjestelmän toimintakoe PA-34-200

rev. 00 7

Korkeusmittarin asettelupaineen oikeellisuus			
Testattava mittari:			
Paine (mbar)	Korkeus (ft)	Näyttämä (ft)	Erotus (ft)
951	-1727		
965	-1340		
982	-863		
999	-392		
1013	0		
1034	531		
1047	893		
1051	974		

Staattisen paineen varajärjestelmän toimintakoe

AC 43-6D, 14 CFR Part 43 § 27.1325

Staattisen paineen varajärjestelmä tarkastetaan lentopaikan tasalla ilman testilaitteistoa. Ensin tarkastetaan mittarien lukemat pääjärjestelmää käyttäen. Tämän jälkeen avataan varajärjestelmän venttiili ja tarkastetaan mittarilukemat uudelleen. Mikäli järjestelmien välinen ero on yli 50 ft, varajärjestelmälle täytyy tehdä korjaustaulukko.

Staattisen paineen varajärjestelmä			
Testattava mittari	Pääjärjestelmän korkeus (ft)	Varajärjestelmän korkeus (ft)	Järjestelmien välinen ero (ft)

Ilmanopeusmittarien toimintakoe

AC 43.13-1B kappale 12-59

Paineistetaan järjestelmä siten, että ilmanopeusmittarin näyttämä on 150 kt (paine-ero 1.1 inHg). Näyttämä tarkistetaan 1 minuutin kuluttua. Nopeusnäyttämä ei saa laskea yli 10 kt.

Mittarin p/n ja s/n:

Mittarin p/n ja s/n:

Mittarin p/n ja s/n:

Mittarin p/n ja s/n:

Nopeusmittarin vuotokoe			
Testattava mittari	Alkunopeus (kt)	Loppunäyttämä (kt)	Erotus (kt)
	150		
	150		
	150		
	150		

Pitot-staattisen järjestelmän toimintakoe PA-34-200

rev. 00 9

Transponderin toimintakoe

FAR Part 43 Appendix F, EASA AD 2011-15R2

Transponderin p/n ja s/n:**Testilaitteen tyyppi:****Testilaitteen s/n:**

Transponderin toimintakoe	
Vastaustaajuus 1090±3 tai 1090±1 MHz	
Ei vastaa yli 1 %	
Vastaa vähintään 90 %	
-73±4 dbm	
-74±3 dbm	
Ero ei yli 1 db	
Min > 18.5 tai 21.5 dbw	
Max < 27 dbw	
Teho valittu > ei valittu vähintään 20 db	
Diversity Transmission Channel Isolation	
Mode S Address	
Mode S Format UF=4 ja UF=5	
Mode S All-Call UF=11	
ATCRBS-Only All-Call	
Squitter	
1000 ft (±125 ft)	
4100 ft (±125 ft)	
15700 ft (±125 ft)	

Pitot-staattisen järjestelmän toimintakoe PA-34-200

rev. 00 10

Avidyne TAS 600 toimintakoe

Avidyne Traffic Advisory Systems TAS 600, TAS 605, TAS 610, TAS 615, TAS 620 and Avidyne/Ryan 9900BX INSTALLATION MANUAL Section IV 4.3.3. F. + G. (Rev. 00 sivut 67-68)

Installation Manualissa määritetty tietokoneella tehtävä korkeuskooderin tarkistus.

Garmin GTN 750 toimintakoe

GTN 6XX/7XX AML STC Installation Manual kappale 5.6.10. (Rev. 4 sivu 5-88)

Varmista GTN Diagnostics -sivulta, että laite vastaanottaa korkeusdataa, sekä tarkasta, että korkeustieto on yhteneväistä TAS 600:n kanssa. Korkeusnäyttö voi aktivoitua vasta usean minuutin kuluttua virran päälle laittamisesta.