

TAMPEREEN AMMATTIKORKEAKOULU  
Sähkötekniikan koulutusohjelma  
Automaatiotekniikka  
Jukka Mäki

Opinnäytetyö

## **Suihkuharjoituskoneen väsymisrekisteröintijärjestelmän vaatimusmäärittely**

Työn ohjaaja     Diplomi-insinööri Mikko Numminen  
Työn tilaaja     Patria Aviation Oy, ohjaajana kehityspäällikkö Jarkko Tikka  
Tampere 5/2009

Tekijä	Jukka Mäki
Työn nimi	Suihkuharjoituskoneen väsymisrekisteröintijärjestelmän vaatimusmäärittely
Sivumäärä	61
Valmistumisaika	5/2009
Työn valvoja	Diplomi-insinööri Mikko Numminen
Työn tilaaja	Patria Aviation Oy, ohjaajana: kehityspäällikkö Jarkko Tikka

---

## Tiivistelmä

Suomen ilmavoimat on hankkinut käytettyä suihkuharjoituskonekalustoa Sveitsistä. Koneet ovat samaa tyyppiä kuin Suomen suihkuharjoituskoneet Hawk Mk.51- ja Mk.51A -kalusto, mutta Sveitsistä hankitut Hawk Mk.66 -koneet ovat uudempaa mallia. Koneissa on jonkin verran eroavaisuuksia, yksi tämä työn kannalta merkittävä eroavaisuus on väsymisrekisteröintijärjestelmä.

Suomessa on löydetty ja korjattu Hawk Mk.51- ja Mk.51A -kaluston rakenteellisesta väsymisestä johtuvia vaurioita lähes koko koneen käyttöiän ajan. Vastaavien ongelmien seuraamista varten on Hawk Mk.66 -koneissa asennettuna sveitsiläinen ESDA- väsymisrekisteröintijärjestelmä. ESDA-järjestelmän käyttöä ei kuitenkaan voida jatkaa, sillä järjestelmälle ei tulevaisuudessa ole luvattu tuotetukea. Lisäksi järjestelmällä ei kyetä mittaamaan korkeusperäsimen vaikuttavia värähtelytaajuuksia riittävällä tarkkuudella.

Työssä on tehty Hawk Mk.66 -kaluston väsymisrekisteröintijärjestelmälle vaatimusmäärittely. Työssä käydään läpi järjestelmän vaatimukset tarkkuudella, jolla hankintaprosessi voidaan aloittaa. Lisäksi vaatimusmäärittelyssä kuvataan järjestelmä laitetoimittajalle tarkkuudella, jolla suunnittelu voidaan aloittaa. Vaatimusmäärittely koostuu olosuhdevaatimuksista, toiminnallisista vaatimuksista ja fyysisistä vaatimuksista. Sotilasilmalussa käytettävien laitteiden vaatimuksista kerrotaan yleisellä tasolla sekä käydään läpi Hawk-kalustolle asetetut olosuhdevaatimukset. Toiminnalliset vaatimukset käsittävät vaatimukset mittauksille, tallennusmuodolle, itsediagnostiikalle, maa-asemalle ja analysoinnille. Laitteiden fyysiset vaatimukset käsittelevät laitteiden koneeseen sijoittelua, fyysisiä mittoja sekä johdinten pituuksia.

Työn lopulla käydään läpi ratkaisuvaihtoehtoja väsymisrekisteröintijärjestelmän toteuttamiseksi. Vaihtoehtoina on käsitelty täysin uutta järjestelmää, ESDA-järjestelmän antureiden hyväksikäyttöä, Hawk Mk.51 - ja Mk.51A -kaluston g-laskuria, upgrade taso 2 -datan hyväksikäyttöä sekä SmartSG-laitetta.

---

Avainsanat Hawk Mk.66, väsymisrekisteröintijärjestelmä, vaatimusmäärittely

Writer	Jukka Mäki
Thesis	Structural data acquisition system requirement specification for jet trainer
Pages	61
Graduation time	5/2009
Thesis Supervisor	MSc Mikko Numminen
Co-operating Company	Patria Aviation Oy, supervisor: development manager Jarkko Tikka

---

## Abstract

The Finnish Air Force has brought a used jet trainers from Switzerland. The planes are of the same type as Finland's present Hawk Mk.51 - and Mk.51A jet trainers, but they are newer Hawk Mk.66 model. The models have some differences, the central one concerning this thesis is the structural data acquisition system.

Structural fatigue damages have been found and repaired from the Finnish Hawk fleet since 1990's. Swiss solution to monitoring Hawk Mk.66 fatigue is the ESDA structural data acquisition system. Unfortunately operation of the ESDA system can not be continued, because the system has no product support any more. The system does not have ability to measure tailplane vibration frequencies with the sufficient accuracy either.

In this thesis structural data acquisition system's requirement specification has been made to Hawk Mk.66. The work covers the system requirements on level, which allows to start the acquisition process. In addition, the requirement specification describes the system to equipment suppliers on level, which allows to start planning. The requirements are composed of environmental, functional and physical requirements. Environmental requirements for military aviation equipment is given on a general level. The system functional requirements consist of the requirements for measurements, data saving, self diagnostic, ground station and analysis. Equipment physical requirements handles equipment installation to the plane, physical dimensions and wires lengths.

Possible solutions of the data acquisition system are reviewed at the end of the thesis. The alternatives are a completely new system, utilizing ESDA systems sensors, Hawk Mk.51 - and Mk.51A fleet g-counters, upgrade level 2 data and SmartSG device.

---

Keywords                      Hawk Mk.66, väsymisrekisteröintijärjestelmä, vaatimusmäärittely

## **Esipuhe**

Tämä opinnäytetyö on tehty Patria Aviation -liiketoiminnan Aeronautical Engineering -yksikön tilauksesta. Työ aloitettiin syksyn 2008 aikana ja saatettiin valmiiksi keväällä 2009.

Esitän parhaimmat kiitokset työn ohjaajalle Jarkko Tikalle paitsi ajatuksista tämän opinnäytetyön rakenteeksi ja sisällöksi myös siitä, että hän jaksoi väsymättä ohjata ja opastaa opinnäytetyöni edistymistä. Kiitokset myös Jouni Pirtolalle opinnäytetyöni tarkastuksesta ja asiantuntevista kommentteista.

Kiitokset kuuluvat myös opinnäytetyön valvojalle Mikko Nummiselle.

Lopuksi kiitokset vanhemmilleni, sisaruksilleni ja ystävilleni kaikesta tuesta ja kannustuksesta, joka myötävaikutti työn syntymiseen.

Tampereella toukokuussa 2009

Jukka Mäki

# Sisällysluettelo

1 Johdanto .....	7
2 Patria .....	9
2.1 Patria-konserni .....	9
2.2 Aeronautical Engineering -yksikkö .....	10
3 Hawk Mk.66 -koneen yleiskuvaus .....	11
3.1 Yleistä .....	11
3.2 Ohjaamot .....	12
3.3 Sähköjärjestelmä .....	13
3.4 Ilmastointi, paineistus ja g-puku .....	14
3.5 Happijärjestelmä .....	14
3.6 Polttoainejärjestelmä .....	14
3.7 Moottori .....	15
3.8 Hydraulijärjestelmä .....	15
3.9 Laskutelineet .....	15
3.10 Ohjaimet .....	16
4 Hawk Mk.66 -kaluston nykyinen väsymisrekisteröintijärjestelmä .....	17
4.1 Yleistä .....	17
4.2 ESDA-väsymisrekisteröintijärjestelmä .....	17
4.2.1 Spectrapot 4C -tiedonkeräin .....	18
4.2.2 Venymäliuskavahvistin .....	21
4.3 Syyt vaihdontarpeeseen .....	21
4.3.1 Tuotetuki .....	21
4.3.2 Mittausalue .....	21
5 Tyyppi hyväksyntä ja V-malli .....	23
6 Sotilasilmailussa käytettävien laitteiden vaatimuksista .....	25
6.1 Yleistä .....	25
6.2 Hawkin avioniikkalaitteille asetetut olosuhdevaatimukset .....	25
7 Toiminnalliset vaatimukset .....	32
7.1 Yleistä .....	32
7.2 Mittaukset .....	32
7.2.1 Analogiset mittaukset .....	32
7.2.2 Binääriset indikaatiot .....	36
7.3 Itsediagnostiikka ja kalibrointi .....	37
7.4 Ohjelmisto ja tallennus .....	38
7.4.1 Yleistä .....	38
7.4.2 Analogiamittausten tallennus .....	39
7.4.3 Binääristen indikaatioiden ja tunnistetietojen tallennus .....	41
7.4.4 Tallennusmedia .....	42
7.5 Maa-asema ja analysointi .....	43
8 Fyysiset vaatimukset .....	48
8.1 Tehonsyöttö .....	48
8.2 Laitteen sijoitus .....	49
8.3 Fyysiset mitat .....	51
9 Tosittaminen .....	54
10 Esimerkkejä ratkaisuvaihtoehdoista .....	56
10.1 Kokonaan uusi järjestelmä .....	56
10.2 Uudet laitteet ESDA-järjestelmän antureilla .....	57
10.3 G-laskuri .....	57
10.4 Upgrade taso 2 g-tiedot .....	58
10.5 SmartSG-laite .....	58
11 Yhteenveto ja johtopäätökset .....	60
Lähteet .....	61

## Lyhenteet

CPU	Central Processing Unit, prosessori
EADS	European Aeronautic Defence and Space Company N.V., ilmailualan yritys
EMC	ElectroMagnetic Compatibility, elektromagneettinen yhteensopivuus
ESDA	Electronic Structural Data Acquisition, Hawk Mk.66 -koneen nykyinen väsymisrekisterijärjestelmä
FI	Fatigue Index, vaurioaste
FH	Flight Hours, lentotunnit
OLM	Operation Loads Measurement, koelentovarustus rakenteellisen väsymisen selvittämiseksi
RAW	Raakadata, ESDA:n tallennusmuoto
RTRF	Real Time Rain Flow, ESDA:n tallennusmuoto
SDC	Signal Data Computer, signaaleja käsittelevä tietokone
SPV	Sequential Peak-Valley, ESDA:n tallennusmuoto
TKK	Teknillinen korkeakoulu
VTT	Valtion teknillinen tutkimuskeskus

# 1 Johdanto

Tämä työ on tehty Patria Aviation Oy:n tilauksesta. Työssä tehdään suihkuharjoituskooneen väsymisrekisteröintijärjestelmän vaatimusmäärittely, joka palvelee suoraan asiakkaan tarpeita. Vaatimusmäärittelyssä kuvataan järjestelmä asiakkaalle tarkkuudella, jolla hankintaprosessi voidaan aloittaa. Lisäksi vaatimusmäärittelyssä kuvataan järjestelmä laitetoimittajalle tarkkuudella, jolla suunnittelu voidaan aloittaa.

Suomen ilmavoimien suihkuharjoituskoneita Hawk Mk.51 ja Mk.51A käytetään ohjaintien perus- ja jatkokoulutuksessa. Ilmavoimat otti ensimmäiset Hawk-koneet käyttöön joulukuussa 1980. 1990-luvun alussa tilattiin seitsemän lisäkonetta, jotka toimitettiin Suomeen vuosina 1993 - 1994. Tällä hetkellä koneita on Ilmavoimien käytössä 49 kappaletta. 1990-luvun alkupuolella Hawkeissa alkoi ilmetä merkittäviä rakenteen väsymisestä johtuvia vaurioita. Ongelmien ratkaisemiseksi toteutettiin Ilmavoimien, Patrian, VTT:n ja Teknillisen korkeakoulun yhteistyönä kotimainen rakenteiden hallinnan projekti, jolla tilanne saatiin hallintaan. Elinikäanalyysiin tarvittava tieto kerättiin mittalaittein varustetuilla Hawkeilla, rakenteiden väsytykskokeilla ja osin kotimaisilla lujuus- ja virtauslaskentasovelluksilla. Tältä pohjalta Hawk-kaluston rakenteiden väsyminen on Suomessa hyvin tunnettu ja hallinnassa oleva ongelma.

Puolustusministeriö allekirjoitti hankintasopimuksen 18 Hawk Mk.66 -suihkuharjoituskooneen hankinnasta. Kyseessä olevat kaksipaikkaiset harjoituskoneet ovat Sveitsin ilmavoimien koneita, joilla on lennetty arviolta noin 17 % mahdollisesta kokonaiskäyttöajastaan. Nyt hankittavilla harjoituskoneilla on näin ollen jäljellä käytännössä noin 90000 lentotuntia, mikä vastaa ilmavoimien noin 15 vuoden Hawk-käyttöä.

(Puolustusministeriön tiedote 28.06.2007)

Patria selvittää Hawk Mk.66 - ja Hawk Mk.51 -koneiden eroavaisuuksien laadun ja muutoksen tarpeen. Eroja Suomen koneisiin on muun muassa moottorissa, avioniikassa ja asejärjestelmässä. Yksi tämän työn kannalta merkittävä eroavaisuus koneiden välillä on väsymisrekisteröintijärjestelmä.

Hawk Mk.66 -koneissa on sveitsiläinen ESDA-väsymisrekisteröintijärjestelmä. Tässä työssä perehdytään koneen nykyiseen väsymisrekisteröintijärjestelmään ja esitetään jär-

jestelmän vaihdon tarve. Järjestelmälle tehdään vaatimusmäärittely, johon kuuluu keskeiset osat sotilasilmailussa käytettävien laitteiden vaatimuksista, järjestelmän toiminnalliset vaatimukset ja laitteiden fyysiset vaatimukset. Vaatimusmäärittelyn pohjalta tarkastellaan esimerkkejä ratkaisuvaihtoehdoista. Lopuksi työn pohjalta tehdään yhteenveto ja johtopäätökset.

Ilma-alukseen pysyvästi asennettavan mittausjärjestelmän hyväksyttämisen ja sertifiointissa vaaditaan vaatimusmäärittelyssä esitettyjen vaatimusten täyttämistä. Järjestelmän vaatimukset määräytyvät täysin asennuskohteen ja käytettävän mittaustekniikan mukaan. Tämän vuoksi jokaiselle asennukselle on oltava ainakin osin oma vaatimusmäärittelynsä, jonka mukaan mittausjärjestelmä suunnitellaan, valmistetaan tai hankitaan, testataan, hyväksytään ja asennetaan sekä ylläpidetään.

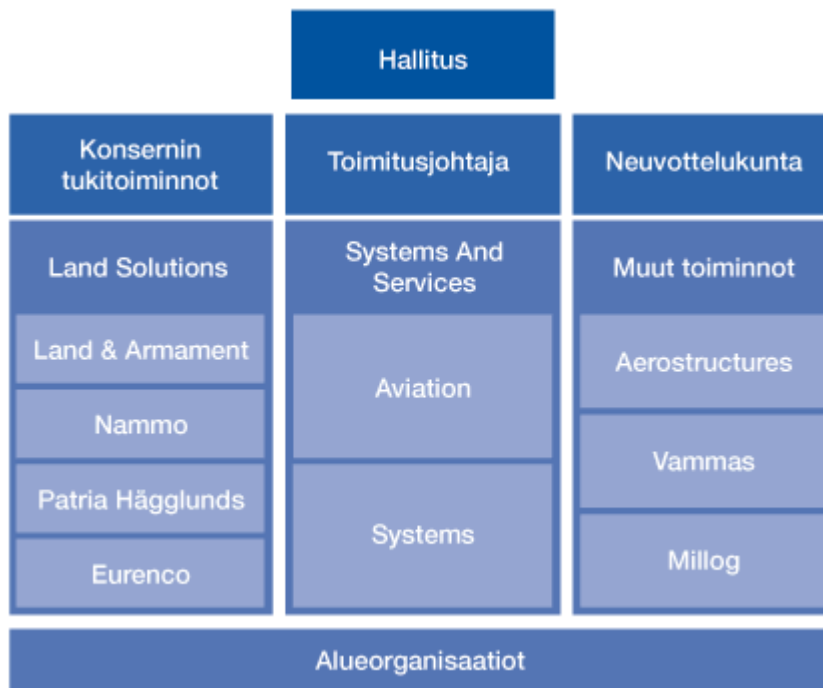
## 2 Patria

Patria on kansainvälisesti toimiva puolustus- ja ilmailuteollisuuskonserni. Patria on alkujaan pääsääntöisesti entisestä Valmetista koottu ilmailu- ja puolustusvälinekonserni, jonka juuret ulottuvat aina 1920-luvulle asti. Yhtiö aloitti toimintansa Patria nimellä vuonna 1997. Nykypäivän Patria on kymmenen vuoden aikana muuttunut monella tavalla. Patrian omistavat Suomen valtio (73,2 %) ja European Aeronautic Defence and Space Company EADS N.V. (26,8 %).

(Lähde: Patria internet-sivusto 15.2.2009.)

### 2.1 Patria-konserni

Patria-konserni on jaettu kolmeen liiketoiminta-alueeseen ja yhdeksään liiketoimintaan. Liiketoiminta-alueet ovat Land Solutions, Systems and Services ja Muut toiminnot. Kuviossa yksi on esitetty tämän päivän Patrian organisaatiokaavio.



Kuvio 1: Patria-konsernin organisaatio

(Lähde: Patria internet-sivusto 15.2.2009.)

Land Solutions -liiketoiminta-alue on nimensä mukaisesti keskittynyt maalla toimiviin laitteistoihin. Land & Armament -liiketoiminnan tärkeimmät tuotteet ovat miehistönkuljetusvaunu AMV, sekä erilaisten kranaatinheitinjärjestelmien kehittäminen ja myynti

puolustusteollisuudelle. Patria-Hägglunds vastaa AMOS-kranaatinheitinjärjestelmästä. Nammo ja Eurenco ovat Patrian osaomistuksessa olevia ammus- ja ohjustuotteiden sekä räjähdaineiden valmistukseen keskittyneitä yrityksiä.

(Lähde: Patria internet-sivusto 15.2.2009.)

Muut toiminnot -liiketoiminta-alueeseen kuuluu kaksi liiketoimintaa. Aerostructures on keskittynyt komposiittirakenteiden kehitykseen ja valmistukseen. Aerostructures valmistaa muun muassa Airbus A380 -matkustajakoneen siipispoilereita. Millog on keskittynyt maavoimien puolustusmateriaalin elinkaaren tukipalveluihin.

(Lähde: Patria internet-sivusto 15.2.2009.)

Systems and Services -liiketoiminta-alueeseen kuuluu kaksi liiketoimintaa: Aviation ja Systems. Aviation-liiketoiminta on keskittynyt sotilaslentokoneiden tukipalveluihin sekä rungon, järjestelmien että moottorin osalta. Aviationin helikoptereihin erikoistunut yksikkö keskittyy helikopterien tukipalveluihin sekä on kokoonpanijana NH-90-helikopterihankkeessa. Lentokoulutus ja siihen liittyvät toiminnot ovat osa Aviationin tarjontaa. Lentokoulutuksessa tarjotaan peruskoulutusta ja jatkokoulutusta sekä sotilas- että siviililentäjille. Systems keskittyy tarjoamaan asiakkaalle vaativia järjestelmä- ja laitetöitä. Erikoisosaamisalueina Systems tarjoaa tiedustelu-, valvonta- ja johtamisjärjestelmiin liittyviä sovelluksia sekä elinkaaritukea laitteiden käyttäjille. Systemsissä on myös avaruustekniikan osasto.

(Lähde: Patria internet-sivusto 15.2.2009.)

## **2.2 Aeronautical Engineering -yksikkö**

Tämä opinnäytetyö on tehty Patria Aviationin Aeronautical Engineering -yksikön tilauksesta. Aeronautical Engineering -yksikkö on Aviationin lentoteknilliseen suunnitteluun keskittynyt yksikkö. Lentoteknillisellä suunnittelulla on pitkä historia aina 1920-luvulle asti. Yksikön suunnittelua ovat muun muassa Suomen ilmavoimien käytössä olevat Vinka ja Redigo lentokoneet. Uudemmissa projekteista yksikön merkittävin työllistäjä oli Hawk-kaluston rakenteellisten ongelmien selvittäminen ja hallintaan saaminen. Tällä hetkellä Aeronautical Engineering -osastoa työllistävät monenlaiset projektit, joista nimellä mainittakoon Hornet HN-468 - ja Hawk Upgrade taso 2 -projektit. Yksi tämän työn kannalta tärkeä projekti on Sveitsistä hankitun Hawk Mk.66 -kaluston yhdenmukaistaminen suomalaisen kalustoon.

### 3 Hawk Mk.66 -koneen yleiskuvaus



Kuvio 2: British Aerospace Hawk Mk.66  
(Puolustusministeriö tiedote 28.06.2007)

#### 3.1 Yleistä

British Aerospace Hawk Mk.66 on kokometallinen, alatasoinen peräkkäin istuttava lentokone, joka on tarkoitettu sotilasilmailun perus- ja jatkokoulutukseen. Siivessä on lievä nuolimuojo ja  $2^\circ$  positiivinen V-kulma sekä kaksoissolalaskusiivekkeet. Yksiosainen, kokonaan liikkuva korkeusperäsin on nuolimuojo ja sillä on  $10^\circ$  negatiivinen V-kulma. Runko koostuu kolmesta pääosasta. Eturunko sisältää kaksi laitetta sekä paineistetun ohjaamon kahdelle miehistön jäsenelle. Keskirunkoon kuuluvat moottori, rungon polttoainesäiliö, kaasuturbiinikäynnistysjärjestelmä sekä patopaineturbiini. Takarungossa on suihkuputkitila sekä takarungon alapuolelle saranoitu lentojarru. Lentokoneen voimalaitteena on Rolls-Royce/Turbomeca Adour Mk 861 variant 03 -ohivirtausmoottori (kuvio 1 ja taulukko 1).

(Lähde: HAWK Mk 66 AIRCREW MANUAL BASIC AIRCRAFT 1989.)

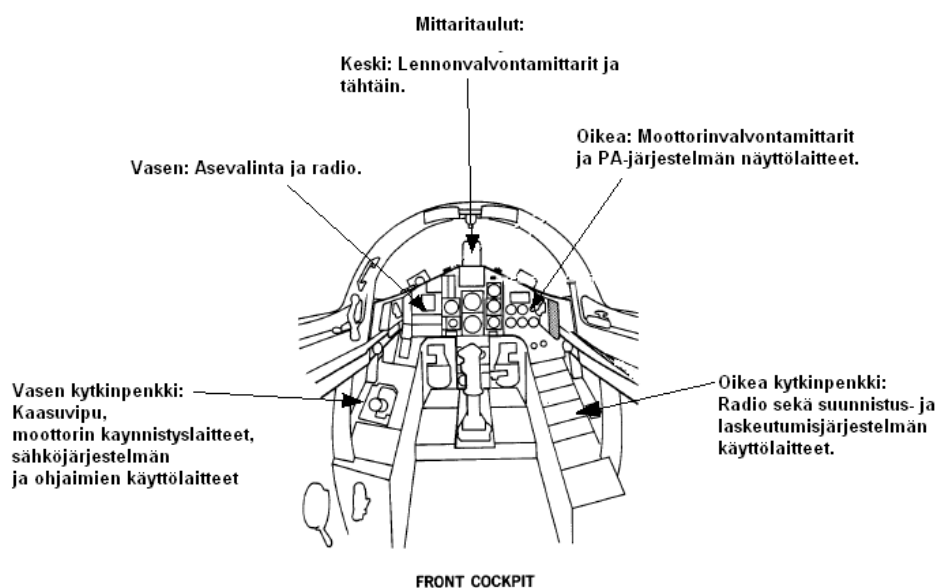
(Lähde: Hawk Mk.51 Ohjaajan ohje 2004.)

Taulukko 1: Hawk Mk.66 -koneen mitat ja painot  
(Lähde: HAWK Mk 66 AIRCREW MANUAL BASIC AIRCRAFT 1989.)

<b>Päämitat</b>	
Siipien kärkiväli	9,39 m
Pituus (Pitot-putki mukaan lukien)	11,85 m
Korkeus (sivuvakaajan kärkeen nokkapyörä maassa)	3,98 m
Siipipinta-ala	16,7 m <sup>2</sup>
<b>Painot</b>	
Suurin sallittu lentoonlähtöpaino	7350 kg
Suurin sallittu (normaali) laskupaino	5000 kg

### 3.2 Ohjaamot

Ohjaamojärjestely on samanlainen kummassakin ohjaamossa. Kaikkien järjestelmien täysi käyttömahdollisuus on etuohjaamosta, mutta tiettyjä järjestelmiä varten takaohjaamossa on seuranta- tai etukäyttömahdollisuus. Yksinlennot lennetään etuohjaamosta, ja näitä varten takaohjaamossa ei tarvitse tehdä erityisiä valmisteluja ohjaamon turvallisuustarkastuksia lukuun ottamatta. Kummassakin ohjaamossa käyttölaitteet ja varusteet on ryhmitelty kytkinpenkkeihin ja mittaritauluihin Kuvion 3 mukaisesti. Hyrrätasojärjestelmä tuottaa molempiin ohjaamoihin asentotiedot ja ohjaussuunnan muutosnopeuden. Pitot-staattisesta järjestelmästä saadaan korkeus- ja nopeustiedot.



Kuvio 3: Ohjaamon käyttölaitteet ja varusteet

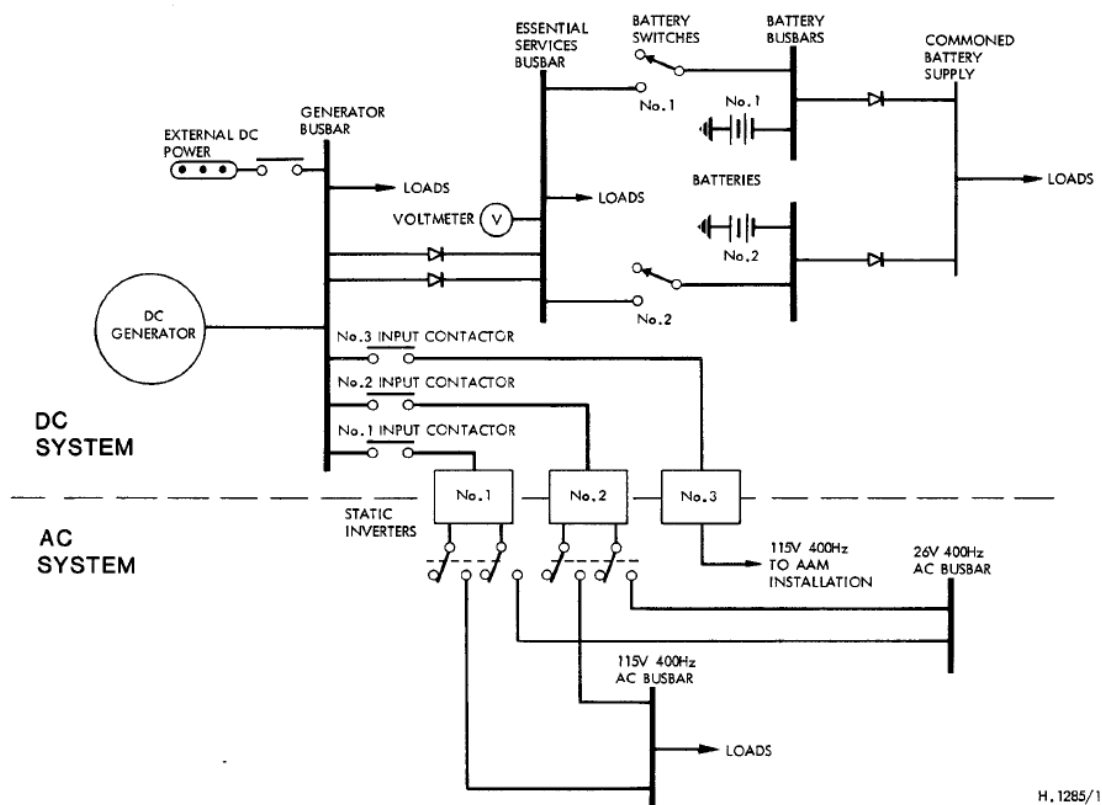
(Lähde: HAWK Mk 66 AIRCREW MANUAL BASIC AIRCRAFT 1989.)  
(Lähde: Hawk Mk.51 Ohjaajan ohje 2004.)

### 3.3 Sähköjärjestelmä

Moottorin käyttämä 9 kW:n tasasähkögeneraattori syöttää 28 V:n DC-sähköä pääkiskoon generaattorikiskon kautta. Kaksi 24 V:n akkua antaa sähköä moottorin käynnistystä varten sekä generaattorivian jälkeen niille järjestelmille, jotka ovat lentokoneen normaalille toiminnalle välttämättömiä. Akut kytetään erikseen pääkiskoon. Kaksi staattista muuttajaa, jotka saavat syötön generaattorikiskosta, antavat syötön 115 V AC 400 Hz -kiskoon ja 26 V:n AC 400 Hz -kiskoon. Kolmas muuttaja syöttää 115 V:n AC-sähköä asejärjestelmälle. Huoltotoissa käytettävä 28 V:n DC-sähkö otetaan ulkoisesta virtalähteestä. Kuviossa 4 näkyy Hawk Mk.66 -koneen sähköjärjestelmän yksinkertaistettu kaavio.

(Lähde: HAWK Mk 66 AIRCREW MANUAL BASIC AIRCRAFT 1989.)

(Lähde: Hawk Mk.51 Ohjaajan ohje 2004.)



Kuvio 4: Sähköjärjestelmä, yksinkertaistettu kaavio

(Lähde: HAWK Mk 66 AIRCREW MANUAL BASIC AIRCRAFT 1989.)

### **3.4 Ilmastointi, paineistus ja g-puku**

Ohjaamon paineistus- ja ilmastointijärjestelmä käyttää moottorin korkeapaineahtimelta otettua ilmaa, joka johdetaan lämmönvaihtimien ja jäähdytysturbiinin kautta. Ahtimelta tulevaa ilmaa käytetään myös kuomun tiivistykseen ja g-pukujen paineistukseen. Molemmat ohjaamot ovat paineistetut ja ilmastoidut, mutta järjestelmää käytetään etuohjaamosta. Maassa kuin myös lennolla ilmastoinnin ollessa irtikytkettynä ohjaamo tuuletetaan patoilmalla.

(Lähde: HAWK Mk 66 AIRCREW MANUAL BASIC AIRCRAFT 1989.)

(Lähde: Hawk Mk.51 Ohjaajan ohje 2004.)

### **3.5 Happijärjestelmä**

Kaasumaisella hapella toimiva pääjärjestelmä syöttää yhteisesti molemmille miehistön jäsenille happea kahdesta säiliöstä. Ulosotto pääsäiliöistä tapahtuu yhteisen paineenalennusventtiilin sekä ylipaineventtiilin kautta, jonka jälkeen happea syötetään erikseen omaa putkea pitkin kumpaankin ohjaamoon. Kummassakin istuimessa oleva varahappisäiliö mahdollistaa varasyötön miehistön jäsenille. Varahapen valinta tapahtuu automaattisesti heittoistuinhyppyn yhteydessä. Se voidaan myös valita käsikäyttöisesti milloin tahansa.

(Lähde: HAWK Mk 66 AIRCREW MANUAL BASIC AIRCRAFT 1989.)

(Lähde: Hawk Mk.51 Ohjaajan ohje 2004.)

### **3.6 Polttoainejärjestelmä**

Sisäinen polttoaine sijaitsee pussimaisessa runkosäiliössä sekä siipien rakenteellisissa säiliöissä. Rungon polttoainejärjestelmä paineistetaan moottorin vuodatusilmalla. Polttoaine siirtyy automaattisesti runkosäiliöstä siipisäiliöihin ja sieltä siipisäiliöiden kokoomasäiliöön. Selkälentösäiliössä kokoomasäiliön etuosassa sijaitsee säiliöpumppu. Pumppu, jolla on oma sähkömuuttaja, syöttää polttoainetta moottorin polttoainejärjestelmään sekä käynnistysjärjestelmän polttoainejärjestelmään. Polttoainejärjestelmässä on yksi painetankkaus- ja tyhjennysliitin. Vaihtoehtoisesti voidaan sisäiset säiliöt tankata valuttamalla erillisestä täyttöaukosta.

(Lähde: HAWK Mk 66 AIRCREW MANUAL BASIC AIRCRAFT 1989.)

(Lähde: Hawk Mk.51 Ohjaajan ohje 2004.)

### **3.7 Moottori**

Rolls-Royce/Turbomeca Adour Mk 861A Variant 3 on ohivirtausmoottori, jossa on yksivaiheisen matalapaineturbiinin käyttämä kaksivaiheinen matalapaineahdin sekä yksivaiheisen korkeapaineturbiinin käyttämä viisivaiheinen korkeapaineahdin. Standardi-ilmakehän olosuhteissa merenpintakorkeudessa moottorin kehittämä staattinen työntövoima on 25,9 kN. Moottori sijaitsee keskirungon takaosassa ja moottorin ilmanottoaukot ovat rungon molemmilla puolilla. Moottori käynnistetään kaasuturbiinikäynnistysjärjestelmällä, joka saa sähkönsä akustoista. Käynnistysjärjestelmän pääosat ovat ilmakehitin ja ilmakehitin. Käynnistysjärjestelmällä voidaan myös avustaa moottorin uudelleen käynnistystä ilmassa.

(Lähde: HAWK Mk 66 AIRCREW MANUAL BASIC AIRCRAFT 1989.)

(Lähde: Hawk Mk.51 Ohjaajan ohje 2004.)

### **3.8 Hydraulijärjestelmä**

Kaksi erillistä hydraulijärjestelmää (1 ja 2) syöttävät hydraulipainetta tehostettujen ohjaimien käyttöä varten. Tehostimien kummankin työsylinterin toinen puoli saa paineen järjestelmästä 1 ja toinen järjestelmästä 2. Jos jompaankumpaan järjestelmään tulee vika, konetta voidaan yhä ohjata tyydyttävästi kunnossa olevan järjestelmän syötön avulla. Tämän lisäksi järjestelmän 1 avulla käytetään normaalitilanteessa laskutelineitä, pyöräjarruja, laskusiivekkeitä ja lentojarrua. Patopaineturbiini työntyy ulos ilmavirtaan automaattisesti, ja se syöttää painetta siivekeohjaukselle ja korkeusperäsimelle, jos moottori sammuu, tai jos järjestelmään 2 tulee vika. Molemmissa järjestelmissä on säiliö, moottorin käyttämä pumppu, kaksi suodatinta sekä varaaja ohjausjärjestelmää varten.

(Lähde: HAWK Mk 66 AIRCREW MANUAL BASIC AIRCRAFT 1989.)

(Lähde: Hawk Mk.51 Ohjaajan ohje 2004.)

### **3.9 Laskutelineet**

Laskuteline käsittää vasemman ja oikean päätelineen sekä kääntyvän nokkatelineen. Pääpyörissä on hydraulitoimiset jarrut. Päätelineet tulevat sisään runkoon päin siivessä oleviin telinekuiluihin. Nokkateline tulee sisään eteenpäin eturungossa olevaan telinekuiluun. Laskutelineitä käyttää normaalisti hydraulijärjestelmän 1 paine, mutta laskuteline voidaan ottaa ulos painetyppellä toimivalla varajärjestelmällä. Pääpyörissä on

hydrauliset jarrut, jotka on yhdistetty sähköhydrauliseen ristiinkytkettyyn luistonesto-järjestelmään. Jarruja käytetään peräsinpolkimissa olevilla jarrupolkimilla. Molempia pyöriä jarrutetaan erikseen.

(Lähde: HAWK Mk 66 AIRCREW MANUAL BASIC AIRCRAFT 1989.)

(Lähde: Hawk Mk.51 Ohjaajan ohje 2004.)

### **3.10 Ohjaimet**

Hawkin ohjausjärjestelmään kuuluvat siivekkeet, kokonaan liikkuva korkeusperäsin, sivuvakaaja, laskusiivekkeet ja lentojarru. Siivekkeet ja korkeusperäsin ovat kokonaan hydraulisesti ohjatut ilman mekaanista ohjausmahdollisuutta. Sivuperäsin on mekaanisesti ohjattu. Jousivoimalla varustettu keinotunto on sekä siivekkeissä että korkeusperäsissä. Trimmausmahdollisuus on siivekkeille, korkeusperäsimmelle ja sivuperäsimelle. Molempien ohjaamojen sauvat on yhdistetty työntötangoilla hydraulikäyttöisiin ohjaustehostimiin, joita on yksi kumpaakin siivekettä varten ja yksi korkeusperäsintä varten. Molempien ohjaamojen polkimet on kytketty mekaanisesti yhteen, ja ne on yhdistetty työntötangoilla sivuperäsimeen. Laskusiivekkeitä käytetään hydraulisesti, mutta laskusiivekkeillä on varausottojärjestelmä.

(Lähde: HAWK Mk 66 AIRCREW MANUAL BASIC AIRCRAFT 1989.)

(Lähde: Hawk Mk.51 Ohjaajan ohje 2004.)

## **4 Hawk Mk.66 -kaluston nykyinen väsymisrekisteröintijärjestelmä**

### **4.1 Yleistä**

Suomen Hawk Mk.51 -koneen rakenteellisesta väsymisestä johtuvia vauriota on koneesta löydetty lähes koko käyttöiän ajan, minkä vuoksi on tehty väsymisestä johtuvaa vauriokorjausta useisiin kohteisiin. 90-luvulla alkoi valmistajatehtaalta tulla tietoa merkittävimmistä eli kantavan rakenteen vauriotyypeistä. 90-luvun alussa alkoi koneesta myös löytyä vaurioitumista vaikeasti korjattavista paikoista, kuten korkeusperäsimestä. Rakenteellinen väsyminen ja vaurioituminen oli selvästi ennakoitua nopeampaa, mikä ennakoi koneelle suunniteltua lyhyempää käyttöikää. Koneen vaurioituminen todettiin sitten todelliseksi ongelmaksi. Koneen vaurioitumisen syitä selvittämään perustettiin yhteistyöfoorumi, jossa Patria huolehti käytännön rakenneteknisestä tuesta, TKK teki materiaalitutkimuksia ja VTT keskittyi vaativiin lentomittauksiin. Selvitystyön perusteella koneen väsymisen syitä ja seurauksia opittiin tuntemaan paremmin. Suomen Hawkeille toteutettiin laaja rakenteellinen korjaus- ja muutostyö. Kaiken selvitystyön ja korjausten jälkeenkin peräsin kokonaisuudessaan jäi vaikeasti valvottavaksi kohteeksi.

(Lähde: Hawkin rakennekorjaukset ja muutostyöt 2005)

Sveitsiläinen ratkaisu Hawkin eliniänkulutuksen seurantaongelmiin oli ESDA-väsymisrekisteröintijärjestelmä. ESDA-järjestelmällä seurataan koneen rakenteellisia jännityksiä mittaamalla muun muassa peräsinalueen vaurioalttiita kohteita. Kaikelta osin ESDA ei kuitenkaan pysty vastaamaan nykypäivän suomalaisen tietämykseen ja vaatimuksiin.

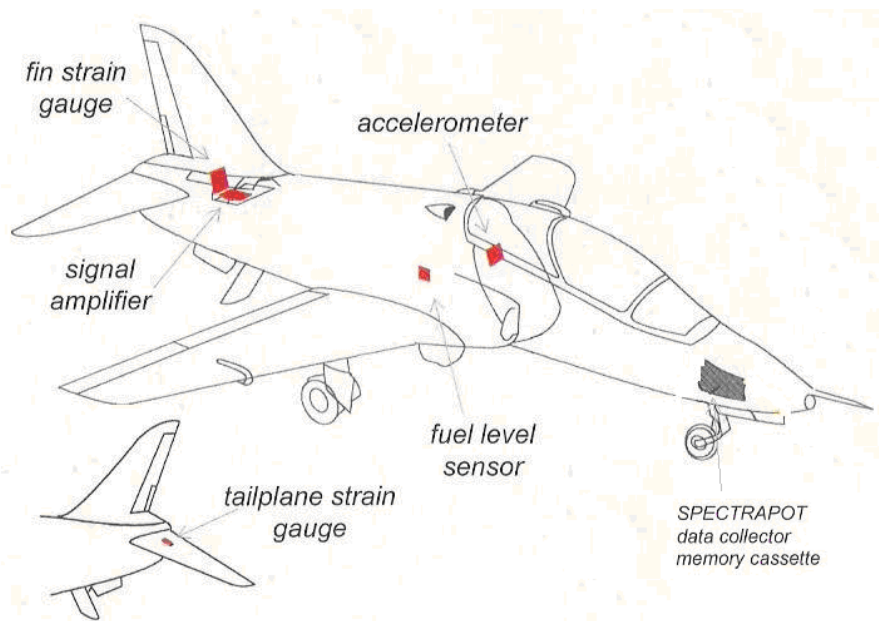
### **4.2 ESDA-väsymisrekisteröintijärjestelmä**

Hawk Mk.66 -koneet on varustettu ESDA-järjestelmällä. ESDA tulee sanoista Electronic Structural Data Acquisition. Järjestelmällä kerätään nimensä mukaisesti rakenteiden väsymisen määrittämiseen tarvittavaa dataa. Tietoa kerätään neljänä analogisena mittauksena. Analogiset mittaukset ovat normaalikiikthyvyys (g-anturi), venymäliuskamittaukset korkeusvakaajasta ja sivuvakaajasta sekä polttoaineen määrä. Peräsimen venymäliuskamittaukset vahvistetaan signaalivahvistimella ennen tallennusta. Kahdessa koneessa (U-1265 ja U-1270) otetaan siivestä kolmas venymäliuskamittaus. Kiinteäpai-

noisia kuormia mitataan binääri-indikaatioina mikrokytkimillä. Binääri-indikaatioina tallennetaan neljä tietoa, jotka ovat toinen lentäjä, tykki asennettuna, oikea ripustin ja vasen ripustin. Data tallennetaan muistikortille, joka vaihdetaan 25 lentotunnin välein, jolloin kortin data vietään analysoitavaksi maa-asemalle. Maa-asemassa data tallennetaan ja koneelle tehdään vaurio- ja elinikäanalyysi. Kuviona 5 näkyy ESDA-järjestelmän laitteiden sijainti koneessa.

(Lähde: Hawk Mk.66 ESDA System and FIC 2008.)

(Lähde: Integration of ESDA Spectrapot 4c system in the Swiss Hawk Mk 66 2003.)



Kuvio 5: ESDA-väsymisrekisterijärjestelmä

(Lähde: Hawk Mk.66 ESDA System and FIC 2008.)

#### 4.2.1 Spectrapot 4C -tiedonkeräin

Spectrapot 4C on Spectralab-yhtiön valmistama tiedonkeräin. Tiedonkeräin on sijoitettu koneen oikealle puolelle etulaitetilaan. Koneen noustessa ilmaan tiedonkeräin tallentaa päivämäärän, ajan, laitteen sarjanumeron, jokaisen kanavan skaalaustiedon ja binäärikanavien tilan. Analogiakanavien dataa voi tallentaa kolmessa eri muodossa. Muodon valinta tehdään muistikorttiin ohjelmallisesti maa-asemassa. Analogiakanavien tallennusmuodot ovat: SPV mode (Sequential Peak-Valley), RTRF mode (Real Time Rain-Flow) ja RAW mode.

(Lähde: Hawk Mk.66 ESDA System and FIC 2008.)

(Lähde: Integration of ESDA Spectrapot 4c system in the Swiss Hawk Mk 66 2003.)

**SPV**-moodissa tiedonkeräin havaitsee venymäliuska- ja kiihtyvyyssanturien analogikanavien huippu- ja laaksopisteet. Kanavan 1 polttoainemäärätieto tallennetaan aika-  
leimattuna. Kaikki neljä kanavaa on ohjelmoitu siten, että mikä tahansa kanava voidaan  
asettaa pääkanavaksi (master), joka ohjaa muita apukanavia (slave). Apukanavat tallen-  
tavat tietonsa vain silloin, kun pääkanava havaitsee huipun tai laakson. Data tallenne-  
taan järjestysleimattuna, ja sen aikamerkinnän voi asettaa mihin tahansa 1 s ... 10 min  
välille.

**RTRF**-moodissa kaikkia kanavia voidaan mitata. Laskenta-algoritmi on konfiguroitu  
havaitsemaan mittauksesta kokonaiset hystereesisilmukat. Jokaisesta syklistä mitataan  
vaihteluväli ja minimiarvo. Tulokset tallennetaan matriisiin siten, että riveillä on syklin  
vaihteluväli ja sarakkeilla syklin minimiarvo (laaksopiste). Lennon jälkeen tulokset sul-  
jetaan siten, ettei seuraavaan mittaukseen jää aloitusarvoja.

**RAW**-moodissa ohjelmalla tallennetaan raakadataa mistä tahansa valitusta kanavasta.  
Datan tallennus tapahtuu samanaikaisesti minkä tahansa muun kanavan ja moodin kans-  
sa. Tallennettavien näytteiden määrän voi valita 1 ... 128 väliltä ja tallennuksen aikajak-  
soksi voi valita välillä 1 s ... 1 h.

Tiedonkeräin koostuu viidestä moduulista, jotka ovat muistimoduuli, CPU-moduuli,  
analogiamoduuli, UNIO-moduuli ja teholähdemoduuli.

**Muistimoduuli** on muistikortin liityntäalusta laitteistoon. Se pysäyttää tallennuksen,  
mikäli muistikortti ei ole paikalla. Spectrapot-muistikortti on myös Spectralab-yhtiön  
valmistama. Kortin kapasiteetti on 512 kilotavua SRAM-muistia. Muistikortti vaihde-  
taan 25 lentotunnin välein ja viedään maa-asemalle, jossa data puretaan.

**CPU-moduuli** eli prosessorimoduuli. CPU-moduulilla ajetaan muistikortille asennettua  
tallennusohjelmaa. CPU-moduuli sisältää 16 bitin prosessorin, kellon ja käyttömuistit.

**Analogiamoduuli** sisältää neljä kanavaa. Analogisen mittauksien resoluutio on 12 bit-  
tiä. Taulukossa 2 on jokaisen kanavan tärkeimmät tekniset tiedot.

Kanava 0: Kiihtyvyyssanturi. Kanavalla mitataan koneen normaalisuuntaiset kiihtyvyyssarvot eli g-arvot. Kanavaan on kytketty takapenkin takana sijaitseva, Sundstrand QA1400 -kiihtyvyyssanturi. Kiihtyvyyksiä mitataan välillä -5 ... +10 g.

Kanava 1: Polttoainemäärä. Kanavan 1 tieto otetaan suoraan etuohjaamon polttoainemäärämittarilta.

Kanava 2: Venymäliuskamittaus, korkeusperäsin. Kanava mittaa korkeusperäsimen kokosiltaan kytkettyjen venymäliuskojen arvot. Kokosiltamittauksessa venymäliuskat on kytketty Wheatstonen-siltaan, jolla vahvistetaan mittausta.

Kanava 3: Venymämittaus, sivuvakaaja. Kanava 3 on samanlainen kuin kanava 2.

Taulukko 2: Analogisten mittausten tärkeimmät tekniset tiedot.

	<b>Kanava 0</b>	<b>Kanava 1</b>	<b>Kanava 2 ja 3</b>
<b>Signaalialue</b>	-5 V ... +5 V DC	0,814 V ... 2,77V DC	-5 V ... +5 V DC
<b>Suodatustaajuus</b>	4-piste, 20 Hz	R/C, 5 Hz	4-piste, 32 Hz
<b>Näytteenottotaajuus</b>	128 näytettä/s	128 näytettä/s	128 näytettä/s
<b>Impedanssi</b>		min. 1 MΩ	min. 1 MΩ

**UNIO-moduuli** on 8-kanavainen binääritulomoduli. Binäärituloilla havaitaan kiinteät kuormat. Kanavista on käytössä neljä kanavaa, joilla tallennetaan taulukon 3 tiedot. Indikaatiot saadaan kullekin kuormalle asennetulta mikrokytkimeltä.

Taulukko 3: Binääriset tallennukset

<b>SW0</b>	<b>SW1</b>	<b>SW4</b>	<b>SW5</b>
2. lentäjä	Tykki asennettu	Vasen ripustin	Oikea ripustin

**Teholähdemoduuli** syöttää ESDA-järjestelmän tarvitseman tehon. Teholähdemoduuli on galvaanisesti erotettu muuntaja, joka saa syöttönsä koneen 28 VDC -jännitteen tassa sähköjärjestelmästä. Tehontarve on keskimäärin 8 W. Moduuli sisältää myös prosessorin tarvitseman pariston.

## 4.2.2 Venymäliuskavahvistin

Spectrapot-venymäliuskavahvistin on niin ikään Spectralabin valmistama laite. Vahvistimella mitataan ja vahvistetaan korkeusvakaajan ja sivuvakaajan venymäliuskoilta saatava resistanssitieto tiedonkeräimelle. Vahvistin on sijoitettu sivuperäsimen oikealle puolelle. Taulukossa 4 on laitteen tärkeimmät tekniset tiedot.

(Lähde: Hawk Mk.66 ESDA System and FIC 2008.)

(Lähde: Integration of ESDA Spectrapot 4c system in the Swiss Hawk Mk 66 2003.)

Taulukko 4: Venymäliuskavahvistimen tärkeimmät tekniset tiedot.

Ulostulo	+/- 5 V
Venymäliuskaimpedanssi	350 ... 5000 $\Omega$
Sillan syöttöjännite	4...10 V
Suodatustaajuus	50 Hz
Johdinpituudet	Max. 15 m tiedonkeräimelle Max. 4 m venymäliuskoille

## 4.3 Syyt vaihdontarpeeseen

### 4.3.1 Tuotetuki

Hawk Mk.66 -koneiden ESDA-järjestelmällä datan keräys ja laitteiston huolto lopetettiin vuonna 2003. Laitteet ja ohjelmistot on kehittänyt Spectralab-yhtiö. Sveitsiläisten mukaan Spectralab-yhtiön toiminta on lopetettu ainakin ESDAn osalta. Tällä hetkellä laitteiden sekä ohjelmiston tukea ja huoltoa hoitaa RUAG Aerospace. RUAG Aerospace huoltaa myös sveitsiläisten F-5-koneiden ESDA-järjestelmää. F-5-koneiden käyttö tullaan lopettamaan lähivuosina, minkä jälkeen ESDA-väsymisrekisteröintijärjestelmälle ei ole tuotetukea.

(Lähde: Hawk Mk.66 ESDA System and FIC 2008.)

### 4.3.2 Mittausalue

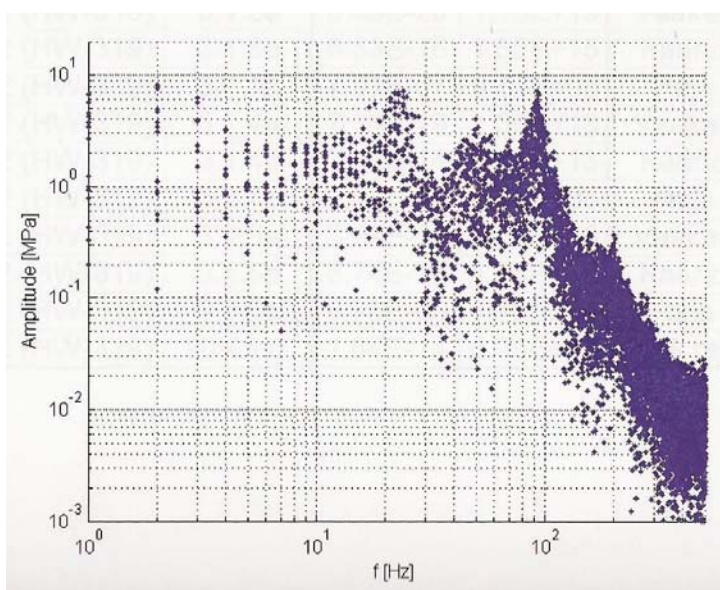
OLM (Operational Loads Measurement) on koelentomittausjärjestelmä, jolla pyritään selvittämään koneelle ominaista rakenteellista väsymistä. OLM-laitteistoon kuuluu useita kymmeniä venymäliuskamittauksia, joiden herkkyudet ja mittausalueet on asetettu kattamaan koneen koko käyttö. OLM-koneilla seurataan normaalissa käytössä tapahtuvaa räsitystä, mutta koneilla lennetään myös eri tarkoitusta varten suunniteltuja koelentoja. OLM-varustus on Suomessa asennettu kahteen Hawk Mk.51 -koneeseen, joista

toinen on varustettu Hawk Mk.51A -tason siivellä. Vuonna 2005 lennettiin OLM-koneilla kolme vertailulentoa, joiden tarkoituksena oli hankkia rasiustietoa ja tehdä tietojen perusteella elinikäanalyysi väsymisen kannalta vaativille kohteille. Mittausten perusteella korkeusperäsimmelle löydettiin väsymisen kannalta pahoja värähtelyresonanssitaajuuksia. Kuviossa 6 näkyy OLM-mittausten perusteella selvitetty värähtelyamplitudi taajuuksittain. Kuvasta selviää kolme peräsimmelle ominaista resonanssitaajuutta, jotka ovat noin 20 Hz, 50 Hz ja 90 Hz.

(Lähde: OLM vertailulento 2005)

ESDA-järjestelmässä venymäliuskamittauksen suodatustaajuus on 32 Hz, jolloin siltä jäävät kriittiset 50 Hz ja 90 Hz taajuudet kokonaan mittaamatta. Samalla suuri osa korkeusperäsimen väsymistietoa jää mittaamatta ja mittausten pohjalta tehdyt analyysitulokset jäävät puutteellisiksi.

ESDA-järjestelmän ohjelmistot eivät ole värähtelyn määrittämiseen soveltuvia. Huippu- ja laaksopisteiden mittauksessa tallennetaan pääkanavan (master) ohjaamana jokaisen kanavan pisteitä. Mikäli pääkanava ei havaitse huippu- tai laaksopistettä, jäävät muiden kanavien kriittiset arvot tallentamatta. Rain flow -tallennuksessa tallennetaan mittausyklin havaitut pisteet matriisiin ilman aikaleimaa, jolloin todellista värähtelyvaikutusta on mahdoton määrittää. Raakadatatallennuksessa suurimmalla näytteenottotaajuudella tallennuskapasiteetti ei riitä kattamaan koko huoltojaksoa.



Kuvio 6 : Korkeusperäsimen värähtelytaajuus ja amplitudi

(Lähde: OLM vertailulento 2005)

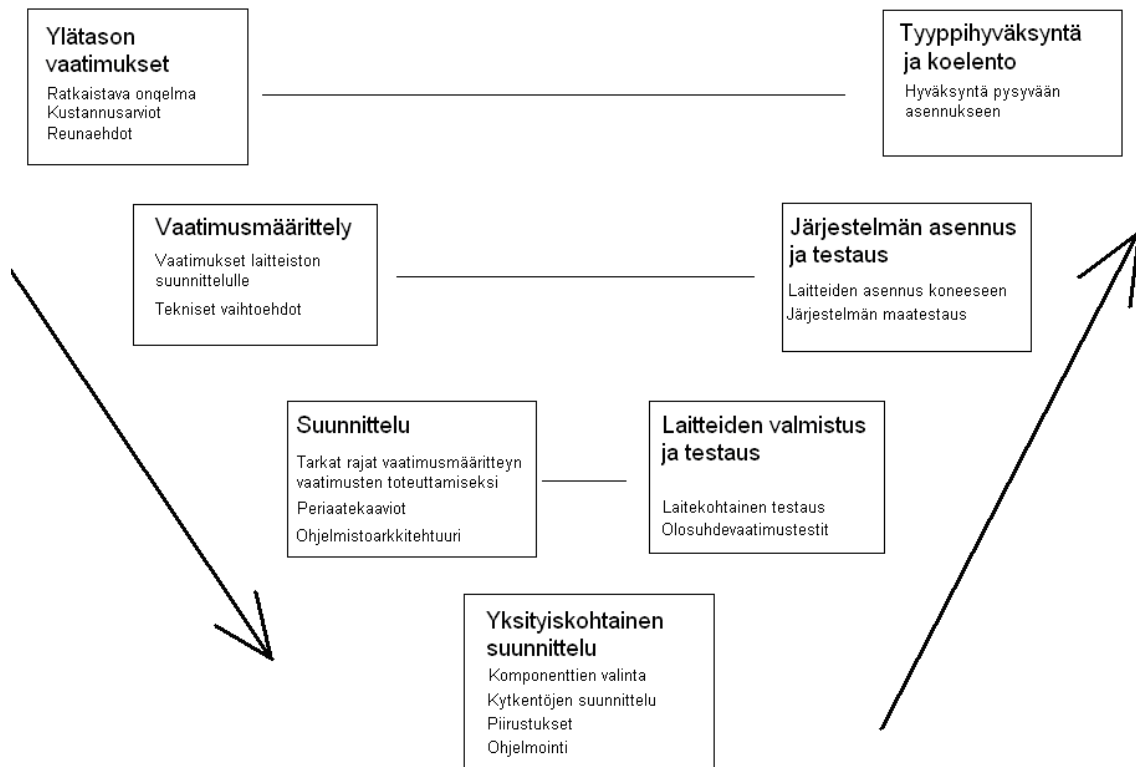
## 5 Tyyppihyväksyntä ja V-malli

Lentokoneissa matkustajien ja ohjaajien henki riippuu monelta osin laitteiston toiminnasta, minkä vuoksi toiminnallinen turvallisuus on erittäin tärkeässä osassa laitteistoa suunniteltaessa. Järjestelmien laitteilta vaaditaan monenlaisia asioita. Järjestelmät ovat toiminnallisesti laajoja, mutta niiden tulisi olla kestäviä, sillä ympäristöolosuhteet muuttuvat paljon. Laitteiden tulisi olla kaiken lisäksi mahdollisimman pieniä ja kevyitä. Turvallisuuden takaamiseksi järjestelmien testaus ja hyväksyntä käyttöön nousevat tärkeään osaan. Vanhaan koneeseen asennettavien uusien järjestelmien kanssa testaaminen ja hyväksyntä nousevat vielä tärkeämpään asemaan, sillä uusi järjestelmä ei saa vaikuttaa vanhojen järjestelmien toimintaan.

Lentokoneeseen pysyvästi asennettavalta järjestelmältä vaaditaan tyyppihyväksyntä, joka takaa kaikelta osin järjestelmän soveltuvuuden kyseessä olevaan lentokoneeseen. Tyyppihyväksynnän saanut järjestelmä on testattu, hyväksytty käytettäväksi ja pysyvästi asennettavaksi. Järjestelmän suunnittelun eteneminen lopputuotteeksi ja tyyppihyväksynnän saanti on pitkäkestoinen ja laaja työ. Suunnittelun ja lopputuotteen väliselle työjärjestykselle voidaan käyttää esimerkiksi niin sanottua ”V-mallia”, jolla pidetään työn kulku ja vaatimusten todentaminen järjestelmällisenä.

Yksi vaatimustenhallinnan prosessia kuvaava malli on V-malli, josta hankekohtaisesti poimitaan projektiin soveltuvat katselmukset. Periaateideana V-mallissa on, että järjestelmän kehitys lopputuotteeksi kulkee osio kerrallaan, mutta tarkistus ja testaus on integroitu jokaiseen osa-alueeseen. V-mallin vasemmalla puolella on järjestelmän suunnittelutasot ja oikealla järjestelmän valmistus- ja testaustasot sekä lopuksi hyväksyntätaso. Osion valmistumisen jälkeen osio tarkastetaan ja todetaan, ovatko tason suunnitelman tulokset vastanneet ylemmän tason vaatimukseen. Kuviossa 7 on esitetty periaatekuvaus V-mallin mukaisesta työjärjestyksestä.

(Lähde: Patria Systems Engineering V-malli -selvitys 2007)



Kuvio 7: V-malli

Opinnäytetyönä tehty työ on osa V-mallissa näkyvää vaatimusmäärittelylohkoa. Työn vaatimusmäärittelyllä vastataan järjestelmän teknisiin vaatimuksiin tarkkuudella, jolla suunnitteluprosessi voidaan aloittaa. Työn tekemisen pohjalla on ollut ylätason vaatimusten selvitys tarpeesta uudelle järjestelmälle.

## **6 Sotilasilmailussa käytettävien laitteiden vaatimuksista**

### **6.1 Yleistä**

Lentokoneissa käytettäviltä avioniikkalaitteilta vaaditaan kestävyyttä ja häiriöiden sietoa hyvin vaihtelevissa olosuhteissa. Lentokoneissa käytettäville avioniikkalaitteille on olemassa omat standardit. Standardit jaetaan kahteen pääryhmään: sotilasilmailuun ja siviili-ilmailuun. Sotilasilmailussa käytetään usein yhdysvaltalaisia MIL-standardeja ja siviili-ilmailussa käytetään kansainvälisiä DO-standardeja. MIL-standardit on tehty kattamaan kaikki sotilaslaitteistot, kun taas DO-standardit ovat pelkästään ilmailuun liittyviä standardeja. MIL-standardeissa ja siviili-ilmailunstandardeissa on paljon yhtäläisyyksiä, joten joissain tilanteissa laitteelle riittää myös siviili-ilmailustandardin mukainen hyväksyntä. Toinen syy käyttää siviilistandardia on se, että MIL-standardeissa ei ole haluttua vaatimusta. Kansainvälisten standardien lisäksi suurimmilla mailla on olemassa kansalliset standardit. Esimerkiksi Hawk on suunniteltu brittiläisten DEF-standardien mukaisesti, joita voidaan siten hyödyntää Hawkin tapauksessa.

MIL-810- ja DO-160 -standardit käsittelevät olosuhdevaatimuksia. Standardien vaatimilla laboratoriotesteillä pyritään selvittämään kunkin olosuhteen vaikutus laitteeseen ja sen toimintaan. Laitteen täyttäessä standardin vaatimukset voidaan todeta laitteen kelpoisuus testatulle olosuhteelle. Standardin vaatimuksien perusteella laitteesta saadaan testatuilta osiltaan asennuskelpoinen. Vastaavasti mikäli laite ei täytä näitä vaatimuksia, ei laitetta voida asentaa koneeseen.

### **6.2 Hawkin avioniikkalaitteille asetetut olosuhdevaatimukset**

Suomen Hawk Mk.51- ja Mk.51A -koneille on aloitettu avioniikkamodifikaatio, joka kulkee nimellä Hawk upgrade taso 2. Modifikaatiossa koneisiin tullaan asentamaan muun muassa näyttölaitteita, uusia suunnistusjärjestelmiä, väyläohjatut suunnistus- ja yhteysradiot sekä ilma-arvolaskin. Hawk upgrade taso 2 -modifikaatio tullaan toteuttamaan myös Hawk Mk.66 -kalustolle.

Hawk upgrade taso 2 -projektissa on kaikille uusille avioniikkalaitteille määritelty yhteiset olosuhdevaatimukset ja käytettävät standardit (MIL-810E ja DO-160D). Samoja avioniikkalaitteille asetettuja olosuhdevaatimuksia on luontevaa käyttää myös tässä

työssä tarkastellun väsymisrekisteröintijärjestelmän olosuhdevaatimuksina. Olosuhdevaatimuksista on olemassa uudemmat MIL-810F - ja DO-160E -standardit, mutta asiakkaan pyynnöstä on käytetty vanhempia versiotasoja. Seuraavissa taulukoissa on käyty läpi nämä vaatimukset ja standardit. Uudet laitteet suunnitellaan MIL-810:n mukaisiksi, mutta laitteelle käy DO-160 -hyväksyntä, mikäli se on jo olemassa.

### Lämpötila ja paine

Lämpötilavaatimuksissa on asetettu vaatimukset erikseen laitteen säilytykselle ja käytölle. Laitteen suuret ja pienet lämpötilat aiheutuvat vaihtelevista olosuhteista; korkealla on hyvinkin kylmä, kun taas kentällä auringon paisteessa ja muiden laitteiden lämmittäessä altistuu laite suurille lämpötiloille. MIL-standardin proseduuri I on säilytystä varten ja proseduuri II käytön vaatimuksia varten. DO-standardissa on saman kategorian D2 alla myös painevaatimukset (taulukko 5).

Taulukko 5: Lämpötila- ja painevaatimukset  
(Lähde: Hawk Upgrade taso 2 olosuhdevaatimusten yhteenveto 2008)

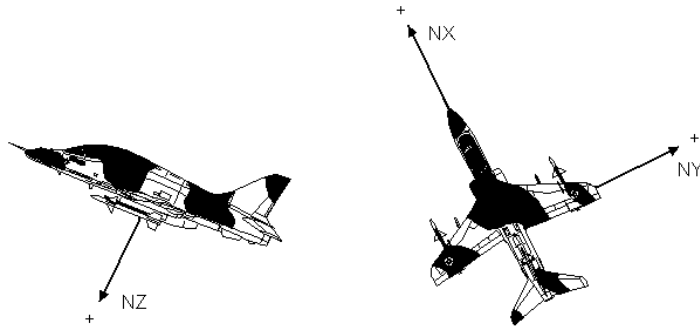
<b>Lämpötila, matala</b>	
<b>Vaatus</b>	Laitteiden tulee kestää kylmiä olosuhteita.
<b>Standardi</b>	MIL-STD-810E, metodi 502.3, proseduurit I ja II (low temp)
<b>Vaihtoehto</b>	DO-160D, osio 4, kategoria D2
<b>Arvot</b>	Säilytys -40 °C, Käyttö -30 °C

<b>Lämpötila, korkea</b>	
<b>Vaatus</b>	Laitteiden tulee kestää lämpimiä olosuhteita.
<b>Standardi</b>	MIL-STD-810E, metodi 501.3, proseduurit I ja II (high temp)
<b>Vaihtoehto</b>	DO-160D, osio 4, kategoria D2
<b>Arvot</b>	Säilytys +90 °C, Käyttö +75 °C

<b>Paine/korkeus</b>	
<b>Vaatus</b>	Laitteiden tulee kestää painetta ja paineen vaihtelua.
<b>Standardi</b>	MIL-STD-810E, metodi 520.1 (altitude only)
<b>Vaihtoehto</b>	DO-160D, osio 4, kategoria D2
<b>Arvot</b>	Alaraja -1500 ft, Yläraja 48000 ft

## Kiihtyvyys

Sotilasilmailussa koneen liikkeet aiheuttavat suuria kiihtyvyyksiä, mikä aiheuttaa laitteiston kestävyydelle omat vaatimuksensa. Suurimmat g-voimat vaikuttavat normaalisuunnassa NZ, eli ylös ja alaspäin. Kuviossa 8 on esitetty yleiset kiihtyvyyssuunnat.



Kuvio 8: Normaali-, pituus- ja poikittaiskiihtyvyys

MIL-810E -standardissa käsitellään proseduurissa I laitteen rakenteellinen kestävyys ja proseduurissa II toiminnallinen kestävyys. Rakenteellisella kestävyydellä tarkoitetaan laitteen materiaalien kestävyyttä konetta käyttäessä. Toiminnallisella kestävyydellä tarkoitetaan laitteen oikeanlaista toimintaa kiihtyvyyden alaisena ja sen jälkeen (taulukko 6).

Taulukko 6: Kiihtyvyyksivaatimukset

(Lähde: Hawk Upgrade taso 2 olosuhdevaatimusten yhteenveto 2008)

<b>Kiihtyvyys, rakenteellinen</b>	
<b>Vaatus</b>	Laitteiden rakenteiden tulee kestää kiihtyvyyttä joka suuntaan.
<b>Standardi</b>	MIL-STD-810E, metodi 513.4, proseduuuri I (structural)
<b>Arvot</b>	Eteen 3 g, Taakse 9 g, Ylös 13,5 g, Alas 4,5 g, Sivuille 4 g

<b>Kiihtyvyys, toiminnallinen</b>	
<b>Vaatus</b>	Laitteiden tulee toimia kiihtyvyyksien alaisena.
<b>Standardi</b>	MIL-STD-810E, metodi 513.4, proseduuuri II (operational)
<b>Arvot</b>	Eteen 2 g, Taakse 6 g, Ylös 9 g, Alas 3 g, Sivuille 4 g

## Tärinä

Tärinää koneessa aiheuttavat moottori, ohivirtaava ilma ja tykillä ampuminen. Moottorin ja ilmavirtauksen aiheuttamat tärinät ovat yleistärinää koko koneessa. Koneen alle erikseen asennettavan tykin aiheuttama tärinä on lähteeltään pistemäinen, minkä vuoksi koneen eri alueille on asetettu eri vaatimukset. MIL-810E -standardi metodissa 514.4 proseduurissa I käsitellään yleistärinää, jolle on annettu arvot toiminnallisen ja kestokyvyn testeille (taulukko 7).

### Taulukko 7: Tärinävaatimukset

(Lähde: Hawk Upgrade taso 2 olosuhdevaatimusten yhteenveto 2008)

<b>Tärinä, toiminnallinen</b>	
<b>Vaatus</b>	Laitteiden tulee toimia tärinän vaikutuksen alaisena.
<b>Standardi</b>	MIL-STD-810E, metodi 514.4, kategoria 5, proseduri I (functional)
<b>Arvot</b>	0,021 g <sup>2</sup> /Hz 10 min/akseli

<b>Tärinä, kestävyys</b>	
<b>Vaatus</b>	Laitteiden tulee kestää jatkuvaa tärinää.
<b>Standardi</b>	MIL-STD-810E, metodi 514.4, kategoria 5, proseduri I (endurance)
<b>Arvot</b>	0,041 g <sup>2</sup> /Hz 3 h/akseli

<b>Tärinä, tykki</b>	
<b>Vaatus</b>	Laitteiden tulee kestää tykin aiheuttamaa tärinää.
<b>Standardi</b>	MIL-STD-810E, metodi 519.4 (gun fire)
<b>Arvot</b>	Alalaitetila 0,1 g <sup>2</sup> /Hz 15 min/akseli Etulaitetila 0,012 g <sup>2</sup> /Hz 15 min/akseli Etuohjaamo 0,024 g <sup>2</sup> /Hz 15 min/akseli Takaohjaamo 0,05 g <sup>2</sup> /Hz 15 min/akseli

## Isku

Standardin proseduurissa I käydään läpi asennettuun laitteeseen kohdistuvat iskukuormitusvaatimukset. Proseduurissa VI on käsitelty työpöytäolosuhteissa tapahtuvia iskuja (taulukko 8).

Taulukko 8: Iskuvaatimukset

(Lähde: Hawk Upgrade taso 2 olosuhdevaatimusten yhteenveto 2008)

<b>Isku, toiminnallinen</b>	
<b>Vaatus</b>	Laitteiden tulee kestää iskumaista kuormitusta.
<b>Standardi</b>	MIL-STD-810E, metodi 516.4, proseduri I (functional)
<b>Arvot</b>	20 g / 9 ms (puolisini) 3 iskua +/- suunnista

<b>Isku, työpöytäkäsitely</b>	
<b>Vaatus</b>	Laitteiden tulee kestää työpöytäkäsitelyssä aiheutuvat iskut.
<b>Standardi</b>	MIL-STD-810E, metodi 516.4, proseduri VI (bench handling)

## Elektromagneettiset häiriöt

Ilmailussa on käytössä paljon erilaisia yhteydenpito-, suunnistus- ja tunnistusjärjestelmiä, jotka käyttävät sähkömagneettista säteilyä hyväkseen. Lentokoneessa erilaiset laitteet ovat lähekkäin toisiaan osan ollessa lentoturvallisuuden kannalta kriittisiä. Erilaisien laitteiden läheisyyden takia uuden järjestelmän laitteet eivät saa aiheuttaa häiriötä muihin laitteisiin, eivätkä muiden laitteiden aiheuttamat säteilyt ja magneetikentät saa vaikuttaa uuden järjestelmän toimintaan (taulukko 9).

Taulukko 9: Magneettisten häiriöiden vaatimukset

(Lähde: Hawk Upgrade taso 2 olosuhdevaatimusten yhteenveto 2008)

<b>Aiheutetut magneettiset häiriöt</b>	
<b>Vaatus</b>	Laitteet eivät saa aiheuttaa magneettisia häiriöitä.
<b>Standardi</b>	DO-160D, osio 15, kategoria A

<b>Elektromagneettisten häiriöiden sieto</b>	
<b>Vaatus</b>	Laitteiden tulee kestää elektromagneettisia häiriöitä.
<b>Standardi</b>	MIL-STD-461E, CS115 ja CS116
<b>Vaihtoehto</b>	DO-160D, osiot 19.3 ja 20.4

### Vesi-, kosteus-, suolasumu-, pöly- ja hiekkavaatimukset

Koneella lennetään ja konetta säilytetään monenlaisissa sääolosuhteissa. Olosuhteet aiheuttavat veden kestävyydelle, kosteudelle, suolasumulle ja pölylle sekä hiekalle omat vaatimuksensa (taulukko 10).

Taulukko 10: Vesi-, kosteus-, suolasumu-, pöly- ja hiekkavaatimukset  
(Lähde: Hawk Upgrade taso 2 olosuhdevaatimusten yhteenveto 2008)

<b>Veden kestävyys</b>	
<b>Vaatus</b>	Laitteiden tulee kestää vettä.
<b>Standardi</b>	MIL-STD-810E, metodi 506.3, proseduuri II
<b>Vaihtoehto</b>	DO-160D, osio 10, kategoria W

<b>Kosteus</b>	
<b>Vaatus</b>	Laitteiden tulee kestää kosteutta.
<b>Standardi</b>	MIL-STD-810E, metodi 507.3, proseduuri I
<b>Vaihtoehto</b>	DO-160D, osio 6, kategoria A

<b>Suolasumu</b>	
<b>Vaatus</b>	Laitteiden tulee kestää suolasumua.
<b>Standardi</b>	MIL-STD-810E, metodi 509.3
<b>Vaihtoehto</b>	DO-160D, osio 14, kategoria S

<b>Pöly ja hiekka</b>	
<b>Vaatus</b>	Laitteiden tulee kestää pölyä ja hiekkaa.
<b>Standardi</b>	MIL-STD-810E, metodi 510.3, proseduuri II
<b>Vaihtoehto</b>	DO-160D, osio 12, kategoria D

### Ohjelmistotasovaatimukset

Ohjelmistoille ei ole olemassa MIL-standardia, mutta siviili-ilmailun puolelta standardi on olemassa. Nyt tarkastellun laitteiston ohjelmiston toiminta ei vaaranna sen hetkistä lentoa, joten vaatimukseksi riittää ohjelmistotasoa D. Mikäli laitteessa ei ole toimintaa seuraavaa itsediagnostiikkaa, tulee ohjelmistotason olla tasolla C (taulukko 11).

Taulukko 11: Ohjelmistotasovaatimukset

<b>Ohjelmistot</b>	
<b>Vaatus</b>	Laitteiden ohjelmistojen tulee täyttää D-tason vaatimukset.
<b>Standardi</b>	DO-178B, Software Level D

## **7 Toiminnalliset vaatimukset**

### **7.1 Yleistä**

Väsymisrekisteröintijärjestelmän tehtävänä on kerätä dataa, jonka perusteella pystytään määrittämään koneen vaurioaste (FI) ja arvioimaan jäljellä olevat lentotunnit (FH). Toiminnallisissa vaatimuksissa käydään läpi järjestelmän toiminnan kannalta ratkaisevat tiedot, jotta vaurioaste ja lentotunnit pystytään selvittämään. Toiminnallisia tietoja ovat asennettavan laitteiston tekemät mittaukset, ohjelmisto, itsediagnostiikka sekä joissain määrin myös maa-asema ja mittaustulosten analysointi. Järjestelmän ja asennettavan laitteiston tulee pystyä suoriutumaan asetetuista vaatimuksista riittävän toiminnan saavuttamiseksi. Vaatimuksissa on käytetty priorisointia rinnastettavien vaatimusten tärkeysjärjestyksen määrittämiseksi.

### **7.2 Mittaukset**

Asennettavan laitteiston tulee kyetä mittaamaan analogisia arvoja ja binäärisiä indikaatioita. Analogiset mittaukset ovat lennon aikana jatkuvia mittauksia, kun taas binääriselle indikaatiolle riittää lentoonlähdön aikaisen tilan tai tilan muutoksen tallentaminen. Vaatimuksissa on määritelty mitattavat suureet, vaihteluvälit, tarkkuudet ja mahdolliset vaihtoehdot.

#### **7.2.1 Analogiset mittaukset**

##### **Kiihtyvyys**

Sotilasilmailussa koneen liikkeet aiheuttavat suuria kiihtyvyyksiä, jotka aiheuttavat suoraan verrannollisen kuormituksen rakenteisiin. Kiihtyvyyden mittaaminen on näin ollen ehdottoman tärkeä rakenteiden väsymisen kannalta. Tärkein kiihtyvyyden mitta on normaalikiihtyvyys NZ. NZ-kiihtyvyyssarvoja tarvitaan ennen kaikkea vaurioasteen (FI) sekä jäljellä olevan eliniän (FH) laskemiseen. Laitteiston tulee kyetä mittaamaan koneen normaalisuuntaiset kiihtyvyyssarvot väliltä -5 g ... +10 g (taulukko 12).

Taulukko 12: Kiihtyvyys

<b>Kiihtyvyys</b>									
<b>Vaatus</b>	Laitteiston tulee kyetä mittaamaan koneen normaalisuuntaiset kiihtyvyyssarvot .								
<b>Prioriteetti</b>	Korkea								
<b>Arvot</b>	<table> <tr> <td>Kiihtyvyys</td> <td>-5 g ... +10 g</td> </tr> <tr> <td>Tarkkuus</td> <td>± 0,1 g</td> </tr> <tr> <td>Näytteenottotaajuus</td> <td>128 näytettä/s</td> </tr> <tr> <td>Resoluutio</td> <td>10 bittiä</td> </tr> </table>	Kiihtyvyys	-5 g ... +10 g	Tarkkuus	± 0,1 g	Näytteenottotaajuus	128 näytettä/s	Resoluutio	10 bittiä
Kiihtyvyys	-5 g ... +10 g								
Tarkkuus	± 0,1 g								
Näytteenottotaajuus	128 näytettä/s								
Resoluutio	10 bittiä								

Lentokoneen massa vaikuttaa kiihtyvyyssarvojen rasisukselliseen vakavuuteen. Polttoaineen määrä koneessa on suuri muuttuen lentotehtävästä riippuen epälineaarisesti lennon aikana. Polttoaineen määrän mittauksella pyritään määrittämään koneen todellinen massa ja tarkentamaan kiihtyvyyden vakavuutta kullakin hetkellä. Mikäli mittausta ei toteuteta, tulee polttoaineen määrän vaikutus kuitenkin ottaa huomioon analysoinnissa, esimerkiksi approksimoimalla. Tällöin polttoainemäärän vaikutus voidaan ottaa huomioon jakamalla lennonaikainen kulutus tasaisesti koko lennon ajalle (taulukko 13).

Polttoaineen määrän mittauksen anturina voidaan käyttää koneen omaa polttoainemäärän mittausta. Mittauksen voi toteuttaa mittaamalla etuohjaamon polttoainemäärämittarille tulevia arvoja.

Taulukko 13: Polttoaineen määrä

<b>Polttoaineen määrä</b>											
<b>Vaatus</b>	Laitteiston tulee kyetä mittaamaan koneen polttoaineen määrä.										
<b>Prioriteetti</b>	Keskitaso										
<b>Arvot</b>	<table> <tr> <td>Polttoainemäärä</td> <td>0 ... 1329 kg (1686 l)</td> </tr> <tr> <td>Tarkkuus</td> <td>± 50 kg</td> </tr> <tr> <td>Näytteenottotaajuus</td> <td>1 näyte/s</td> </tr> <tr> <td>Resoluutio</td> <td>8 bittiä</td> </tr> <tr> <td>Polttoainemäärämittarin arvot</td> <td>0,814 ... 2,77 VDC</td> </tr> </table>	Polttoainemäärä	0 ... 1329 kg (1686 l)	Tarkkuus	± 50 kg	Näytteenottotaajuus	1 näyte/s	Resoluutio	8 bittiä	Polttoainemäärämittarin arvot	0,814 ... 2,77 VDC
Polttoainemäärä	0 ... 1329 kg (1686 l)										
Tarkkuus	± 50 kg										
Näytteenottotaajuus	1 näyte/s										
Resoluutio	8 bittiä										
Polttoainemäärämittarin arvot	0,814 ... 2,77 VDC										

Korkeusperäsin on valvottavista pääkomponenteista tärkein. OLM-lentojen perusteella havaittiin korkeusperäsimen kohdistuvan resonanssitaajuuksia, jotka eivät ole suoraan verrannollisia g-arvoihin. Amplitudiltaan moninkertaisia resonanssitaajuuksia ei kyetä

havaitsemaan muuten kuin suoraan rakenteen venymää mittaamalla. Amplitudiltaan suuri värinä aiheuttaa merkittävää rakenteellista väsymistä tehden korkeusperäsimestä väsymisen kannalta kriittisimmän kohteen. Värinän vaikutus otetaan huomioon väsymisasteen (FI) ja jäljellä olevien lentotuntien laskennassa. ESDA-järjestelmän kyky mitata värähtelystä aiheutuneet ominaistaajuudet ovat yksi syy vaihdontarpeeseen (Vertaa resonanssitaajuuksien kuvaaja kuviossa 6) (taulukko 14).

ESDA-järjestelmän korkeusperäsimen venymäliuskan mittauspiste on sama kuin OLM-koneen vastaava mittauspiste eli anturi S01. Asento ( $53^\circ$ ) ja sivusuuntainen sijainti on sama molemmissa, mutta pituussuunnassa on 6,4 mm:n eroavaisuus. OLM:issa on 350  $\Omega$ :n venymäliuska, kun taas ESDA:ssa on 1000  $\Omega$ :n venymäliuska.

Näytteenottoteoreeman mukaan signaaliin nähden kaksinkertaisella näytteenottotaajuudella havaitaan haluttu taajuus. Kaksinkertaisella näytteenottotaajuudella ei signaalista kyetä havaitsemaan huippu- ja laaksopisteitä, minkä vuoksi näytteenottotaajuutena on käytetty suurimpaan värähtelytaajuuteen nähden kymmenkertaista taajuutta.

Taulukko 14: Korkeusperäsimen venymäliuskamittaus

<b>Venymäliuskamittaus, korkeusperäsini</b>													
<b>Vaatus</b>	Laitteiston tulee kyetä mittaamaan korkeusperäsimen venymäliuska-tieto kokosiltakytkennässä.												
<b>Prioriteetti</b>	Korkea												
<b>Arvot</b>	<table> <tr> <td>Venymä</td> <td><math>\pm 85</math> MPa</td> </tr> <tr> <td>Tarkkuus</td> <td><math>\pm 0,1</math> MPa</td> </tr> <tr> <td>Värähtely</td> <td>150 Hz</td> </tr> <tr> <td>Näytteenottotaajuus</td> <td>1500 näytettä/s</td> </tr> <tr> <td>Resoluutio</td> <td>12 bittiä</td> </tr> <tr> <td>Venymäliuskan impedanssi</td> <td>1000 <math>\Omega</math></td> </tr> </table>	Venymä	$\pm 85$ MPa	Tarkkuus	$\pm 0,1$ MPa	Värähtely	150 Hz	Näytteenottotaajuus	1500 näytettä/s	Resoluutio	12 bittiä	Venymäliuskan impedanssi	1000 $\Omega$
Venymä	$\pm 85$ MPa												
Tarkkuus	$\pm 0,1$ MPa												
Värähtely	150 Hz												
Näytteenottotaajuus	1500 näytettä/s												
Resoluutio	12 bittiä												
Venymäliuskan impedanssi	1000 $\Omega$												

Sivuvakaajaan ei kohdistu niin pahoja värinäresonanssitaajuuksia kuin korkeusperäsimeen. Kuitenkaan sivuvakaajankaan rakenteellinen rasitus ei ole verrannollinen g-arvoihin. Sivuvakaajaan kohdistuu esimerkiksi enemmän sivuttaiskiihtyvyyden (NY) arvoja. Vaurioasteen laskemisessa ei tarvita sivuttaiskiihtyvyyttä, sillä sivuttaiskiihtyvyys on yleensä pientä ( $< 2$  g), mutta se vaikuttaa kuitenkin yhtenä tekijänä sivuvakaa-

jan rasitukseen. Sivuvakaajan venymäliuskamittaus ei ole välttämätön mittaus, mutta on polttoainemäärämittauksen tapaan järjestelmän tarkkuutta lisäävä mittaus (taulukko 15).

ESDA-järjestelmän sivuvakaajan mittauspisteet ovat samat kuin OLM-koneen vastaava mittauspiste (anturi S05). Piirustuksissa korkeussuuntaiset mittojen kohdistuspisteet eivät ole aivan samat.

Taulukko 15: Sivuvakaajan venymäliuskamittaus

<b>Venymäliuskamittaus, sivuvakaaja</b>	
<b>Vaatus</b>	Laitteiston tulee kyetä mittaamaan sivuvakaajan venymäliuskatieto.
<b>Prioriteetti</b>	Keskitaso
<b>Arvot</b>	Venymä $\pm 110$ MPa
	Tarkkuus $\pm 0,1$ MPa
	Värähtely 150 Hz
	Näytteenottotaajuus 1500 näytettä/s
	Resoluutio 12 bittiä
	Venymäliuskan impedanssi 1000 $\Omega$

OLM-lennoilla saadun tiedon perusteella siiven rasitus on lähes suoraan verrannollinen g-arvoihin. Siipeen ei kohdistu voimakkaita värähtelytaajuuksia tai muuta voimakkaasti vaikuttavaa tekijää. Vaurioasteen selvittämisen kannalta siiven venymäliuskamittaus ei näin ollen ole välttämätöntä. Laitteessa kuitenkin voisi olla kolmas venymäliuskamittauskanava, joka tarvittaessa mahdollistaisi mittauksen lisäyksen siipeen (taulukko 16).

Taulukko 16: Siiven venymäliuskamittaus

<b>Venymäliuskamittaus, siipi</b>	
<b>Vaatus</b>	Laitteiston tulee kyetä mittaamaan siiven venymäliuskatieto.
<b>Prioriteetti</b>	Matala
<b>Arvot</b>	Venymä $\pm 135$ MPa
	Tarkkuus $\pm 0,1$ MPa
	Värähtely 50 Hz
	Näytteenottotaajuus 500 näytettä/s
	Resoluutio 12 bittiä
	Venymäliuskan impedanssi 1000 $\Omega$

## 7.2.2 Binääriset indikaatiot

Sotilaskoneet on tarkoitettu erilaisiin tehtäviin erilaisissa kuormissa. Lentoasua muutetaan lisäämällä ja poistamalla erilaisia kiinteämassaisia kuormia. Kiinteämassaisia kuormia ovat aseistus, lisäpolttoainesäiliöt (ilman polttoainetta) ja toinen lentäjä. Kiinteämassaisten kuormien yhteispaino on useita satoja kiloja, joten kuormien vaikutus täytyy ottaa huomioon koneen massaa määritettäessä. Koska kuormien massa on kiinteä, riittää kuorman olemassaololle binäärinen indikaatio.

Binäärisiä indikaatioita ei saada järkevin kustannuksin muista järjestelmistä, kuten asejärjestelmän tietokoneelta. Binääriset indikaatiot toteutetaan mikrokytkimillä. Jokaiselle vaatimukselle on oltava oma mikrokytkin, jolla indikaatio todetaan. Sveitsissä ei ole käytetty sisäripustimia lainkaan; sen sijaan Suomessa niitä käytetään jatkuvasti. Hawk Mk.66 -koneissa ei ole mikrokytkimiä sisäripustimien indikaatioille.

Lentokonetta modifioidaan monella tapaa, vanhat kuormat voivat muuttua ja uusia kuormia saattaa tulla lisää. Laitteessa olisi hyvä olla kaksi binäärikanavaa varalla, jotta mahdolliset tulevat muutokset voidaan helposti lisätä myös väsymisrekisteröintijärjestelmään (taulukko 17).

Taulukko 17: Binääriset indikaatiot

<b>Binääriset indikaatiot</b>		
<b>Vaatus</b>	Laitteiston tulee kyetä mittaamaan binäärisiä indikaatioita.	
<b>Prioriteetti</b>	Korkea	
<b>Arvot</b>	Toinen lentäjä	1/0 indikaatio
	Tykki	1/0 indikaatio
	Vasen ulompi ripustin	1/0 indikaatio
	Oikea ulompi ripustin	1/0 indikaatio
	Vasen sisempi ripustin	1/0 indikaatio
	Oikea sisempi ripustin	1/0 indikaatio
	2 kanavaa varalla	1/0 indikaatiot

Lisäpolttoainesäiliöiden polttoainemäärä on muuttuva kuorma, jota ei kuitenkaan mitata analogisena mittauksena. Mk.51-koneissa on ohjaamossa indikaattorit lisäpolttoainesäi-

liöiden polttoaineelle, jotka ilmoittavat säiliön polttoainetilanteen täynnä/tyhjä -tietona. Väsymisrekisterijärjestelmässä olisi hyvä olla valmius mitata lisäpolttoainesäiliön indikaattoritieto ja indikaation tilan muutoshetki (taulukko 18).

Taulukko 18: Lisäpolttoainesäiliöiden indikaatiot

<b>Lisäpolttoainesäiliöiden binääriset indikaatiot</b>	
<b>Vaatus</b>	Laitteiston tulee kyetä mittaamaan lisäpolttoainesäiliöiden polttoaineindikaatio.
<b>Prioriteetti</b>	Keskitaso
<b>Arvot</b>	Vasen lisäpolttoainesäiliö 1/0 indikaatio Oikea lisäpolttoainesäiliö 1/0 indikaatio

### **7.3 Itsediagnostiikka ja kalibrointi**

Asennettavan laitteiston käyttöikä voi olla kymmeniä vuosia. On mahdollista, että näin pitkän ajan kuluessa laitteiston ominaisuudet muuttuvat. Laitteistossa muutos tarkkuudessa ja toiminnassa voi tapahtua hetkellisesti tai pitkän ajan kuluessa vähitellen. Muutoksiin voi olla monia syitä, joita ei kyetä ennakoimaan. Pitkä käyttöikä asettaa järjestelmän toimivuudelle jatkuvan kalibrointi- ja valvontatarpeen. Itsediagnostiikalla pyritään selvittämään laitteen nopeat ja suuret muutokset, kuten laitteen tai anturin hajoaminen. Huoltotöissä tapahtuvalla tarkastuksella selvitetään hitaat ja pienet muutokset, sekä tehdään tarvittaessa kalibrointi.

#### **Itsediagnostiikka**

Järjestelmässä tulee olla itsediagnostiikka, jolla voidaan todeta laitteiden ja antureiden riittävä toiminta. Järjestelmän toimivuutta tulee seurata ohjelmallisesti aina laitteen käynnistyksen yhteydessä. Itsediagnostiikan tulee suorittaa antureiden toiminnantarkastus ilman erillisten laitteiden lisäämistä tai huoltotoimenpidettä. Itsediagnostiikan tulee toimia sillä tarkkuudella kuin se on järkevin kustannuksin mahdollista. Indikaatioksi riittää ilmoitus laitteiston toimivuudesta esimerkiksi led-valolla (taulukko 19).

Taulukko 19: Itsediagnostiikka

<b>Itsediagnostiikka</b>	
<b>Vaatus</b>	Laitteistossa tulee olla itsediagnostiikka, jolla todetaan laitteiston toiminta.
<b>Prioriteetti</b>	Korkea
<b>Arvot</b>	Ohjelman toimivuus Tallennuksen testaus jokaiselta kanavalta Antureiden toiminnan tarkastus

### **Kalibrointi/viritys**

Huoltojen yhteydessä antureille tehdään itsediagnostiikkaa tarkemmat kalibrointimittaukset. Hawkin erisuuruisia huoltoja tehdään  $25 \pm 2,5$ ,  $50 \pm 5$ ,  $125 \pm 12$ ,  $250 \pm 25$ ,  $500 \pm 50$ ,  $1000 \pm 100$ ,  $2000 \pm 200$  lentotunnin välein. Laitteen ja ohjelmiston tulee olla sellainen, että kalibrointimittaukset ovat mahdolliset ilman suurta huoltotyötä. Laitteessa tulee olla mahdollisuus antureiden virittämiseen joko ohjelmallisesti tai esimerkiksi säätövastuksella (taulukko 20).

Taulukko 20: Kalibrointi/viritys

<b>Kalibrointi/viritys</b>	
<b>Vaatus</b>	Laitteistossa tulee olla kalibrointi/viritys -mahdollisuus.
<b>Prioriteetti</b>	Korkea
<b>Arvot</b>	Korjaus säätövastuksella anturin mittausalueesta $\pm 5 \%$

## **7.4 Ohjelmisto ja tallennus**

### **7.4.1 Yleistä**

Laitteiston tehtävänä on tallentaa dataa, jonka perusteella pystytään määrittämään vaurioaste (FI) ja arvioimaan jäljellä olevat lentotunnit (FH). Ohjelmiston tulee kyetä tallentamaan dataa sellaisessa muodossa, että maa-asemassa kyseisen väsymistiedon laskenta on mahdollista ja tulokset luotettavia. Laitteistolla tallennetaan analogisia mittauksia, binäärisiä indikaatioita sekä yleisiä tietoja datan tunnistamista varten.

## 7.4.2 Analogiamittausten tallennus

Analogiamittaukset ovat laitteiston tärkeimmät mittaukset. Laitteistolla mitataan lennonaikaista rasiustietoa, joten analogiamittaukset tulee aloittaa vasta koneen noustessa ilmaan ja lopettaa koneen laskeutuessa maahan. Mittausten aloitus- ja lopetuskäskyn voi ottaa ”paino-pois-pyöriltä” -kytkimeltä. Laitteistolla mitataan toisistaan riippumattomia mittauksia, joten laitteiston tulee tallentaa kaikkien analogiakanavien tietoa yhtäaikaaisesti. Dataa voidaan tallentaa käsittelemättömänä raakadatanä, mutta paremman tallennuskapasiteetin saavuttamiseksi on hyvä tallentaa vain väsymisen kannalta tärkeimmät kohdat. Tallennukselle riittää yksi tallennusmuoto, vaihtoehtojen ollessa: aikaleimattu käänneaste, rain flow tai raakadata. Eri tallennusmuotojen vaatimukset koskevat lähinnä venymäliuskamittauksia. Esimerkiksi polttoainemäärä kannattaa tallentaa raakadatanä.

### Raakadata

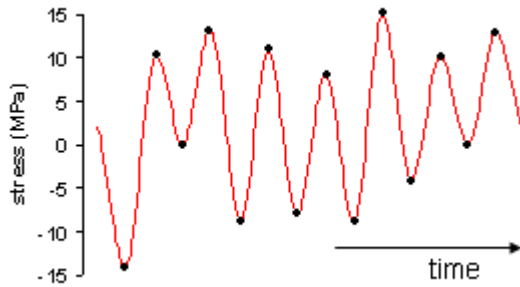
Raakadatanä tarkoittaa käsittelemättömä tallennusta. Dataa tallennetaan muistiin näytteenottotaajuuden mukaisesti. Resoluution ollessa 12 bittiä ja näytteenottotaajuuden 1500 näytettä/s tallennetaan yhdestä kanavasta muistiin normaalitietotekniikan 8 bitin tavuja 2,25 kt/s. Nykypäivän muistikapasiteeteilla ja muistinopeuksilla ei vaatimus ole millään tavalla mahdoton (taulukko 21).

Taulukko 21: Tallennus raakadatanä

<b>Analogiamittaus, tallennus</b>	
<b>Tallennusmuoto</b>	Raakadata
<b>Prioriteetti</b>	Matala

### Aikaleimattu käänneaste

Aikaleimatulla käänneasteella tarkoitetaan yksinkertaisesti huippu- ja laaksopisteiden tallennusta. Mitatusta datasta tallennetaan vain kiinnostavat huippuarvot. Jokaiselle huipun tai laakson pisteelle tallennetaan arvo ja havaintoaika. Tallennuksessa täytyy kuitenkin ottaa huomioon katkaisutaso eli muutoksen suuruus, jotta laitteisto ei tallenna amplitudiltaan pientä tärinää ja näin ollen kuluta muistia turhaan. Kuviossa 9 on yksinkertainen esimerkki tallennuksesta. Kuvion värähtelystä tallennetaan pisteiden mukaiset huippu- ja laaksopisteiden arvot (taulukko 22).



Kuvio 9: Aikaleimattu käännepiste

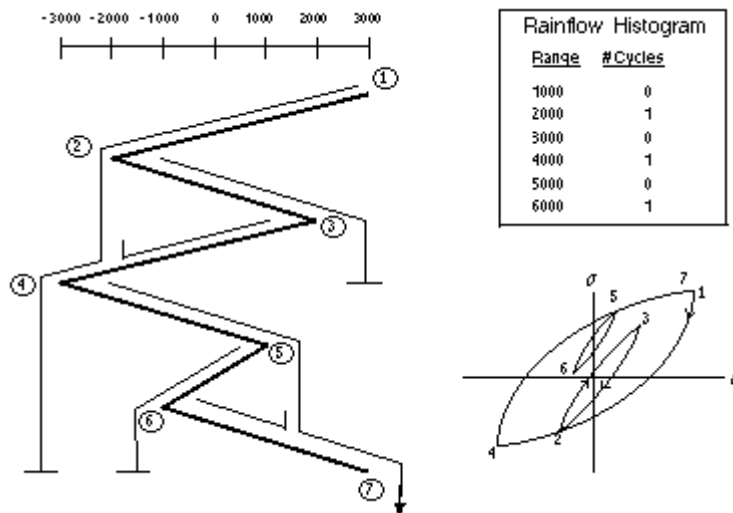
Taulukko 22: Tallennus, aikaleimattukäännepiste

<b>Analogiamittauksen tallennus</b>	
<b>Tallennusmuoto</b>	Aikaleimattu käännepiste
<b>Prioriteetti</b>	Korkea
<b>Arvot</b>	Katkaisutaso 0,1 MPa

### Rain flow -algoritmi

Rain flow -algoritmissa mittauksia tutkitaan jaksoina. Mittausjaksosta havaitaan kokonaiset hystereesisilmukat, joista pystytään määrittämään tarvittavat tiedot rakenteellisen väsymisen määrittämiseen. Kuviossa 10 näkyy rain flow -algoritmin periaatekuvaus.

Tallennus voidaan toteuttaa aikaleimattuna tai aikaleimaamattomana. Ilman aikaleimaa, rain flow -algoritmillä on hyvin pieni tallennuskapasiteetin tarve, havaitut syklit voidaan tallentaa yksittäiseen matriisiin, johon tallennetaan syklien määrä kutakin vaihteluväliä ja laaksopistettä kohden. Aikaleimaamattomassa tallennuksessa on tarkan värähtelytaajuuden määrittäminen. Aikaleimatussa rain flow -tallennuksessa mittauksesta tallennetaan suljetun syklin havaintoaika, kesto, keskijännitys ja amplitudi. Aikaleimattuna värinän määrittäminen on mahdollista, mutta tallennuskapasiteetin tarve kasvaa samalla, kun algoritmin käytön edut pienenevät (taulukko 23).



Kuvio 10: Rain flow -algoritmi

(Lähde: Aircraft Fatigue and Damage Tolerance 2000)

Taulukko 23: Tallennus, rain flow

Analogiamittauksen tallennus	
<b>Tallennusmuoto</b>	Rain flow -algoritmi aikaleimattuna
<b>Prioriteetti</b>	Keskitaso
<b>Arvot</b>	Katkaisutaso 0,1 MPa

### 7.4.3 Binääristen indikaatioiden ja tunnistetietojen tallennus

Kiinteämassaisten kuormien tila ei muutu lennon aikana. Binäärisille indikaatioille riittää yksi tallennus kunkin lennon alkaessa. Tallennuskäskyksi voi asettaa esimerkiksi paino-pois-pyöriltä -kytkimen tiedon.

Palveluskäytössä samalla maa-aseamalla käsitellään monen eri Hawkin väsymistietoja. Samoja laitteita voidaan siirtää koneesta toiseen ja laitteita voidaan uusida. Väsymisdatan tunnistettavuuden takia on hyvä leimata joka lennolta erikseen dataan tunnistetiedot. Tunnistetietojen perusteella voidaan dataa tallentaa maa-asemassa suoraan oikeisiin kansioihin ilman pelkoa koneiden sekoittamisesta. Tunnistetietojen myötä väsymisdatan selaaminen helpottuu, mikäli joltain lennolta halutaan erikseen tutkia rasiustietoa (taulukko 24).

Taulukko 24: Tallennukset lennon alkaessa

<b>Tallennukset lennon alkaessa</b>	
<b>Vaatus</b>	Laitteiston tulee tallentaa jokaiselta lennolta binääriset indikaatiot ja tunnistetiedot.
<b>Prioriteetti</b>	Korkea
<b>Arvot</b>	Tallennus koneen noustessa ilmaan Binääriset indikaatiot Datasana Päivämäärä Datasana Lennon aloitus- ja lopetusaika 2 datasanaa Itsediagnostiikkatieto Datasana Kalibrointitieto Datasana Laitteen yksilönumero Datasana Lentokoneen tunnus Datasana

Lisäsäiliöiden polttoaineen määrä muuttuu, joten tilan muutosta tulee tarkkailla myös lennon aikana. Laitteiston tulee tallentaa tilatieto lennolle lähteissä ja lennon aikana, eli silloin kun polttoaine loppuu lisäsäiliöistä. Polttoaineen loppumisajankohdalle on hyvä tallentaa aikatieto (taulukko 25).

Taulukko 25: Muuttuvat binääriset indikaatiot

<b>Muuttuvat binääriset indikaatiot</b>	
<b>Vaatus</b>	Laitteiston tallentaa lennolla binäärisiä indikaatiota aikaleimattuna.
<b>Prioriteetti</b>	Keskitaso
<b>Arvot</b>	Tallennus koneen noustessa ilmaan sekä tilan muuttuessa aikaleimattuna Vasemman lisäsäiliön polttoaine Datasana Oikean lisäsäiliön polttoaine Datasana

#### 7.4.4 Tallennusmedia

Hawkin erisuuruisia huoltoja tehdään  $25 \pm 2,5$ ,  $50 \pm 5$ ,  $125 \pm 12,5$ ,  $250 \pm 25$ ,  $500 \pm 50$ ,  $1000 \pm 100$  ja  $2000 \pm 200$  -lentotunnin välein. Huolloille on määritelty 10 prosentin

vaihteluväli, millä lentotunneilla kukin huolto tulee tehdä. Datan tallennuskapasiteetin tulee olla riittävä, jotta kerättyä mittaustietoa kyetään tallentamaan valitun huoltojakson verran. Mikäli väsymisrekisteröintijärjestelmään tallennetaan tietoa koneen ollessa maassa, tulee muistikapasiteetin mitoituksessa ottaa huomioon, että kone saattaa olla käynnissä maassa huomattavan osan lentoajastaan. Myös käynnistyskertoja koneella on useampia kuin toteutuneita lentoja.

Tallennusmedian tulee olla mieluiten kiinteä muistikortti, jota ei irroteta normaalien huoltojen yhteydessä. Väsymisrekisterijärjestelmän data puretaan huoltojen yhteydessä maa-asemaan ja samalla muisti tyhjenetään seuraavaa lentojaksoa varten. Muistin purkamisen ja muu yhteys tiedonkeräimen ja maa-aseman välillä tulee tapahtua tietotekniikassa yleisesti käytettyjen liittimien välityksellä. Esimerkkejä yleisistä liittimistä ovat USB ja Ethernet (taulukko 26).

Taulukko 26: Tallennusmedia

<b>Tallennusmedia</b>	
<b>Vaatus</b>	Laitteistossa tulee olla kiinteä muisti ja riittävä tallennuskapasiteetti.
<b>Prioriteetti</b>	Korkea
<b>Arvot</b>	Tallennuskapasiteetti      Valitun huoltojakson verran

## **7.5 Maa-asema ja analysointi**

Maa-asemassa tehdään datan perusteella elinikäanalyysi sekä määritellään vaurioaste (FI) ja jäljellä olevat lentotunnit (FH). Analyysi tulee tehdä erikseen koneen eri osille, jotka ovat siipi, keskirunko, korkeusperäsin ja sivuvakaaja. Lentokoneen laitteisto kerää väsymisdataa muistiinsa huoltojakson verran. Maa-asemaa käytetään huollon yhteydessä, joten maa-asemalaitteen ja sen ohjelmiston tulee olla helppokäyttöinen ja huoltotöihin soveltuva (taulukko 27).

Taulukko 27: Analyysi

<b>Analyysi</b>									
<b>Vaatus</b>	Lennoilta kerätyn datan perusteella tulee määrittää vaurioaste (FI) ja arvioida elinikä (FH) koneen eri osille.								
<b>Prioriteetti</b>	Korkea								
<b>Arvot</b>	<table> <tbody> <tr> <td>Siipi</td> <td>FI ja FH</td> </tr> <tr> <td>Keskirunko</td> <td>FI ja FH</td> </tr> <tr> <td>Korkeusperäsin</td> <td>FI ja FH</td> </tr> <tr> <td>Sivuvakaaja</td> <td>FI ja FH</td> </tr> </tbody> </table>	Siipi	FI ja FH	Keskirunko	FI ja FH	Korkeusperäsin	FI ja FH	Sivuvakaaja	FI ja FH
Siipi	FI ja FH								
Keskirunko	FI ja FH								
Korkeusperäsin	FI ja FH								
Sivuvakaaja	FI ja FH								

Analysoinnissa täytyy ottaa huomioon tarkastelujaksojen erilaisuus ja eri värinätaajuuksien vakavuus. Rasituksellisen vakavuuden huomioivat kumulatiiviset menetelmät eivät täysin sovi kaikkiin tilanteisiin, mutta niillä päästään riittävään tarkkuuteen. Parhaiten tunnettu ja eniten käytetty kumulatiivinen menetelmä on Palmgren-Minerin menetelmä. Menetelmässä lasketaan jokaiselle kuormitusyhdelle vakavuuskertoimet, jotka summaataan kokonaiskertomeksi. Kertoimien summan saavutettua arvon 1 on rakenteessa laskennallisesti vaurio. Kaavana (1) on esitetty Palmgren-Miner -menetelmän peruskaava. Kuviona 11 on esimerkki yhdeltä lennolta mitatuista kuormituksista, kuviossa on esitetty syklien määrät ( $n_i$ ) ja jännitykset ( $\sigma_i$ ). Kuvion tekijät pystytään laskemaan yhteen Palmgren-Miner -kaavalla ja näin saadaan vaurioaste selville. Laskennassa täytyy ottaa huomioon rakenteen todellinen kestävyys. Esimerkiksi Hawkin siiven kuormitustesteissä vanhan modifikaatitason siipi kesti kuormitusta 0,85 tavoitellusta määrästä, kun taas uudempi siipi kesti 1,3 alkuperäisen tavoitteen kuormituksesta.

$$D = \sum_{i=1}^k \frac{n_i}{N_i} \quad (1)$$

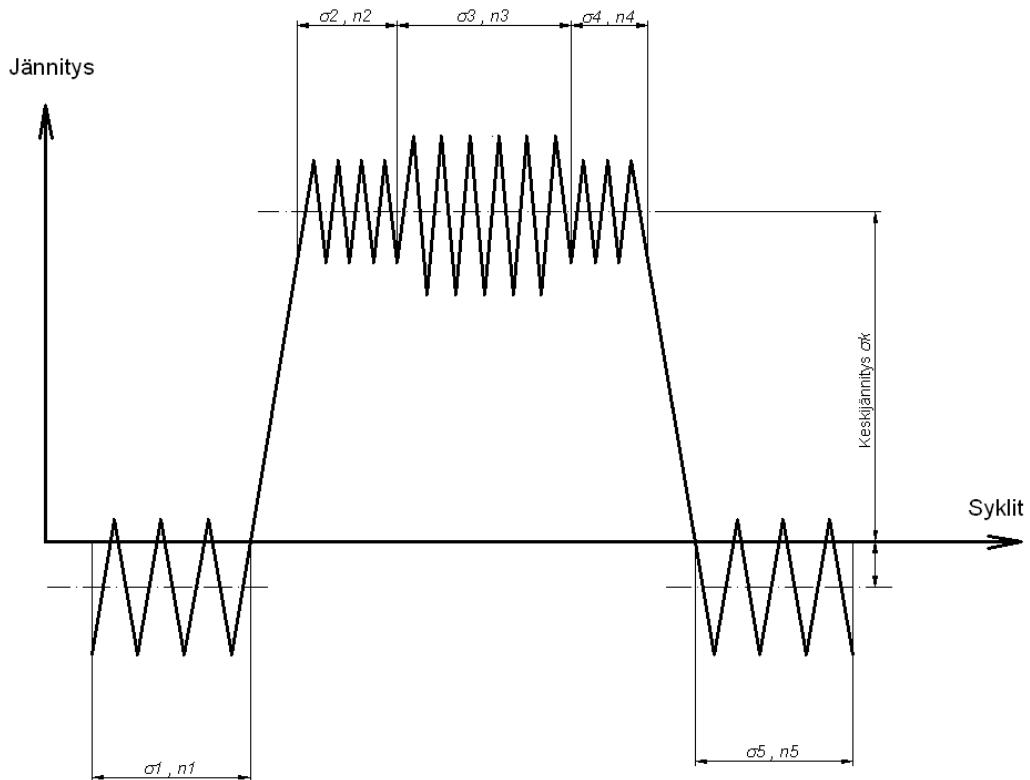
$D$  = Vaurioaste

$i$  = Rasitustason numero

$n_i$  = Rasitusyhdien määrä jännityksellä  $\sigma_i$

$N_i$  = Rasituskestävyys jännityksellä  $\sigma_i$  (saadaan materiaalin S-N datasta)

(Lähde: Aircraft Fatigue and Damage Tolerance 2000)



Kuvio 11: Esimerkki lennolta mitatusta kuormituksesta  
(Lähde: Aircraft Fatigue and Damage Tolerance 2000)

### S-N-menetelmä

S-N-käyrä on materiaalikohtainen kuvaaja materiaalin kestävyvystä. S-N-käyrästä näkee, kuinka paljon materiaali kestää kuormanvaihtokertoja kutakin jännitysamplitudia kohden. S-N-käyrä tunnetaan myös  $\sigma$ -N-käyränä. Analyysin periaatteena on verrata lennoilta kerättyä väsymisdataa tunnettuun materiaaliin eli S-N-dataan.

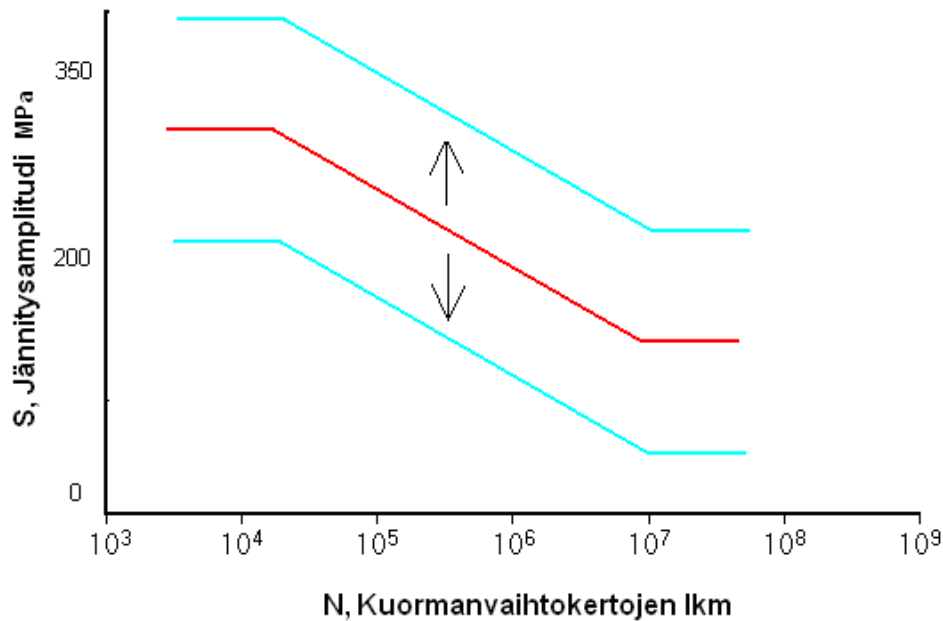
S-N-menetelmässä keskijännityksen vaikutus rakenteeseen otetaan huomioon siirtämällä käyrää ylös- tai alaspäin. Kuviossa 12 on esimerkki S-N-käyrästä ja keskijännityksen vaikutuksesta.

(Lähde: Aircraft Fatigue and Damage Tolerance 2000)

Rain flow -algoritmia käytettäessä saadaan datasta suoraan syklimäärät ja jännitystasot. Algoritmia käytettäessä voidaan havaittuja syklejä vastaavat vauriot määrittää S-N-käyrästä ja näin ollen pystytään suoraan selvittämään vaurioaste ja arvioimaan jäljellä oleva elinikä.

S-N-menetelmän perusolettamuksena on, että materiaali on tasalaatuinen, ja syklien amplitudi pysyy materiaalin lineaarisella alueella. Epätasaisuuksien vaikutusväli kate-

taan varmuuskertoimella. Hitailta rasitusmuutoksilla analyysin tulokset esittävät huomontempaa vaurioastetta ja jäljellä olevia lentotunteja kuin todellisuus on. Hawk Mk.66:n tapauksessa S-N-menetelmä sopii analysointiin hyvin, sillä koneeseen kohdistuva nopea värähtely rasittaa rakenteita enemmän kuin materiaalidata ilmoittaa, samalla analyysin tulokset lähenevät todellista vaurioastetta (taulukko 28).



Kuvio 12: Esimerkki S-N-käyrästä ja keskijännityksen vaikutuksesta

Taulukko 28: S-N-analyysimenetelmä

Analyysimenetelmä, S-N	
Vaatus	Analyysi tulee suorittaa käyttäen S-N-menetelmää.
Prioriteetti	Korkea

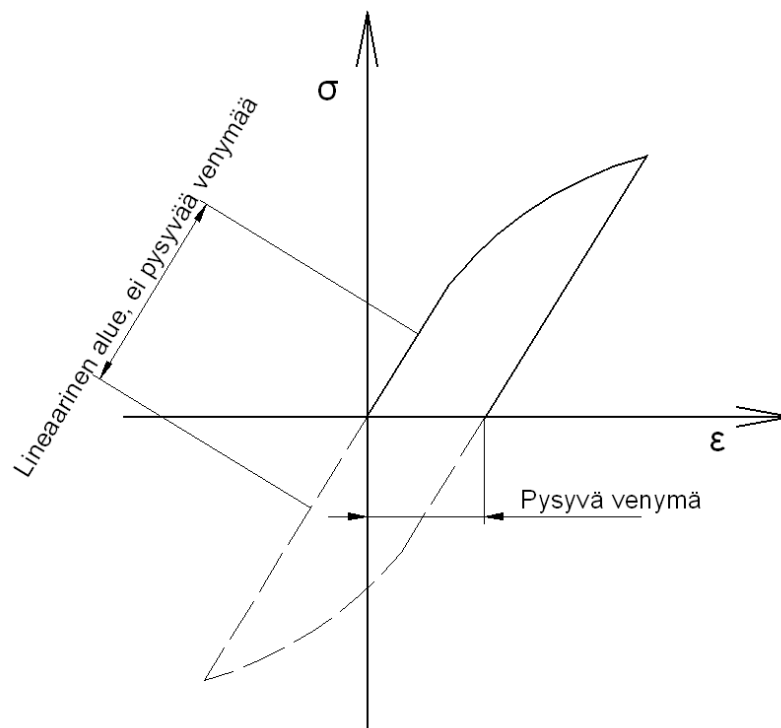
### $\epsilon$ -N-menetelmä

Venymän ( $\epsilon$ ) tarkastelu sopii jännityksen tarkastelua paremmin geometrialtaan monimutkaisemmalle materiaalille, jossa on reikiä ja lovia. Esimerkiksi jännitettäessä materiaalia tasaisesti syntyy materiaalissa olevan loven juureen suurempi venymä kuin muuhun materiaaliin.  $\epsilon$ -N-menetelmä on S-N-menetelmää monimutkaisempi analyysityyppi, joka ottaa huomioon myös materiaalin epätasaisuuden.  $\epsilon$ -N-analyysityyppi on monimutkainen, joten tässä työssä ei käydä laskentakaavoja läpi, perusideana kuitenkin on verrata mittausdataa materiaalin venymätietoon. Venymälle on määritelty jännityksen

tapaan kestävyudet kutakin venymäkertaa kohden. Venymäliuskamittauksessa mitataan juuri venymää, joten venymän tarkastelua voidaan käyttää.

(Lähde: Aircraft Fatigue and Damage Tolerance 2000)

Kuviossa 13 on esimerkki yhdestä venymäsyklistä. Suurella jännityksellä materiaaliin syntyy pysyvää venymää ja kuormitusta. Pienellä jännitysvaihtelulla venymä pysyy lineaarisella alueella eikä aiheuta pysyvää venymää, eikä näin ollen suurta rasitusta.



Kuvio 13: Esimerkki venymäsyklistä

$\epsilon$ -N-menetelmä sopii parhaiten korkeasti kuormitettuihin alueisiin, kuten siiven tyveen.  $\epsilon$ -N-menetelmä sopii huonommin pieniin ja nopeisiin kuormituksiin kuten värähtelyyn. Tästä syystä menetelmällä ei saavuteta erityisen suurta eroa S-N-menetelmään verrattuna. Prioriteetti on S-N-menetelmää alhaisempi sillä nyt kiinnostavissa rakenneyksityiskohdissa värähtelyllä on suuri vaikutus (taulukko 29).

Taulukko 29:  $\epsilon$ -N-analyysimenetelmä

Analyysimenetelmä, $\epsilon$ -N	
<b>Vaatus</b>	Analyysi tulee suorittaa käyttäen $\epsilon$ -N-menetelmää.
<b>Prioriteetti</b>	Keskitaso

## 8 Fyysiset vaatimukset

Väsymisrekisteröintijärjestelmän fyysiset vaatimukset aiheutuvat pitkälti koneen fyysisistä mitoista, ominaisuuksista ja muista järjestelmistä. Tuleva laitteisto asennetaan koneeseen uutena järjestelmänä vanhojen laitteiden joukkoon, minkä vuoksi se ei saa aiheuttaa suurta muutosta koneen rakenteisiin eikä muihin järjestelmiin.

Fyysisissä vaatimuksissa käydään läpi laitteen sijoitus koneeseen, fyysiset mitat, paino, tehon syöttö sekä johdinpituudet.

### 8.1 Tehonsyöttö

Väsymisrekisterijärjestelmän laitteita käytetään lennoilla hyvin pitkään. Laitteiston on hyvä liittyä lentokoneen omaan sähköntuottoon. Laitteiston tehonsyöttöön soveltuu parhaiten koneen pääsähköjärjestelmä, joka on 28 VDC-tasasähköjärjestelmä. Laitteiston mittauksissa käytetään montaa eri jännitetasoa, joten laitteessa tulee olla teholähde, joka muuttaa 28 VDC-syötön haluttuihin tasoihin. Laitteiston sähkönsyötöstä ei saa aiheutua ongelmaa muille järjestelmille. Sähköjärjestelmä tulee suojata yli- ja vikavirtatapauksien varalta. Mittauksissa täytyy ottaa huomioon, mistä mittaus tulee: esimerkiksi jos polttoainemäärä mitataan koneen omasta mittarista, täytyy ottaa huomioon, ettei väsymisrekisterijärjestelmän mittaus aiheuta ongelmaa polttoainemäärämittausjärjestelmään.

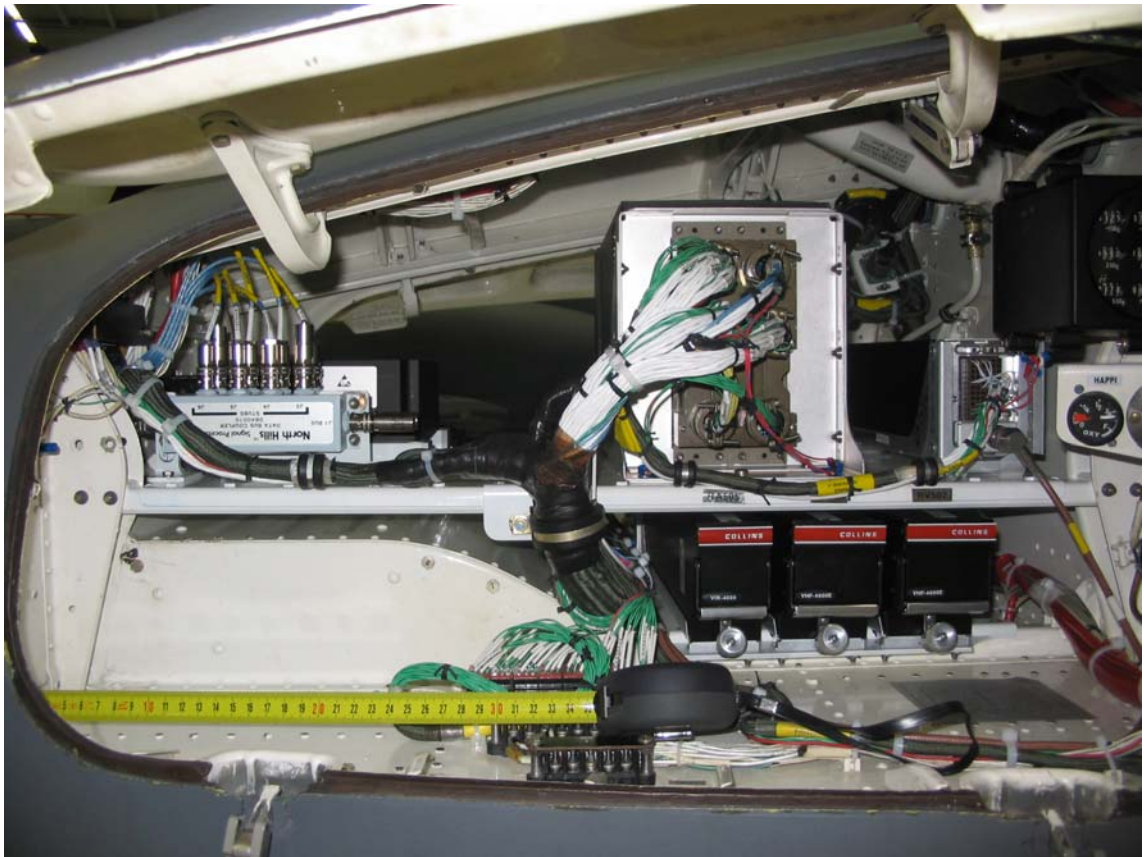
Mittaukset ja tallennukset tarvitsevat tehonsyöttöä vain, kun generaattori on kytketty. Laitteiston prosessorin kellon ja päivämäärän ajassa pitäminen vaatii kuitenkin jatkuvaa sähkönsyöttöä. Prosessorin vaatima teho on kuitenkin niin pientä, että sille riittää hyvin paristosyöttö (taulukko 30).

Taulukko 30: Tehon syöttö

<b>Tehon syöttö</b>	
<b>Vaatus</b>	Laitteiston tehon syöttö tulee ottaa lentokoneen tasasähköjärjestelmästä
<b>Prioriteetti</b>	Korkea
<b>Arvot</b>	Tasasähköjärjestelmän jännite 28 VDC Prossessorilla paristovarmennus

## 8.2 Laitteen sijoitus

Lentokoneessa laitetilat ovat rajalliset, mikä aiheuttaa laitteen fyysiselle koolle ja laitteen sijoittelulle omat vaatimuksensa. Hawk Mk.66 -kalustolle tullaan tekemään upgrade taso 2 -avioniikkapäivitys. Päivityksen myötä on koneessa enemmän tilaa tiedonkeräimen sijoittamiselle. Tiedonkeräimelle hyvä paikka on etulaitetilan etuosassa vasemmalla puolella, mihin ei ole suunnitteilla muuta laitteistoa. Kuviossa 14 näkyy Hawk Mk.51 -koneen etulaitetilan vasen puoli, joka on päivitetty upgrade tasoon 2. Etulaitetila tulee olemaan molemmissa konetyypeissä samalla tavalla varustettu, joten sijoitus voidaan tutkia Hawk Mk.51 -koneen mukaan (taulukko 31).



Kuvio 14: Hawk Mk.51 -koneen etulaitetila upgrade taso 2 -päivityksen jälkeen

Taulukko 31: Laitteen sijoitus

<b>Laitteen sijoitus, etulaitetila</b>	
<b>Vaatus</b>	Laite tulee sijoittaa etulaitetilaan vasemmalle puolelle
<b>Prioriteetti</b>	Korkea

Toinen mahdollinen paikka, mihin väsymisrekisteröintijärjestelmän tiedonkeräin voidaan asentaa, on alalaitetila. Hawk Mk.51 -koneissa alalaitetilassa käytetään kuljetuslaatikkoa tavaroiden kuljettamiseen. Hawk Mk.66 -koneissa alalaitetilaan on sijoitettu erillinen laitehylly erilaisine laitteineen. Alalaitetilan laitehyllyssä on kuvion 15 mukaisesti tyhjää tilaa, johon väsymisrekisteröintijärjestelmän laitteen voi sijoittaa. Upgrade taso 2:ssa ei tämänhetkisen tiedon mukaan muuteta alalaitetilan hyllyn laitteiden paikkaa (taulukko 32).



Kuvio 15: Hawk Mk.66 alalaitetilan laitehylly

Taulukko 32: Laitteen sijoitus alalaitetilaan

<b>Laitteen sijoitus, alalaitetila</b>	
<b>Vaatus</b>	Laite tulee sijoittaa alalaitetilan laitehyllyyn
<b>Prioriteetti</b>	Keskitaso

### Signaalivahvistimen sijoitus

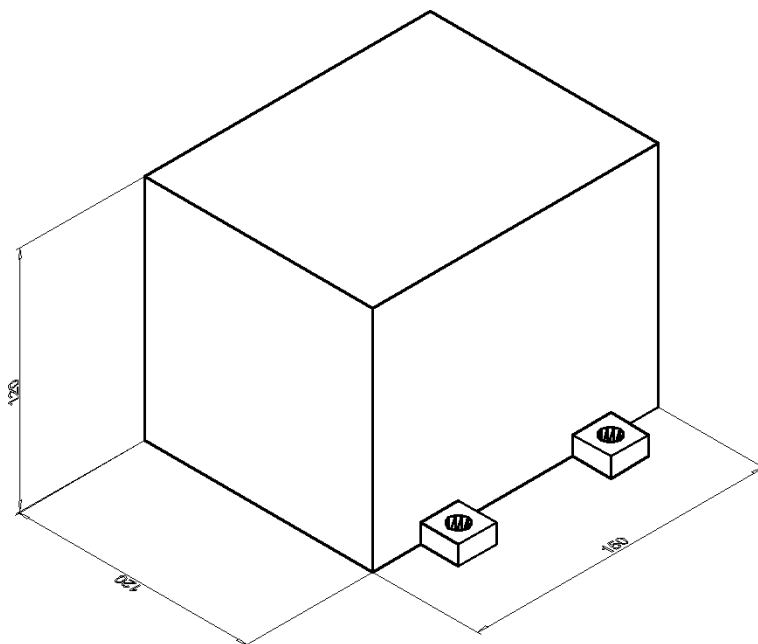
Väsymisrekisteröintijärjestelmän laitteisto voidaan toteuttaa venymäliuskamittausten erillisellä signaalivahvistimella tai ilman. Erillinen signaalivahvistin voidaan sijoittaa ESDA-järjestelmän signaalivahvistimen alustaan (taulukko 33).

Taulukko 33: Signaalivahvistimen sijoitus

Signaalivahvistimen sijoitus	
<b>Vaatus</b>	Signaalivahvistin tulee sijoittaa ESDA-järjestelmän laitealustaan takarunkoon sivuvakaajan oikealle puolelle.
<b>Prioriteetti</b>	Keskitaso

### 8.3 Fyysiset mitat

Laitteen mitat määritettiin edellisen kohdan oletusten mukaisesti. Laitteen mitoitus on toteutettu siten, että laite on mahdollista asentaa molempiin paikkoihin, eli etulaitetilaan tai alalaitetilan hyllyyn. Lentokoneiden laitteille pieni koko on hyvä asia. Tiedonkeräimelle valitut mitat ovat ohjeelliset maksimit. Näillä mitoilla laite sopii varmasti valittuihin paikkoihin liittimiseen ja asennusalustoineen. Laitteen mitat voivat olla pienemmät, mutta eivät suuremmat (kuvio 16).



Kuvio 16: Tiedonkeräimen fyysiset mitat

Lentokoneen paino ja painopiste vaikuttavat suoraan lento-ominaisuuksiin. Lentokoneeseen lisättävät uudet laitteet eivät saa aiheuttaa merkittävää lisäkuormaa. Uusien laitteiden ollessa kevyitä, suuremmilta paino- ja painopistetarkasteluilta vältytään. Tiedonkeräimen suurin sallittu hyväksyttävä massa on enintään 1,5 kg, jolloin se ei aiheuta merkittävää vaikutusta koneen ominaisuuksiin (taulukko 34).

Taulukko 34: Tiedonkeräimen fyysiset mitat

<b>Tiedonkeräimen fyysiset mitat</b>		
<b>Vaatus</b>	Tiedonkeräimen tulee olla mahdollisimman pieni ja kevyt	
<b>Prioriteetti</b>	Korkea	
<b>Arvot</b>	Maksimimitat	120 x 120 x 150 mm
	Maksimipaino	1,5 kg

### **Signaalivahvistin**

Venymäliuskamittauksen mahdollisen erillisen signaalivahvistimen tulee olla fyysisiltä mitoiltaan ja painoltaan yhtenevä ESDA-järjestelmän signaalivahvistimen kanssa (taulukko 35).

Taulukko 35: Signaalivahvistimen fyysiset mitat

<b>Signaalivahvistimen fyysiset mitat</b>		
<b>Vaatus</b>	Signaalivahvistimen tulee olla kooltaan yhtenevä ESDA-järjestelmän signaalivahvistimen kanssa.	
<b>Prioriteetti</b>	Keskitaso	
<b>Arvot</b>	Mitat	30 x 134 x 91
	Paino	0,065 kg

### **Johtimet**

Laitteiston suunnittelussa tulee ottaa huomioon johdinten vaikutus mittaukseen, varsinkin venymäliuskoilta tulevat signaalit ovat hyvin herkkiä ja häiriöalttiita. Häiriöiden estämiseksi johtimina tulee käyttää häiriöiltä suojattuja mittausjohtimia. Tiedonkeräin sijoitettaneen etulaitetilaan venymäliuskamittauksien ollessa koneen peräsissä. Tie-

donkeräimen analogiakanavien tulee tukea riittäviä johdinpituuksia. Lentokone on pituudeltaan 11 m pitkä. Kaapeli voi kuitenkin kiertää eri reittiä mittauskohteeseen, joten johdinpituudet voivat olla jopa 20 m. Erillistä venymäliuskavahvistinta käytettäessä johdinten maksimipituudet ovat signaalivahvistimelta tiedonkeräimelle enintään 16 m ja signaalivahvistimelta venymäliuskoille enintään 4 m (taulukko36).

Taulukko 36: Johtimet

<b>Johtimet</b>	
<b>Vaatus</b>	Johtimien tulee olla häiriösuojattuja mittausjohtimia. Tiedonkeräimen tulee tukea riittäviä johdinpituuksia.
<b>Prioriteetti</b>	Korkea
<b>Arvot</b>	Johdinten pituudet Tiedonkeräimeltä venymäliuskoille 20 m Tiedonkeräimeltä signaalivahvistimelle 16 m Signaalivahvistimelta venymäliuskoille 4 m

## 9 Tosittaminen

Tosittamisella tarkoitetaan toimintaa, jolla laitteen valmistaja pystyy todistamaan järjestelmänsä toimivuuden ja soveltuvuuden käyttökohteeseen. Tosittamisen toimia ovat katselmuksot, tarkastukset ja testaukset, joiden pohjalta luodaan dokumentit kunkin vaatimuksen tai standardin täyttymisestä. Tosittamisdokumentit kertovat asiakkaalle, onko järjestelmä sellainen kuin alun perin on haluttu. Ilmailuteollisuudessa tosittamiseen kuuluu myös laatu- ja hyväksyntäasiat, sillä ilman tosittamista ei järjestelmälle anneta hyväksyntää.

Kuten aikaisemmista kohdista on jo selvinnyt, lentokoneeseen asennettavalta järjestelmältä vaaditaan monenlaisia asioita. Jotta järjestelmä voidaan ottaa pysyvästi käyttöön, tulee järjestelmän toiminta ja soveltuvuus tosittaa. Laitteen valmistajalta tulee löytyä kattava selvitys kunkin yksittäisen vaatimuksen täyttymisestä ja testauksesta. Järjestelmän tosittamiselle ei riitä jokaisen yksittäisen vaatimuksen täytyminen, vaan täytyy ottaa huomioon myös kokonaisuuden toiminta käyttökohteessaan asennettuna. Tosittamisessa tulee olla selvitys siitä, soveltuuko järjestelmä kokonaisuudessaan ja kaikilta osa-alueiltaan käytettäväksi. Keskeisin tosittamisesta löytyvä selvitys on, siirtyykö mitattu rasitus oikeanlaisena tiedonkeräimeen ja edelleen analyysin tuloksiin.

Tosittamisohjelman käytännön suunnittelun suorittaa laitteen valmistaja. Seuraavaksi on kuitenkin käyty läpi esimerkkejä mahdollisesta tosittamisen toteutuksesta.

### **Olosuhdevaatimusten kokeet**

Olosuhdevaatimusstandardeissa on määritelty tarkat testausohjelmat kunkin vaatimuksen täyttymiseksi. Standardien vaatimilla laboratoriotesteillä pyritään selvittämään kunkin olosuhteen vaikutus laitteeseen ja sen toimintaan. Olosuhdevaatimusstandardien mukaiset testaukset riittävät vaatimuksien tosittamiseen.

### **EMC-testaus**

Olosuhdevaatimusstandardeissa on vaatimukset elektromagneettisille häiriöille. Standardien testeissä ei kuitenkaan testata laitteen todellisia häiriövaikutuksia muihin lentokoneen laitteisiin tai toisinpäin muiden laitteiden vaikutusta uuteen laitteeseen.

EMC-testaus (Electromagnetic Compatibility) suoritetaan laitteen ollessa kohteessaan

asennettuna ja käytössä. Testissä kokeillaan, vaikuttaako uuden laitteen toiminta esimerkiksi ohjaamon näyttöjen toimintaan ja toisinpäin, vaikuttaako esimerkiksi radioiden lähetys uuden laitteen toimintaan.

### **Kanavien testaus kokeellisesti**

Järjestelmän suunnittelussa määritellään, miten tiedonkeräimen tulisi tallentaa antureilta saatavaa mittausdataa. Laitevalmistaja testaa laitteiston toiminnan laboratoriotestauksena, mutta tallennuksen toimivuus on syytä testata myös käyttökohteessaan kokeellisesti. Tallennuksen oikeellisuus voidaan todentaa kokeellisesti siten, että poikkeutetaan mitattavaa suuretta tietty määrä. Poikkeutuksen jälkeen tarkistetaan tallennuksen tulokset ja vertaillaan niitä todellisiin poikkeutusarvoihin. Esimerkiksi venymäliuskanakanava voidaan testata kuormittamalla valvottavaa rakennetta tietty määrä. Testauksessa täytyy kuitenkin ottaa huomioon, etteivät rasituskokeet saa aiheuttaa lentokoneeseen vaurioita.

### **Vertailu vanhan vaurioanalyysin tuloksiin**

Suomen Hawk Mk.51 -kalustolla on kerätty väsymistietoutta hyvin pitkään. Arkistoissa on kattavaa tietoutta esimerkiksi OLM-koneiden testiohjelmista ja mittauksista. OLM-koneiden venymäliuskojen mittauspisteet ovat samat kuin tulevassa järjestelmässä, joten uuden järjestelmän toimintaa voidaan verrata OLM-järjestelmän toimintaan ja vaurioanalyysin tuloksiin. OLM-järjestelmä on paljon laajempi kuin tuleva järjestelmä, mutta peräsinalueen tuloksien tulisi olla kokeesta riippuen yhtenevät. Maatestauksien lisäksi voidaan suorittaa koelento-ohjelma, jolla tutkitaan tiedettyjen liikkeiden rasitusvaikutuksen siirtymistä vaurioanalyysin tuloksiin.

## 10 Esimerkkejä ratkaisuvaihtoehdoista

Suomen Hawk Mk.51 -koneen rakenteellisesta väsymisestä johtuvia vauriota on löydetty ja korjattu lähes koko käyttöiän ajan. Rakenteiden kuntoa ei pystytä valvomaan nykyisillä järjestelmillä riittävällä tarkkuudella. Koneessa on vaurioituvia kohteita, joiden vaurioitumista ei pysty arvioimaan pelkkien g-arvojen perusteella. Kohteiden kunnan seuraaminen vaatii näin ollen jatkuvaa mittausta.

Hawk Mk.66 -koneissa olevalle ESDA-väsymisrekisterijärjestelmälle ei ole luvattu tuotetukea, mikä johtaa joka tapauksessa järjestelmän vaihtamiseen. Lisäksi järjestelmällä ei ole kyetty mittaamaan peräsinaluetta riittävällä tarkkuudella. Seuraavissa kohdissa on esitetty ratkaisuvaihtoehtoja ESDA-järjestelmän korvaamiseksi.

### 10.1 Kokonaan uusi järjestelmä

Kokonaan uudella järjestelmällä korjaan useita nykyisten väsymisrekisterijärjestelmien puutteita. Uusien laitteiden asennuksella saadaan nykyaikainen järjestelmä, jossa kaikki osa-alueet, johtimet ja anturit mukaan lukien, ovat uusia ja nykypäivän tekniikkaa. Vaurioitumiselle herkkiä kohteita seurattaisiin erillisillä mittauksilla nykyisen tietämyksen mukaisesti. Huoltojen yhteydessä saataisiin yksinkertainen tieto koneen kunnosta ilman erillistä laskennallista tarkastelua. Muista järjestelmistä lähes kokonaan erillisessä järjestelmässä on tarvittavat resurssit mittauksien tallennukseen. Erillinen järjestelmä ei aiheuta suurta modifiointia tai resurssien varausta jo olemassa oleviin järjestelmiin.

Edut:

- Oikeanlaiset mittaukset peräsinalueelta.
- Nykyaikainen helppokäyttöinen järjestelmä.
- Järjestelmän kaikki komponentit uusia.

Haitat:

- Suuri työn määrä (suunnittelu, koulutus, asennus).

## **10.2 Uudet laitteet ESDA-järjestelmän antureilla**

ESDA-järjestelmässä on ollut käytössä peräsimessä kaksi venymäliuskamittausta, kiihtyvyyssanturi, polttoaineen määrän mittaus etuohjaamon polttoainemäärämittarilta sekä binäärisille indikaatiolle mikrokytkimiä. ESDA-järjestelmän antureita voitaisiin käyttää uudessa järjestelmässä, jolloin asennustyön määrä vähenee huomattavasti. Uusia antureita ei tarvitse asentaa, ja toisaalta vanhoja antureita ei tarvitse purkaa pois. Uusien laitteiden käytöllä saadaan lähes samat edut kuin kokonaan uusitulla järjestelmällä. Vanhojen antureiden haittapuolena on, ettei niiden todellisesta kunnosta ole varmaa tietoa.

Edut:

- Oikeanlaiset mittaukset peräsinalueelta.
- Nykyaikainen helppokäyttöinen järjestelmä.
- Asennustyön määrä vähenee.

Haitat:

- Vanhojen antureiden kunto epävarma.
- Suuri työn määrä (suunnittelu, koulutus).

## **10.3 G-laskuri**

Hawk Mk.51 - ja Mk.51A -koneissa väsymisrekisterijärjestelmänä käytetään g-laskuria. G-laskinjärjestelmä koostuu kiihtyvyyssanturista ja g-laskimesta. G-laskinjärjestelmä on periaatteeltaan kiihtyvyyssanturi, joka tallentaa kiihtyvyyssarvojen ylityksien lukumäärää. Laskin rekisteröi yhdeksää eri g-arvoa silloin, kun laukaisuarvo alitetaan. Järjestelmä tallentaa vain hitaasta muutoksesta aiheutuvat g-arvot, joten se ei reagoi värinästä aiheutuvaan nopeaan g-arvojen muutokseen. G-laskurin arvot luetaan erikseen joka lennon jälkeen, jonka jälkeen lentäjät tallentavat arvonsa seurantajärjestelmään. G-laskimen käyttö Hawk Mk.66 -kalustossa on varmasti helpoin ratkaisu, mutta samalla g-laskurin heikkoudet siirtyvät Mk.66 -kalustoon. Tällöin peräsinalue jää vaille seurantaa ja koneen massan tarkka määrittäminen kutakin g-arvoa kohden on mahdotonta. G-laskuria käytettäessä ei ole pystytty ennakoimaan peräsinalueen vaurioitumista.

Edut:

- Yksinkertainen Suomessa pitkään käytössä ollut järjestelmä.
- Yhtenevä muun kaluston kanssa.

Haitat:

- Ei mittausta peräsinalueelta.
- Ei koneen massan määrittämiseen tarvittavia mittauksia.
- Aiheuttaa lennätykseen toimenpiteitä, niin mekaanikoille kuin lentäjillekin.

### **10.4 Upgrade taso 2 g-tiedot**

Hawk upgrade taso 2 -päivityksen myötä lennoilta tallennetaan lentotietoa, jotta jälkeempäin voidaan kukin lentotehtävä käydä läpi. Lentoratojen määrittämistä varten tallennetaan lennoilta useaa suuretta, mutta yksi tämän työn kannalta kiinnostava tallennus on normaalikiihtyvyyden g-arvot. Näitä g-arvoja voisi periaatteessa käyttää myös rakenteellisen väsymisen määrittämiseen. G-arvot sinällään olisivat käyttökelpoiset, mutta ongelmana on jo käytössä olevaan järjestelmään liittyminen, joka vaatisi ohjelmistojen ja maa-aseman muokkausta. Lisäksi pelkkien g-arvojen tallennuksella on samat ongelmat kuin g-laskurin käytössä. Peräsinalue jää valvomatta ja lentokoneen tarkan massan määrittäminen on mahdotonta.

Edut:

- Koneesta poistuu yksi erillinen järjestelmä.

Haitat:

- Ei mittausta peräsinalueelta.
- Ei koneen massan määrittämiseen tarvittavia mittauksia.
- Yhdistyminen käytössä olevaan maa-asemaan epävarmaa ja muutosten tekeminen työlästä.

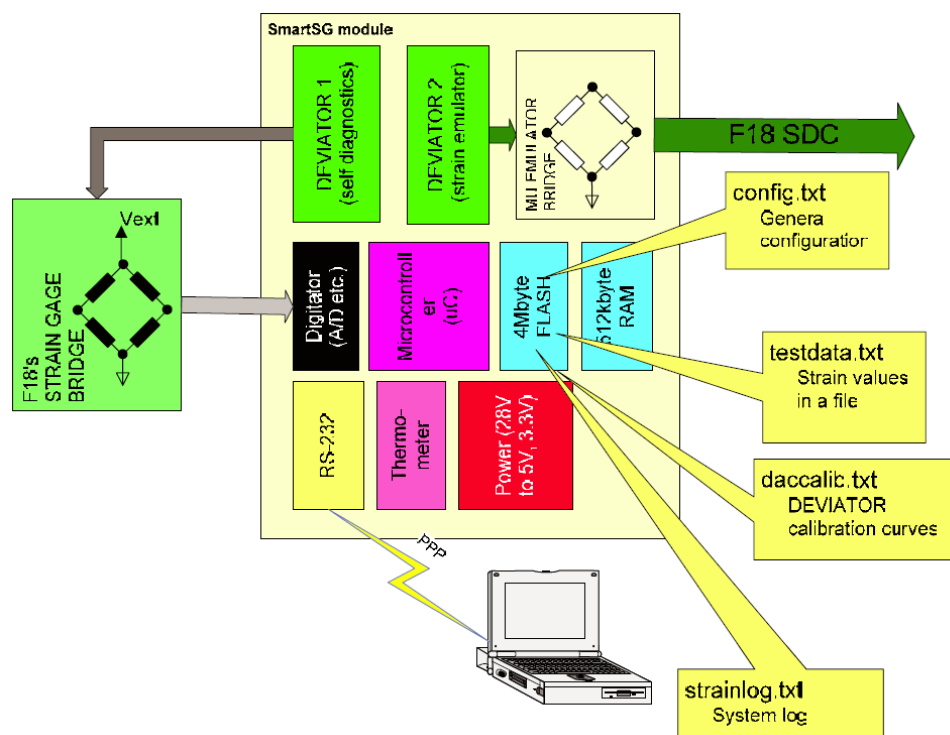
### **10.5 SmartSG-laite**

SmartSG on Emmecon-yhtiön valmistama laite F-18 Hornet -hävittäjään. Laite on niin sanottu black box -laite, joka asennetaan Hornetin venymäliuskasillan ja SDC:n (Signal Data Computer) väliin. Laitteen tarkoituksena on ottaa venymäliuskasillasta näytteitä SDC:tä suuremmalla näytteenottotaajuudella, minkä jälkeen selville saatu rasitusvaikutus emuloidaan venymäliuskasillan muotoon. SDC:llä mitataan emuloitua venymäliuskasillaa, minkä jälkeen rasitusdata tallennetaan vanhaan järjestelmään. Tällä tavalla saa-

daan vanhasta järjestelmästä nykyvaatimusten mukainen ilman, että vanhaa järjestelmää tarvitsee muuttaa.

(Lähde: Emmecon Internet-sivusto 15.2.2009)

Kuviossa 17 on esitetty SmartSG-laitteen lohkokaavio. Laitteen näytteenottotaajuus on 1000 näytettä/s. Mittausdatasta muodostetaan rain flow -vektori, joka emuloidaan SDC:n ymmärtämäksi venymäliuskan resistanssiksi. Laitteessa on myös itsediagnostiikka, jossa ohjelmallisesti voidaan tuottaa haluttua venymää vastaava poikkeama ja näin todentaa mittauselektroniikan kunto.



Kuvio 17: SmartSG-laitteen lohkokaavio

(Lähde: Emmecon Internet-sivusto 15.2.2009)

ESDA-järjestelmän tuotetuen puuttuminen pakottaa vaihtamaan järjestelmän, joten SmartSG sellaisenaan ei ole käyttökelpoinen. SmartSG:n tyyppinen ratkaisu olisi käyttökelpoinen, jos ESDA-järjestelmän käyttöä jatkettaisiin.

Edut:

- Ratkaisumallina vanhasta järjestelmästä saataisiin nykytietämyksen mukainen.

Haitat:

- Vanhalle järjestelmälle ei ole luvattu tuotetukea.

## 11 Yhteenveto ja johtopäätökset

Hawk-kaluston peräsinalueen rakenteellinen vaurioituminen on todellinen ongelma, joka vaatii jatkuvaa seurantaa. Varsinkin korkeusperäsimeen kohdistuvien resonanssitaajuuksien rasitusvaikutusta on vaikea seurata ilman erillistä mittausta, tästä kertovat myös vauriokorjauksien suuri määrä kyseiseltä alueelta. Suomen ilmavoimien hankkimassa Hawk Mk.66 -kalustossa on asennettuna ESDA-väsymirekisteröintijärjestelmä, joka on sveitsiläinen ratkaisu rakenteellisen kunnon seuraamiseen.

Tässä työssä tutustuttiin Hawk Mk.66 -kalustoon, sen väsymisrekisterijärjestelmään ja selvitettiin järjestelmän vaihdontarve. ESDA-väsymisrekisteröintijärjestelmän käyttöä ei voida jatkaa, sillä järjestelmälle ei ole tuetukea ja peräsinalueen mittaukset ovat puutteelliset. Työssä on tehty vaatimukset uudelle väsymisrekisteröintijärjestelmälle nykytietämyksen mukaisesti. Olosuhdevaatimukset asetettiin yhteneviksi Upgrade taso 2 -päivityksen kanssa. Peräsinalueen mittauksien vaatimuksiin kiinnitettiin erityistä huomiota, jotta uudella järjestelmällä pystytään mittaamaan esiintyvät värähtelytaajuuudet. Lentokoneen todellisen massan määrittämistä varten asetettiin vaatimukset jatkuvasta polttoaineen määrän mittauksesta ja erillisten kuormien indikaatioista. Mittauksien tallennuksen ja analyysin vaatimuksissa otettiin huomioon värähtelytaajuuksien määrittäminen. Fyysisissä vaatimuksissa käytiin läpi laitteen fyysiset mitat ja koneeseen sijoittaminen, vaatimuksissa otettiin huomioon upgrade taso 2 -muutokset ja suunnitteilla olevien laitteiden sijoitukset. Ratkaisuvaihtoehtojen esimerkeissä tutkittiin kunkin ratkaisuvaihtoehdon hyviä ja huonoja puolia.

Paras vaihtoehto Hawk-kaluston väsymisrekisterijärjestelmäksi on tämän työn vaatimusten mukainen uusi järjestelmä, jolla pystytään korjaamaan käytössä olevien järjestelmien puutteet. Uudella järjestelmällä pystytään määrittämään koneen vaurioaste ja arvioimaan jäljellä olevat lentotunnit helposti ja luotettavasti. Erillinen järjestelmä ei aiheuta resurssien varausta tai muita ongelmia vanhoihin järjestelmiin. Tekniikan kehitys on mahdollistanut vaatimusten mukaisen järjestelmän toteuttamisen, joka aikaisemmin ei ole ollut kohtuullisin kustannuksin mahdollista. Uuden järjestelmän toteutuksessa voidaan käyttää ESDA-järjestelmän antureita, mikä vähentää asennustyön määrää.

## Lähteet

British Aerospace 1989. HAWK Mk 66 AIRCREW MANUAL BASIC AIRCRAFT.

Emmecon Internet-sivusto [Viitattu 15.2.2009] [www.emmecon.fi](http://www.emmecon.fi).

Granfield university college of aeronautics 2000. Aircraft Fatigue and Damage Tolerance. Kurssimateriaali.

Ilmavoimien esikunta 2004. Hawk Mk.51 ja Mk.51A Ohjaajan ohje.

Patria 2005. Hawkin rakennekorjaukset ja muutostyöt. Seminaariesitys.

Patria 2009. Internet-sivusto [Viitattu 2.2.2009] [www.patria.fi](http://www.patria.fi).

Patria 2008. Petri Kvist. Hawk Upgrade taso 2 olosuhdevaatimusten yhteenveto.

Patria 2007 Systems Engineering V-malli -selvitys.

Puolustusministeriön tiedote 2007. Esisopimus Hawk Mk 66 suihkuharjoituskoneiden hankinnasta [viitattu 12.10.2008]  
[http://www.defmin.fi/index.phtml?3580\\_m=3236&s=408](http://www.defmin.fi/index.phtml?3580_m=3236&s=408).

Saario Ilari 2008. Robottisolun käyttöönotto ja valmistelevat toimenpiteet. Tutkintotyö. Tampereen ammattikorkeakoulu.

RUAG Aerospace. Stefan Büsler 2003. Integration of ESDA Spectrapot 4c system in the Swiss Hawk Mk 66.

RUAG Aerospace. Stefan Büsler 2008. Hawk Mk.66 ESDA System and FIC.

Patria. Tikka Jarkko 2005. OLM vertailuluento. Seminaariesitys.

Tuomivaara Saku 2006. Anturit ja suureet koelentomittauksissa. Diplomityö. Tampereen teknillinen yliopisto.