

Hans Hastio

POLTTOKENNO LENTOKONEESSA

Polttokenno osana lentokoneen ensisijaista
propulsiojärjestelmää

Kandidaatintyö
Tekniikan ja luonnontieteiden tiedekunta
Tarkastaja: Tuomas Salomaa
Huhtikuu 2022

TIIVISTELMÄ

Hans Hastio: Polttokenno lentokoneessa: Polttokenno osana lentokoneen ensisijaista propulsiojärjestelmää
Kandidaatintyö
Tampereen yliopisto
Konetekniikan kandidaattiohjelma
Huhtikuu 2022

Lentoliikenteen määrä on kasvanut merkittävästi vuosittain 2000-luvulla. Ilmailun tuottamien haitallisten kasvihuonepäästöjen vähentäminen vaatii uusien teknologioiden käyttöönottoa. Vedyn ja polttokennojen käyttöä lentokoneessa on tutkittu yhtenä ratkaisuna lentoliikenteen päästöjen rajoittamiseksi. Tämä opinnäytetyö on kirjallisuusselvitys vety- ja polttokennoteknologian potentiaalista kiinteäsiipisten ilma-alusten tehontuotossa. Työssä analysoidaan kirjallisuudessa esiintyviä ratkaisumalleja ja niiden ongelmia sekä esitellään polttokennon teoreettista toimintaa ja suorituskykyä.

Polttokenno on järjestelmä, joka on suunniteltu muuntamaan sille syötettyyn polttoaineeseen varastoitunut kemiallinen energia sähköenergiaksi. Toimiakseen kenno tarvitsee reaktanteikseen vetyä tai jotakin hiilipohjaista yhdistettä ja happea. Kennossa tapahtuvan sähkökemiallisen reaktion lopputuotteena syntyy sähköä, lämpöä ja vesihöyryä. Ohjaamalla reaktiossa tuotettu sähköteho sähkömoottorille voidaan ilma-alukselle tuottaa työntövoimaa käyttämättä tähän tarkoitukseen akkuja. Akkujen yleinen ilmailukäyttöä rajoittava ominaisuus on niiden suhteellisen alhainen energiakapasiteetti.

Vety soveltuu ilma-aluksen polttoaineeksi vain, jos se kyetään varastoimaan tehokkaasti. Kirjallisuudessa esiintyvät varastointimenetelmät perustuvat painekaasu-, nesteytys- ja metallihydridiratkaisuihin. Vedyn alhaisen tiheyden ja matalan kiehumislämpötilan vuoksi sen varastoinnissa käytettävien säiliöiden hyötysuhteiden ja tehokkaiden kryomenetelmien merkitys on ilmailualan sovelluksissa suuri. Polttokennojärjestelmän ominaisteho, käyttövarmuus ja elinkaaren hallinta ovat varastoinnin ohella merkittävimmät lisätutkimusta vaativat osa-alueet.

Vaikka kaupallista lentoliikennettä polttokennoa tehonlähteenään käyttävillä lentokoneilla ei vuoteen 2022 mennessä ole ollut, on eksperimentaalisten rakennelmien onnistumisten myötä osoitettu polttokennojen potentiaali tulevaisuuden ilmailussa. Teknologian kehittyessä demonstraatiomallien kärkiväliä, hyötykuormakapasiteettia ja toimintasädettä on saatu kasvatettua. Vuosien 2003–2007 miehittämättömien ilma-alusten onnistuneet koelennot edelsivät vuoden 2008 ensimmäistä miehitettyä polttokennolentoa. 2010-luvun kehityssuunta on osoittanut kaupalliselle lentoliikenteelle käyttökelpoisen matkustajakapasiteetin ja toimintasäteen saavuttamisen olevan mahdollista lähivuosina.

Avainsanat: Polttokenno, vety, ilmailu, lentotekniikka

Tämän julkaisun alkuperäisyys on tarkastettu Turnitin OriginalityCheck –ohjelmalla.

SISÄLLYSLUETTELO

1. JOHDANTO	1
2. POLTTOKENNO	3
2.1 Polttokennon toimintaperiaate	3
2.2 Kennotyypit	4
2.3 Suorituskyky	6
3. POLTTOKENNON SOVELTUVUUS ILMAILUKÄYTTÖÖN	9
3.1 Lentokorkeuden vaikutus kennoston toimintaan	10
3.2 Ilma-aluksen tehontarve	11
3.3 Polttoaineen käsittely	13
3.3.1 Paineistettu vetykaasu	14
3.3.2 Nestemäinen vety	15
3.3.3 Kemialliset varastointimenetelmät	16
3.4 Luotettavuus ja elinkaari	17
4. POLTTOKENNO KEVYEN ILMA-ALUKSEN TEHONLÄHTEENÄ	22
4.1 Kiinteäsiipiset miehittämättömät ilma-alukset	23
4.2 Kevyet miehitetyt ilma-alukset	26
5. POLTTOKENNO KESKISUURESSA TAI SUURESSA LENTOKONEESSA	30
6. YHTEENVETO	34
LÄHTEET	35

KUVALUETTELO

Kuva 1.	Polttokennon toiminta ja rakenne (muokattu lähteestä Mikkonen 2020).	4
Kuva 2.	Ragone-kuvaaja nykyhetken ja tulevaisuuden lentokoneiden tehonlähteistä. Keltaisella värillä nykyteknologian polttokenno ja sähkömoottori, operointi painekaasutankeilla. Punaisella nykyteknologian polttokenno ja sähkömoottori, operointi LH ₂ -tankeilla, jotka optimoitu keskipitkän matkan lennolle. Sinisellä ennuste tulevaisuuden polttokennojen ja sähkömoottorien suorituskyvystä, operointi LH ₂ -tankeilla, jotka optimoitu keskipitkän matkan lennolle. Vihreällä Airbus A320:n suihkumoottori-kerosiinitankki -yhdistelmän suorituskyky (Kadyk et al. 2018).	8
Kuva 3.	Tavanomaisen lentokierroksen tehoprofiili. Punaisella värillä lentokorkeus ja mustalla propulsiojärjestelmän akseleiden pyörimisteho ajan funktiona. (Collins & McLarty 2020).....	12
Kuva 4.	Vedyn ominaisenergian arvo verrattuna muiden polttoaineiden vastaaviin arvoihin (AIR7765 2019, s. 5).....	13
Kuva 5.	Vedyn energiatihedyyden arvo verrattuna muiden polttoaineiden vastaaviin arvoihin (AIR7765 2019, s. 5).....	14
Kuva 6.	(a) Tavanomainen kerosiinivarastointi lentokoneeseen (Baroutaji et al. 2019), sekä suunnitellut sijainnit kryogeenivetytankeille keskipitkän matkan (b) ja pitkän matkan (c) lentokoneissa (Verstraete et al. 2010). Kuva: Baroutaji et al. (2019).....	16
Kuva 7.	Polttokennotoiminnan Cessna 208:n tehontuottojärjestelmän vikapuumalli (Kasim et al. 2022).	19
Kuva 8.	Viiden yksikkökennon PEM-kennoston todellinen kennojännite ajan funktiona 800 tuntia kestäneessä rasituksessa (punainen) ja harmaan neuroverkon ennustama jännite ajan funktiona (sininen) (Chen et al. 2019).	21
Kuva 9.	Tyypillinen polttokenno-sähkömoottori-propulsiojärjestelmän konfiguraatio ja tarvittavat elementit (González-Espasandín et al. 2014)	22
Kuva 10.	Kiinteäsiipisten miehittämättömien polttokennoilma-alusten lentoajan historiallinen kehitys aikavälillä 2003–2013 (Gong & Verstraete 2017).	24
Kuva 11.	NRL-tutkimuslaitoksen miehittämättömän LH ₂ Ion Tiger -aluksen polttoaineen varastoinnin periaatekuva (Stroman et al. 2014).	25
Kuva 12.	a) Havainnekuva vuonna 2008 koelennetystä Boeingin Dimona-moottoripurjelentokoneesta. b) Koneeseen asennettu 24 kW:n PEM-kennosto rotaatiotestauksen aikana. c) Propulsiojärjestelmän konfiguraatiokaavio. (muokattu lähteestä Lapeña-Rey et al. 2007).	27
Kuva 13.	Vuoden 2012 ENFICA-FC-projektin lentokoneen komponentit lentokonemallin rungon sisälle visualisoituna (Romeo et al. 2013).....	28
Kuva 14.	Prosessikaavio FC-GT-hybridistä, jolla voidaan arvion mukaan kasvattaa eksergisen energian tuottoa ja näin propulsiivisen kokonaisjärjestelmän ominaistehoa (Evrin & Dincer 2020).....	31
Kuva 15.	Konseptuaalinen FC-GT-akkutoiminen voimanlähde, jonka laskennallinen kokonaishyötysuhde on jopa 65 % (Collins & McLarty 2020).....	32

LYHENTEET JA MERKINNÄT

AFC	engl. Alkaline Fuel Cell, alkalipolttokenno
APU	engl. Auxiliary Power Unit, avustava tehontuottoyksikkö
BoP	engl. Balance of Plant, polttokennon yhteydessä käytettävät oheislaitteet, kuten kompressorit ja polttoaineen esilämmittimet
DLR	ger. Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, Saksan ilmailu- ja avaruuskeskus
DMFC	engl. Direct Methanol Fuel Cell, suora metanolipolttokenno
EASA	engl. European Union Aviation Safety Agency, Euroopan unionin lentoturvallisuusvirasto
FC	engl. Fuel Cell, polttokenno
GT	engl. Gas Turbine, kaasuturbiini
MCFC	engl. Molten Carbonate Fuel Cell, sulakarbonaattikemno
MEA	engl. Membrane Electrode Assembly, polttokennon elektrolyytti
NASA	engl. National Aeronautics and Space Administration, Yhdysvaltain ilmailu- ja avaruushallintovirasto
NRL	engl. Naval Research Laboratory, Yhdysvaltain laivaston tutkimuskeskus
PEMFC	engl. Proton Exchange Membrane Fuel Cell, Polymer-Electrolyte Membrane Fuel Cell, kiinteä polymeeripolttokenno
PTFE	polytetrafluorietyyleeni
RUL	engl. Remaining Useful Life, jäljellä oleva käyttöikä
SOFC	engl. Solid Oxide Fuel Cell, kiinteäoksidipolttokenno
SoH	engl. State of Health, akun tai polttokennon kuntoa kuvaava suure
TOGW	engl. Take-Off Gross Weight, ilma-aluksen lentoonlähtömassa
UAV	engl. Unmanned Aerial Vehicle, miehittämätön ilma-alus
VTOL	engl. Vertical Take-Off and Landing, pystysuora liikkeellelähtö ja laskeutuminen
λ	stoikiometrinen kerroin
$m_{SÄILIÖ}$	polttoainesäiliön massa
m_{H_2}	polttoainesäiliön kapasiteetin mukaisen vetymäärän massa
η_{GR}	polttoainesäiliön gravimetrinen hyötysuhde
CH_3OH	metanoli
CH_4	metaani
CO_2	hiilidioksidi
e^-	vapaa elektroni
H_2	vetykaasu (vetymolekyyli)
H_2O	vesi
LH_2	nestemäinen vety
LiK	litiumkaliumkarbonaatti
NH_3	ammoniakki
NO_x	typen oksidi
O_2	happikaasu
ZrO_2	zirkoniumoksidi

1. JOHDANTO

Lentoliikenteen yleistyminen on viimeisten vuosikymmenten aikana johtanut ilmailualan tuottamien kasvihuonepäästöjen merkittävään kasvuun. Aikavälillä 1990–2018 kotimaanlentojen päästöt kasvoivat maailmanlaajuisesti keskimäärin 2,8 % vuosittain ja kansainvälisten lentojen vastaava lukema oli 2,7 % (Lamb et al. 2021). Matkustajamäärien kasvutrendin arvioidaan jatkuvan COVID-19-pandemian jälkeen (Nam et al. 2021) ja näin ollen, mikäli lentämistä jatketaan konventionaalisilla kerosiinikäyttöisillä turbini-moottoriin perustuvilla propulsiojärjestelmillä, myös ilmailun kasvihuonepäästöt jatkavat kasvamistaan.

Lentämisen haitallisen ilmastovaikutuksen rajoittamiseksi on asetettu kunnianhimoisia tavoitteita. Euroopan komission *Flightpath 2050* -raportissa (2011) ilmoitetaan tavoitteeksi ilmailun hiilidioksidipäästöjen (CO₂) vähentäminen 75 %:lla, typenoksidipäästöjen (NO_x) 90 %:lla ja meluemissioiden 65 %:lla vuoteen 2050 mennessä, kun vertailukoh-tana on vuoden 2000 tilastot. Tavoitteisiin kuuluu lisäksi lentokierroksen rullausvaiheen täysi päästöttömyys. Tulevaisuuden ratkaisuksi on esitetty maantieliikenteen tapaan en-sisijaisesti akku-sähkömoottorivoimanlähteitä ja vedyn käyttöön perustuvia tehontuotto-järjestelmiä (Romeo et al. 2013). Akkujen suuri massa ja suhteellisen pieni energiakapa-siteetti rajoittavat kuitenkin merkittävästi täyssähkölentokonekonseptien hyötykuormaka-pasiteettia ja toimintasädettä (Collins & McLarty 2020), joten kevyttä, päästöttömästi val-mistettavissa olevaa vetyä on syytä tutkia vaihtoehtoisena energianlähteenä.

Tutkimus vedyn käytöstä ilma-aluksen polttoaineena jakautuu kirjallisuudessa kahteen osa-alueeseen:

1. kerosiinin suora korvaaminen vedyllä suurten lentokoneiden (rahtikoneet, kau-palliset matkustajakoneet) suihkuturbiinimoottorien polttoaineena
2. polttokennojen käyttö vedyn kemiallisen energian muuntamisessa sähköener-giaksi ja sähköenergian ohjaaminen sähkömoottorille.

Vedyn käyttö kerosiinin korvaajana eliminoisi kaikki lennon aikaiset CO₂-päästöt (Ba-routaji et al. 2019). Syötettäessä vety polttokennostolle ilma-alus olisi vapaa sekä CO₂-päästöistä että kaikista NO_x-päästöistä emittoiden lentämisen sivutuotteena pelkkää ve-sihöyryä. Vaikka myös vesihöyryä voidaan pitää kasvihuonekaasuna, vetyä polttoaineenaan käytävällä polttokennojenjärjestelmällä voidaan arvion mukaan saavuttaa 75–

90 %:n vähennys ilmailun haitalliseen ilmastovaikutukseen vuoteen 2100 mennessä (Nicolay et al. 2021). Ilmastonäkökulman lisäksi polttokennostoilla voidaan saavuttaa käytöstavasta riippuen parannuksia myös operointihintaan, värähtelytasoihin sekä lämpö- ja melujälkeen (Gong & Verstraete 2017).

Polttokennon käyttöä propulsio- ja tehonlähteenä on tutkittu laajasti 2000-luvulla. Ensimmäinen onnistunut dokumentoitu koelento miehittämättömällä kiinteäsiipisellä polttokennoilma-aluksella oli amerikkalaisen AeroVironmentin vuoden 2003 ”Hornet”, kärkiväliltään 40-senttimetrinen alus, jolla saavutettiin 15 minuutin lentoaika radio-ohjattuna maasta käsin (Evans 2004). Lähestyttäessä 2010-lukua polttokennotoimisten UAV-alusten (*Unmanned Aerial Vehicle*) kärkiväliä saatiin kasvatettua, ja vuonna 2008 Boeing ilmoitti onnistuneensa koelentämään ensimmäisen miehitetyn polttokennoa tehonlähteenään käyttävän lentokoneen (Boeing 2008). Vuoteen 2022 mennessä kokoluokaltaan merkittävin koelento on tehty Iso-Britannian hallituksen tukemana ZeroAvian kuusipaikkaisella *HyFlyer*-koneella. Zeroavia suunnittelee koelentävänsä ja kaupallistavansa suunnitteilla olevan 19-paikkaisen *HyFlyer II* -lentokoneensa vuonna 2023. (Abu Kasim et al. 2022)

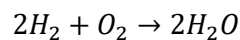
Tämän työn tarkoituksena on tarkastella ilmailuun liittyvän polttokennotutkimuksen nykytilaa, konseptuaalisia ja kokeellisia ratkaisumalleja sekä niiden ongelmia. Tutkimuksen kohteena ovat kaikki lentokoneeksi määriteltävissä olevat kulkuvälineet sisältäen kiinteäsiipiset, miehittämättömät ja miehitettyt ilma-alukset. Tarkastelu käsittää kennojärjestelmät osana työntövoimaa tuottavaa kokonaisuutta, ja näin ollen kennojen käyttöä edellä mainittujen käyttökohteiden varatehnlähteenä, mittauselektronikan tehonlähteenä tai muiden avustavien järjestelmien yhteydessä ei tarkastella tässä työssä. Luvussa 2 tarkastellaan polttokennon toimintaperiaatetta, erilaisia kennotyyppejä ja niillä saavutettavaa suorituskykyä. Luvussa 3 esitellään kirjallisuudessa eniten esiintyviä ongelmia polttokennojärjestelmien käytöstä osana ilma-aluksen propulsiota ja merkittävimpien ongelmien teoreettista taustaa. Luvuissa 4 ja 5 esitetään suunnitteilla olevia ja jo suorituskykyisiksi todennettuja konsepteja eri kokoluokkien ilma-aluksissa.

2. POLTTOKENNO

Polttokenno on järjestelmä, joka muuttaa sille syötettyyn polttoaineeseen varastoitunutta kemiallista energiaa sähköenergiaksi. Kennon toiminta perustuu polttoaineen ja hapen välisiin kemiallisiin reaktioihin, jotka tapahtuvat kennon elektrolyytin avulla elektrodien katalyyttimateriaaleissa tai korkean toimintalämpötilan kennoissa ilman katalyyttia (Mikkonen 2020). Tässä luvussa tarkastellaan kennon toimintaperiaatetta, tyypillisimpiä polttokennorakenteita ja modernilla polttokennoteknologialla saavutettavaa suorituskykyä.

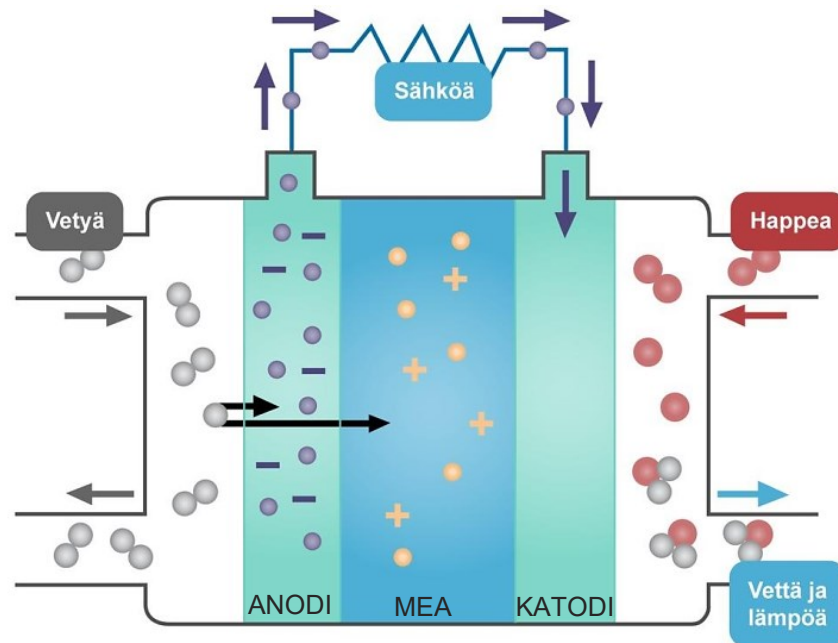
2.1 Polttokennon toimintaperiaate

Tyypillinen polttokenno käyttää polttoaineenaan puhdasta vetykaasua (H_2), mutta kenno voidaan rakentaa myös toimimaan metaanilla (CH_4), metanolilla (CH_3OH) tai ammoniakilla (NH_3), jolloin ennen elektrodeille siirtymistä polttoaine reformoidaan tarvittaessa kennojärjestelmässä ja täten kennon sähkökemiallisten reaktioiden toimintaperiaate säilyy samana (Dicks & Rand 2018, s. 273). Polttoaineen lisäksi sähkövirran tuottamiseen vaaditaan happea (O_2), jolloin yleisimpien kennotyyppien kokonaisreaktion



mukaisesti lopputuotteena syntyy vesimolekyyliä (H_2O).

Polttoainetta syötetään kuvan 1 mukaisesti polttokennon negatiiviselle elektrodille (anodi), joka on kosketuksessa elektrolyytin (MEA, *Membrane Electrode Assembly*) kanssa. Anodin lisäksi elektrolyytti on kosketuksessa positiivisen elektrodin (katodi) kanssa. Katodille syötetään puhdasta happea tai yleensä ilmaa hapettimeksi. Anodille syötetty vetykaasu ionisoituu muodostaen vetyioneja (H^+) ja vapaita elektroneja (e^-). Anodin ja katodin välillä on johdin, jonka tehtävänä on kuljettaa anodin reaktiossa syntyneet elektronit katodille. Elektronien liike muodostaa johtimeen sähkövirran samaan aikaan, kun elektrolyytti päästää vetyionit läpi katodille. Katodille syötetty hapetin vastaanottaa elektronit ja vetyionit muodostaen vesimolekyyliä. Johtimeen kytketään haluttu ulkoinen kuorma, esimerkiksi sähkömoottori, operoimaan syntyneellä virralla. Johtimessa on virtaa ulkoisen kuorman käytettävänä niin kauan, kun kennolle syötetään polttoainetta ja happea, ja näin ollen polttokennot eroavat akuista, joiden toiminta päättyy niihin varatun energian loppuessa. (Mikkonen 2020)



Kuva 1. Polttokennon toiminta ja rakenne (muokattu lähteestä Mikkonen 2020).

2.2 Kennotyypit

Polttokennot luokitellaan tyypillisesti toimintalämpötilansa ja elektrolyyttimateriaalinsa mukaan. Operointilämpötilat ja käytettävät materiaalit määrittelevät kennotyyppin ominaisuuksia, kuten reaktionopeuden ja mahdolliset polttoaineet. Ilmailusovellusten yhteydessä merkittäviä polttokennotyyppejä on neljä.

Kiinteä polymeerikemno (PEMFC)

Yleisin polttokennotyyppi on matalan toimintalämpötilan kiinteä polymeerikemno (PEMFC, *Proton-Exchange Membrane Fuel Cell* tai *Polymer Electrolyte Membrane Fuel Cell*), joka käyttää elektrolyyttinä nimensä mukaisesti polymeerejä, kuten polytetrafluorietyyleeniä (PTFE) (Dicks & Rand 2018, s. 72). PEM-kenno on matalan toimintalämpötilansa (60–100 °C) ja kevyen rakenteensa vuoksi nopeasti käynnistettävissä, reagoi tarkasti tehontarpeen muutoksiin ja näin ollen soveltuu vaihtelevaan tehontarpeeseen ajoneuvo- tai ilma-aluskäyttöön. PEM-kenno on tutkituin kennotyyppi ilmailusovelluksissa (Gong & Verstraete 2017). Matala toimintalämpötila aiheuttaa tarpeen käyttää elektrodeilla katalyyttimateriaalia, joka lähes poikkeuksetta PEM-kennoissa on platina. Polttoaineena PEM-kenno käyttää puhdasta H₂-kaasua.

Suora metanolipolttokenno (DMFC)

Toinen matalan toimintalämpötilan kennotyyppi on metanolia vedyn sijaan käyttävä DMFC-kenno (suora metanolipolttokenno, *Direct Methanol Fuel Cell*). DMFC-kennon elektrolyyttimateriaali on PEM-kennon tapaan PTFE, eivätkä mahdolliset toimintalämpötilatkaan (50–90 °C) eroa merkittävästi PEM-kennon lämpötiloista. Vaikka DMFC-kenno on rakenteeltaan hyvin lähellä PEM-kennoa (Sharaf & Orhan 2014), suorituskyvyltään se ei yllä PEM-kennon tasolle. DMFC-kennoston hyötysuhde on tyypillisesti noin puolet PEM-kennoston hyötysuhteesta (Mikkonen 2020). DMFC-kennoille arvioidaan olevan kuitenkin käyttöä tulevaisuudessa, sillä niissä polttoaineena käytettävä metanoli esiintyy huoneenlämpötilassa nestemäisenä, mikä yksinkertaistaa polttoaineen varastointia varsinkin pieniin ilma-aluksiin (Gong & Verstraete 2017).

Kiinteäoksidikenno (SOFC)

Korkean toimintalämpötilan kennoissa voidaan käyttää katalyyttina kalliin platinan sijasta nikkeliä ja nikkelioksidia (Mikkonen 2020) tai kennon operoidessa lähellä 1 000 °C:n lämpötilaa voivat reaktiot tapahtua ilman katalyyttia elektrodeilla tapahtuvien reaktioiden aktivaatioenergian lämpötilariippuvuuden vuoksi. Yksi korkean toimintalämpötilan polttokennotyyppi on kiinteäoksidikenno eli SOFC-kenno (*Solid Oxide Fuel Cell*). SOFC-kenno operoi 700–1 000 °C:n lämpötilassa mahdollistaen siten reformoinnin avulla vedyn lisäksi hiilimonoksidin (CO) tai metaanin (CH₄) käytön polttoaineena. SOFC-kennon elektrolyytinä käytetään kiinteää metallioksidia, kuten zirkoniumoksidia (ZrO₂) (Mikkonen 2020). Korkea toimintalämpötila edistää reaktioiden tapahtumista, mutta asettaa kennon komponenteille suuremman rasituksen (Dicks & Rand 2018, s. 235) ja siten saattaa vaikuttaa kennon elinkaareen ja vikaantumiseen. Lisäksi kennoa käynnistettäessä operointilämpötilan saavuttaminen vie matalan lämpötilan kennoihin verrattuna enemmän aikaa (Gong & Verstraete 2017).

Sulakarbonaattikenno (MCFC)

Sulakarbonaatti- eli MCFC-kenno (*Molten Carbonate Fuel Cell*) on SOFC-kennon ohella toinen ilmailusovellusten yhteydessä tutkittu korkean toimintalämpötilan polttokennotyyppi. Sen toimintalämpötila on 600–650 °C, ja näin ollen CO- tai CH₄-kaasujen käyttö polttoaineena on mahdollista. MCFC-kennolle tyypillinen elektrolyytti on jokin alkalikarbonaatti, kuten LiK-karbonaatti (Mikkonen 2020).

Polttokennotutkimusta ilmailusovelluksista on tehty PEM-kennojen (esim. Bradley et al. 2007; Hordé et al. 2012) lisäksi SOFC-kennoille (esim. Collins & McLarty 2020; Ji et al. 2020) ja MCFC-kennoille (esim. Seyam et al. 2021). On olemassa myös muita kennotyyppejä, kuten AFC-kenno (alkalipolttokenno, *Alkaline Fuel Cell*). Muiden kennotyyppien osalta tutkimusta lentotekniikkaan liittyen on tehty huomattavasti edellä esiteltyjä kennotyyppejä vähemmän, ja siksi niitä ei käsitellä tässä työssä. Taulukko 1 kokoaa yhteen tässä työssä esiteltävien kennotyyppien ominaisuuksia.

Taulukko 1. Ilmailusovellusten yhteydessä kirjallisuudessa esiintyvät kennotyypit ja niiden ominaisuuksia (Mikkonen 2020).

Kennotyyppi	Mahdolliset polttoaineet	Toimintalämpötila (°C)	Elektrolyytti
Kiinteä polymeerikenno PEMFC	Vetykaasu (H_2)	60–100	Polytetrafluorietyleeni (PTFE)
Suora metanolipolttokenno DMFC	Metanoli (CH_3OH)	50–90	Polytetrafluorietyleeni (PTFE)
Kiinteäoksidikenno SOFC	Vetykaasu (H_2) Hiilimonoksidi (CO)* Metaani (CH_4)*	700–1 000	Yttrium, zirkonium (esim. ZrO_2)
Sulakarbonaattikenno MCFC	Vetykaasu (H_2) Hiilimonoksidi (CO)* Metaani (CH_4)*	600–650	Alkalikarbonaatit (esim. LiK)

* Erillisen reformointiyksikön avulla

2.3 Suorituskyky

Polttokennot yltyvät suorien sähkökemiallisten reaktioidensa vuoksi perinteisiä lentomoottoreita korkeampaan hyötysuhteeseen (Gong & Verstraete 2017). Modernin turbojet-moottorin kokonaishyötysuhde on aliaänilentämisen aikana keskimäärin noin 20 % (Sadraey 2017, s. 135), moottori kykenee siis hyödyntämään noin viidenneksen polttoaineeseen varastoituneesta kemiallisesta energiasta tuottaessaan työntövoimaa lentokoneelle. Ohivirtausmoottorit voivat yltyä 30 % kokonaishyötysuhteeseen ja mäntä-potkurimoottoreille vastaava suhde on 20–30 % (Farokhi 2014; Sadraey 2017, s. 135). Polttokennon hyötysuhde voi parhaimmillaan olla yli 65 % (Collins & McLarty 2020), mutta koska kokonaishyötysuhteita tarkastellessa huomioon otetaan järjestelmän termodynaamisen hyötysuhteen lisäksi propulsiiohyötysuhde, myös polttokennon yhteydessä tulee

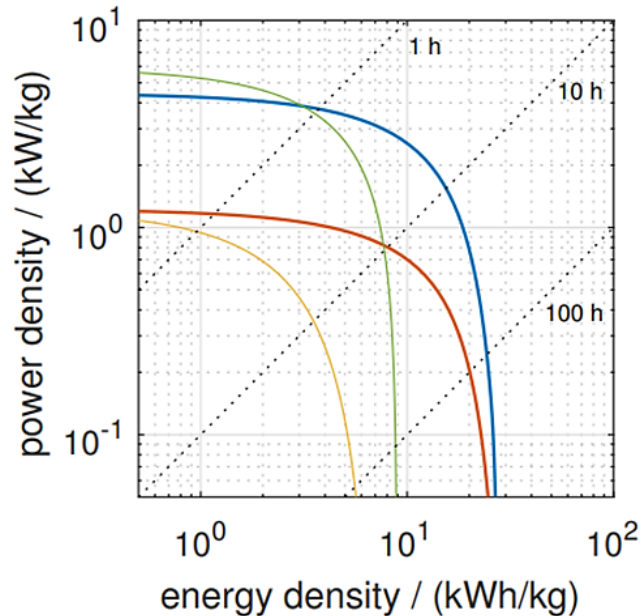
tarkastella polttokenno-sähkömoottoripropulsiojärjestelmän tai integroidun polttokenno-kaasuturbiinijärjestelmän kokonaishyötysuhdetta. Kokonaishyötysuhdetta alentavat kennohäviöiden lisäksi propulsiojärjestelmän mekaaniset häviöt, erilaisten BoP-lisälaitteiden (*Balance of Plant*, esim. jäähdytyslaitteet, kompressorit, ohjaimet) käyttö ja sähkömoottoreissa tapahtuvat häviöt. Kennon suhteellisen korkea hyötysuhde mahdollistaa kuitenkin klassisia lentomoottoreita suorituskykyisemmän järjestelmän suunnittelun ja rakentamisen, kuten on osoitettu esimerkiksi integroimalla SOFC-kennosto potkuriturbiinimoottoriin (Choudhary et al. 2018).

Koska yksittäisen polttokennon tuottama nettojännite on varsin pieni, yleensä noin 0,7 V (Mikkonen 2020), on kennoja usein kytkettävä sarjaan, jotta voidaan saavuttaa tarvittava jännite. Sarjaan kytkettyjen kennojen eli kennoston (*Fuel Cell Stack*) tuottama kokonaishyötysuhde on yksikkökennojen kennojännitteiden summa. Kennoston yksikkökennojen lukumäärää voidaan teoriassa kasvattaa rajatta, mutta kennoston tuottaman tehon lisääntyessä kennojen määrää lisättäessä myös järjestelmän kokonaismassa kasvaa. Ilmaluksia tarkasteltaessa massan lisääntyminen kasvattaa tehontarvetta, ja näin ollen kennojen määrä on optimoitava.

Ilmailusovellusten yhteydessä tarkastellaan usein polttokennon *ominaistehoa* eli tuotettua tehoa massayksikköä kohti sekä polttokennoston ja polttoaineen *ominaisenergiaa* eli lentokoneen käytössä olevaa energiaa polttokenno-polttoaine-järjestelmän massayksikköä kohti. Nykypäivän suihkuturbiinimoottorien ominaisteholliset huippuarvot ovat parhaimmillaan noin $10 \text{ kW}\cdot\text{kg}^{-1}$ (Collins & McLarty 2020). Ottaen huomioon polttoaineen massan, ominaistehon huippuarvo pienenee etenkin pitkän matkan matkustajalentokoneissa, kuten Airbus A320:ssa, jonka suihkumoottorin ja kerosiinitankin yhdistelmän ominaistehon maksimiarvo on noin $5,5 \text{ kW}\cdot\text{kg}^{-1}$ (Kadyk et al. 2018).

Polttokenno-sähkömoottori-yhdistelmien ominaisteho on huomattavasti suihkuturbiinimoottorien ominaistehoa pienempi, parhaimmillaan hieman yli $1 \text{ kW}\cdot\text{kg}^{-1}$ (Kadyk et al. 2018). Kuvasta 2 voidaan kuitenkin havaita, että polttokennoon perustuvan propulsiojärjestelmän ominaisenergia poikkeaa Airbus 320:n tehonlähteen ominaisenergiasta varsin vähän, koska vedyllä on korkea ominaisenergia-arvo ($33 \text{ kWh}\cdot\text{kg}^{-1}$) suhteessa kerosiinin vastaavaan arvoon ($12 \text{ kWh}\cdot\text{kg}^{-1}$). Kuvassa 2 esitetään nykyteknologian polttokenno-sähkömoottori-yhdistelmien Ragone-kuvaaja keltaisella, kun polttoaineelle on käytössä yksinkertaiset painetankit ja punaisella, kun tankkien vety on nestemäisessä muodossa (LH_2) ja tankit on optimoitu keskipitkän matkan lennolle. Vaikka LH_2 -tankkien käytössä on ongelmansa, joita käsitellään luvussa 3.3, voidaan Ragone-kuvaajista päätellä optimoidun LH_2 -tankin ja polttokennotehonlähteen tarjoavan kerosiinitoimista tehonlähdettä enemmän energiaa massayksikköä kohti etenkin pitkän ja keskipitkän matkan lennoille.

Lennon pituus on verrannollinen tarvittavan polttoaineen määrään ja täten polttoainetankin kokoon: lyhyillä matkoilla tankin materiaalin massa on suuri suhteessa polttoaineen massaan. Kuvan vihreä väri kuvaa Airbus 320:n ominaisuuksia ja sininen on ennuste tulevaisuuden kevyiden, korkeatehoisten polttokennojen suorituskyvystä.



Kuva 2. Ragone-kuvaaja nykyhetken ja tulevaisuuden lentokoneiden tehonlähteistä. Keltaisella värillä nykyteknologian polttokenno ja sähkömoottori, operointi painekaasutankeilla. Punaisella nykyteknologian polttokenno ja sähkömoottori, operointi LH₂-tankeilla, jotka optimoitu keskipitkän matkan lennolle. Sinisellä ennuste tulevaisuuden polttokennojen ja sähkömoottorien suorituskyvystä, operointi LH₂-tankeilla, jotka optimoitu keskipitkän matkan lennolle. Vihreällä Airbus A320:n suihkumoottori-kerosiinitankki -yhdistelmän suorituskyky (Kadyk et al. 2018).

Polttokennojärjestelmän suorituskykyyn vaikuttaa moni tekijä, kuten kennon kosteustapaino, operointipaine ja -lämpötila, kennon kunto (*State of Health*, SoH) ja polttoaineen puhtaus. Lentokoneissa tehonlähteet kohtaavat vaihtelevia olosuhteita, kun ympäristön olosuhteet (ilmanpaine, lämpötila) vaihtelevat lentokorkeuden ja tehontarve lentokierroksen vaiheen mukaan. Vaikka vahvat riippuvuudet useasta tekijästä asettavat haasteita polttokennolentokoneen rakentamiselle, on toimivia demonstraatiomalleja rakennettu. Demonstraatiomalleja ja konsepteja käsitellään luvuissa 4 ja 5.

3. POLTTOKENNON SOVELTUVUUS ILMAILUKÄYTTÖÖN

Tarkasteltaessa kirjallisuuden ilmailuun liittyviä polttokennotutkimuksia, voidaan todeta, että polttokennolle suunniteltu tehtävä lentokoneessa ei ole yksiselitteinen. Tutkimus voidaan luokitella kolmeen osa-alueeseen:

1. polttokennon käyttö kevyen ilma-aluksen primääritehonlähteenä,
2. lentokoneen APU (*Auxiliary Power Unit*) -järjestelmien käyttö polttokennoilla ja
3. kaasuturbiini-polttokenno -yhdistelmäjärjestelmät.

Primääriteholähteeksi polttokennoa on suunniteltu miehittämättömiin ilma-aluksiin (esim. Bradley et al. 2007), joissa sillä voitaisiin saavuttaa paremman kokonaishyötysuhteen ja pidemmän lentoajan lisäksi parannuksia luotettavuuteen sekä vähennyksiä värähtelyyn, lämpöjälkeen ja melupäästöihin (Gong & Verstraete 2017). Miehittyissä lentokoneissa polttokennoa päätehonlähteenään käyttävät demonstraatiomallit ovat 1-6 -paikkaisia kevyen massan lentokoneita (esim. Boeing 2008; Romeo et al. 2013), joissa kennon teho ohjataan sähkömoottorille, joka käyttää propulsiojärjestelmän mekaanisia osia. Erityisesti PEM-kennoja on tutkittu päätehonlähteinä.

Suurempien lentokoneiden sähköllä lentämisen ensiaskeleena pidetään (Njaya Motapon et al. 2014) lentokoneen varatehonlähteen (*Emergency Power System*) tai APU-järjestelmän tehonlähteen korvaamista akuilla tai polttokennoilla. Lentokoneen APU-järjestelmää eli avustavaa tehontuottojärjestelmää käytetään tavallisesti käynnistämään primäärimoottorit sekä tuottamaan sähkö- ja pneumaattista tehoa koneen valaistukselle, lämmitykselle, ohjainjärjestelmiin ja jäätymisenestolaitteistolle. Täyssähköisellä APU-järjestelmällä voidaan arvioiden mukaan saavuttaa huomattavia emissio- ja meluvähennyksiä etenkin lentokenttien ympäristössä, sillä APU-tehoa käytetään pääsääntöisesti lentokierroksen rullaus-, nousu- ja laskeutumisvaiheen yhteydessä. (Fernandes et al. 2018) APU-järjestelmän dieselmoottorien korvaamista polttokennoilla ovat tutkineet kaupallisista lentoyhtiöistä ainakin Airbus ja Boeing (Baroutaji et al. 2019). APU-järjestelmiä tai niihin liittyviä polttokennotutkimuksia ei käsitellä tarkemmin tässä työssä.

Kaasuturbiini-polttokenno -hybridien (FC-GT, *Fuel Cell Gas Turbine*) soveltuvuutta suuren kokoluokan lentokoneiden primäärimoottoriksi on tutkittu paljon (Collins & McLarty 2020) erityisesti korkean toimintalämpötilan SOFC-kennojen osalta. Collins ja McLarty kehittivät vuonna 2020 konseptin vedyllä operoivasta SOFC-GT-moottorista, jonka

avulla lentämiseen tarvittavan polttoaineen massa pieneni noin 70 %, kun vertailukohteena käytettiin JetA-polttoainetta ja tutkimuksen kohteena olivat Fokker F70, Boeing 787-8, ja Airbusin mallit A300 ja A380.

Tässä luvussa tarkastellaan polttokennoja osana ilma-aluksen propulsiojärjestelmää, esittäen kirjallisuudessa tiheästi esiintyviä suunnitteluongelmia ja niiden teoreettista taustaa.

3.1 Lentokorkeuden vaikutus kennoston toimintaan

Polttokennon toimintaan vaikuttaa sen *operointipaine* eli paine, jolla polttoainetta ja hapetta syötetään elektrodeille. Operointipaineen nostamisella voidaan kiihdyttää kennoston toimintaa ja täten kasvattaa kennostolta saatavaa sähkötehoa ja vastaavasti, mikäli operointipaine on alhainen myös kennojännite on suhteellisen matala. Paineistettu kennojärjestelmä toimii tavallisesti siten, että anodille syötetty polttoaine otetaan valmiiksi paineistetusta painetankista ja katodille syötetyn ilmanpaineen nostamiseen käytetään usein sähkömoottorilla ohjattua kompressoria (Mikkonen 2020). Kompressorin vaatima teho pienentää järjestelmältä saatua nettotehoa ja näin ollen operointipaine on optimoitava maksimaalisen suorituskyvyn aikaansaamiseksi. Ilma-aluksen lentokorkeuden kasvaessa, sen ympäristön ilmanpaine pienenee, mikä luo tarpeen käyttää ympäristön paineen mukaan ohjattua kompressoria tasaamaan operointipainetta. Kennon operointipainetta optimoidessa tarkastellaan usein ilman *stoikiometrinen kerrointa* λ . Ilman stoikiometrinen kerroin määrittää, kuinka paljon ilmaa syötetään katodille: ilmaa voidaan syöttää tarkalleen riittävän happimäärän verran ($\lambda = 1$) tai enemmän ($\lambda > 1$).

Aiheesta on tehty ilmailun näkökulmasta joitakin tutkimuksia, joista yksi on Hordén et al. (2012) tutkimus PEM-kennon korkeusherkkyydestä. Tutkimuksen tarkoituksena oli analysoida PEM-kennon kykyä operoida korkeuksissa, jotka vastaavat lentokoneen lentokorkeuksia. Lähtökohtana tutkimuksessa käytetään oletusta, että PEM-kennon tuottama teho laskee ympäristön ilmanpaineen ja näin ollen hapen osapaineen laskiessa. Kennojännitettä mitattiin kolmessa eri korkeudessa (200 m, 1 200 m ja 2 200 m), viidellä eri ilman stoikiometrisella kertoimella ($\lambda = 1,5$; $\lambda = 1,75$; $\lambda = 2,0$; $\lambda = 2,25$; $\lambda = 2,5$). Tutkimuksessa ilmeni, että alhaisilla stoikiometrisilla kertoimilla toimintakorkeutta kasvattaessa kennon tuottama teho laskee jopa yli 50 % samalla, kun systeemin kokonaishyötysuhde laskee. Ensisijaiseksi syyksi tehohäviölle arvioitiin ongelmat kennon kosteustasapainossa: ilmanpaineen laskiessa kennon nestetasapaino siirtyy liikaa katodin puolelle, ja katodin ilma-aukot tukkeutuvat osittain tai kokonaan. Ilmansyöttöväylän tukkeutuminen estää tarvittavan hapen pääsyä katodille. Tukkeutuminen voidaan tutkimuksen mu-

kaan estää ainakin osittain kasvattamalla ilman stoikiometrasta kerrointa. Stoikiometrisella kertoimella $\lambda = 2,5$ mitattu tehohäviö 2200 metrin korkeudella oli 8 %, mikä todistaa, että syöttämällä katodille enemmän ilmaa, voidaan kompensoida kennossa tapahtuvaa tehohäviötä. Stoikiometrista kerrointa kasvattaessa on kuitenkin otettava huomioon, että samalla myös kompressorin ottama teho kasvaa. Lisäksi, kuten Hordén et al. tutkimusraportissa todetaan, liian suuri kerroin saattaa aiheuttaa kennon kuivumisen. Elektrolyytin liiallinen kuivuminen alentaa kennon suorituskykyä (Sharaf & Orhan 2014).

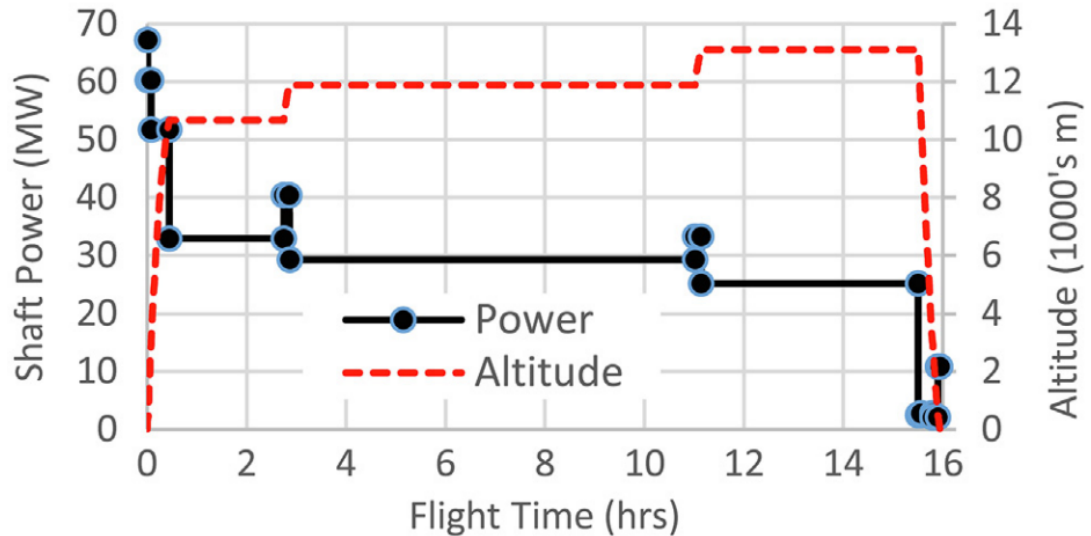
Tutkimus osoittaa, että tarkasteltaessa ilmailuun liittyviä polttokennosovelluksia, tulee huomioida ilmanpaineen, hapen osapaineen ja lentokorkeuden yhteys. Tyypillisesti matalalla lentävien UAV-sovellusten osalta ympäristön paine-erot lentokierroksen aikana ovat pienet, eikä ulkoista kompressoria välttämättä tarvita. Kun tutkimuksen kohteena on korkeammalla lentävä ilma-alus, tulee kysymykseen kompressorin tehonkäytön ja stoikiometrian optimointi. Edelleen, jos ilma-aluksen polttoaine säilytetään muussa kuin paineistetussa muodossa (esim. paineistamaton LH_2 tai metallihydridimenetelmät), tulee myös anodin osalta tarkastella mahdollisia kompressoriratkaisuja.

3.2 Ilma-aluksen tehontarve

Tehontarvetta tarkasteltaessa lentokoneelle suunniteltu lentokierros on syytä jakaa osiin. Näin toimimalla voidaan vertailla kierroksen eri vaiheiden tehovaatimuksia, saavuttaen propulsiojärjestelmän suunnittelussa ja mitoituksessa tarvittavia tietoja. Lentokierros jaetaan tavallisesti neljään osaan:

1. tyhjäkäynti ja rullaus (*Idle + taxiing*),
2. lähtö- ja nousuvaihe (*Take-off + climb*),
3. matkalentämisvaihe (*Cruise*) ja
4. laskeutumisvaihe ja rullaus (*Landing + taxiing*).

Vaiheiden tehontarve jakautuu kuvan 3 mukaisesti. Kuva 3 esittää Collinsin ja McLartyn (2020) SOFC-GT-simuloinnissa käytettävän tehoprofiilin Boeing-787 -lentokoneelle, noin 16 tuntia kestäväälle lennolle. Tarkasteltaessa kuvaa, voidaan todeta, että yleisesti tehoa vaaditaan eniten lentokierroksen lähtö- ja nousuvaiheessa (vaihe 2). Kuten suihku- ja mäntäpotkurimoottorienkin tapauksessa, myös polttokennoon perustuvan propulsiojärjestelmän tehontuotto on siis suunniteltava vaiheen 2 tehontarpeen mukaisesti.



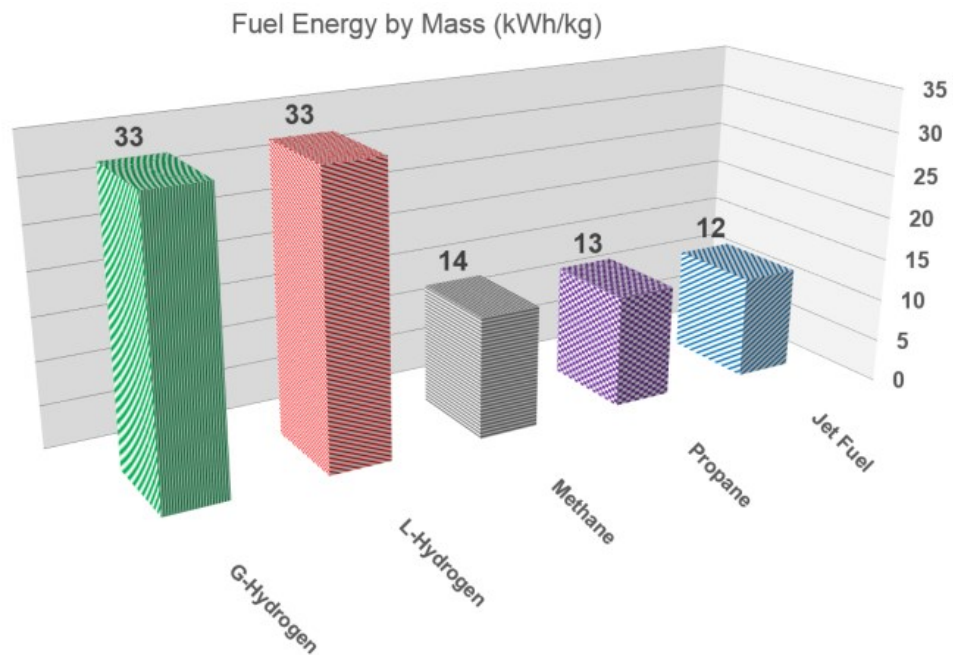
Kuva 3. Tavanomaisen lentokierroksen tehoprofiili. Punaisella värillä lentokorkeus ja mustalla propulsiojärjestelmän akseleiden pyörimisteho ajan funktiona. (Collins & McLarty 2020)

Lähtö- ja nousuvaiheen tehontarpeen lukuarvoon vaikuttaa yhtenä suurena tekijänä lentokoneen liikkeellelähtöpaino (TOGW, *Take-off Gross Weight*). Koska liikkeellelähtöpaino koostuu osittain työntövoimaa tuottavan järjestelmän painosta, ei voida eksplisiitisti määrittää tarvittavaa tehoa ja mitoittaa tehontuottoa massan mukaan.

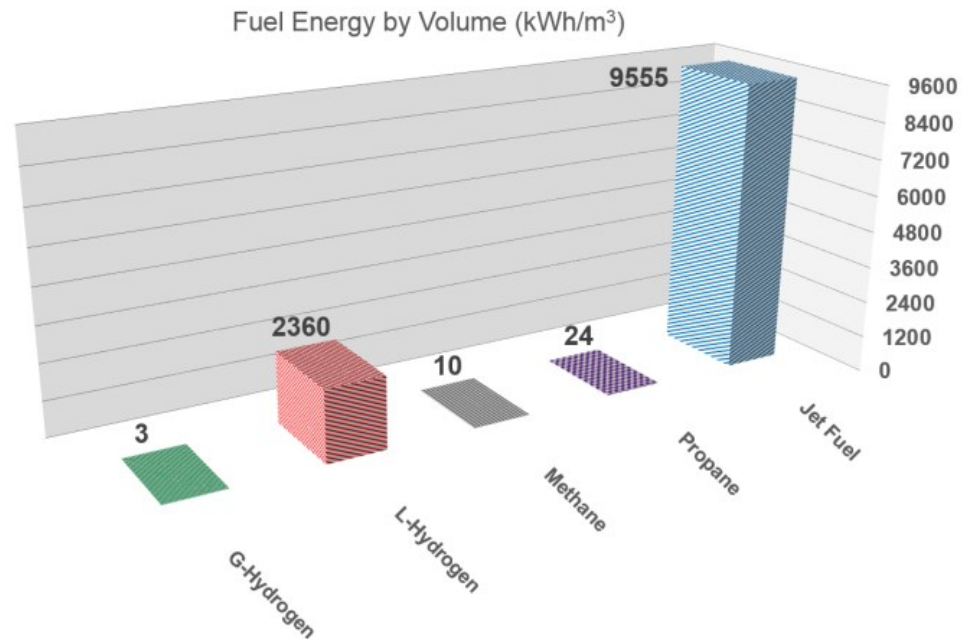
Tutkimuksessaan Collins ja McLarty tarkastelivat kuvan 3 mukaisen tehoprofiilin tehontarpeen täyttämistä polttokenno-kaasuturbiinijärjestelmällä neljällä eri lentokonetyypillä. Kevyttä lentokonetta edusti Fokker F70, jonka huipputehontarpeena pidettiin 11,5 MW:a. Perinteisiä kaupallisia matkustajalentokoneita edustivat Boeing 787 (huipputeho noin 70 MW), Airbus A300 (noin 70 MW) ja Airbus A380 (noin 170 MW). SOFC-GT-propulsiojärjestelmä mitoitettiin vastaamaan lentokoneen alkuperäistä huipputehovaatimusta pitäen matkustajamäärää muuttujana. Näin toimimalla, kokonaismassa ja tehontarve saatiin pidettyä vakiona. Vaikka mitoitettun SOFC-kennoston osuus propulsiojärjestelmän kokonaismassasta oli suuri (Boeing 787:n tapauksessa 46,5 %), simuloinnissa saatiin kuljettua enemmän matkustajia 787- ja A380-malleilla, kun vertailukohtana olivat perinteiset kaasuturbiinit ja lentoprofiilit. Tutkimus osoittaa, että kiinteäoksidikennoston integroiminen osaksi kaasuturbiinimoottoria voi kasvattaa propulsiojärjestelmän ominaistehoa suurten matkustajalentokoneiden tapauksessa. A300-mallin kohdalla matkustajakapasiteetti pysyi lähes samana ja F70-mallin kapasiteetti laski hieman kennostoa käytettäessä.

3.3 Polttoaineen käsittely

Valtaosa ilmailualan polttokennotutkimuksesta kohdistuu vedyn käyttöön ilma-aluksen polttoaineena. Vedyn korkea potentiaali polttoaineena perustuu ympäristönäkökulman lisäksi sen korkeaan ominaisenergiaan ($33 \text{ kWh}\cdot\text{kg}^{-1}$), joka on noin kolminkertainen verrattuna kerosiinin ominaisenergian arvoon (Kadyk et al. 2018) ja korkeampi kuin millään kemiallisesti valmistetulla polttoaineella (Baroutaji et al. 2019). Korkean ominaisenergiansa vuoksi vetyä on käytetty jo usean vuosikymmenen ajan avaruussovelluksissa, kuten NASA:n (*National Aeronautics and Space Administration*, USA) Centaur- ja Apollo-avaruusohjelmissa, rakettimoottorien polttoaineena (NASA 2022). Vaikka vedyn ominaisenergian arvo on korkea, sen *energiatiheys* (energia per tilavuusyksikkö) on alhaisen tiheyden vuoksi varsin matala. Standardipaineessa ja -lämpötilassa vety esiintyy kaasumaisena ja sen tiheys on vain $0,09 \text{ kg/m}^3$, kun vastaava arvo yleisesti käytössä olevalle JP-8-lentopetrolille on 800 kg/m^3 (Cecere et al. 2014). Kuva 4 vertailee vedyn ominaisenergiaa ja kuva 5 vedyn energiatiheyttä muihin polttoaineisiin.



Kuva 4. Vedyn ominaisenergian arvo verrattuna muiden polttoaineiden vastaaviin arvoihin (AIR7765 2019, s. 5).



Kuva 5. Vedyn energiatiheyden arvo verrattuna muiden polttoaineiden vastaväihin arvoihin (AIR7765 2019, s. 5).

Pieni energiatiheys aiheuttaa ongelman vedyn varastoisessa: jotta vetyä voidaan käyttää ilma-aluksen polttoaineena, sen energiatiheyttä on kasvatettava (Baroutaji et al. 2019). Kirjallisuudessa esitetyt ratkaisut ongelmalle voidaan jakaa kolmeen luokkaan: painekaasu, nestemäinen vety (LH₂) ja kemialliset varastointimenetelmät, joista suuremman kokoluokan ilma-aluksissa ratkaisut perustuvat lähtökohtaisesti kahteen ensimmäiseen menetelmään.

3.3.1 Paineistettu vetykaasu

Paineistaminen on vedyn varastointimenetelmistä yksinkertaisin ja yleisin (Gong & Verstraete 2017). Painesäiliöt ovat tavanomaisesti sylinterin muotoisia ja paineet ovat 35–70 MPa (Barthelemy et al. 2017). Kun kysymys on lentokoneeseen sijoitettavasta säiliöstä, yksi tärkeistä suunnitteluparametreista on massan varastointihyötysuhde eli *gravimetrinen hyötysuhde*, joka määrittää yhtälön (1) mukaisesti.

$$\eta_{GR} = \frac{m_{H_2}}{m_{H_2} + m_{SÄILIÖ}} \quad (1)$$

Yhtälössä (1) η_{GR} on säiliön gravimetrinen hyötysuhde, m_{H_2} on säiliön maksimikapasiteetin mukaisen vetymäärän massa ja $m_{SÄILIÖ}$ on säiliön massa. Ilmailusovelluksissa tavoitellaan korkean gravimetrisen hyötysuhteen polttoainevarastoja, eli varastoja, joiden kapasiteetti on suuri ja oma massa pieni. Ongelmaksi muodostuu se, että yleensä kestävästä materiaaleista valmistetut säiliöt sallivat suurempia paineita, mutta ovat raskaita:

esimerkiksi terässäiliöiden hyötysuhde on vain noin 1 % (Dicks & Rand 2018, s. 329). Näin ollen painesäiliön muodon ja materiaalivalinnan merkitys on suuri. Kuten monissa muissakin sovelluksissa, myös ilmailusovelluksissa tankeista pyritään tavallisesti tekemään sylinterin muotoisia tai pallomaisia, sillä kyseisten muotojen pinta-ala on pieni suhteessa niiden tilavuuteen ja siten säiliön materiaalmäärä saadaan minimoitua. Materiaalien osalta ratkaisuna ongelmaan on esitetty kevyitä ja kestäviä komposiittimateriaaleja (Godula-Jopek et al. 2012), kuten lasikuitua ja hiilikuitua, vuorattuna sisältä sopivalla metallilla (esim. alumiini) tai jollakin sopivalla polymeerillä haurastumisen estämiseksi. UAV-sovellusten ja lyhyen matkan kevyiden miehitettyjen lentokoneiden yhteydessä gravimetrisen hyötysuhteen merkitys korostuu, sillä polttoainetta tarvitaan vain vähän ja täten säiliöt ovat kooltaan pieniä. Suuremmilla säiliöillä varastointihyötysuhde on korkeampi, koska tilavuutta kasvattaessa säiliön materiaalmäärä ei kasva samassa suhteessa.

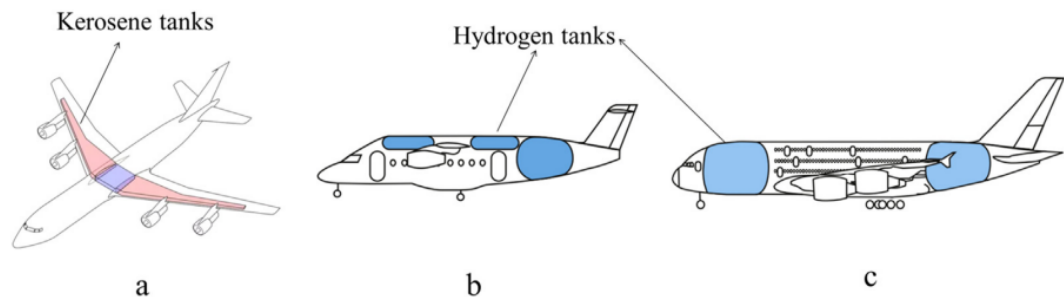
Painetankkeja on käytetty lukuisten UAV-sovellusten (esim. *Ion Tiger*, NRL, Swider-Lyons et al. 2010) lisäksi ensimmäisiin miehitettyihin polttokennolentoihin lukeutuvan EN-FICA-FC-projektin (Romeo et al. 2013) polttoainevarastona. Painetankeille on saavutettu runsaan tutkimuksen ja kehitystyön myötä parhaimmillaan noin 13 %:n gravimetrisen hyötysuhde (NRL, Gong & Verstraete 2017 mukaan).

3.3.2 Nestemäinen vety

Vaikka nestemäisenä vedyn energiatiheys on moninkertainen vetykaasuun verrattuna, saman energiamäärän varastoiminen lentopetroltiin vie noin neljä kertaa vähemmän tilaa (Kuva 4). On kuitenkin osoitettu (Corchero & Montañés 2005), että samoissa olosuhteissa ohivirtausmoottorille syötetty vety voi alhaisen massansa vuoksi tarjota kerosiinia pienemmän polttoaineen kulutuksen ja järjestelmästä voidaan rakentaa kevyempi. Lisäksi arvioidaan kerosiiniin korvaamisen nestemäisellä vedyllä voivan alentaa operoimisen hintaa (Baroutaji et al. 2019).

Normaalipaineessa vety nesteytyy, kun sen lämpötila lasketaan $-253\text{ }^{\circ}\text{C}$:seen, minkä vuoksi nesteyttämisprosessissa voi kulua energiaa jopa 40 % nesteytyksen kohteena olevan vedyn energiamäärästä (Barthelemy et al. 2017). Nesteytysprosessin energiatehottomuuden lisäksi ongelmana on nesteen säilyttäminen ilma-aluksessa, sillä säiliön kryogeeninen lämpötila tulee ylläpitää koko lentokierroksen ajan. Lämpötilan ylläpitämisen vaatimaa eristystä on hankala järjestää. Näin ollen kestävien, kevyiden ja hyvin eristettyjen LH₂-säiliöiden suunnitteluongelmaa on pidetty yhtenä ilmailualan vedyn hyödyntämisen kriittisistä ongelmista (Verstraete et al. 2010).

Ongelmaa on 2000-luvulla tutkittu varsin laajasti yliopistojen lisäksi etenkin NASA:n toimesta, sillä avaruussovelluksissa käytettäviä LH_2 -varastointimenetelmiä halutaan kehittää. Tutkimuksessaan (Mital et al. 2006) NASA esittää eristetyn komposiitilla tuetun monoliittisen metallirakennelman olevan soveltuva mobiilisovelluksiin. Tutkimus määrittää alumiiniseos-2219:n täyttävän parhaiten tarvittavat kriteerit kryogeenisen nesteen säilyttämiseen. NASA:n tutkimustyötä ovat jatkaneet ainakin Winnefeld et al. (2018) kehittämällä NASA:n työn perusteella konseptin kryogeenisestä vetysäiliöstä, jonka kokonaisominaisenergia on 21 kWh/kg (vertaa kuva 2). Winnefeldin et al. mukaan analyysin tulos osoittaa vedyn potentiaalin kerosiinin kilpailijana, mutta tutkimusta vaaditaan lisää säiliön integroimiseksi ilma-aluksen runkoon. Tankkien suuren tilavuuden ja eristämisen järjestämisen vuoksi lentokoneiden rakenteita on muokattava, jotta vetysäiliöt saadaan mahduttamaan runkoon. Kuva 6 vertailee kerosiinisäiliöiden tyypillistä sijaintia ja parhaana vaihtoehtona pidettyjen (Verstraete et al. 2010; Barthelemy et al. 2017) vetysäiliöiden sijaintia keskimatkan ja pitkän matkan lentokoneissa.



Kuva 6. (a) Tavanomainen kerosiinin varastointi lentokoneeseen (Baroutaji et al. 2019), sekä suunnitellut sijainnit kryogeenivetytankeille keskipitkän matkan (b) ja pitkän matkan (c) lentokoneissa (Verstraete et al. 2010). Kuva: Baroutaji et al. (2019).

3.3.3 Kemialliset varastointimenetelmät

Ongelmat H_2 -kaasun ja LH_2 :n säilyttämisessä ovat johtaneet tutkimukseen vaihtoehtoisista vedyn varastointimenetelmistä, joita ovat mm. metallihydridit (tyypillisesti natriumboorihydridi) ja hiilipohjaiset menetelmät.

Joillakin metalleilla ja metalliseoksilla on kyky absorboida ja vapauttaa korkean reaktiivisuuden H_2 -molekyylejä reversiibelisti (Dicks & Rand 2018, s. 333) ja täten vety voidaan varastoida kemiallisin sidoksin metallihydridinä. Metallihydridit ovat tilavuudeltaan tehokkaita varastoja, jotka toimivat normaalipaineessa ja -lämpötilassa (Gong & Verstraete

2017), mutta niiden suurin ongelma on gravimetrinen hyötysuhde (Sharaf & Orhan 2014). Metallien korkean massan vuoksi vetyä saadaan varastoitua metallihydrideihin tyypillisesti vain noin 7 massaprosenttia (Mikkonen 2020), kun natriumboorihydridille luku on 10,9 % (Kim 2014). Varastointihyötysuhteestaan huolimatta natriumboorihydridiin perustuvan polttoainejärjestelmän soveltuvuutta kevyisiin ilma-aluksiin on tutkittu. On osoitettu, että on mahdollista rakentaa stabiili mikro-UAV-alus, joka generoi natriumboorihydridivarastostaan vetyä ja syöttää sen polttokennolle (Kim 2014). Miehitettyjen lentokoneiden osalta tutkimus metallihydridivarastoista on varsin vähäistä.

Metallihydridivarastojen lisäksi UAV-alusten polttoaineeksi on esitetty nestemäisiä hiilivetyjalosteita, kuten metanolia, jota syötetään DMFC-kennolle. Metanolipolttokennoston ja metanolin käyttöä on tutkittu vahvasti etenkin Koreassa: mm. korealaisen Inhan yliopiston tutkimuksessa valmistettiin jo vuonna 2013 onnistuneesti metanolilla lentävä UAV-alus. (Gong & Verstraete 2017)

Polttokennojen ja vetyteknologian vakiintuminen lentoteollisuuden primääriseksi energiakonseptiksi vaatii läpimurtoja vedyn varastoinnin alueella, jotta korkean ominaisenergian ja matalan energiatiheiden vetyä voidaan varastoida ilma-alukseen lentokierroksen tarvitsema määrä tehokkaasti ja turvallisesti. Lisäksi on kyettävä rakentamaan lentokenttäympäristöön toimiva vetyinfrastruktuuri, joka sisältää turvallisen ja tehokkaan vedyn säilytyksen, jakelun ja kuljetuksen. Suurista lentoyhtiöistä vetyinfrastruktuurin rakentamista on tutkinut ainakin Boeing (Troncoso et al. 2016).

3.4 Luotettavuus ja elinkaari

Turvallisen lentoliikenteen takaamiseksi on arvioitava tarkasti ilma-alusten luotettavuustekniset ominaisuudet. Euroopassa, suurin osa lentokoneista käy läpi EASAn (*European Union Aviation Safety Agency*) sertifikaattiprotokollan mukaisen arvioinnin (Kösters & Gao 2021). Arviointi perustuu pienten ja keskikokoisten lentokoneiden osalta CS-23-asiakirjaan (EASA 2020a) ja suurten lentokoneiden osalta asiakirjaan CS-25 (EASA 2020b). Asiakirjoissa määritellään sallitut vikaantumistaajuudet eri asteen häiriöille yksikössä h^{-1} (häiriötä tunnissa). Taulukossa 2 on esitetty Köstersin ja Gaon keräämä tiivistelmä vaatimuksista suurille lentokoneille perustuen asiakirjaan CS-25.

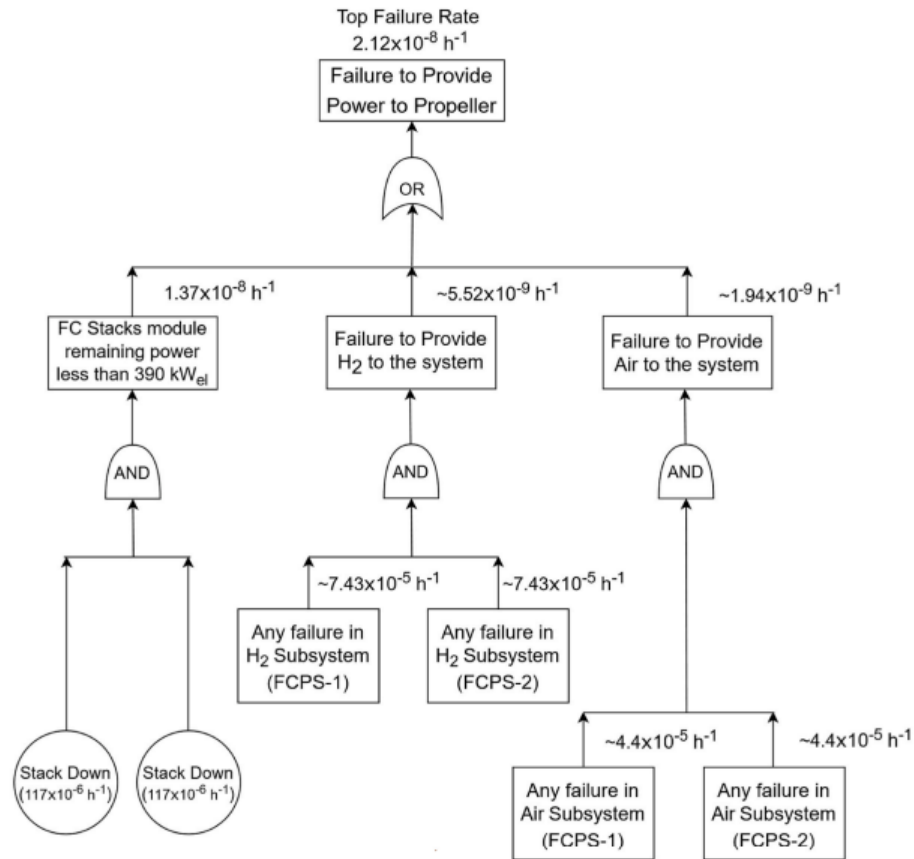
Taulukko 2. CS-25-asiakirjan mukainen häiriöiden luokittelu ja vaaditut toimintavarmuudet suurille lentokoneille (muokattu lähteestä Kösters & Gao 2021). (TN = todennäköisyys)

Häiriön aste	Kuvaus	Esimerkkejä	TN, p [h⁻¹]
Pieni	Ilma-aluksen turvallisuus ei ole merkittävästi laskenut.	Toimintojen suorituskyvyn lievä alentuminen. Henkilöstön työmäärän lievä lisääntyminen. Matkustajien lievä epämukavuus.	$p > 10^{-5}$
Suuri	Ilma-aluksen suorituskyky on laskenut.	Toimintojen suorituskyvyn huomattava alentuminen. Henkilöstön työmäärän huomattava lisääntyminen. Matkustajien epämukavuus ja mahd. loukkaantuminen.	$10^{-5} > p > 10^{-7}$
Vaarallinen	Ilma-aluksen suorituskyky on laskenut.	Toimintojen suorituskyvyn huomattava alentuminen tai toimintojen lamautuminen. Henkilöstön fyysinen kuormitus tai työmäärä niin suuri, että ei kykene suorittamaan kaikkia tehtäviään. Vakavia tai kuolettavia vammoja pienellä osalla matkustajista.	$10^{-7} > p > 10^{-9}$
Katastrofaalinen	Jatkuva turvallinen lentäminen ja laskeutuminen ei mahdollista.		$p < 10^{-9}$

Polttokennoon perustuvan propulsiojärjestelmän tapauksessa selvittämällä käytettävän polttokennojärjestelmän ja sen komponenttien vikaantumistaajuudet, voidaan laskea taulukon 2 vaatimusten mukainen järjestelmän tarvitsema *redundanssi*. Redundanssi tarkoittaa tässä yhteydessä ylimääräistä tehontuotokapasiteettia ja on analoginen yleisesti insinööritieteissä käytettävän *varmuusluvun* kanssa. Redundanssia kasvatetaan lisäämällä kennostojen yksikkökennojen määrää tai lisäämällä kokonaan uusia kennostoja, jolloin tehoa on saatavilla lentämiseen tarvittavaa vähimmäismäärää enemmän. Kun ylimääräistä tehoa on käytettävissä, voidaan taata tehontuotto jonkin osakomponentin toimintahäiriötilanteesta huolimatta. Redundanssin kasvattaminen nostaa myös systeemin kokonaisuusmassaa ja näin ollen pienentää sen ominaistehoa (Kösters & Gao 2021), minkä vuoksi on syytä arvioida kennojärjestelmän vikaantumistiheyttä tarkasti.

Köstersin ja Gaon lisäksi aihetta ovat tutkineet ainakin Abu Kasim et al. (2022), jotka osoittivat laskennallisilla menetelmillä ja jo olemassa olevan vikaantumisdatan perusteella, että polttokennojen alle kaksinkertainen redundanssi voi riittää saavuttamaan nykypäivän kaupallisten lentokoneiden suihkumoottorien käyttövarmuuden. Kasimin et al. tutkimuksessa tarkasteltiin 8-paikkaisen Cessna 208 Caravan -lentokoneen tehonlähteen korvaamista turboahdetulla polttokennojärjestelmällä ja LH₂-tankeilla. Tehonlähde koostui neljästä Ballard Power Systemsin kaupallisesta 140 kW:n PEM-kennostosta. Matkalentämisen tehontarpeeksi arvioitiin 390 kW ja näin ollen kennostojen tuottama 560 kW (4x140 kW) oli matkalentämiseen 1,44-kertaisesti ylimitoitettu. Lisäksi kaikkia

kennojen operoimiseen tarvittavia BoP-laitteita (kosteuttaja, polttoaineen esilämmittäjä, vetysäiliö) oli kaksi kappaletta. Kennoston käyttövarmuutta arvioitiin kuvan 7 mukaisella vikapuumallilla, jossa TOP-tapahtumana pidettiin epäonnistumista välittää potkurille tehoa.

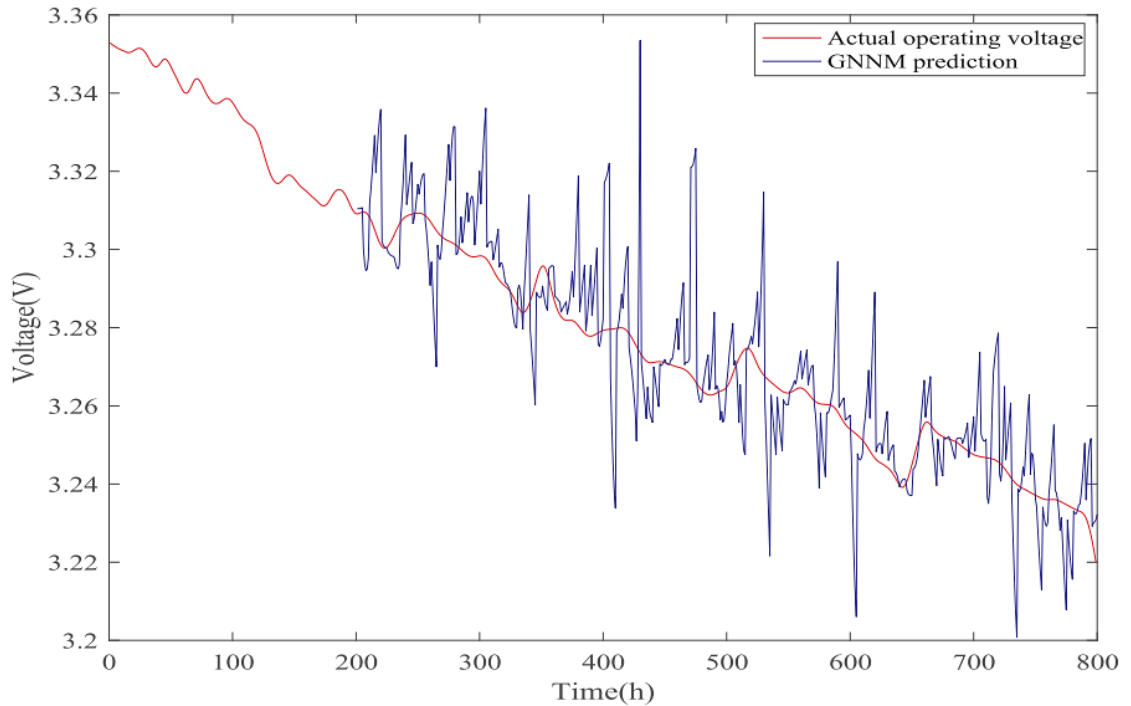


Kuva 7. Polttokennotoimisen Cessna 208:n tehontuottojärjestelmän vikapuumalli (Kasim et al. 2022).

Mallissa TOP-tapahtumaan on kytketty loogisella OR-portilla kolme alisysteemihäiriötilannetta: kennostojen kyvyttömyys tuottaa tarvittava 390 kW, polttoaineenjakojärjestelmän häiriö ja ilmansyöttöjärjestelmän häiriö. Mikäli yksikin kolmesta alijärjestelmästä ajautuu häiriötilaan, mallin TOP-tapahtuma realisoituu. Koska polttoaine- ja ilma-alisysteemien redundanssi on kaksi ja polttokennoja on ylimitoitettu määrä, päädytään suhteellisen pieneen TOP-tapahtuman realisoitumistodennäköisyyteen. Mallin lukuarvot alijärjestelmien vikaantumistiheyksille oli kerätty tutkijoiden toimesta useasta eri lähteestä. TOP-tapahtuman todennäköisyyden tulokselle ($2,18 \cdot 10^{-8} \text{ h}^{-1}$) suoritettiin vertailu moderniin P&W PT6-turbiinimoottoriin, jolle lennonaikaisen kriittisen toimintahäiriön vikaantumistiheys on kirjoittajien mukaan noin $1,6 \cdot 10^{-6} \text{ h}^{-1}$. Tutkijoiden mukaan tulos on varsin tyydyttävä ja osoittaa, että täyssähköinen polttokennopropulsio on mahdollista sovittaa nykyisen lainsäädännön asettamien reunaehtojen sisään.

Luotettavuusteknisen analyysin yhteydessä on syytä tarkastella polttokennon elinkaarta. On yleisesti tiedossa, että modernienkin polttokennojen tehontuotto- ja luotettavuus laskee käyttötuntien lisääntyessä (Gerbec et al. 2008; Chen et al. 2019). Edelleen, kun kennoja käytetään osana lentokoneen tehonlähdettä, voidaan kennoille olettaa staattisia sovelluksia radikaalimpaa suorituskyvyn madaltumista, koska kennot joutuvat vastamaan vaihtelevaan tehontarpeeseen ja kokevat vaihtelevia olosuhteita. Polttokennon käyttäytymistä ja elinkaarta lentokoneen tehonlähteenä ovat tutkineet Dyantui et al. (2020), jotka simuloivat tutkimuksessaan PEM-kennolle lentokoneen kohtaamia ulkoisia olosuhteita jokaiselle lentokierroksen vaiheelle (tyhjäkäynti, lähtö/nousu, matkalentäminen, laskeutuminen). Tutkijat havaitsivat, että matkalentämisen aikana polttokennon suorituskyky ei ajan myötä juurikaan laske, mutta nousu- ja laskeutumisvaiheiden yhteydessä kennon elektrolyytin ja elektrodien aktiivisuus laskee ja täten myös tehontuotto- ja laskeutumisvaiheen vaihtelevan tehontarpeen todettiin vahingoittavan kennon elektrolyytin membraanirakennetta ja kennon kaasudiffuusiokerroksia, jotka mahdollistavat vedyn ja hapen pääsyn elektrodeille.

Tehontuoton heiketessä käyttötuntien myötä, on välttämätöntä voida ennustaa kennon elinkaarikäyttäytymistä tarkasti. Erityisesti lentokoneiden yhteydessä on tärkeää, että voidaan luotettavasti määrittää käytettävien kennostojen *jäljellä oleva käyttöikä* (RUL, *Remaining Useful Life*), jotta voidaan välttää käyttöikänsä päätyminen. (Kösters & Gao 2021) Elinkaarikäyttäytymistä voidaan ennustaa varsin tarkasti harmaalla neuroverkko-mallilla, kuten Chen et al. (2019) osoittivat tutkimuksessaan, saavuttaen jopa 98,96 % tarkkuuden ennustukselleen. Vaikka kennojännitteen ennustamis- ja arviointimenetelmiä ei tarkemmin käsitellä tässä työssä, voidaan Chenin et al. tutkimusraportin kuvaajasta (Kuva 8) havaita aiempia suorituskyvyn laskemista koskevia väitteitä tukevaa dataa. Vaikka kyseisessä tutkimuksessa kennon ulkoiset olosuhteet ja simuloitu tehontarve pidettiin vakioina, havaitaan jännitteessä 800 käyttötuntin aikana noin 7 %:n lasku. Kuvassa 8 näkyy tutkijoiden mittaama todellinen kennojännite ajan funktiona punaisella ja neuroverkon ennuste jännitteestä sinisellä.



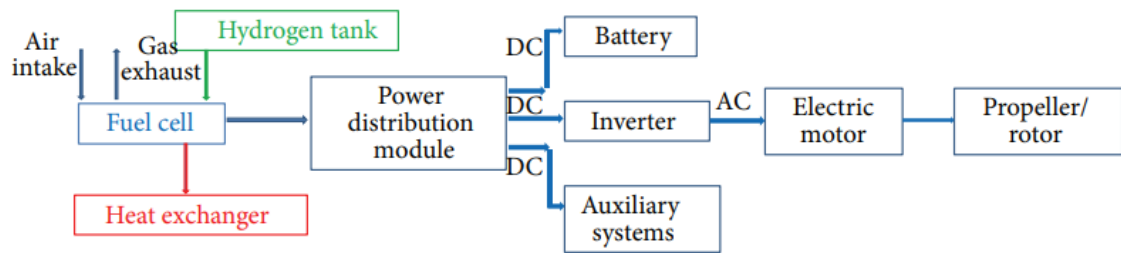
Kuva 8. Viiden yksikkökennon PEM-kennoston todellinen kennojännite ajan funktiona 800 tuntia kestäneessä rasituksessa (punainen) ja harmaan neuroverkon ennustama jännite ajan funktiona (sininen) (Chen et al. 2019).

Lentokoneen polttokennojärjestelmien elinikää voidaan kasvattaa keventämällä yksittäisen kennoston kuormitusta eli kasvattamalla kennostojen redundanssia ja ohjaamalla tehontarve tasaisesti kennostoille, jolloin yksittäistä kennostoa ei altisteta äärirajoilleen. Vaihtoehtoisesti voidaan käyttää akkua kennostojen tukena vastaamaan nousuvaiheen tehontarpeen täyttämistä kennostojen ohella. Näin on menetelty esimerkiksi Romeon et al. (2013) konseptissa nelipaikkaisesta onnistuneesti koelennetystä mallista.

Ilma-alusten polttokennojärjestelmien huoltotoimenpiteisiin liittyviä tutkimuksia on kirjallisuudessa varsin vähän. Maa-ajoneuvokäytössä kennojärjestelmää huolletaan puhdistamalla kennon virtauskanavarakenteet säännöllisin väliajoin ja koko polttokennosto vaihdetaan tehontuoton laskiessa määritetyn raja-arvon alle (Bubna et al. 2010). Vaikka varsinaista kennon huoltoa ei suoriteta kennon ollessa ajoneuvossa kiinni, sen rakennesosat, kuten elektrolyytti, ovat korvattavissa uusilla osilla (Dyantyti et al. 2020).

4. POLTTOKENNO KEVYEN ILMA-ALUKSEN TEHONLÄHTEENÄ

Tutkimus polttokennostojen käytöstä kevyen ilma-aluksen, kuten UAV-aluksen tai siviililentokoneen primäärisenä tehonlähteenä perustuu usein kuvan 9 mukaiseen konfiguraatioon (González-Espasandín et al. 2014).



Kuva 9. Tyypillinen polttokenno-sähkömoottori-propulsiojärjestelmän konfiguraatio ja tarvittavat elementit (González-Espasandín et al. 2014)

Kuvassa 9 primäärienergiavarastoa edustaa vetysäiliö (*Hydrogen tank*), jonka sisältö ohjataan lennon aikana tarvittavan kulutuksen mukaisesti polttokennolle (*Fuel cell*). Polttokenno ottaa vedyn lisäksi ilmaa kennon virtauslevyn ilmanottonavasta (*Air intake*), vapauttaen vesihöyryä, runsastyyppistä kaasua (*Gas exhaust*) ja lämpöenergiaa. Systemin kokonaisuhyötysuhteen parantamiseksi vapautunut lämpöenergia ohjataan lämmönsiirtimelle (*Heat exchanger*) ja hyödynnetään esimerkiksi ohjaamon lämmittämässä (Romeo et al. 2013). Kennon tuottama tasajännite kytketään jakelujärjestelmään (*Power distribution module*), joka ohjaa jännitteen kolmelle komponentille. Ensisijaisesti generoitu sähköteho ohjataan vaihtosuuntaajalle (*Inverter*), joka muuntaa tasavirran vaihtovirraksi sähkömoottorin (*Electric motor*) käyttämistä varten. Sähkömoottorin generoimalla pyörimisteholla operoidaan järjestelmän mekaanisia osia eli potkureita (*Propeller/rotor*). Jakelujärjestelmä ohjaa APU-järjestelmälle (*Auxiliary systems*) oheistoimintoihin vaadittavan tehon ja ylimääräteho varastoidaan akkuun (*Battery*). Akkua voidaan käyttää ylläpitämään tasainen jännite sähkömoottorille, keskimääräisen tehon tullessa kuitenkin polttokennolta.

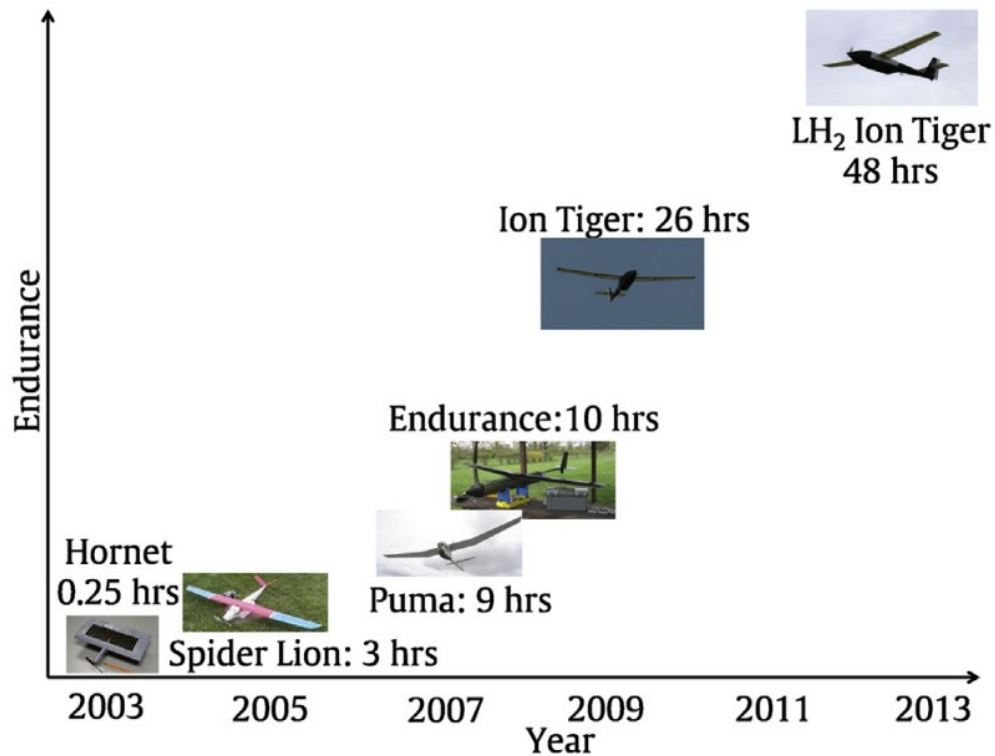
Tässä luvussa käsitellään kuvaa 9 vastaavan propulsiojärjestelmän demonstraatiomalleja. Erityisen tarkastelun kohteena pidetään historiallisesti ja tieteellisesti merkittäviä aluksia.

4.1 Kiinteäsiipiset miehittämättömät ilma-alukset

Suurin osa nykyaikaisista UAV-aluksista käyttää tehonlähteenään sähkömoottori-akku-yhdistelmää, koska pienen kokoluokan sovelluksissa perinteisillä polttomoottoreilla tai kaasuturbiinimoottoreilla on vaikeaa saavuttaa käyttökelpoisia hyötysuhteita. Akkujen heikko ominaisenergia rajoittaa merkittävästi alusten lentoaikaa ja on yksi syy 2000-luvun runsaalle polttokennotutkimukselle. (Baroutaji et al. 2019) Lentoajan pidentäminen on osoittautunut kiinnostavaksi mahdollisuudeksi etenkin militäärisovelluksissa, joissa polttokennojärjestelmän vähäiset melupäästöt voisivat pidemmän operointiajan lisäksi luoda entistä paremmat edellytykset tiedusteluoperaatioiden onnistuneelle suorittamiselle (Reid & Albayati 2021). Tämän vuoksi yliopistojen ja yksityisten tahojen lisäksi myös sotilaalliset organisaatiot, kuten Yhdysvaltain laivaston tutkimuskeskus NRL (*Naval Research Laboratory*), ovat tutkineet polttokennon käyttöä kiinteäsiipisten UAV-alusten tehonlähteenä.

Aerovironmentin ensimmäisen onnistuneen FC-UAV-lennon (2003) jälkeen alusten kooka ja lentoaikaa on runsaan tutkimuksen avulla kasvatettu. NRL-tutkimuskeskuksen suunnittelema ja vuonna 2005 rakentama *Spider Lion* -alus (Swider-Lyons et al. 2010) osoitti ensimmäisenä dokumentoituna mallina potentiaalinen lentoajan kasvattamiseen. Swider-Lyonsin et al. rakennelman massa oli 2,7 kg, polttoaineena toimivan H₂-paineikaasun massan ollessa 3,3 tunnin lennon alkaessa 15 g. Tehonlähteenä käytettiin Protonexin 100 W:n PEM-kennostoa, jonka muodostama jännite ohjattiin sähkömoottorille. Tutkijoiden mukaan prototyyppi oli kaukana operatiivisiin sotilaallisiin tehtäviin soveltuvasta laitteesta, koska propulsiojärjestelmän osat oli rakennettu paintball-laitteiston, alumiinifolion ja muun vähittäismyynnistä löytyneen, eri käyttötarkoitukseen suunnitellun materiaalin avulla. Alus ei myöskään kyennyt kuljettamaan hyötykuormaa.

Kuva 10 esittää tutkimusten tuloksina rakennettuja ja koelennettyjä merkittäviä UAV-aluksia lentoaikoineen. AeroVironment kehitti vuonna 2007 *Puma*-hybridin, jossa polttokennon toimintaa tuettiin akulla enemmän kuin tasaisen virrantuoton tarkoituksessa. Aluksen kärkiväli oli 2,6 m ja massa 5,7 kg (AeroVironment 2008). Michiganin yliopiston opiskelijoiden vuoden 2008 *Endurance*-alus erosi lentoajaltaan *Puma*-aluksesta vain vähän, rikkoen silti pisimmän lennon ennätyksen. Huomion arvoista *Endurance*-mallissa on se, että se oli ensimmäinen ilma-alus, jonka tehonlähteenä toimi SOFC-kennosto ja polttoaineena käytettiin propaania (Gong & Verstraete 2017).

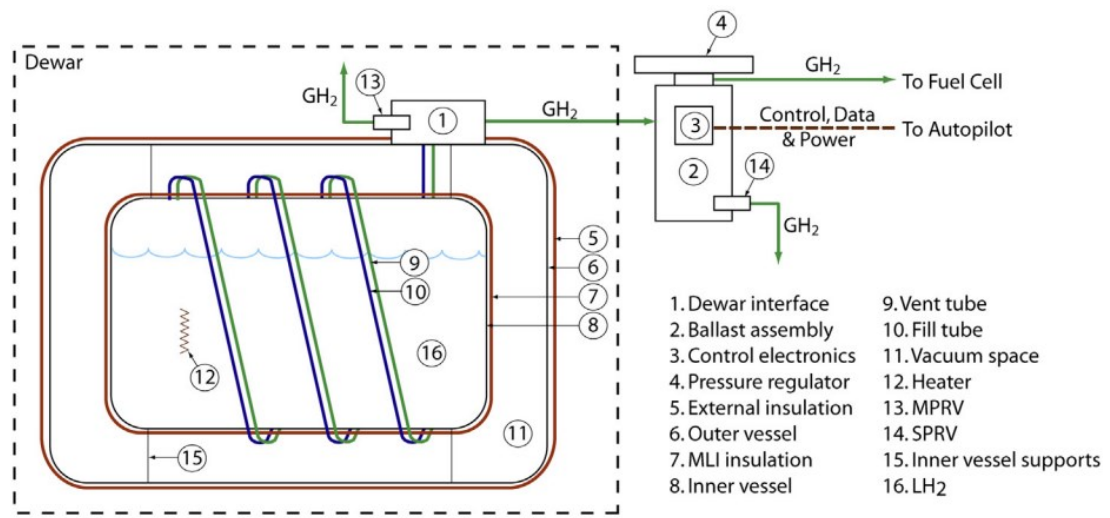


Kuva 10. Kiinteäsiipisten miehittämättömien polttokennoilma-alusten lentoajan historiallinen kehitys aikavälillä 2003–2013 (Gong & Verstraete 2017).

NRL ja Swider-Lyons et al. jatkoivat *Spider Lion* -mallin onnistumisen johdosta kehitystyötään ja julkaisivat vuonna 2010 raportin *Ion Tiger* -aluksen onnistuneesta koelennosta. *Ion Tiger* ja sen seuraaja *LH₂ Ion Tiger* edustavat rakenteeltaan ja ominaisuuksiltaan modernia miehittämätöntä polttokennolentokonetta ja tämän vuoksi niiden teknisiä ratkaisuja käsitellään seuraavassa tarkemmin, erityisen tarkkailun kohteen ollessa *LH₂ Ion Tiger* -mallin polttoainevarastointi.

Swider-Lyonsin et al. (2010) mukaan vuoden 2009 *Ion Tiger* -aluksen kokonaismassa oli noin 16 kg ja sen tehonlähteenä käytettiin Protonexin projektia varten kehittämää 1 kg:n PEM-kennostoa. Kennosto koostui 36:sta sarjaan kytketystä yksikkökennosta ja sen tuottama teho oli 550 W, ollen ylimitoitettu kymmenellä prosentilla laskennalliseen tarvittavaan tehoon nähden. Raportin mukaan kennojärjestelmään kuului kennoston lisäksi ilmapuhallin, jäähdytinnestepumppu, nesteytysyksikkö ja tarvittava ohjauselektroniikka. Kennojärjestelmä kytkettiin osaksi kuvaa 9 vastaavaa systeemiä, jossa energia varastoitiin H₂-paineikaasuna. Tutkijoiden mukaan painesäiliön gravimetrinen hyötysuhde oli 12 %, kuusinkertainen *Spider Lion* -mallin säiliöön nähden. Varastoinnin suuri gravimetrinen hyötysuhde edesauttoi yhtenä tekijänä saavuttamaan mallin 26 tunnin ennätysten rikkovan lentoajan.

Edeltäjänsä mielenkiintoisempaan voidaan pitää *LH₂ Ion Tiger* -mallin vetyvarastoa, jota käyttämällä Stroman et al. (2014) onnistuivat lennättämään alusta yhtäjaksoisesti kahden vuorokauden ajan. Aluksen nimen mukaisesti, polttoaineena toimiva vety varastoitui nestemäisessä muodossa. Stromanin et al. mukaan säiliöjärjestelmän vetykapasiteetti oli 1,34 kg ja säiliöjärjestelmän kokonaismassa täytenä 5,87 kg. Yhtälöä 1 hyödyntäen, voidaan varaston gravimetriseksi hyötysuhteeksi todeta noin 18,6 %. Hyötysuhteen arvoa voidaan pitää historiallisesti merkittävänä askeleena vedyn hyödyntämisen tutkimuksissa. Säiliön toimintaperiaate ja elementit ovat kuvattuna kuvassa 11.



Kuva 11. NRL-tutkimuslaitoksen miehittämättömän LH₂ Ion Tiger -aluksen polttoaineen varastoinnin periaatekuva (Stroman et al. 2014).

Kuvan 11 säiliö on kryogeeninen dewar-astia, jonka eristys on järjestetty erottamalla tyhjiön (11) avulla sisäinen astia (8) ja ulkoinen astia (6) toisistaan. Tyhjiön lämmöneristävyyttä tuetaan sisäisen säiliön monikerroksisella alumiinieristyksellä (7) ja ulkosäiliön eristyksellä (5). Järjestelmän hyvä lämmöneristävyys johtaa siihen, että säiliön seinämän läpi konduktoituu vain vähäinen määrä lämpöä ulkopuolelta varsinaiseen kryogeeninesteen tilaan. Tämän vuoksi vedyn kiehumisen aiheuttama ylipaine säiliöön on matala. Tässä tapauksessa säiliössä höyrystyneen vedyn määrä aikayksikköä kohden saadaan pidettyä niin matalana, että polttokennon vetytarve aikayksikköä kohden on suurempi. Höyrystymisnopeutta voitiin siis ohjailta säiliön sisäisen lämpövastuksen (12) avulla, luoden painelinjaan (9) tarvittavan paineen. Varsinainen säiliö on kytketty liitäntämoduuliin (1). Liitäntämoduuli on yhteydessä polttoaineen täyttölinjaan (10) ja painelinjaan ja näin toimii astian eräänlaisena käyttöliittymänä. Painelinja kulkee säiliöstä kuristinjärjestelmään (2) mekaanisen paineenrajoitusventtiiliin (13) kautta, jotta vältetään suunniteltua korkeammat paineet painelinjassa. Kuristin yhdessä paineregulaattorin (4), solenoiditoimisen paineenrajoitusventtiiliin (14) ja ohjainjärjestelmän (3) kanssa syöttävät polttokennolle tarvittavan määrän polttoainetta. (Stroman et al. 2014)

Vuoden 2013 ja NRL:n *Ion Tiger* -tutkimusohjelman jälkeen FC-UAV-alusten kehittämissä on jatkunut, mutta pääpaino lentoajan pidentämisen lisäksi on siirtynyt monipuolisemman suorituskyvyn tavoitteluun. Havaintoa tukee esimerkiksi De Wagterin et al. (2021) raportti onnistuneesti koelennetystä *NederDrone*-aluksesta, joka kykenee polttokennon, akun ja 12 potkurin avulla lentämisen lisäksi leijumaan paikallaan ja suorittamaan VTOL (*Vertical Take-off and Landing*) -toimenpiteitä, eli laskeutumaan ja nousemaan pystysuoraan.

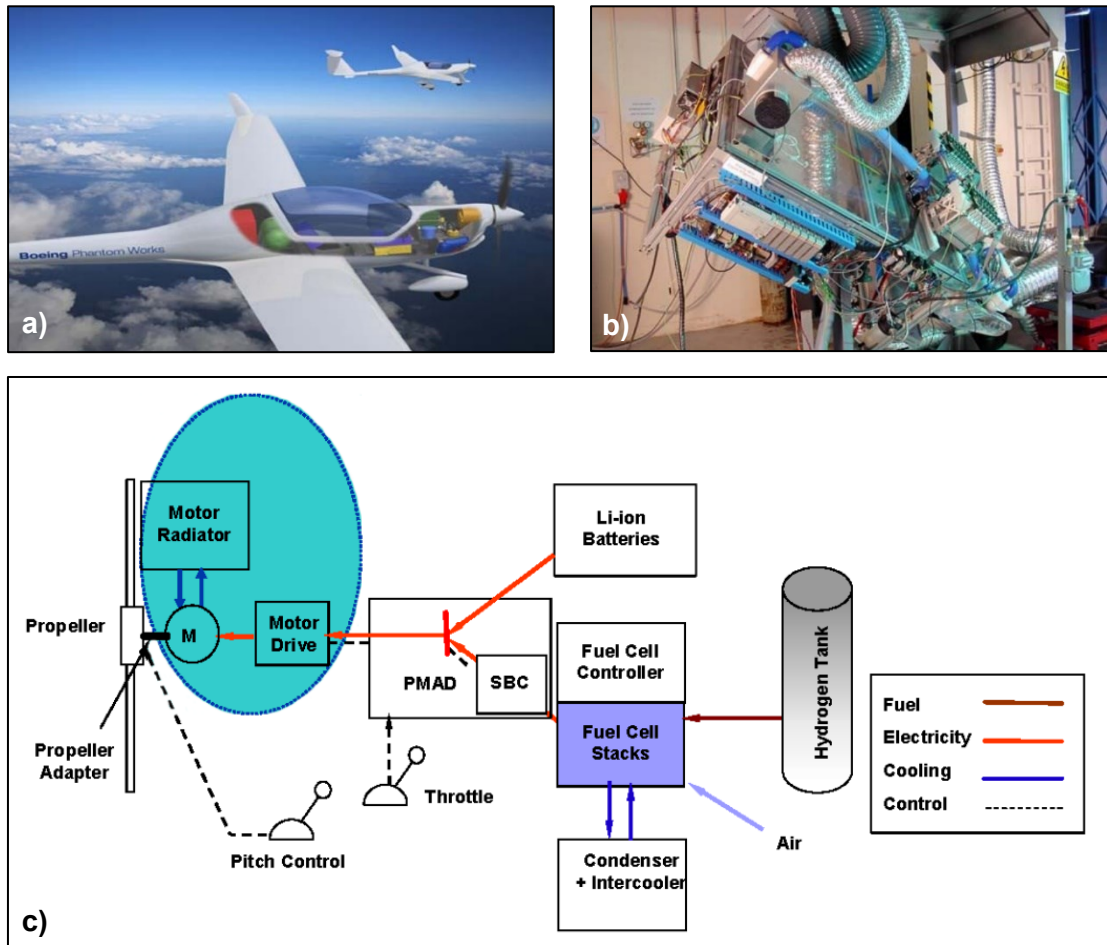
4.2 Kevyet miehitetyt ilma-alukset

Vaikka aerodynaamiset ja lentomekaaniset lainalaisuudet säilyvät ennallaan, eroa miehitettyjen polttokennolentokoneiden suunnittelu jonkin verran FC-UAV-alusten suunnittelusta. Hyötykuormaa on voitava kuljettaa enemmän ja tehontarve on suuremman massan vuoksi korkeampi. Kuljetettaessa henkilöitä, ilmailuun liittyvät regulaatiot asettavat miehittämättömiä aluksia tarkempia vaatimuksia turvallisuudelle. Tästä huolimatta korkeellisia malleja on onnistuneesti rakennettu ja koelennetty (esim. Lapeña-Rey et al. 2007; Romeo et al. 2013; ZeroAvia 2020), ei kuitenkaan yhtä suuressa määrin kuin FC-UAV-aluksia.

Ensimmäinen dokumentoitu polttokennolento miehitetyllä lentokoneella lennettiin Boeingin (Lapeña-Rey et al. 2007) vuoden 2008 yksipaikkaisella *Dimona*-moottoripurjelentokoneella, jonka kärkiväli oli 16,3 m ja TOGW-massa 770 kg. Lapeña-Reyn et al. mukaan koneen tehonlähteenä oli kuvan 12b PEM-kennosto tuettuna litiumioniakulla. Propulsiojärjestelmä rakennettiin itävaltalaiseen HK36 *Super Dimona* -koneeseen vaihtamalla alkuperäinen polttomoottori ja kerosiinisäiliö sähkömoottoriin, kennojärjestelmään, vetyssäiliöihin ja lämmönvaihdiväijärjestelmään. Polttoainetankkina käytettiin komposiittisäiliötä, joka kykeni varastoimaan paineistettua vetykaasua noin tunnin mittaista lentoa varten. Säiliö sijoitettiin ohjaajan istuimen taakse ja runkoa pitkin kulkeva putkisto kuljetti vedyn moottoritilaan, jossa polttokennosto sijaitti. Paineistetun vedyn ja erillisen kompressorisyksikön kautta syötetyn ilman avulla kennosto tuotti 24 kW:n tehon, josta 20 kW:a saatiin ohjattua työntövoiman tuottamiseen.

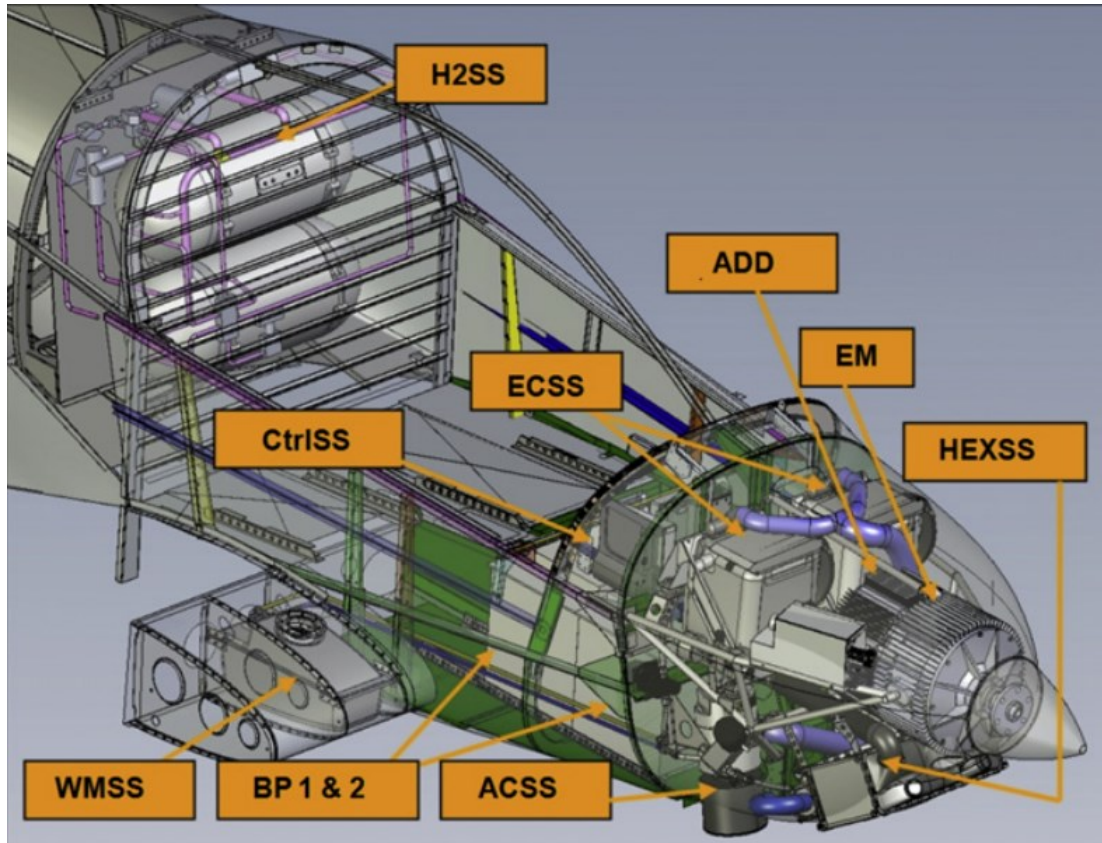
Boeingin koneen propulsiojärjestelmä (Kuva 12c) eroaa kuvassa 9 esitetystä polttokennoa primäärinä tehonlähteenä käyttävästä konfiguraatiosta. Konseptissa litiumioniakku tukee polttokennostoa tehontuotossa lentokierroksen lähtö- ja nousuvaiheessa, tuottaen 25 kW:n lisätehon 7 minuutin ajan, jonka jälkeen turvallinen lentokorkeus on saavutettu ja PEM-kennosto toimii ainoana tehonlähteenä. Akun ja kennoston tehontuotajakaumaa ohjataan sulautetulla ohjelmoidulla logiikalla. Kuva 12a on havainnekuva

Boeingin moottoripurjelentokoneesta. Koneella lennettiin noin 20 minuutin koelento ja saavutettiin 1 000 metrin korkeus. (Lapeña-Rey et al. 2007; Boeing 2008)



Kuva 12. a) Havainnekuva vuonna 2008 koelennetystä Boeingin Dimona-moottoripurjelentokoneesta. b) Koneeseen asennettu 24 kW:n PEM-kennosto rotaatiotestauksen aikana. c) Propulsiojärjestelmän konfiguraatiokaavio. (muokattu lähteestä Lapeña-Rey et al. 2007).

Akkujen kytkeminen PEM-polttokennoston kanssa rinnan on osoittautunut toimivaksi ratkaisuksi myös Boeingin pioneerimallin jälkeen rakennetuissa malleissa. Torinon polyteknisen korkeakoulun johtamassa ENFICA-FC-hankkeessa (Romeo et al. 2013) rakennettiin vuonna 2012 yksipaikkainen *Rapid-200*-demonstraatiolentokone, jonka propulsiojärjestelmä on verrattavissa Boeingin malliin. Lentokoneen kokonaisuudessa oli 554 kg, josta polttokennojen osuus oli 103 kg ja akkujen 52 kg. Kaksi litiumpoloniumakkua avusti polttokennoja lähtö- ja nousuvaiheessa 18 minuutin ajan, tuottaen 20 kW:n lisätehon. PEM-kennot tuottivat tasaista 20 kW:n tehoa koko lentokierroksen ajan laskeutumisvaihetta lukuun ottamatta. 39 minuutin testilennon aikana koneella rikottiin polttokennolentokoneiden silloinen nopeusennätys saavuttamalla hetkellisesti 135 km/h:n lentonopeus. Tutkimusryhmän havainnemalli ja komponenttien sijainnit on esitetty kuvassa 13.



Kuva 13. Vuoden 2012 ENFICA-FC-projektin lentokoneen komponentit lentokone-mallin rungon sisälle visualisoituna (Romeo et al. 2013).

Kuten Boeingin *Dimona*-lentokoneessa, myös Romeon et al. *Rapid-200*-mallissa (Kuva 13) polttoaineena toimiva vety on varastoitu ohjaajan istuimen taakse (*H2SS*, *H₂ Sub System*). Painekaasuna polttoainetta mahtui tutkijoiden mukaan tankkiin 1,2 kg paineen ollessa 35 MPa. Alkuperäisten kerosiinitankkien poistamisen yhteydessä vapautuneeseen siiven tyhjän tilaan sijoitettiin vesipumppu ja suodatin (*WMSS*, *Water Management Sub-System*). Pumpun ja suodattimen läheisyydessä rungon sisällä sijaittivat akut 1 ja 2 (*BP 1 & 2*, *Battery Pack 1 & 2*). Moottoritilassa oli sähkömoottorin (*EM*, *Electric Motor*) lisäksi lämmönvaihdin (*HEXSS*, *Heat Exchanger Sub-System*), vaihtosuuntaaja-systeemi (*ADD*, *AC/DC + DC/DC Sub-System*) ja polttokennostot eli elektrokemiallinen alijärjestelmä (*ECSS*, *Electro-Chemical Sub-System*). Moottoritilan alaosaan oli lisäksi sijoitettu PEM-kennostojen katodin ilmansyöttöä varten kompressori (*ACSS*, *Air Compressor Sub-System*).

Edellä esitettyjen lentokonemallien onnistumisten jälkeen FC-lentokoneiden matkustajamäärää ja toimintasädettä on onnistuttu kasvattamaan. Saksan ilmailu- ja avaruuskeskus DLR on yhdessä H2Fly-yhtiön kanssa rakentanut nelipaikkaisen *HY4*-polttokennolentokoneen. *HY4* on kaksirunkoinen lentokone, jonka toimintasäde on Nicolayn et al. (2021) mukaan 1 500 km, huippunopeus 200 km/h ja TOGW-massa 1 500 kg. Koneen

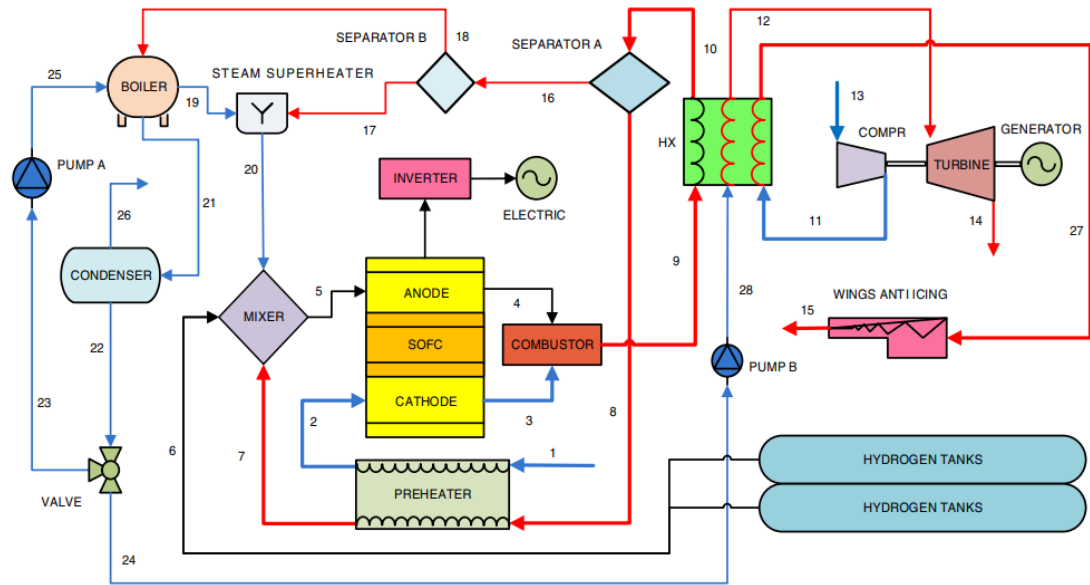
ensimmäinen lento tapahtui syyskuussa 2016 (Nicolay et al. 2021). Vuonna 2020 ZeroAvia toteutti onnistuneen koelennon kuusipaikkaisella polttokennolentokoneellaan 300 metrin korkeudessa, huippunopeudella 185 km/h, ylittäen merkittävästi edellisten FC-lentokoneiden hyötykuormakapasiteetin (ZeroAvia 2020). Propulsiojärjestelmän jalostaminen 19-paikkaiseen kotimaanlentoilla käytettävään koneeseen soveltuvaksi jatkuu yhtiön mukaan vuoteen 2023 saakka (Abu Kasim et al. 2022). Tutkimusten kaupallisen luonteen ja ajankohtaisuuden vuoksi DLR:n ja ZeroAvian konseptien propulsiokonfiguraatioista ei ole julkaistu tietoa avoimeen kirjallisuuteen.

5. POLTTOKENNO KESKISUURESSA TAI SUURESSA LENTOKONEESSA

Matkustaja- ja rahtilentokoneissa pääsääntöisesti käytettävät turbofan-moottorit ovat yksinkertaisia kaasugeneraattoreita: niiden toiminta perustuu kompressorin, polttoainesuihkutuksen ja turbiinin määrittämään palamissykliin ja sen aikana muodostettavaan työntövoimaan (Farokhi 2014, s. 152). Lentokoneiden turbiinimoottoreissa tavanomaisesti polttoaineena käytetty lentopetroli suihkutetaan kompressoituun ilmaan moottorin palamiskammioissa, ja palamisen yhteydessä vapautuva polttoaineen kemiallinen energia jakautuu lämmöksi ja turbiinin akselin pyörimisenergiaksi. Varastoitunutta energiaa hyödynnettäessä yksi tavallisista tarkastelun kohteista on moottorin *eksergiahyötysuhde*. Eksergiahyötysuhteella tarkoitetaan kokonaisenergiaan suhteutettuna sitä energian osaa, jonka moottori kykenee hyödyntämään propulsiiviseen tarkoitukseen eli työntövoiman tuottamiseen.

Ballin et al. (2018) tutkimuksen mukaan korvattaessa lentopetroli vedyllä ilman moottorin rakenteen muutoksia moottorin eksergiahyötysuhde muuttuu. Tutkimuksessa suoritettiin eksergia-analyysi J69-T-25A -mallin turbojet-moottorille, vertaillen vedyn ja JP-8-lentopetrolin käytön tuottamia tuloksia. Moottorin eksergiahyötysuhde laski vetyä käytettäessä 15,40 prosentista 14,33 prosenttiin. Vaikka tarkastelun kohteena oli yksittäinen moottori, voidaan todeta, että varastoinnin osalta ongelmallisen vedyn käyttö suorana kerosiinin korvaajana hankaloituu entisestään, jos Ballin et al. havainnot voidaan yleistää kaikille turbiinimoottoreille. On kuitenkin huomattava, että lentopetrolin suora korvaaminen vedyllä on mahdollista ja osoitettu jo vuonna 1988 neuvostoliittolaisella Tupolev Tu-155-lentokoneella (Baroutaji et al. 2019).

2010-luvulla on tehty runsaasti tutkimuksia turbiinien ja SOFC-kennojen käytöstä yhdessä, integroidussa energiasyklissä (esim. Ji et al. 2019; Collins & McLarty 2020; Evrin & Dincer 2020), koska FC-GT-hybrideissä nähdään potentiaalia moottorien ominaistehon parantamiseen (Collins & McLarty 2020). Operoitaessa tasaisella anodin ja katodin paineella vakioämpötilassa, voidaan Evrinin ja Dincerin (2020) mukaan FC-GT-järjestelmällä saavuttaa jopa 85 %:n kasvu eksergiahyötysuhteeseen, kun vertailukohtana on polttokennoton GT-järjestelmä. Korkea eksergiahyötysuhteen arvo mahdollistaa kevyen vedyn käytön polttoaineena ja kokonaissysteemin suhteellisen korkean ominaistehon. FC-GT-järjestelmällä voidaan täten saavuttaa alkuperäisten ilmastovaikutustavoitteiden lisäksi parannuksia myös hyötykuormakapasiteettiin ja lentokoneen toimintasäteeseen.



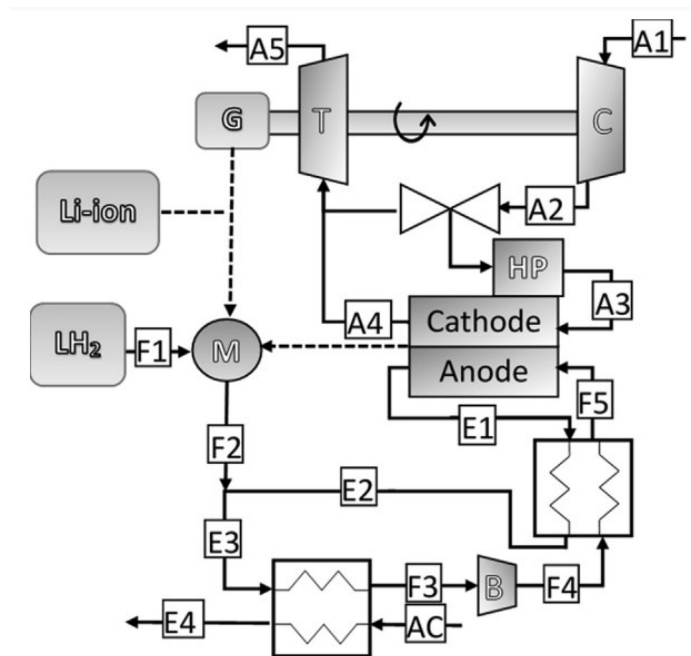
Kuva 14. Prosessikaavio FC-GT-hybridistä, jolla voidaan arvion mukaan kasvattaa eksergisien energian tuottoa ja näin propulsiivisen kokonaisjärjestelmän ominaistehoa (Evrin & Dincer 2020).

Integroidussa FC-GT-järjestelmässä polttokennolle syötetään esilämmitettyä polttoainetta ja ilmaa. Kennon sähkökemiallisen reaktion yhteydessä muodostunutta lämpöä ja suoran polttoprosessin lämpöä käytetään turbiinin akselin pyörittämiseen. Turbiiniakselin pyörimistehosta generoitu sähköteho ja polttokennon sähköteho ohjataan sähkömoottorille.

Kuvan 14 konseptuaalinen prosessikaavio on Evrinin ja Dincerin tutkimuksesta (2020), jossa arvioidaan SOFC-kennoston vaikutusta prosessin parametreihin. Prosessissa katodille (*Cathode*) ohjattu ilma kulkee esilämmittimen (*Preheater*) kautta ja anodille (*Anode*) syötetään kuumaa vety-vesihöyry-seosta. SOFC-kenno tuottaa reaktanttiensa avulla tasajännitteen, joka ohjataan vaihtosuuntaimen (*Inverter*) kautta sähkömoottorille. Anodin ja katodin läpi kulkevat kaasut ohjataan polttokammioon (*Combustor*), jonka jälkeen lämpönä vapautuva energia siirtyy lämmönvaihtimen (*HX, Heat Exchanger*) kautta kompressori-turbiini-alijärjestelmään (*Compressor, Turbine*). Konventionaalisen turbiinimoottorin tapaan turbiinin akseliin muodostama pyörimisteho siirretään kompressorille. Konfiguraatiossa turbiinin akselin pyörimisteho ohjataan sähkömoottorille generaattorin (*Generator*) avulla, kyseessä ei siis ole suihkutupurimoottori. Tutkijoiden termodynaamisen analyysin tuloksena järjestelmän kokonaisenergiahyötysuhde kasvoi 32 prosentista 62 prosenttiin ja eksergiahyötysuhde vastaavasti 28 prosentista 52 prosenttiin, integroitaessa SOFC-kennosto osaksi prosessia. Syynä merkittävälle kasvuksi oli poltto-

kennoston ja turbiinin korkeat hyötysuhteet operoitaessa korkeissa lämpötiloissa. Tutkimuksessa havaittiin kuitenkin myös merkittävä korrelaatio järjestelmän suorituskyvyn ja operointiparametrien (kuten turbiiniin syötetyn lämpömäärän ja ympäristön lämpötilan) välillä, mikä on huomioitava käytännön sovelluksien suunnittelussa.

Collinsin ja McLarty (2020) konseptissa kaasuturbiinin ja SOFC-kennoston toimintaa tuetaan litiumioniakulla, joka on kytketty rinnan turbiiniakselin generaattorin kanssa. Kuvasssa 15 esitetystä prosessista ilma virtaa kompressoriin (A1) ja kiertää lämmönvaihdinputkien läpi katodille (A2, A3), jonka jälkeen katodilla muodostunut hapeton ilma ohjataan turbiinille (A4). Nestemäisenä varastoitu vety jäädyttää konfiguraatiossa käytettäviä suprajohdemootoreita (F1) ja kulkee lämmönvaihtimen (E3) ja esilämmittimen (F4) kautta anodille (F5).



Kuva 15. Konseptuaalinen FC-GT-akkutoiminen voimanlähde, jonka laskennallinen kokonaishyötysuhde on jopa 65 % (Collins & McLarty 2020).

Collins ja McLarty osoittavat laskennallisesti, että tehontuottojärjestelmän suuri massa kompensoituu käytettävän polttoaineen 70 % pienemmällä massalla. Vetyä ja SOFC-GT-järjestelmää käytettäessä polttoaineen massa pienenee vety-kerosiini-vertailussa nestemäisen vedyn ominaisuuksien ja SOFC-kennojen korkean hyötysuhteen vuoksi. Vaikka SOFC-polttokennoston osuus tehontuottosysteemin kokonaismassasta oli 46,5 %, polttoaineen pienempi massa johti merkittävään hyötykuormakapasiteetin kasvuun pitkän matkan lentokoneilla. Analyysin tuloksena oli 44,6 %:n matkustajakapasiteetin kasvu Boeing 787-8 -koneelle ja 93,7 %:n kasvu Airbusin A380:lle. Airbusin A300-koneelle hyötykuormaa voidaan järjestelmän massan vuoksi ottaa 6,3 % vähemmän ja

Fokkerin F70-lentokoneelle lukema oli $-27,8\%$. Tulos osoittaa, että SOFC-GT-akkujärjestelmä soveltuu parhaiten pitkän matkan lentokoneen propulsiojärjestelmän tehonlähteeksi, sillä näissä polttoaineen massan osuus kokonaismassasta on suurin. Tutkijoiden mukaan suurimpana esteenä sovelluksen käyttöönotossa ovat redundanssivaatimukset, järjestelmän rakenteen kompaktius ja sen integroiminen lentokoneen rakenteisiin.

6. YHTEENVETO

Ilmastonmuutoksen luoma tieteellinen ja kaupallinen paine on johtanut vaihtoehtoisten energianlähteiden ja tehontuottojärjestelmien suunnitteluun myös ilmailualalla. Konventionaalisille mäntä-potkurimoottoreille ja suihkuturbiinimoottoreille on 2000-luvulla etsitty korvaajaa hybridi- ja täyssähkökonsepteista, saavuttaen merkittävää tutkimustietoa ja onnistuneita demonstraatiomalleja. Akkujen suhteellisen heikko kyky varastoida energiaa on aiheuttanut tiedeyhteisön ja kaupallisten yritysten kiinnostumisen vety- ja polttokennoteknologiasta. Polttokennoja käytettäessä puhtaan vetykaasun ja ilman avulla voidaan tuottaa päästötöntä sähkötehoa, joka voidaan ohjata lentokoneen työntövoimaa tuottavaan järjestelmään. Haitallisten kasviuonepäästöjen vähentämisen ohella polttokennoissa nähdään potentiaalia meluemissioiden, lämpöjäljen ja polttoaineen kulutuksen vähentämiseen.

Polttokennojen ja vedyn avulla on kyetty saavuttamaan miehittämättömällä ilma-aluksella jopa kahden vuorokauden pituisia välilaskuttomia lentoaikoja. FC-UAV-alusten suorituskyvyn ja energiahyötysuhteen kehitystyön yhteydessä saavutetut merkittävät tutkimustulokset ovat johtaneet lentoyhtiöiden ja yliopistojen lisäksi myös sotilaallisten organisaatioiden kiinnostumiseen vety- ja polttokennoteknologiasta.

Myös miehitettyjä polttokennolentokoneita on rakennettu ja koelentoja on suoritettu onnistuneesti, matkustajamäärät ovat kuitenkin olleet vielä pieniä. Yksipaikkaisilla moottoripurjelentokoneilla ja 4–6-paikkaisilla pienkoneilla on saatu kerättyä arvokasta tutkimusdataa, mutta kaupalliseen liikenteeseen käyttökelpoisia lentoaikoja ja hyötykuormakapasiteettia ei ole kuitenkaan saavutettu.

Suurimmat ongelmat polttokennojen hyödyntämisessä ilmailusovelluksissa ovat polttoaineen hankala varastointi, matalat ominaistehon arvot ja käyttövarmuusvaatimusten täyttämisen ongelmat. Viimeisen vuosikymmenen edistysaskelet kuitenkin osoittavat, että vety- ja polttokennoteknologia saattavat olla merkittävä osa tulevaisuuden ilmailua.

LÄHTEET

Abu Kasim, A.F.B., Chan, M.S.C. & Marek, E.J. (2022). Performance and failure analysis of a retrofitted Cessna aircraft with a Fuel Cell Power System fuelled with liquid hydrogen. *J. Power Sources* 521, 230987. <https://doi.org/10.1016/j.jpowsour.2022.230987>

AeroVironment (2008). Aerovironment Puma small UAS achieves record flight of over nine hours using fuel cell battery hybrid system. Saatavissa (viitattu 11.04.2022): https://www.avinc.com/resources/press-releases/view/aerovironment_puma_small_uas_achieves_record_flight

AIR7765 (2019). Considerations for Hydrogen Fuel Cells in Airborne Applications. SAE International.

Balli, O., Sohret, Y. & Karakoc, H.T. (2018). The effects of hydrogen fuel usage on the exergetic performance of a turbojet engine. *Int. J. Hydrog. Energy* 43, 10848–10858. <https://doi.org/10.1016/j.ijhydene.2017.12.178>

Baroutaji, A., Wilberforce, T., Ramadan, M. & Olabi, A.G. (2019). Comprehensive investigation on hydrogen and fuel cell technology in the aviation and aerospace sectors. *Renew. Sustain. Energy Rev.* 106, 31–40. <https://doi.org/10.1016/j.rser.2019.02.022>

Barthelemy, H., Weber, M. & Barbier, F. (2017). Hydrogen storage: Recent improvements and industrial perspectives. *Int. J. Hydrog. Energy* 42, 7254–7262. <https://doi.org/10.1016/j.ijhydene.2016.03.178>

Boeing successfully flies fuel cell-powered aeroplane (2008). *Aircr. Eng. Aerosp. Technol.* 80. <https://doi.org/10.1108/aeat.2008.12780eaf.006>

Bradley, T.H., Moffitt, B.A., Mavris, D.N. & Parekh, D.E. (2007). Development and experimental characterization of a fuel cell powered aircraft. *J. Power Sources* 171, 793–801. <https://doi.org/10.1016/j.jpowsour.2007.06.215>

Bubna, P., Brunner, D., Gangloff, J.J., Advani, S.G. & Prasad, A.K. (2010). Analysis, operation and maintenance of a fuel cell/battery series-hybrid bus for urban transit applications. *J. Power Sources* 195, 3939–3949. <https://doi.org/10.1016/j.jpowsour.2009.12.080>

Cecere, D., Giacomazzi, E. & Ingenito, A. (2014). A review on hydrogen industrial aerospace applications. *Int. J. Hydrog. Energy* 39, 10731–10747. <https://doi.org/10.1016/j.ijhydene.2014.04.126>

Chen, K., Laghrouche, S. & Djerdir, A. (2019). Degradation prediction of proton exchange membrane fuel cell based on grey neural network model and particle swarm optimization. *Energy Convers. Manag.* 195, 810–818. <https://doi.org/10.1016/j.enconman.2019.05.045>

Choudhary, T., Sahu, M.K., R, S., Kumari, A. & Mohapatra, A. (2018). Thermodynamic Modeling of Blade Cooled Turboprop Engine Integrated to Solid Oxide Fuel Cell: A Concept. Presented at the WCX World Congress Experience, pp. 2018-01–1308. <https://doi.org/10.4271/2018-01-1308>

Collins, J.M. & McLarty, D. (2020). All-electric commercial aviation with solid oxide fuel cell-gas turbine-battery hybrids. *Appl. Energy* 265, 114787. <https://doi.org/10.1016/j.apenergy.2020.114787>

Corchero, G. & Montañés, J.L. (2005). An approach to the use of hydrogen for commercial aircraft engines. *Proc. Inst. Mech. Eng. Part G J. Aerosp. Eng.* 219, 35–44. <https://doi.org/10.1243/095441005X9139>

De Wagter, C., Remes, B., Smeur, E., van Tienen, F., Ruijsink, R., van Hecke, K. et al. (2021). The NederDrone: A hybrid lift, hybrid energy hydrogen UAV. *Int. J. Hydrog. Energy* 46, 16003–16018. <https://doi.org/10.1016/j.ijhydene.2021.02.053>

Dicks, A. & Rand, D.A.J. (2018). *Fuel cell systems explained*, Third edition. ed. Wiley, Hoboken, NJ, USA.

Dyanti, N., Parsons, A., Barron, O. & Pasupathi, S. (2020). State of health of proton exchange membrane fuel cell in aeronautic applications. *J. Power Sources* 451, 227779. <https://doi.org/10.1016/j.jpowsour.2020.227779>

EASA (2020a). *Certification Specifications for Normal-Category Aeroplanes (CS-23) and Acceptable Means of Compliance and Guidance Material to the Certification Specifications for Normal-Category Aeroplanes (AMC & GM to CS-23)*.

EASA (2020b). *Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes CS-25*.

European Commission, Directorate General for Research and Innovation & European Commission, Directorate General for Mobility and Transport (2011). *Flightpath 2050 :Europe's vision for aviation : maintaining global leadership and serving society's needs*. Publications Office, LU.

Evans, N.D. (2004). *Military gadgets: how advanced technology is transforming today's battlefield-- and tomorrow's*. Financial Times Prentice Hall, Upper Saddle River, NJ.

Evrin, R.A. & Dincer, I. (2020). Development and evaluation of an integrated solid oxide fuel cell system for medium airplanes. *Int. J. Energy Res.* 44, 9674–9685. <https://doi.org/10.1002/er.5525>

Farokhi, S. (2014). *Aircraft propulsion*, Second edition. ed. Wiley, Chichester, West Sussex, United Kingdom.

Fernandes, M.D., de P. Andrade, S.T., Bistrizki, V.N., Fonseca, R.M., Zacarias, L.G., Gonçalves, H.N.C. et al. (2018). SOFC-APU systems for aircraft: A review. *Int. J. Hydrog. Energy* 43, 16311–16333. <https://doi.org/10.1016/j.ijhydene.2018.07.004>

Gerbec, M., Jovan, V. & Petrovčič, J. (2008). Operational and safety analyses of a commercial PEMFC system. *Int. J. Hydrog. Energy* 33, 4147–4160. <https://doi.org/10.1016/j.ijhydene.2008.04.063>

Godula-Jopek, A., Jehle, W. & Wellnitz, J. (2012). *Hydrogen storage technologies: new materials, transport, and infrastructure*. Wiley-VCH, Weinheim.

Gong, A. & Verstraete, D. (2017). Fuel cell propulsion in small fixed-wing unmanned aerial vehicles: Current status and research needs. *Int. J. Hydrog. Energy* 42, 21311–21333. <https://doi.org/10.1016/j.ijhydene.2017.06.148>

González-Espasandín, Ó., Leo, T.J. & Navarro-Arévalo, E. (2014). Fuel Cells: A Real Option for Unmanned Aerial Vehicles Propulsion. *Sci. World J.* 2014, 1–12. <https://doi.org/10.1155/2014/497642>

Hordé, T., Achard, P. & Metkemeijer, R. (2012). PEMFC application for aviation: Experimental and numerical study of sensitivity to altitude. *Int. J. Hydrog. Energy* 37, 10818–10829. <https://doi.org/10.1016/j.ijhydene.2012.04.085>

Ji, Z., Qin, J., Cheng, K., Liu, H., Zhang, S. & Dong, P. (2019). Performance evaluation of a turbojet engine integrated with interstage turbine burner and solid oxide fuel cell. *Energy* 168, 702–711. <https://doi.org/10.1016/j.energy.2018.11.088>

Ji, Z., Rokni, M.M., Qin, J., Zhang, S. & Dong, P. (2020). Energy and configuration management strategy for battery/fuel cell/jet engine hybrid propulsion and power systems on aircraft. *Energy Convers. Manag.* 225, 113393. <https://doi.org/10.1016/j.enconman.2020.113393>

Kadyk, T., Winnefeld, C., Hanke-Rauschenbach, R. & Krewer, U. (2018). Analysis and Design of Fuel Cell Systems for Aviation. *Energies* 11, 375. <https://doi.org/10.3390/en11020375>

Kim, T. (2014). NaBH₄ (sodium borohydride) hydrogen generator with a volume-exchange fuel tank for small unmanned aerial vehicles powered by a PEM (proton exchange membrane) fuel cell. *Energy* 69, 721–727. <https://doi.org/10.1016/j.energy.2014.03.066>

Kösters, L. & Gao, X. (2021). Safety considerations and time constant determined extended operations for fuel cell-powered aircrafts. *CEAS Aeronaut. J.* 12, 767–775. <https://doi.org/10.1007/s13272-021-00533-7>

Lamb, W.F., Wiedmann, T., Pongratz, J., Andrew, R., Crippa, M. & Olivier, J.G.J. et al. (2021). A review of trends and drivers of greenhouse gas emissions by sector from 1990 to 2018. *Environ. Res. Lett.* 16, 073005. <https://doi.org/10.1088/1748-9326/abee4e>

Lapeña-Rey, N., Mosquera, J., Bataller, E. & Ortí, F. (2007). The Boeing Fuel Cell Demonstrator Airplane. Presented at the Aerospace Technology Conference and Exposition, pp. 2007-01–3906. <https://doi.org/10.4271/2007-01-3906>

Mikkonen, R. (2020). Polttokennot ja vetyteknologia, luentomoniste. EE.REE.410 Polttokennot ja vetyteknologia (5op), Tampereen yliopisto.

Mital, S.K., Gyekenyesi, J.Z. & Arnold, S.M. (2006). Review of Current State of the Art and Key Design Issues With Potential Solutions for Liquid Hydrogen Cryogenic Storage Tank Structures for Aircraft Applications.

Nam, G.-D., Vuong, L.D., Sung, H.-J., Lee, S.J. & Park, M. (2021). Conceptual Design of an Aviation Propulsion System Using Hydrogen Fuel Cell and Superconducting Motor. *IEEE Trans. Appl. Supercond.* 31, 1–7. <https://doi.org/10.1109/TASC.2021.3064526>

NASA (2022). Space Applications of Hydrogen and Fuel Cells. Päivitetty 27.5.2021. Saatavissa (viitattu 11.04.2022): <https://www.nasa.gov/content/space-applications-of-hydrogen-and-fuel-cells>

Nicolay, S., Karpuk, S., Liu, Y. & Elham, A. (2021). Conceptual design and optimization of a general aviation aircraft with fuel cells and hydrogen. *Int. J. Hydrog. Energy* 46, 32676–32694. <https://doi.org/10.1016/j.ijhydene.2021.07.127>

Njoya Motapon, S., Dessaint, L.-A. & Al-Haddad, K. (2014). A Comparative Study of Energy Management Schemes for a Fuel-Cell Hybrid Emergency Power System of More-Electric Aircraft. *IEEE Trans. Ind. Electron.* 61, 1320–1334. <https://doi.org/10.1109/TIE.2013.2257152>

Reid, W.A. & Albayati, I.M. (2021). Design of an unmanned aircraft system for high-altitude 1 kW fuel cell power system. *Aerosp. Syst.* 4, 353–363. <https://doi.org/10.1007/s42401-021-00101-1>

Romeo, G., Borello, F., Correa, G. & Cestino, E. (2013). ENFICA-FC: Design of transport aircraft powered by fuel cell & flight test of zero emission 2-seater aircraft powered by fuel cells fueled by hydrogen. *Int. J. Hydrog. Energy* 38, 469–479. <https://doi.org/10.1016/j.ijhydene.2012.09.064>

Sadraey, M.H. (2017). *Aircraft Performance: An Engineering Approach*, 1st ed. CRC Press, Boca Raton : CRC Press, [2016]. <https://doi.org/10.1201/9781315366913>

Seyam, S., Dincer, I. & Agelin-Chaab, M. (2021). Investigation of Potential Fuels for Hybrid Molten Carbonate Fuel Cell-Based Aircraft Propulsion Systems. *Energy Fuels* 35, 10156–10168. <https://doi.org/10.1021/acs.energyfuels.1c00915>

Sharaf, O.Z. & Orhan, M.F. (2014). An overview of fuel cell technology: Fundamentals and applications. *Renew. Sustain. Energy Rev.* 32, 810–853. <https://doi.org/10.1016/j.rser.2014.01.012>

Stroman, R.O., Schuette, M.W., Swider-Lyons, K., Rodgers, J.A. & Edwards, D.J. (2014). Liquid hydrogen fuel system design and demonstration in a small long endurance air vehicle. *Int. J. Hydrog. Energy* 39, 11279–11290. <https://doi.org/10.1016/j.ijhydene.2014.05.065>

Swider-Lyons, K., Stroman, RO., Page, GS., Mackrell, JF., Rodgers, JA. & Schuette, MW. (2010). The Ion Tiger fuel cell unmanned air vehicle, in: *The Ion Tiger Fuel Cell Unmanned Air Vehicle*. Presented at the The 44th Power Sources Conference.

Troncoso, E., Lapeña-Rey, N. & Gonzalez, M. (2016). Design tool for offgrid hydrogen refuelling systems for aerospace applications. *Applied Energy* 163, 476–487. <https://doi.org/10.1016/j.apenergy.2015.05.026>

Verstraete, D., Hendrick, P., Pilidis, P. & Ramsden, K. (2010). Hydrogen fuel tanks for subsonic transport aircraft. *Int. J. Hydrog. Energy* 35, 11085–11098. <https://doi.org/10.1016/j.ijhydene.2010.06.060>

Winnefeld, C., Kadyk, T., Bensmann, B., Krewer, U. & Hanke-Rauschenbach, R. (2018). Modelling and Designing Cryogenic Hydrogen Tanks for Future Aircraft Applications. *Energies* 11, 105. <https://doi.org/10.3390/en11010105>

ZeroAvia completes first hydrogen-electric passenger plane flight (2020). Fuel Cells Bull. 2020, 6–6. [https://doi.org/10.1016/S1464-2859\(20\)30444-2](https://doi.org/10.1016/S1464-2859(20)30444-2)