

Niko Vainionpää

POLTTOKENNO LENTOKONEESSA

Polttokenno lentokoneen apulaitteiden
tehonlähteenä

Kandidaatintyö
Tekniikan ja luonnontieteiden tiedekunta
Tarkastaja: Tuomas Salomaa
Tammikuu 2023

TIIVISTELMÄ

Niko Vainionpää: Polttokenno lentokoneessa: Polttokenno lentokoneen apulaitteiden tehonlähteenä

Kandidaatintyö

Tampereen yliopisto

Konetekniikan kandidaattiohjelma

Tammikuu 2023

Ilmailun aiheuttamat päästöt tarkoittavat kasvihuonekaasuja ja muita saasteita, jotka vapautuvat ilmakehään lentoliikenteen seurauksena. Päästöillä on merkittävät vaikutukset ilmastonmuutokseen ja ilmanlaatuun. Erityisesti kehittyvillä markkinoilla tapahtuva nopea kasvu lentoliikenteen kysynnässä vaikeuttaa tilannetta entisestään. Ilmailualan tavoitteena on ongelmien seurauksena pienentää päästöjä, ja kehittää kestäviä tapoja lentää. Tehtävä on haastava, koska päästöjen vähennystavoitteiden ja kasvavan kysynnän välille täytyy löytää tasapaino.

Polttokennot ovat yksi ehdotetuista ratkaisuista, joilla nykyiset polttomoottorit voitaisiin korvata. Polttokennot tuottavat sähköä vedyn ja hapen välisessä kemiallisessa reaktiossa, jossa syntyy lopputuotteena vain vettä ja lämpöä. Päästöttömyyden vuoksi ne ovat houkutteleva ratkaisu ilma-aluksille. Tässä työssä tutkitaan erityisesti polttokennojen kykyä korvata lentokoneen apuvoimalaitteistot, jolloin ne voisivat tuottaa tehoa kaikille lentokoneen apulaitteille, kuten sähkö-, ohjaus- ja ilmanvaihtojärjestelmille.

Polttokennojen käytön yksi merkittävimmistä ongelmista on kuitenkin puhtaan vetykaasun käyttö, jonka vuoksi on kehitetty kennoja, jotka kykenevät käyttämään käsiteltyä lentopetrolia polttoaineenaan. Tällaisilla ratkaisuilla voidaan saavuttaa polttokennojen hyödyt, ilman erillisiä vetytankkeja tai lentokenttien tankkausjärjestelmien merkittäviä uudistuksia. Muita tutkimusta vaativia ongelmia ovat esimerkiksi kennojen korkea paino, pieni ominaisteho ja integrointi lentokoneisiin.

Vuoteen 2022 mennessä kaupallista käyttöönottoa ei ole vielä saavutettu. Erilaiset kokeelliset tutkimukset osoittavat kuitenkin polttokennojen potentiaalin, kun niiden integrointi lentokoneen eri järjestelmiin toteutetaan hyvin. Tulevaisuuden lentokoneiden kasvava sähkönkulutus aiheuttaa myös kasvavaa tarvetta vaihtoehtoisille sähköntuotantotavoille, koska perinteiset sähköntuotantotavat kasvattavat lentokoneiden polttoaineenkulutusta ja päästöjä.

Avainsanat: Polttokenno, lentoliikenne, ilmailu

Tämän julkaisun alkuperäisyys on tarkastettu Turnitin OriginalityCheck -ohjelmalla.

SISÄLLYSLUETTELO

1.JOHDANTO.....	1
2.POLTTOKENNO	3
2.1 Toimintaperiaate.....	3
2.2 Eri polttokennotyytit.....	4
2.2.1 Matalan lämpötilan polttokennot.....	4
2.2.2 Korkean lämpötilan polttokennot	5
2.3 Ongelmat.....	6
2.3.1 Vetyinfrastrukturi.....	6
2.3.2 Muuttuva tehontarve	7
2.3.3 Ilmanpaine.....	7
2.3.4 Polttoaineen epäpuhtaudet.....	8
3.POLTTOKENNO ILMAILUKÄYTÖSSÄ	11
3.1 Rakenne	12
3.2 Toiminta.....	15
3.3 Tehontarve	16
3.4 Suorituskyky	18
4.POLTTOKENNO SUUREN LENTOKONEEN APU-TEHONLÄHTEENÄ	19
5.YHTEENVETO	23
LÄHTEET	24

KUVALUETTELO

Kuva 1.	<i>Polttokennon rakenne, toiminta ja reaktiot (muokattu lähteestä Dicks & Rand 2018 s. 8).</i>	4
Kuva 2.	<i>SO-polttokennon jännite eri operointipaineissa (Rajashekara et al. 2006).</i>	7
Kuva 3.	<i>PEM-kennon FTE –muunnossuhteen muutos operointiajan mukaan käsittelemättömällä ja käsitellyllä polttoaineella (Hu et al. 2003).</i>	9
Kuva 4.	<i>Eri polttoainetyyppien sisältämät yhdisteet, sekä niiden reaktionopeudet, ja vaikeus poistaa polttoaineesta HDS-prosessilla. (Tran et al. 2018).</i>	10
Kuva 5.	<i>SOFC-GT APU-järjestelmä (Rajashekara et al. 2006)</i>	13
Kuva 6.	<i>SOFC-GT järjestelmän sijoitus perinteisen APU-järjestelmän paikalle lentokoneen takarunkoon (Eelman et al. 2003).</i>	14
Kuva 7.	<i>SOFC-GT APU:n sijoitus lentokoneen keskirunkoon. (Eelman et al. 2003).</i>	14
Kuva 8.	<i>Reformoinnissa syntyvien kaasujen konsentraatiot lämpötilan funktiona (Dicks & Rand 2018)</i>	15
Kuva 9.	<i>Boeing 777:n apuvoimalaitteelta tarvittava sähköteho maaoperaatioissa (Srinivasan et al. 2006)</i>	17
Kuva 10.	<i>Nopeus ja vaadittu sähköteho ajan funktiona 15 minuutin rullausvaiheessa Airbus A320-200 tyyppin matkustajakoneelle (Keçeci et al. 2022)</i>	17
Kuva 11.	<i>Perinteisen Boeing 777:n APU-järjestelmän päästöt maaoperaatioissa (Srinivasan et al. 2006)</i>	21

LYHENTEET JA MERKINNÄT

ADS	engl. Adsorbitive desulfurization, adsorboiva rikinpoisto
AEA	engl. All Electric Aircraft, sähkölentokone
AFC	engl. Alkaline Fuel Cell, alkalipolttokenno
APU	engl. Auxiliary Power Unit, apuvoimalaite
DMFC	engl. Direct Methanol Fuel Cell, suora metanolipolttokenno
ECS	engl. Environmental Control System, ilmastointijärjestelmä
FC	engl. Fuel Cell, polttokenno
HDS	engl. Hydrodesulfurization, rikinpoisto vedyllä
MEA	engl. More Electric Aircraft, enemmän sähköjärjestelmiä hyödyntävä lentokone
PAFC	engl. Phosphoric Acid Fuel Cell, fosforihappopolttokenno
PEMFC	engl. Proton Exchange Membrane Fuel Cell, kiinteä polymeerikenno
ppm	engl. Parts per million, miljoonasosaa
SOFC	engl. Solid Oxide Fuel Cell, kiinteäoksidipolttokenno
SOFC-GT	engl. Solid Oxide Fuel Cell – Gas Turbine, kiinteäoksidipolttokenno-kaasuturbiini
WGS	engl. Water-Gas Shift, konvertointireaktio
$C_{12}H_{26}$	n-dodekaani
CH_4	metaani
CO	hiilimonoksidi
CO_2	hiilidioksidi
CO_3	karbonaatti
H_2	vetymolekyyli
NH_3	ammoniakki
O_2	happi

1. JOHDANTO

Ilmailualan räjähdysmäinen kasvu viimeisen 60 vuoden aikana on tehnyt siitä olennaisen osan jokapäiväistä elämää. Euroopan unionissa vuonna 2017 tapahtuneista hiilidioksidipäästöistä 3.8 % oli suoraan ilmailualan aiheuttamia (Mai, 2021). EU on asettanut tavoitteekseen hiilidioksidipäästöjen vähentämisen 75 %:lla ja typpioksidipäästöjen 90 %:lla vuoden 2000 päästötasoihin verrattuna vuoteen 2050 mennessä (Euroopan Komissio 2011). Tavoite on kunnianhimoinen alalla, jossa fossiilisista polttoaineista erkaantuminen on selvästi muita liikennöntialoja jäljessä.

Viime aikoina ilmailualalla yleistyneet biojätteistä valmistetut vastuulliset lentopolttoaineet ovat olleet suurena kehityksen kohteena. Tästä huolimatta tulevaisuuden lentokoneilla on päästöjen vähentämisen lisäksi edessä uusi kehitysharppaus koneissa tapahtuvassa sähköntuotannossa. Nykyaikaisissa matkustajalentokoneissa sähköjärjestelmät korvaavat yhä useammin perinteisiä hydraulikka- ja pneumatiikkajärjestelmiä vaihtaen nykyiset toimilaitteet esimerkiksi sähkömoottoreihin. Uusien järjestelmien ansiosta lentokoneen sähköntarve kasvaa merkittävästi. Tästä johtuen perinteiset sähköntuotantomenetelmät, jotka ovat sidottuja lentokoneiden kaasuturbiineilla toimivien primääritehonlähteiden generaattoreihin eivät ole kannattavia. Kasvavien sähkötehojen tarpeesta johtuen lentokoneen moottoreihin kohdistuisi entistä isompi kuorma, jolloin niiden polttoaineen kulutus ja päästöt kasvavat.

Lentokoneiden primääritehonlähteiksi ja sähköjärjestelmien voimanlähteiksi on jo pidemmän aikaa kaavailtu akkujärjestelmiä. Nykyajan parhaiden akkuteknologioiden energiatiheys on kuitenkin vain noin 2.5 % lentopolttoaineen energiatiheudesta (Collins & McLarty 2020). Tämän vuoksi niiden nykyinen käyttökohde lentokoneissa on vain antaa käynnistysvirta sähköjärjestelmille ja apuvoimalaitteille. Ratkaisuksi ongelmaan on ehdotettu polttokennoteknologian käyttöä. Perinteinen polttokenno toimisi käyttämällä puhdasta vetykaasua polttoaineenaan. Polttokennojen käyttökohteeksi on kaavailtu muun muassa lentokoneen primääritehonlähteiden korvaamista, sekä käyttöä kaikkien muiden järjestelmien tehonlähteenä. Tässä työssä esitellään erilaisia polttokennoteknologioita ja niiden hyötyjä ja haittoja ilmailukäytössä, sekä keskitytään niiden soveltamiseen ilma-alusten nykyisten kaasuturbiinimoottoreilla toimivien apuvoimalaitteiden korvaajana. Erityisesti keskitytään polttokennojen kykyyn käyttää nykyisiä lentopolttoaineita polttoaineena, sillä se mahdollistaisi teknologian hyödyntämisen nykyaikaisissa lentokoneissa

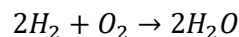
ilman merkittäviä rakenteellisia uudistuksia. Työssä tutkitaan tällaisten järjestelmien simuloituja tuloksia lentokoneiden polttoaineen kulutuksen ja päästöjen vähennyksistä teknologiaa hyödyntämällä.

2. POLTTOKENNO

Polttokenno (FC, Fuel Cell) on sähkökemiallinen järjestelmä, joka tuottaa sille syötetystä polttoaineesta sähkövirtaa. Polttokennon toimintaperiaate on samanlainen kuin akulla, mutta akussa reaktioon osallistuvat aineet löytyvät akun suljetun kuoren sisältä, kun taas polttokennoon syötetään jatkuvasti uutta polttoainetta ylläpitämään reaktiota (O'Hayre 2016 s. 1).

2.1 Toimintaperiaate

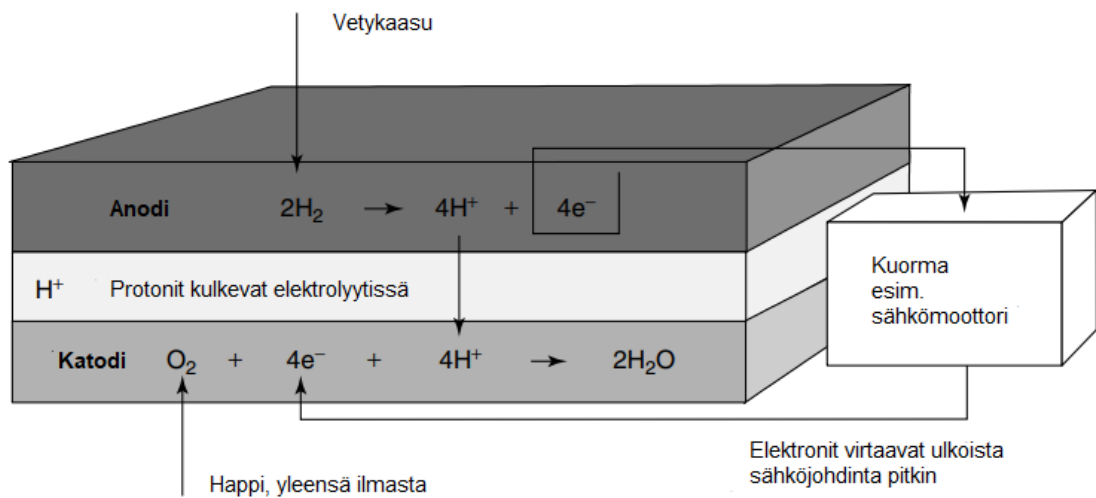
Polttokennon yleisin polttoaineratkaisu on vetykaasu (H_2), mutta esimerkiksi metaani (CH_4) ja ammoniakki (NH_3) voidaan reformoida kennolle vetykaasuksi (Dicks & Rand 2018 s. 9). Reaktio tarvitsee vetykaasun lisäksi happea (O_2), jolloin reaktion



mukaisesti syntyy vesimolekyylejä (H_2O).

Kennossa katodin ja anodin välissä on elektrolyyttinä toimiva aine. Kun vetykaasu syötetään anodille, se ionisoituu vapauttaen protoneita (H^+) ja elektroneita (e^-), jotka kulkevat eri reittejä katodille. Protonit siirtyvät suoraan elektrolyyttiaineen läpi, kun taas elektronit johdetaan elektrodeja yhdistävän johtimen kautta, jolloin ne luovat johtimeen sähkövirran. Katodille hapettimena syötetyssä ilmassa oleva happi reagoi protonien ja elektronien kanssa, jolloin reaktion lopputuotteena syntyy vesihöyryä. Elektrolyyttejä yhdistävään johtimeen voidaan liittää haluttu syntyneellä sähkövirralla käytettävä kuorma. (Dicks & Rand 2018 s. 9)

Yhden polttokennon tuottama jännite on usein hyvin pieni, noin 0,7 V (Dicks & Rand 2018 s. 24). Pienen jännitteen vuoksi kennoista luodaan usein isompia rakenteita, joilla voidaan saavuttaa suuremmat jännitteet kytkemällä kennoja sarjaan. Tällaisia rakenteita kutsutaan polttokennostoiksi (Fuel Cell Stack).



Kuva 1. Polttokennon rakenne, toiminta ja reaktiot (muokattu lähteestä Dicks & Rand 2018 s. 8).

2.2 Eri polttokennotyypit

Eri kennotyyppejä erottavat yleensä niissä käytetyt elektrolyytit ja niiden toimintalämpötila käytön aikana. Hitaasti reagoivissa kennoissa käyttölämpötila on yleensä matala, kun taas nopeasti reagoivat operoivat kuumemmassa lämpötilassa.

Polttokennot jaetaan seuraavaan viiteen päätyyppiin, joita erottavat niiden käyttämät elektrolyytit. Taulukossa 1 on esitelty molempien kategorioiden polttokennot, niiden päätyypit sekä niiden erityispiirteet.

2.2.1 Matalan lämpötilan polttokennot

Matalan toimintalämpötilan kennot tarvitsevat hyvin puhdasta vetykaasua, eivätkä ne siedä epäpuhtauksia. Tyyppejä ovat pienimmän lämpötilan kiinteä polymeerikenno (PEMFC, Proton Exchange Membrane Fuel Cell), jonka käyttölämpötila on 80–100 °C, alkalipolttokenno (AFC, Alkaline Fuel Cell), joka tarvitsee lämpötilan 80–200 °C sekä fosforihappopolttokenno (PAFC, Phosphoric Acid Fuel Cell), jonka käyttölämpötila on 200 °C. (Boaro & Salvatore 2017 s. 8–9)

Erityisesti PEM-kennoa on tutkittu ilmailukäytössä, koska sillä on matala käyttölämpötila, suuri energiatiheys ja kyky vastata nopeasti tehontarpeen muutoksiin. Se on yleisin kennotyyppi esimerkiksi miehittämättömien lennokkien propulsiossa. Kennosta on myös kehitetty varianttina suora metanolipolttokenno (DMFC, Direct Methanol Fuel Cell), jonka ominaisuudet ovat vastaavat, mutta se käyttää polttoaineenaan vetykaasun sijasta metanolia. DM-kennon tehokkuus on kuitenkin noin puolet PEM-kennosta (Gong & Verstraete 2017). PEM-kenno on kehittynyt paljon vuosien aikana, sekä sen katalyyttiaineen tehokkuuden odotetaan kaksinkertaistuvan 5,4 vuoden välein (Kadyk et al. 2019).

2.2.2 Korkean lämpötilan polttokennot

Korkean toimintalämpötilan kennoilla on mahdollisuus käyttää vetykaasua, mutta ne voivat myös suoraan toimia kaasun ja hiilivedyn voimalla. Lämpötila tekee niistä myös vähemmän herkän polttoaineessa oleville epäpuhtauksille. Kennotyyppejä ovat sulakarbonaattipolttokenno (MCFC, Molten Carbonate Fuel Cell) sekä kiinteäoksidipolttokenno (SOFC, Solid Oxide Fuel Cell). Kennojen käyttölämpötila on noin 700–1 000 °C, mikä mahdollistaa useiden polttoaineiden käytön. Korkeasta lämpötilasta johtuen kennot ovat hitaita vastaamaan nopeasti muutoksiin tehontarpeessa sekä tarvitsevat pidemmän ajan reaktion käynnistymiseen. Reaktiossa syntyvä hukkalämpö vaatii myös kennojen tiukkaa integrointia niiden kanssa toimivaan järjestelmään, jotta hyötysuhdetta voidaan parantaa entisestään. (Gong & Verstraete 2017)

Tässä työssä keskitytään nimenomaisesti SO-polttokennoston käyttöön aputehonlähteenä johtuen sen kyvystä käyttää reformoitua lentopetrolia polttoaineenaan. Perinteistä polttoainetta hyödyntämällä säästytään painavien ja pulmallisten vetytankkien asentamiselta lentokoneisiin, mutta parannetaan järjestelmän kokonaishyötysuhdetta kaasuturbiinien tyypillisestä 20 %:n hyötysuhteesta muunnettaessa polttoainetta sähkövirraksi (Rajashekara et al. 2006). SO-polttokenno voidaan myös integroida turbiinin kanssa kiinteäoksidipolttokenno-kaasuturbiinihybridiksi (SOFC-GT, Solid Oxide Fuel Cell – Gas Turbine), jossa kennon tuottama hukkalämpö voidaan generaattoria pyörittämällä muuttaa lisäsähköksi. Yhdistelmää käyttämällä kennon kokonaishyötysuhde voi ylittää 50 % (Chinda & Brault 2012).

Taulukko 1. Eri polttokennotyyppien ominaisuudet (muokattu lähteestä Boaro & Salvatore 2017 s. 7)

	Matala lämpötila			Korkea lämpötila	
	AFC	PEFC	PAFC	SOFC	MCFC
Elektrolyytti	Alkali	Polymeeri	Fosforihappo	Keraaminen	Sulakarbonaatti
Lämpötila	80–200 °C	80–100 °C	200 °C	700–1 000 °C	650 °C
Polttoaine	H_2	H_2	H_2	$H_2/CO/CH_4$	$H_2/CO/CO_2/CH_4$
Ioni	OH^-	H^+	H^+	O^{2-}	CO_3^{2-}
Hapetin	O_2 /Ilma	O_2 /Ilma	O_2 /Ilma	O_2 /Ilma	O_2 /Ilma
Tehokkuus	50–60 %	40–45 %	40–45 %	50–55 %	50–55 %

2.3 Ongelmat

Polttokennojen soveltuvuus ilmailualalle sisältää vielä paljon haasteita, joihin tutustutaan seuraavaksi. Merkittävimpiä ongelmia ovat kennojen käyttämät polttoaineet, sekä niiden käsittely ja mahdollinen reformointi. Lisäksi kennojen ominaisuudet eri ilmanpaineissa ja lämpötiloissa tekevät käytöstä haastavaa, koska ne muuttavat kennojen reaktionopeuksia ja tuotettuja jännitteitä.

2.3.1 Vetyinfrastrukturi

Puhtaalla vedyllä toimivat kennot aiheuttavat ilma-aluksessa useita haasteita, jotka vaativat merkittäviä muutoksia perinteiseen rakenteeseen. Lisäksi koko polttoaineen jakeluketju täytyisi uudistaa, jolloin lentokenttien ja vetytuotannon täytyisi kehittyä maailmanlaajuisesti, jotta uudenlaiset lentokoneet voisivat operoida maailman lentokentillä.

Vedyn suurin ongelma on sen pieni tiheys normaalilämpötilassa ja -paineessa. Ongelman ratkaisu vety voidaan joko paineistaa tai jäähdyttää, jotta se muuttuu nesteeksi. Ongelmaksi paineistetun vetykaasun käytössä nousee polttoainetankkien vahvistaminen ja sen aiheuttama painon kasvu. Nestemäinen vety taas vaatii suuria määriä energiaa sen jäähdyttämiseen ja lämpötilan ylläpitämiseen lennon aikana.

Näiden ongelmien lisäksi voidaan todeta, että merkittävien suunnittelumuutosten tekeminen lentokoneisiin, joissa vetyä käytettäisiin vain ja ainoastaan lentokoneen apuvoima-

laitteen polttoaineena olisi kannattamatonta, sillä järjestelmän kokonaispaino tulisi kasvamaan liikaa. Tämän vuoksi alan tekemä tutkimus apuvoimalaitteiden korvaamiseen liittyen keskittyy erityisesti järjestelmiin, joissa perinteisiä lentopolttoaineita voidaan hyödyntää puhtaan vedyn sijasta.

2.3.2 Muuttuva tehontarve

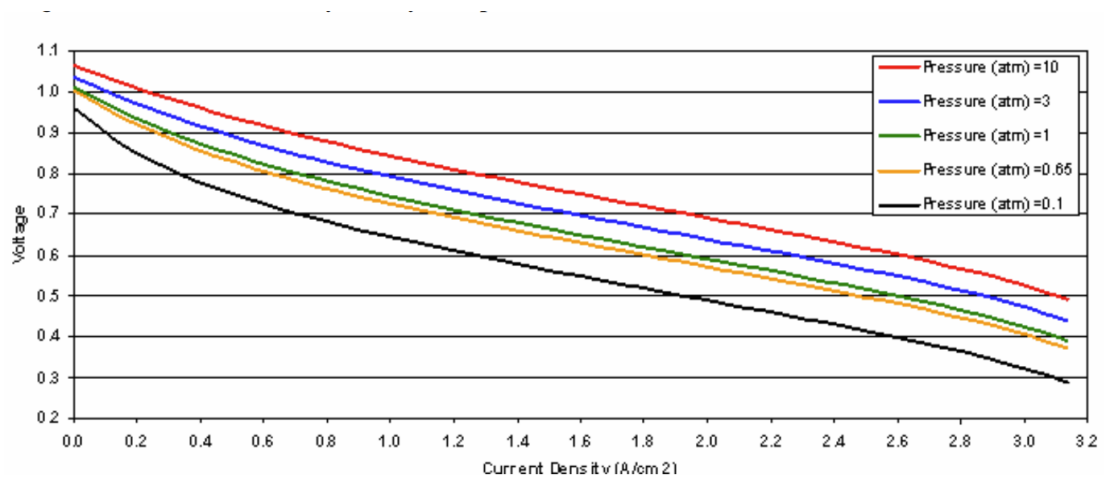
Lentokoneessa muuttuvan sähkökuorman vuoksi kennostoilta vaaditaan parempaa kykyä vastata tehontarpeen muutoksiin. SO-polttokennosto vastaa hitaasti tehontarpeen muutoksiin, jonka vuoksi sen käyttö on haastavaa lentokoneen dynaamisessa ympäristössä.

Ongelman ratkaisemiseksi SOFC-GT:n sekä PEM-polttokennoston yhteistoimintaan perustuvia konsepteja on suunniteltu. Tällaisessa järjestelmässä SO-polttokennoston tehtävä olisi tuottaa vakaa sähköteho, jonka lentokone vaatii jatkuvasti, kun taas matalamman lämpötilan PEM-kennoston tehtävä olisi vastata nopeasti dynaamiseen kuormaan lentokoneen muuttaessa konfiguraatiota tai tehdessä suuria ohjausliikkeitä. (Eelman et al. 2003)

2.3.3 Ilmanpaine

Polttokennojen tehokkuus riippuu niiden operointipaineesta, joka on kennossa vallitseva paine. Ilmailukäytössä ongelma on siis lentokorkeudella vallitseva pieni ympäristön ilmanpaine, joka vaatii ahtimen käyttöä ilman syöttämiseksi kennostolle. SOFC-GT-hybridissä kennoston hukkalämpö pyörittää turbiinin kautta ahdinta, jolla paine kennolle saadaan sopivaksi. Myös matkustamoon syötetyn ilman käyttö kennostolle on vaihtoehto (Srinivasan et al. 2006).

Kennon operointipaineen kasvattaminen nostaa kennoston tuottamaa jännitettä. Kuvassa 2 on esitetty SO-polttokennon tuottamaa jännitettä eri operointipaineissa. Käytännössä painetta voidaan nostaa jopa kymmeneen ilmakehänpaineeseen (10 atm), mutta paineen kasvattaminen aiheuttaa kuitenkin pieneneviä hyötyjä, sillä ahtimen pyörittämiseen tarvitaan jatkuvasti enemmän energiaa. (Rajashekara et al. 2006)



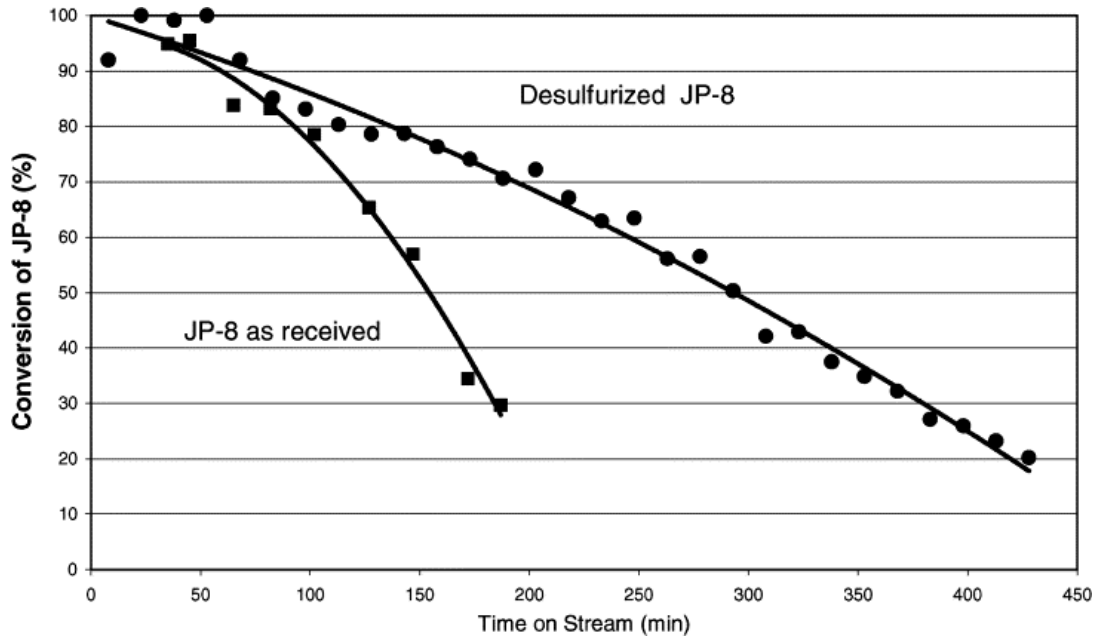
Kuva 2. SO-polttokennon jännite eri operointipaineissa (Rajashekara et al. 2006)

2.3.4 Polttoaineen epäpuhtaudet

Polttokennojen käyttö reformoidulla lentopetrolilla aiheuttaa ongelmia polttoaineissa olevien epäpuhtauksien vuoksi. SO-polttokennon korkeasta käyttölämpötilasta se on esimerkiksi PEM-polttokennoa parempi toimimaan, vaikka polttoaine sisältäisi epäpuhtauksia.

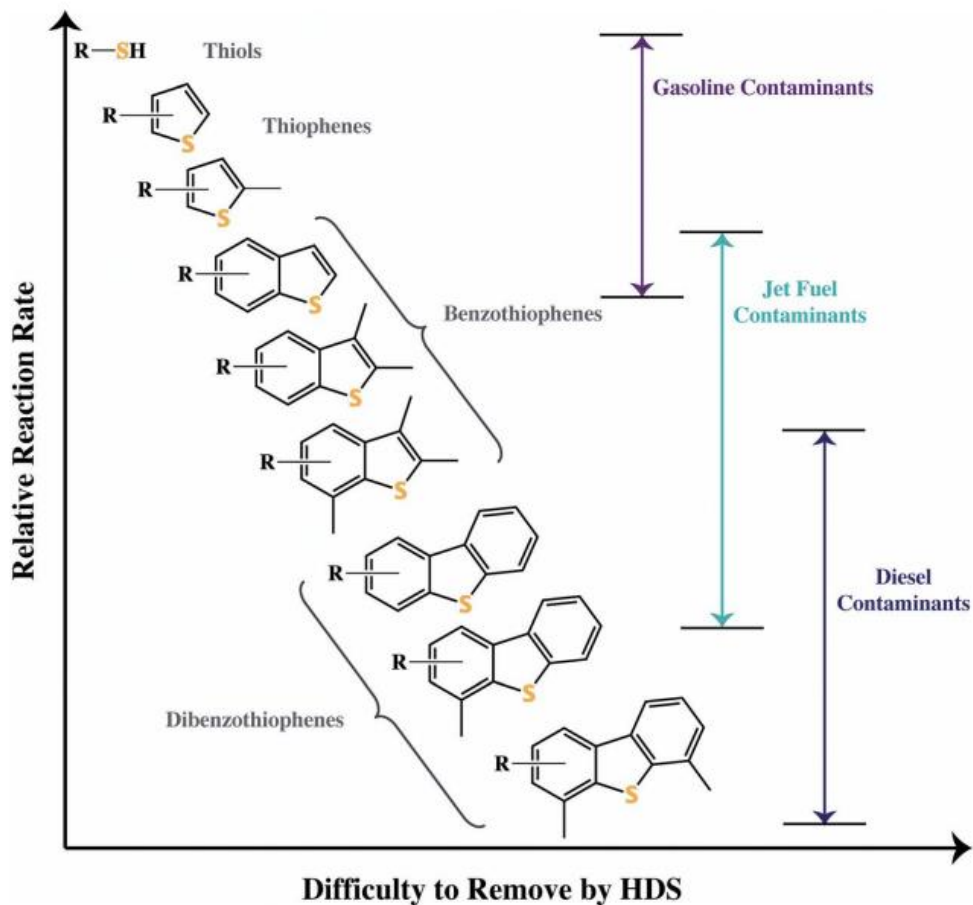
Erityisesti rikki aiheuttaa ongelmia polttokennojen katodeille, jonka vuoksi on tärkeää vähentää lentopolttoaineiden rikkimäärää (Tran et al. 2018). Lisäksi polttokennojen resistanssia rikkimyrkytykselle on kehitettävä, koska rikin poistaminen kokonaan on haastavaa. Srinivasan et al. asetti tavoitteeksi JET-A1:n rikkipitoisuudelle 300–1000 ppm (parts per million). Itse kennostolle syötettävän polttoaineen pitoisuuden tulisi olla pienempi kuin 1 ppm, joka saavutettaisiin maalaitteiden lisäksi lentokoneen sisäisellä rikinpoistoyksiköllä. Nykyisin lentopolttoaineena käytetty JET-A1 saa sisältää maksimissaan 3000 ppm rikkiä, jotta se täyttää vaatimukset (Soloiu et al. 2016). Kuvassa 3 verrataan polttokennon kykyä muuttaa polttoaineen kemiallinen energia sähköksi (FTE, Fuel-To-Electricity) käsittelemättömällä polttoaineella, sekä polttoaineella, josta rikki on poistettu. Tutkimuksessa havaittiin katodin toimintakyvyn, sekä kennoston FTE:n laskevan merkittävästi jo 3 tunnin aikana. Kyseisessä tutkimuksessa käytetty polttoaine oli erityisesti Yhdysvaltojen asevoimien suosima JP-8, jolla on lähes samat ominaisuudet kuin JET-A1:llä. (Hu et al. 2003) On huomioitavaa, että polttoaineita vertailevassa tutkimuksessa

käytettiin PEM-polttokennoa, jonka toleranssi rikille on pienempi sen matalasta lämpötilasta johtuen. Tämän lisäksi polttokenno- ja rikinpoistoteknologia on kehittynyt merkittävästi tutkimuksen teettämisen jälkeen.



Kuva 3. PEM-kennon FTE –muunnossuhteen muutos operointiajan mukaan käsittelemättömällä ja käsitellyllä polttoaineella (Hu et al. 2003)

Tämänhetkinen tapa poistaa rikkiä fossiilisista polttoaineista on rikinpoisto vedyllä (HDS, Hydrodesulfurization). Prosessi toimii vedyn aktivoimalla katalyytillä, jonka tehtävä on poistaa polttoaineesta heteroatomeja, kuten rikkiä. HDS-prosessin tehokkuus on suhteellisen huono, kun tavoitteena on erittäin pienen rikkipitoisuuden saavuttaminen. (Ganiyu & Lateef 2021) Tämän lisäksi lentopolttoaineiden sisältämät pitkät yhdisteet heikentävät HDS-prosessin toimivuutta (Tran et al. 2018). Kuvassa 4 on esitetty eri polttoainetyyppien sisältämiä yhdisteitä, sekä niiden suhteellista vaikeutta tulla poistetuksi polttoaineesta HDS-prosessilla. Nykyinen rikinpoistoprosessi ei sovellu polttokennoilla käytettäväksi, sillä se ei täytä tavoiteltua alle 1 ppm rikkipitoisuutta. Lisäksi HDS-prosessi vaatii toimiakseen korkeita paineita ja lämpötiloja, joiden vuoksi HDS-tekniikan tuominen lentokentille sekä lentokoneiden polttoainejärjestelmiin on haastavaa (Hu et al. 2003).



Kuva 4. Eri polttoainetyyppien sisältämät yhdisteet, sekä niiden reaktionopeudet, ja vaikeus poistaa polttoaineesta HDS-prosessilla. (Tran et al. 2018)

HDS-prosessin ongelmiin vastaamaan kehitetty adsorboiva rikinpoisto (ADS, Adsorbitive Desulfurization) toimii käyttämällä adsorboivia aineita, joiden tehtävä on imeä rikki pintaansa polttoaineesta. Ominaisuudet ovat myös suotuisemmat ja laajentavat prosessin käyttökohteita, sillä prosessi toimii huoneenlämmön ja noin 100 °C välillä, eikä se tarvitse vetyä. (Ganiyu & Lateef 2021) Tämän vuoksi ADS-prosessia voitaisiin soveltaa lentokentillä tapahtuvan rikinpoiston lisäksi suoraan lentokoneiden polttoainejärjestelmiin. On huomattavaa, että ADS-prosessi ei ole vielä valmis käytettäväksi suurilla polttoainemäärillä. Tutkimus osoittaa kuitenkin, että adsorboivia materiaaleja on lukuisia, ja osalla niistä on voitu saavuttaa hyvin matala rikkipitoisuus. Osa materiaaleista on jopa osoittanut kyvyn regeneroitua takaisin 100 % adsorbointikapasiteettiin käsittelyn jälkeen, joka mahdollistaa materiaalien jatkuvan käytön. (Tran et al. 2018)

3. POLTTOKENNO ILMAILUKÄYTÖSSÄ

Ilmailualalla vallitseva tarve vähentää päästöjä on tuonut polttokennoille kaksi sovelluskohdetta, jotka ovat lentokoneen primääritehonlähteiden korvaaminen, sekä apuvoimalaitteen (APU, Auxiliary Power Unit) korvaaminen. Tässä työssä keskitytään APU-laitteistoon ja sen korvaamiseen. Tässä luvussa tutkimme, minkälaisia ratkaisuja polttokennon käyttöön APU:n korvaajana on, miten se toimii, millaista sähkötehoa lentokoneet perinteisesti tarvitsevat, sekä miten polttokenno suoriutuu tehtävästä.

Ilmailualalla yleistynyt MEA-trendi (More Electric Aircraft) mahdollistaa kasvavissa määrin lentokoneisiin asennettavien polttokennojen käytön. MEA tarkoittaa käytännössä kaikkien apulaitteiden korvaamista sähkökäyttöisillä varianteilla. Apulaitteita ovat lentokoneen järjestelmät, jotka eivät liity propulsioon. Tällaisia järjestelmiä ovat muun muassa ohjaus- ja ilmanvaihtojärjestelmät. Esimerkki nykyaikaisesta MEA-suunnitteluperiaatteella valmistetusta lentokoneesta on Boeingin 787 Dreamliner -koneperhe, joka ei sisällä perinteisiä pneumatiikkajärjestelmiä (Sinnen 2007). Ensimmäinen käytännön kokeilu polttokennojen käytöstä matkustajalentokoneissa saatiin vuonna 2008, kun Airbus kytki 20 kW polttokennojärjestelmän Airbus A320 -tyypin hydraulikkajärjestelmään. Koolennolla kokeiltiin ohjaussiivekkeiden operointia polttokennon tuottamalla teholla. (Gwenaelle et al. 2011) Tutkimusta on myös tehty paljon AEA-lentokoneesta (All Electric Aircraft), jossa sähköteholla tuotetaan myös lentokoneen tarvitsema työntövoima. Tällaisiin ratkaisuihin ei tutustuta tässä työssä, mutta polttokennoratkaisut ovat jo mahdollistaneet pienten miehittämättömien ilma-alusten työntövoiman tuotannon (Gong & Verstraete 2017).

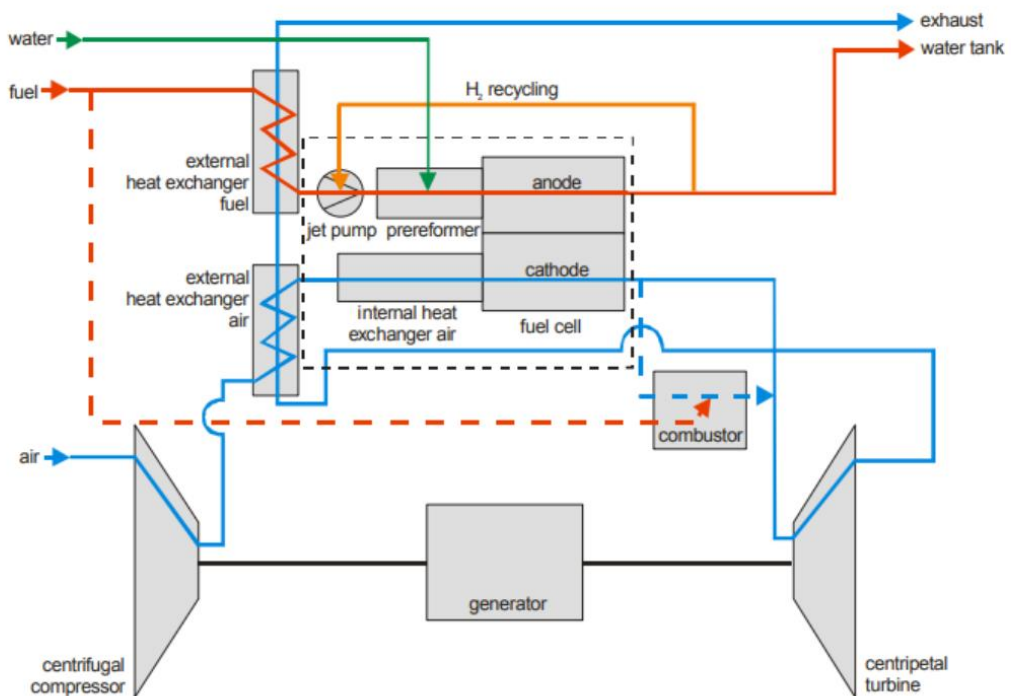
Lentokoneissa perinteisesti käytetty APU-järjestelmä on kaasuturbiini, joka sijaitsee koneen takarungossa. Sen tärkein tehtävä on tuottaa voimaa sähkö- ja pneumatiikkajärjestelmille silloin, kun lentokone on maassa, eivätkä sen primääritehonlähteet ole päällä. Perinteisen matkustajalentokoneen lentokierros alkaa APU:n käynnistyksestä, jonka avulla lentokoneen primääritehonlähteet käynnistetään käyttäen joko sähköisiä käynnistysmoottoreita tai APU:n tuottamaa vuodatusilmaa, joiden tehtävä on kiihdyttää tehonlähteiden ahtimia. APU:lla on myös tärkeä rooli lentokierroksen aikana toimia sekundääritehonlähteenä lentokoneen kriittisille ohjaus- ja avioniikkajärjestelmille, jos primääritehonlähteet tai niiden generaattorit vikaantuvat.

Koska APU:lla on tärkeä rooli lentokierroksen alussa ja lopussa, on sen osuus lentokenttien maa-alueilla tapahtuvista päästöistä noin 20 % (Srinivasan et al. 2006). Perinteisen APU:n FTE on myös vain noin 20 % (Wilson et al. 2022). Heikon hyötysuhteen lisäksi APU:t aiheuttavat lentokenttien maa-alueilla huomattavasti melua ja vaativat merkittävästi huoltoa ja tarkastuksia (Fernandes et al. 2018).

Nykyisin lentokoneista löytyy sekoitus hydraulisia, pneumaattisia ja sähköisiä järjestelmiä. Esimerkiksi jäänehkäisy monissa konetyypeissä on toteutettu vuodattamalla kuumaa ilmaa kriittisille pinnoille, joihin jään muodostuminen saattaisi häiritä lentokoneen lento-ominaisuuksia. Korvaamalla perinteiset hydraulikka- ja pneumatiikkajärjestelmät saataisiin lentokoneen painoa pienennettyä, sekä vähennettyä järjestelmien toimilaitteissa tapahtuvia häviöitä. Toisaalta siirryttäessä sähköisiin järjestelmiin lentokoneiden sähköntarve kasvaa merkittävästi, jolloin nykyisten primääritehonlähteiden generaattorien 30–40 % hyötysuhde tulee aiheuttamaan suurempaa polttoaineenkulutusta (Wilson et al. 2022). Tämän vuoksi polttokennoilla toimivan APU:n tarkoitus olisi entisestä poiketen tuottaa sähkövirtaa koko lentokierroksen ajan, eikä vain maaoperaatioissa. Lisäksi uusissa MEA-tyyppin lentokoneissa suuret muutokset lentokoneen sähkökuormassa aiheuttavat piikkejä primääritehonlähteisiin kytketyille generaattoreille, jonka vuoksi haitalliset ja nopeat muutokset tuotetussa työntövoimassa ovat mahdollisia (Seok et al. 2016). Näiltä haitallisilta sivuvaikutuksilta välttyttäisiin kokonaan, jos sähköntuotanto ulkoistettaisiin polttokennojen avulla erilleen lentokoneen propulsiojärjestelmistä.

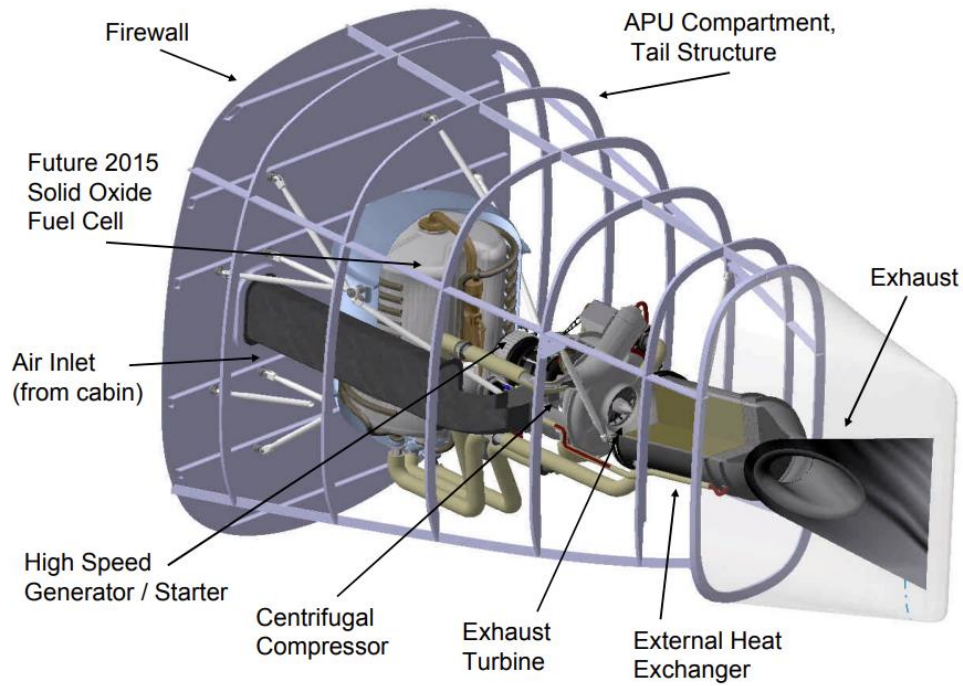
3.1 Rakenne

Tässä työssä käsiteltävän SOFC-GT APU:n rakenne näytetään kuvassa 5. Osa kennolle syötettävästä polttoaineesta reformoidaan jo ennen kennolle syöttöä (prereformer), mutta osa tapahtuu itse kennon sisällä. Polttokennolta poistuvalla ilmalla pyöritetään turbiinia (centripetal turbine) joka vuorostaan tuottaa generaattoriin (generator) kytkettynä ylimääräistä sähkövirtaa, sekä pyörittää kennolle syötettävän ilman ahdinta (centrifugal compressor). Näin ollen hukkalämmön muuttaminen energiaksi toimii Brayton-syklin tavoin. Kennosta poistuva kuuma ilma lämmittää myös kennoon syötettävää polttoainetta (external heat exchanger fuel). Reaktion käynnistämiseen tarkoitettu sytytin (combustor) tuottaa lämpöä perinteisen kaasuturbiinin tavoin.

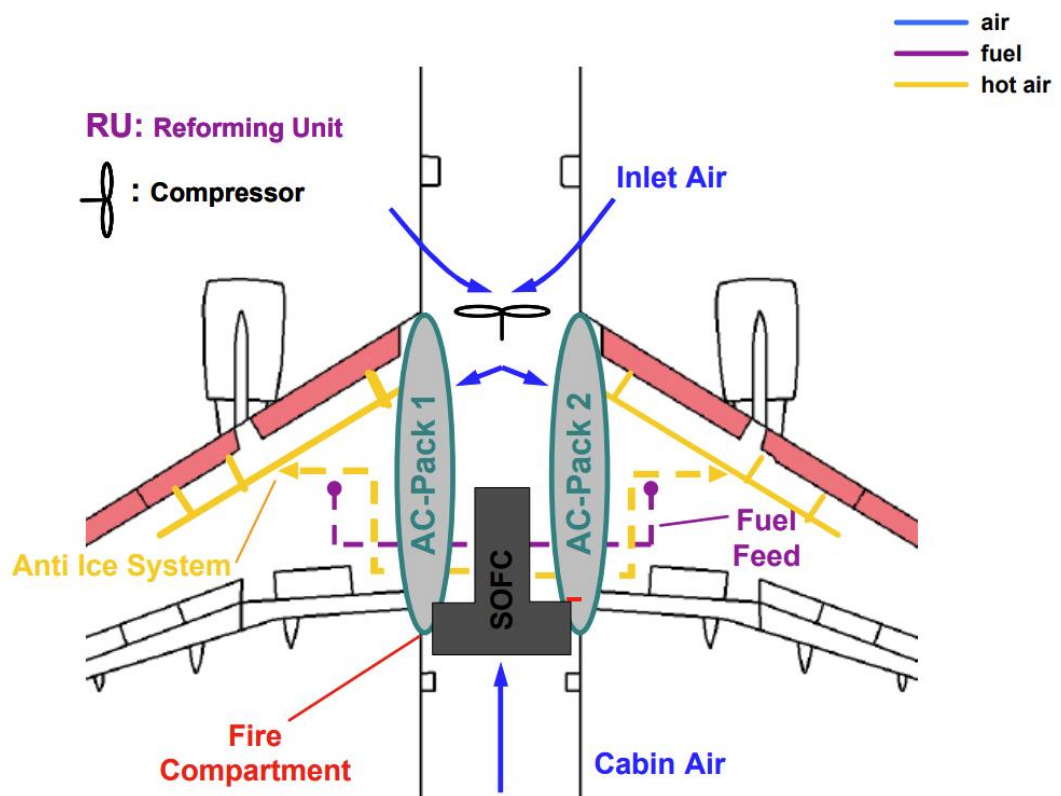


Kuva 5. SOFC-GT APU-järjestelmä (Rajashekara et al. 2006)

SOFC-GT APU-järjestelmän sijoitukselle lentokoneessa löytyy kaksi potentiaalisinta paikkaa. Se voitaisiin sijoittaa kuvan 6 mukaisesti APU:n perinteiselle paikalle lentokoneen takarunkoon, tai kuvan 7 mukaisesti lentokoneen keskirungossa sijaitsevien siipi-liitosten väliin. Perinteisellä sijoituksella koneen takarunkoon säästettäisiin tilaa lentokoneen ruumatilasta, mutta toisaalta vaikeutettaisiin kennoston hukkalämmön hyötykäyttöä jäänpoistojärjestelmissä (Eelman et al. 2003). Takarungosta putkistoilla johdettu kuuma ilma nostaisi lentokoneen painoa, ja vähentäisi integraation hyödyllisyyttä (Srinivasan et al. 2006). Kuva 7 havainnollistaa jäänpoistojärjestelmien läheistä sijaintia, jos järjestelmä asennetaan keskirunkoon. Tällöin myös polttoainejärjestelmä ja koneiden siivissä sijaitsevat primääripolttoainetankit ovat mahdollisimman lähellä, jolloin polttoainejärjestelmän painoa voidaan laskea. Toisaalta keskirunkoon sijoittaminen tarvitsee ylimääräisiä rakenteita tulipaloriskin pienentämiseksi, sekä pienentää lentokoneen ruumatilaa, jolloin hyötykuorman määrä vähenee. Tällöin koneiden takarungossa tyhjäksi jäävä perinteinen APU-järjestelmän sijoituspaikka on vaikea hyödyntää sen kartiomaisen muodon vuoksi.



Kuva 6. SOFC-GT järjestelmän sijoitus perinteisen APU-järjestelmän paikalle lentokoneen takarunkoon (Eelman et al. 2003).

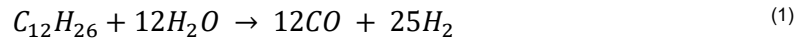


Kuva 7. SOFC-GT APU:n sijoitus lentokoneen keskirunkoon (Eelman et al. 2003).

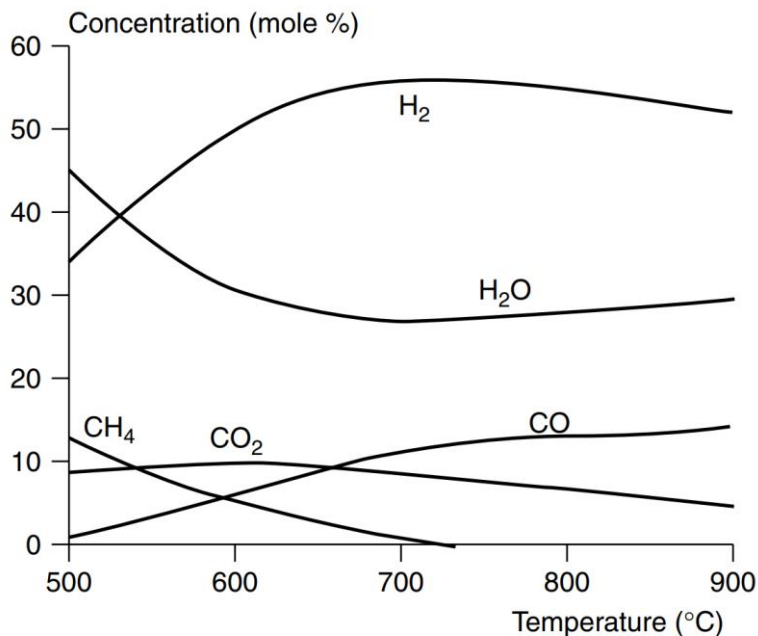
3.2 Toiminta

Lentopetrolilla kennoa käyttäessä toiminta perustuu polttoaineen höyryreformointiin, joka tapahtuu kahdessa osassa; ennen kennoa, ja sen sisällä. Täten polttoaine saadaan muutettua kennolle käytettäväksi vedyksi ja metaaniksi.

Perinteistä JET-A -lentopetrolia vastaavaa synteettistä n-dodekaania ($C_{12}H_{26}$) käyttämällä kennossa tapahtuvat reformointireaktiot ovat seuraavanlaiset:



Reaktiossa 1 syntyvää hiilimonoksidia (CO), voidaan käyttää reaktiossa 2 tapahtuvassa WGS-reaktiossa (water-gas shift), jolloin polttokennolta syntynyt vesihöyry (H_2O) ja hiilimonoksidi reagoivat tuottaen hiilidioksidia (CO_2) ja vetyä (H_2). Kaavassa 3 tapahtuva reaktio, eli metanaatio on palautuva reaktio. Kuvan 3 mukaisesti nähdään, että lämpötilan kasvaessa metaanin (CH_4) konsentraatio pienenee. Kuvasta nähdään myös vetykaasun tuotannon olevan optimaalinen korkeilla lämpötiloilla, eli noin 700 °C.



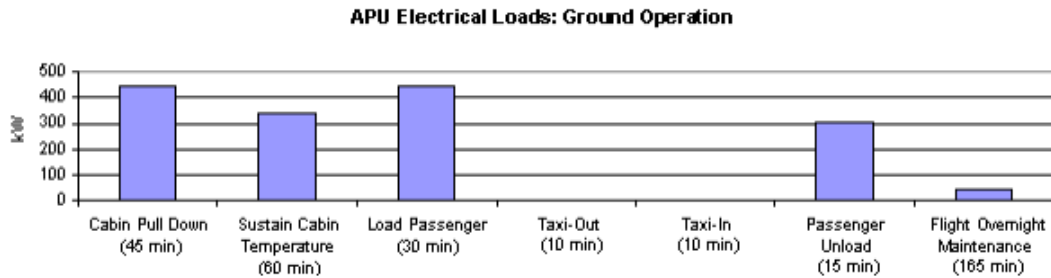
Kuva 8. Reformoinnissa syntyvien kaasujen konsentraatiot lämpötilan funktiona (Dicks & Rand 2018)

3.3 Tehontarve

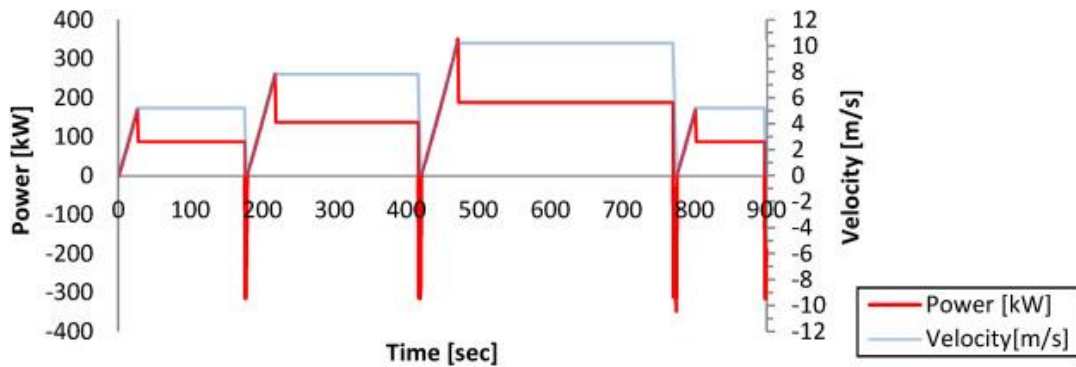
Lennon eri vaiheissa lentokoneen tarvitsema teho muuttuu. Yksittäinen lentokierros voidaan jakaa useaan osaan tutkittaessa niissä tarvittavia tehoja.

1. Rullausvaihe (Taxi)
2. Lentoonlähtö (Take-off)
3. Nousu (Climb)
4. Matkalento (Cruise)
5. Lasku (Descent)
6. Lähestyminen (Approach)
7. Rullausvaihe (Taxi)

Suurin muutos seuraavien vaiheiden välillä tapahtuu erityisesti tarvittavassa propulsiovoimassa, joka on korkeimmillaan vaiheissa 2 ja 3. Järjestelmäsuunnittelussa on olennaista huomioida lentokoneen sähkötehon tarpeen muutokset ja huippuarvot. Lentokoneessa suhteellisen vakiona pysyvän sähköntarpeen synnyttää ilmanvaihto (ECS, Environmental Control System), avioniikka, polttoainepumput sekä jäänpoistojärjestelmät. Vaihtelevaa kuormaa aiheuttaa koneen ohjausjärjestelmät ja laskutelineiden toimilaitteet. (Eelman et al. 2003) Täten oletettu huipputehontarve todennäköisimmin syntyy vaiheiden 2 ja 6 yhteydessä, jolloin ohjauslaitteita käytetään paljon ja lentokoneen konfiguraatiota muutetaan toistuvasti. Lisäksi jäänpoiston tarve ilmenee yleensä lähellä maata tapahtuvassa lennossa, jolloin sähköntarve kasvaa merkittävästi. Kuvassa 7 on esitetty Boeing 777 -tyypin matkustajakoneen APU:lta vaadittu sähköteho maaoperaatioiden eri vaiheissa.



Kuva 9. Boeing 777:n apuvoimalaitteelta tarvittava sähköteho maaoperaatioissa (Srinivasan et al. 2006)



Kuva 10. Nopeus ja vaadittu sähköteho ajan funktiona 15 minuutin rullausvaiheessa Airbus A320-200 tyyppin matkustajakoneelle (Keçeci et al. 2022)

Lentokonevalmistajat ovat aktiivisesti kehittäneet tapoja lentokoneiden rullausvaiheen päästöjen vähentämiseksi. APU-järjestelmän päästöjen poistamisen lisäksi on suunniteltu sähköistä rullausjärjestelmää (ETS, Electric Taxiing System), jonka avulla lentokone voisi rullata kiitotielle asti ilman primääritehonlähteiden käynnistämistä. Järjestelmään kuuluisi sähkömoottorit, jotka asennetaan joko lentokoneen päälaskutelineisiin, tai nokkatelineeseen. Nykyisten lentokoneiden kannalta järjestelmä todettiin kannattamattomaksi. Suurin ongelma on paino, jonka sähkömoottorit ja akut lisäävät lentokoneeseen. Akkujen käyttö on välttämätöntä, sillä nykyisten lentokoneiden perinteisten APU-järjestelmien virta ei riitä koneiden rullauksen vaatimaan tehoon, joka on pienissä matkustajakoneissa vähintään noin 200 kW. Täten polttokennojärjestelmällä toimiva lentokone, jossa 100 % sähköntuotanto on taattu ilman primääritehonlähteiden käyttöä tekisi ETS-järjestelmästä kannattavan. On arvioitu että 15 min kestävä rullausvaihe keskipitkän kantaman Airbus A320 –koneella kuluttaa noin 180 kg polttoainetta, joita voitaisiin vähentää polttokennoihin integroidulla ETS-järjestelmällä. (Keçeci et al. 2022) Kuvassa

10 on esitetty A320 –koneen tarvitsema 300 kW huipputeho, kun rullataan tavanomaisella nopeudella, joka on noin 10 m/s. Negatiivisella esitetty tehontarpeet tarkoittavat hetkiä, jolloin lentokone jarruttaa.

3.4 Suorituskyky

Käsitellyllä rakenteella toimiva APU-järjestelmä tuottaa lupaavia tuloksia, kun sitä simuloidaan lentokoneiden perinteisessä 36000 jalan korkeudessa. Wilson et al. tavoitteli simuloitulla järjestelmällä 1 MW huipputehoa, ja saavutti 69.8 % kokonaishyötysuhteen. Järjestelmässä käytettiin 200 sarjaan kytkettyä kennoa yhdessä kennostossa, joita kytkettiin rinnan 6 kappaletta. Tutkimuksessa simuloitun APU:n tuottama teho riittäisi siis vastaamaan esimerkiksi Airbus A380:n huipputehontarpeeseen, joka on noin 1 MW (Eelman et al. 2003). Toisaalta odotettavissa on, että seuraavan sukupolven keskisuuret matkustajalentokoneet tulevat vaatimaan jo noin 1.6 MW sähkötehon (Seok et al. 2016). Taulukossa 2 on esitelty Wilson et al. luoman APU-mallinnuksen tehot, hyötysuhde ja toimintapaine.

Taulukko 2. 1 MW SOFC-GT APU:n simuloitu sähköntuotanto (muokattu lähteestä Wilson et al. 2022)

SOFC-GT Mallinnus	
Kennoston nettosähköteho	615.4 kW
Generaattorin nettosähköteho	381 kW
Kokonaissähköteho	996.4 kW
Järjestelmän kokonaishyötysuhde	69.8 %
Kennon toimintapaine	3 atm (atmospheric pressure)

4. POLTTOKENNO SUUREN LENTOKONEEN APUTEHONLÄHTEENÄ

Tässä luvussa tutkitaan valitun SOFC-GT APU-järjestelmän soveltumista suurien lentokoneen aputehonlähteeksi, sekä tutkitaan siitä saatuja hyötyjä lentokoneen polttoainetalouteen ja päästöihin.

NASA:n tuottamassa tutkimuksessa simuloitiin SO-polttokennon soveltamista pitkän kantaman Boeing 777 matkustajakoneen APU-järjestelmän korvaajana (Srinivasan et al. 2006). Kyseisessä tutkimuksessa verrattiin polttokennojärjestelmää perinteiseen Boeing 777-200ER -varianttiin, jossa käytetään MEA-suunnitteluperiaatetta, UEET-suihkumootoreita (Ultra Efficient Engine Technology), sekä kehittynyttä perinteistä kaasuturbiini APU-järjestelmää. Tutkimuksessa käytettiin eri tasoilla integroitua SOFC-GT-polttokenojärjestelmää. Seuraavaksi tutustutaan kahteen tutkimuksessa esiteltyyn järjestelmäarkkitehtuuriin.

Arkkitehtuuri 1.

Perinteisen APU:n korvaaminen SO-polttokennolla, sekä sen operointi koko lentokieroksen ajan. Polttokennon tuottama sähköteho vähentää primäärimoottoreiden generaattoreilta tarvittua sähkötehoa, jolloin moottorien toimintaan kohdistuu vähemmän vastusta. Käytetyn järjestelmän teho on 450 kW, sekä hyötysuhde maassa ja ilmassa on noin 50 %. Ainoastaan jäänpoistoon tarvittu teho otetaan primäärimoottorien generaattoreilta. Muita integraatioita lentokoneen järjestelmien kanssa ei toteutettu.

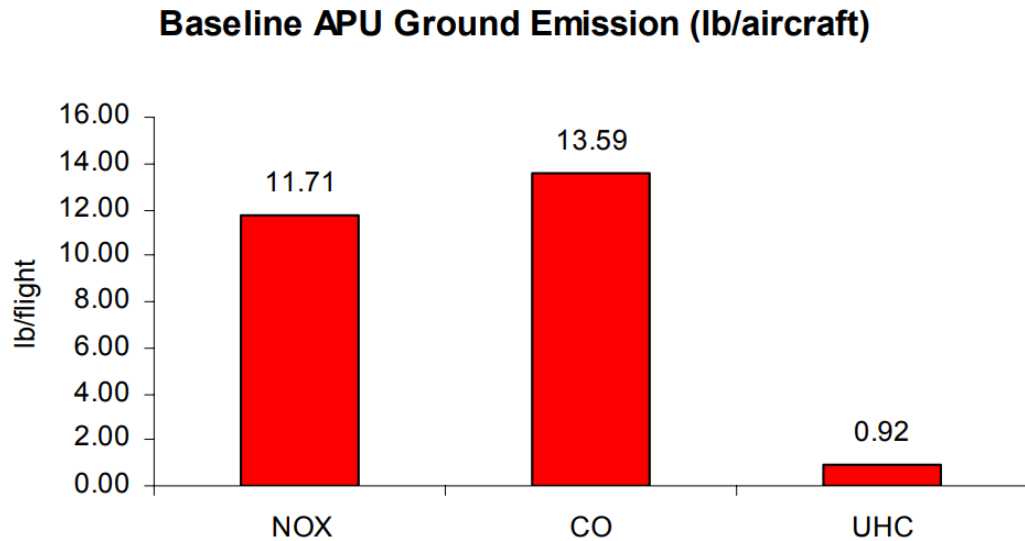
Arkkitehtuuri 2.

Arkkitehtuuriin 1 tehtyjä parannuksia ovat muun muassa tiukempi integraatio lentokoneen muiden järjestelmien kanssa, sekä kennon hukkalämmön talteenotto ja hyödyntäminen. Seuraavilla muutoksilla polttokennon hyötysuhde on noin 65 % täydellä kuormalla.

Molemmilla ratkaisuilla saavutettiin 100 % vähennys APU:n tuottamissa päästöissä lentokierroksen aikana. Kuvassa 11 on esitetty Boeing 777 -tyypin perinteisen APU-järjestelmän päästöt. Tutkimuksessa käytetyistä järjestelmistä arkkitehtuuri 1 saavutti vain 0.16 % vähennyksen polttoaineen kulutuksessa, kun arkkitehtuuri 2 vähensi kulutusta jopa 0.77 %, kun lentokonetta operoitiin pitkän kantaman reitillä. Koneen pitkästä kantamasta johtuen maassa tapahtuva kulutus on pienempi osa lentokierroksen polttoainetarpeesta, jonka vuoksi lyhyemmän kantaman reiteillä havaittiin suurempi hyöty: noin 3 % paremmin integroidun arkkitehtuurin kanssa. Lisäksi SOFC-GT:n tuottaman sähkövirran ansiosta primäärimoottorien generaattoreita tarvittiin vain jäänehkäisyn tuomaa kuormaa varten, jolloin saavutettiin taulukossa 3. esitellyt päästövähennykset lentokoneen kahdelta Pratt & Whitney PW4000 -ohivirtaussuihkuturbiinilta.

Taulukko 3. SOFC-GT APU:lla varustetun Boeing 777 -koneen moottorien päästövähennykset ilma- ja maaoperaatioissa (Srinivasan et al. 2006)

	Lennonaikaiset	Maaoperaatiot
Typpioksidit (NO_x)	-0.23 %	-15.55 %
Hiilimonoksidi (CO)	-1.46 %	-3.35 %
Polttamattomat hiilivedyt (UHC, Unburned Hydrocarbons)	-2.89 %	-4.82 %



Kuva 11. Perinteisen Boeing 777:n APU-järjestelmän päästöt maaoperaatioissa (Srinivasan et al. 2006)

Pienen kantaman reiteillä havaituista hyödyistä voidaan todeta polttokennon pudottavan operointikustannuksia ja päästöjä merkittävästi. Pitkän kantaman lentokone ei esimerkiksi toista maaoperaatiovaiheita montaa kertaa päivässä, toisin kuin lyhyen matkan lentokoneet. SOFC-GT APU-järjestelmän avulla Boeing 777 -tyyppinen lentokone voisi säästää jopa 135 tuhatta dollaria vuodessa, jos sitä operoidaan noin 1000 kilometrin reitillä, kun taas 14000 km:n reitillä säästöt vuodessa olisivat noin 60 tuhatta dollaria vuodessa (Srinivasan et al. 2006). Tässä työssä mainittu ETS-järjestelmä voisi laskea koneen operointikustannuksia entisestään, sillä primäärimoottorien käynnistäminen tapahtuisi vasta rullausvaiheen lopussa.

Vuonna 2012 Whyatt & Chick tutki nykyaikaisen MEA-tyyppisen pitkän kantaman keski-suuren Boeing 787-8 Dreamliner -matkustajakoneen polttoainetehokkuuden parantamista SOFC APU-järjestelmällä. Simuloitu tutkimus totesi, että kennon arvioitua painoa täytyisi pudottaa noin puolella, jotta Dreamliner -lentokoneen tehokkuutta voitaisiin parantaa. Boeingin käyttämät uuden sukupolven moottorit, sekä niiden tehokkaat generaattorit pystyvät vastaamaan lentokoneen huippukuormaan jopa 51 % hyötysuhteella, joka on noin kaksinkertainen verrattuna Boeing 777:n generaattoreihin. Ero johtuu erityisesti generaattorien vaihtuvasta pyörimisnopeudesta verrattuna vanhemman sukupolven lentokoneisiin, joissa generaattorien nopeus on vakio. On huomattavaa, että Whyatt

& Chick tutki nimenomaisesti kennoston tuottaman sähkötehon hyödyntämistä, eikä kennoston tuottaman hukkalämmön käyttämistä lisäsähköntuotantoon ja muihin lentokonejärjestelmiin.

5. YHTEENVETO

Ympäristön saastuminen, taloudelliset vaikeudet ja ilmastonmuutos ovat aiheuttaneet merkittävää painetta pienentää päästöjä eri aloilla. Ilmailualan suurin haaste on uusien tehonlähderatkaisujen huonommat ominaisuudet, kuten suuri paino ja pieni energiatiheys. Vaikka suurin kehityskohde on lentokoneiden propulsio, on myös apulaitteiden korvaaminen otettu huomioon nykyaikaisissa suunnitteluperiaatteissa. Apulaitteille vaihtoehdoisen tehon löytäminen on tärkeää lentokoneiden maaoperaatioiden päästöjen vähentämiselle, sekä kannattavalle lennonaikaiselle sähköntuotannolle. Näiden asioiden vuoksi tutkimusta polttokennojen soveltamisesta lentokoneiden apuvoimalaitteiden korvaajaksi on kehitetty jo paljon.

Tiettyjen polttokennotyyppien kehittyvä kyky käyttää perinteistä lentopetrolia vetykaasun sijasta tekee niistä houkuttelevan vaihtoehdon, sillä kennon sähköntuotantoprosessissa ei synny päästöjä. Päästöttömyys on tärkeää erityisesti lentokentillä, joissa tavoitteena on rullauksen aikaisten päästöjen poistaminen kokonaan. Lisäksi tulevaisuuden lentokoneiden sähköntarpeen odotettu kasvu tulee luomaan lisää kuormaa nykyisille generaattoreille, jotka vuorostaan kasvattavat koneen polttoaineenkulutusta. Polttokennojen etuna olisi niiden suihkuturbiinia parempi hyötysuhde, jolla tulevaisuuden sähköntarpeisiin voitaisiin vastata.

Suurimpia ongelmia kennojärjestelmille on niiden pieni ominaisteho, suuri paino ja pieni sietokyky polttoaineen sisältämille epäpuhtauksille, jonka vuoksi nykyisten lentopetrolien käyttö vaatii sekä kennoilta, että polttoaineiden käsittelyltä kehitysaskelaita. Kennojärjestelmien asentaminen nykyisen sukupolven lentokoneisiin tuottaa myös muita haasteita, sillä kannattava toiminta vaatii tiukkaa integraatiota kaikkien lentokoneen järjestelmien kanssa, jotta hyötysuhde maksimoidaan. On kuitenkin näyttöä, että polttoaineen kulutuksen pienentäminen nykyisissäkin koneissa olisi mahdollista polttokennojärjestelmien avulla. Tulevaisuuden lentokoneiden apujärjestelmien toiminta polttokennojen voimalla riippuu kennojen materiaalien kehityksestä, sekä lentopolttoaineiden epäpuhtauksien poistojärjestelmien kehityksestä.

LÄHTEET

Baldi, F.; Wang, L.; Pérez-Fortes, M.; Maréchal, F. A Cogeneration System Based on Solid Oxide and Proton Exchange Membrane Fuel Cells with Hybrid Storage for Off-Grid Applications. *Front. Energy Res.* 2019, 6, 139.

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>

Boaro, M. & Salvatore, A. A. (2017) *Advances in Medium and High Temperature Solid Oxide Fuel Cell Technology*. 1st ed. 2017. Marta. Boaro & Aricò Antonino. Salvatore (eds.). [Online]. Cham: Springer International Publishing.

BOEING, 2003, Commercial Airplanes - Fuel Cell APU Overview, presented 15th April 2003 at SECA Annual Meeting, Seattle

Chen, J; Song, Q; Yin, S; Chen, J, IEEE transactions on industrial electronics (1982), 2020, Vol.67 (8), p.6183–6194

D.T. Tran, J.M. Palomino, S.R.J. Oliver, Desulfurization of JP-8 jet fuel: challenges and adsorptive materials, *RSC Adv.*, 8 (2018), pp. 7301–7314

Damo, U.M.; Ferrari, M.L.; Turan, A.; Massardo, A.F. Solid oxide fuel cell hybrid system: A detailed review of an environmentally clean and efficient source of energy. *Energy* 2019,168, 235–246.

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

Eelman, S.; Daggett, D.; Zimmermann, M.; Seidel, G. High Temperature Fuel Cells as Substitution of the Conventional APU in Commercial Aircraft. *Ger. Aerosp. Congr.* 2003, 1601-1608.

European Commission, Directorate-General for Mobility and Transport, Directorate-General for Research and Innovation, *Flightpath 2050 : Europe's vision for aviation : maintaining global leadership and serving society's needs*, Publications Office, 2011, <https://data.europa.eu/doi/10.2777/50266>

Fernandes MD, et al., SOFC-APU systems for aircraft: A review, *International Journal of Hydrogen Energy*, 2018

Gong, A. & Verstraete, D. (2017) Fuel cell propulsion in small fixed-wing unmanned aerial vehicles: Current status and research needs. *International journal of hydrogen energy*. [Online] 42 (33), 21311–21333.

J. Seok, I. Kolmanovsky & A. Girard, "Integrated/coordinated control of aircraft gas turbine engine and electrical power system: Towards large electrical load handling," *2016 IEEE 55th Conference on Decision and Control (CDC)*, 2016, pp. 3183-3189, doi: 10.1109/CDC.2016.7798747.

J M. Collins, D McLarty, All-electric commercial aviation with solid oxide fuel cell-gas turbine-battery hybrids, *Applied Energy*, Volume 265, 2020, 114787, ISSN 0306–2619, <https://doi.org/10.1016/j.apenergy.2020.114787>.

J Hu, et al., Fuel processing for portable power applications, *Chemical Engineering Journal*, Volume 93, Issue 1, 2003, Pages 55–60, ISSN 1385–8947, [https://doi.org/10.1016/S1385-8947\(02\)00108-0](https://doi.org/10.1016/S1385-8947(02)00108-0).

K. Rajashekara, J. Grieve & D. Daggett, "Solid Oxide Fuel Cell/Gas Turbine Hybrid APU System for Aerospace Applications," *Conference Record of the 2006 IEEE Industry Applications Conference Forty-First IAS Annual Meeting*, 2006, pp. 2185–2192, doi: 10.1109/IAS.2006.256845.

Kadyk T, Schenkendorf R, Hawner S, Yildiz B and Römer U (2019) Design of Fuel Cell Systems for Aviation: Representative Mission Profiles and Sensitivity Analyses. *Front. Energy Res.* 7:35. doi: 10.3389/fenrg.2019.00035

Keçeci M, Colpan C. O, Karakoç T. H, Reducing the fuel consumption and emissions with the use of an external fuel cell hybrid power unit for electric taxiing at airports, *International Journal of Hydrogen Energy*, Volume 47, Issue 95, 2022, Pages 40502-40512, ISSN 0360-3199, <https://doi.org/10.1016/j.ijhydene.2022.04.279>.

Mai, D.T.T., 2021. Revising the EU ETS and CORSIA in times of the COVID-19 pandemic: challenges for reducing global aviation emissions. *Climate Policy*, 21(10), pp.1357–1367.

O'Hayre, Ryan P., & Ryan P. O'Hayre. *Fuel Cell Fundamentals*. 3rd ed. Hoboken, New Jersey: Wiley, 2016. Print.

P. Chinda, P. Brault, The hybrid solid oxide fuel cell (SOFC) and gas turbine (GT) systems steady state modeling, *International Journal of Hydrogen Energy*, Volume 37, Issue 11, 2012

Saheed A. Ganiyu, Saheed A. Lateef, Review of adsorptive desulfurization process: Overview of the non-carbonaceous materials, mechanism and synthesis strategies, *Fuel*, Volume 294, 2021, 120273, ISSN 0016-2361, <https://doi.org/10.1016/j.fuel.2021.120273>.

Sinnett, Michael K.. "Aero Quarterly Qtr_04 | 07 787 No-bleed Systems: Saving Fuel and Enhancing Operational Efficiencies." (2007).

Soloiu, V., Naes, T., Muinos, M., Harp, S. et al., "Comparison of Combustion and Emissions Properties of Jet-A vs. ULSD in Both Indirect and Direct Compression Ignition Engines at Same IMEP," SAE Technical Paper 2016-01-0733, 2016, doi:10.4271/2016-01-0733

Srinivasan, H., Yamanis, J., Welch, R., Tulyani, S., and Hardin, L., 2006, *Solid Oxide Fuel Cell APU Feasibility Study for a Long Range Commercial Aircraft Using UTC ITAPS Approach, Volume I—Aircraft Propulsion and Subsystems Integration Evaluation*, prepared by United Technologies under Contract NAS3-01138 Task 20 for NASA Glenn Research Center, NASA CR -2006-214458 VOL1.

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>

Wilson et al., *Hybrid Solid Oxide Fuel Cell/Gas Turbine Model Development for Electric Aviation*. Switzerland: N. p., 2022. Web. doi:10.3390/en15082885.

Whyatt, G & Chick, Lawrence A. *Electrical Generation for More-Electric Aircraft Using Solid Oxide Fuel Cells*. United States: N. p., 2012. Web. doi:10.2172/1056768.