

# ELEKTRILISE HÜBRIIDAJAMIGA GAASITURBIINMOOTORI KASUTATAVUS MEHITAMATA ÕHUSÕIDUKITEL

*Karl-Eerik Unt, Edvin Martin Andrejev, Oskar Saarepera*



**Ülevaade.** Erineval viisil elektri- ja fossiilkütusel põhinevad hübriidajamid on tõestanud end mitmes transpordivaldkonnas harjumuspäraste sise põlemismootorite säästliku ja töökindla alternatiivina. Siinses artiklis antakse ülevaade hübriidajamite kasutamise eesmärgist militaar- ja tsiviilsektoris ning tuuakse esile olulisemad erinevused tehnoloogia rakendamisel. Analüüsitakse elektrilise hübriidajamiga gaasiturbiinmootori kasutatavust mehitamata õhusõidukitel nii militaar- kui ka tsiviilrakendustes. Seejuures töötatakse välja meetod, mille abil on võimalik teha kindlaks, missuguses suurusklassis ja millise lennuulatusega oleksid militaarrakendustes praeguse akutehnoloogia kasutamisel otstarbekad hübriidajamid. Leitakse erinevate operatsiooniliste ja taktikaliste ülesannete täitmiseks sobivaim hübriidsusaste ning uuritakse, millise energiatihedusega akude abil oleks võimalik asendada gaasiturbiinmootorid täielikult elektriajamiga, et säiliks õhusõiduki soovitud sooritusvõime.

**Võtmesõnad:** mehitamata õhusõiduk, droon, hübriidajam

**Keywords:** unmanned aerial vehicle, drone, hybrid engines

## 1. Sissejuhatus

Keskkonnamõjusid on militaarsektori transpordivaldkonnas mõnevõrra keerulisem käsitleda kui tsiviilsektoris. Teemaga tegelemise olulisus sõltub ennekõike sellest, kas tegu on rahuaja või sõjaolukorraga. Esimesel juhul on teemakäsitlus tihti samasugune kui tsiviilsektoris ning sõltub riigi arengutasemest, teisel juhul aga keskendutakse mitmesuguse tehnoloogia rakendamisele sõjalise eesmärgi tõhusaimaks saavutamiseks.

Artiklis antakse lühiülevaade keskkonnamõtjude vähendamiseks kasutusele võetud tehnoloogiast ning luuakse meetod, mille abil hinnata, kas ja mis tingimustel saaks rakendada sõjanduses hübriidajamit kui ennekõike kliimaeesmärgi saavutamiseks loodud uuendust.

## 2. Kliimaeesmärk lennunduses

Lennundussektor on üks suurimaid ja energianõudlikumaid transpordiliike, kus kasutatakse valdavalt vaid vedelkütust<sup>1</sup>. Sektori tekitatava süsinikdioksiidi (CO<sub>2</sub>) heite osakaal kogu inimtegevuse tekitatavast CO<sub>2</sub>-heitest oli 2016. aastal 1,9% (merenduses 1,7%, maanteetranspordis 11,9%)<sup>2</sup>, samal ajal kui lennundussektoris veetavate kaupade osakaal moodustas kogu maailma kaubavedudest ligikaudu 3% ja reisijatevedudest 8%<sup>3</sup>. Võrreldes teiste transpordiliikidega pälvib lennundus aga tunduvalt suuremat avalikkuse tähelepanu, mistõttu räägitakse lennunduse panusest globaalse CO<sub>2</sub>-heite puhul palju enam kui teistes sektorites. Seega on nii avalikkuse tähelepanu kui ka mootori heitgaaside kohta üha rangemaks muutuvad nõuded tekitanud tsiviilsektori lennunduses surve võtta esimesel võimalusel kasutusele taastuvenergia.

Kliimaeesmärgi täitmise ja energiasäästu nimel on uuematel õhusõidukitel asendatud paljud hüdraulilised, mehaanilised või pneumaatilised süsteemid elektrilistega. Loobutud on gaasiturbiinmootori kompressorilt võetava õhu kasutamisest salongi kütmiseks ja rõhustamiseks. Õhusõidukite peamise jõuallikana kasutatakse siiski valdavalt sise põlemismootoreid ja kütusena fossiilkütust.

Kui lähtuda Euroopa Liidu seatud kliimaeesmärgist 2050. aastaks, peaks lennundussektori CO<sub>2</sub>-heide vähenema võrreldes 1990. aastaga 55%<sup>4</sup>. Selle eesmärgi saavutamiseks on suuremad ja väiksemad õhusõidukite ja nende mootorite tootjad hakanud katsetama ning välja töötama tehnoloogiat ja lahendusi, mis aitaksid vähendada looduskeskkonna saastet<sup>5</sup>.

---

<sup>1</sup> **Gössling, S.; Humpe, A.** 2020. The global scale, distribution and growth of aviation: Implications for climate change. – Global Environmental Change, Vol. 65, Article 102194. <https://doi.org/10.1016/j.gloenvcha.2020.102194> (07.12.2022).

<sup>2</sup> **Ritchie, H.; Roser, M.; Rosado, P.** 2020. CO<sub>2</sub> and Greenhouse Gas Emissions. – Our World in Data. <https://ourworldindata.org/emissions-by-sector> (01.01.2023).

<sup>3</sup> **The World of Air Transport in 2019.** – Annual Report 2019. International Civil Aviation Organization (ICAO). <https://www.icao.int/annual-report-2019/Pages/the-world-of-air-transport-in-2019.aspx> (01.01.2023).

<sup>4</sup> **Fit for 55 and ReFuelEU Aviation.** – European Union Aviation Safety Agency (EASA). <https://www.easa.europa.eu/en/light/topics/fit-55-and-refueeu-aviation> (01.01.2023). [**Fit for 55 and ReFuelEU Aviation**]

<sup>5</sup> **Friedrich, C.; Robertson, P. A.** 2015. Hybrid-Electric Propulsion for Aircraft. – Journal of Aircraft, Vol. 52, No. 1, pp. 176–189. <https://doi.org/10.2514/1.C032660> (07.12.2022).

Nagu autotööstuses nähakse tsiviillennunduseski võimaliku lahendusena täiel määral elektrilisi või elektril ja vedelkütusel põhinevaid hübriidajameid ning energiaallikana ka vesiniku kasutamist nii sisepõlemismootorites kui ka kütuseelementides<sup>6</sup>. Selliste elektriliste õhusõidukite ühine probleem on gaasiturbiin- või kolbmootoriga varustatud õhusõidukitega võrreldes piiratud lennuaeg. Põhiline nõrk külg on energiaallika tihedus, mis tähendab, et sama massi korral mahub akudesse võrreldes vedelate fossiilkütustega palju vähem energiat. See piirab aga elektriajami kasutamist ja teeb selle võimalikuks vaid spetsiifilistel väiksematel mehitamata õhusõidukitel, millel ei ole tarvis väga pikka lennuaega või -kiirust. Skaleerimist takistab akude suur mass – mida massiivsem ja suurem on õhusõiduk, seda suurem on ka nõutud kaasas-kantavate akude mass.

Mitmes uuringus on selgunud, et hübriidajamite abil oleks võimalik leida lahendus, mis kasutaks ära mõlema tehnoloogia parimad küljed ning oleks vaheetapp, kuniks ei ole välja töötatud suurema tihedusega elektri-energiaallikaid<sup>7</sup>.

### 3. Kasutusel hübriidlahendused

Kuna tsiviillennunduses on elektri- ja hübriidajamite arendamise üks põhi-eesmärke vähendada heitgaaside hulka ja muuta süsteem tõhusamaks, on paljude varasemate uuringute keskmes olnud selle saavutamine.

Mitmes uuringus on käsitletud hübriidajameid lennunduses ning katsetatud võimalikke konfiguratsioone ja üldpõhimõtteid hübriidajamite kasutamisel õhusõidukitel<sup>8</sup>. Enamasti jaotuvad uuritud lahendused kaheks ning

---

<sup>6</sup> Hofmann, J.-P.; Stumpf, E.; Weintraub, D.; Köhler, J.; Pham, D.; Schneider, M.; Dickhoff, J.; Burkhart, B.; Reiner, G.; Spiller, M.; Werner, E. A. 2019. A Comprehensive Approach to the Assessment of a Hybrid Electric Powertrain for Commuter Aircraft. – AIAA Aviation 2019 Forum, June 17. Conference Paper. Dallas, Texas. <https://doi.org/10.2514/6.2019-3678> (22.11.2022).

<sup>7</sup> Rendón, M. A.; Sánchez R., C. D.; Gallo Muñoz, J.; Anzai, A. H. 2021. Aircraft Hybrid-Electric Propulsion: Development Trends, Challenges and Opportunities. – Journal of Control, Automation and Electrical Systems, Vol. 32, Issue 5, pp. 1244–1268. <https://doi.org/10.1007/s40313-021-00740-x> (22.11.2022).

<sup>8</sup> Pornet, C.; Gologan, C.; Vratny, P. C.; Seitz, A.; Schmitz, O.; Isikveren, A. T.; Hornung, M. 2015. Methodology for Sizing and Performance Assessment of Hybrid Energy Aircraft. – Journal of Aircraft, Vol. 52, No. 1, pp. 341–352. <https://doi.org/10.2514/1.C032716> (22.11.2022). Vt ka Voskuuil, M.; van Bogaert, J.; Rao, A. G. 2018. Analysis and design of hybrid electric regional turboprop aircraft. – CEAS Aeronautical Journal, Vol. 9, Issue 1, pp. 15–25. <https://doi.org/10.1007/s13272-017-0272-1> (22.11.2022).

neid eristab see, kas jõuallikad paiknevad süsteemi toimeahelas rööbiti või jadamisi.

Jadamisi süsteemis on seadmed ühendatud nii, et elektrijamit kasutatakse tõmbejõu tekitamiseks ja gaasiturbiin- või kolbmootor on kasutusel vaid elektrienergia genereerimiseks. Rööbiti hübriidsüsteem koostatakse aga sel moel, et nii elektri- kui ka sise põlemismootor on vahetult kasutusel õhusõidukit liigutava jõuallikana<sup>9</sup>.

Nimetatud uuringutes on aga kasutatud eri meetodeid, eri suurusega õhusõidukeid, mootoreid jm, mistõttu on raske luua süsteemi konfiguratsiooni eeliste kohta ammendavat võrdlevat hinnangut. Üldistades võib väita, et rööbiti lahendatud süsteem on ülesehituselt ja toimeoloogikalt töökindlam ja säästlikum<sup>10</sup>. See tuleneb sellest, et erinevalt jadamisi ühendatud süsteemist muudetakse elektri- ja keemiline energia vaid üks kord mehaaniliseks tööks, mistõttu on rööbiti süsteemid väiksema erikaaluga (kuni 8%)<sup>11</sup>. Seega on hübriidjõuallikatega lennukeid kasutades võimalik hoida lühi- ja keskmaalendudel kokku energiat<sup>12</sup>. Pikamaalendude puhul ei nähta elektri- või hübriidlahenduse kasutamise võimalust ilma suurema läbimurdeta energia pakendamise tehnoloogias.

Kui jätta kõrvale logistika, reisijate- ja kaubavedu, erineb sõjanduses kasutatava õhusõiduki elektrijamivi või elektrilise hübriidajamivi otstarve märkimisväärselt tsiviilõhusõiduki omast. Peaesmärk ei ole vähendada heitgaaside hulka, vaid vajadus sooritada keerulisi missioone või nende elemente vähendatud müra ja termsignatuuriga<sup>13</sup>. Hübriidsüsteemidel on tavalahenduste ees teisigi eeliseid, näiteks võimalus lennata õhusõidukitega väiksema hajutusega. Sise põlemismootoriga õhusõidukit ohustaksid lähedal lendava õhusõiduki

---

<sup>9</sup> Marwa, M.; Martin, S. M.; Martos, B. C.; Anderson, R. P. 2017. Analytic and Numeric Forms for the Performance of Propeller-Powered Electric and Hybrid Aircraft. – 55th AIAA Aerospace Sciences Meeting, January 9–13. Conference Paper. Grapevine, Texas. [https://www.researchgate.net/publication/312112721\\_Analytical\\_Forms\\_of\\_the\\_Range\\_Performance\\_of\\_Hybrid\\_and\\_Electric\\_Turboprop\\_Aircraft\\_for\\_Design\\_Optimization\\_Studies](https://www.researchgate.net/publication/312112721_Analytical_Forms_of_the_Range_Performance_of_Hybrid_and_Electric_Turboprop_Aircraft_for_Design_Optimization_Studies) (10.04.2023). [Marwa et al. 2017]

<sup>10</sup> Vt Fit for 55 and ReFuelEU Aviation.

<sup>11</sup> Abdul Sathar Eqbal, M.; Fernando, N.; Marino, M.; Wild, G. 2018. Hybrid Propulsion Systems for Remotely Piloted Aircraft Systems. – Aerospace, Vol. 5, Issue 2, Article 34. <https://doi.org/10.3390/aerospace5020034> (24.11.2022).

<sup>12</sup> Vt Fit for 55 and ReFuelEU Aviation.

<sup>13</sup> Fioriti, M.; Vaschetto, S.; Corpino, S.; Premoli, G. 2020. Design of hybrid electric heavy fuel MALE ISR UAV enabling technologies for military operations. – Aircraft Engineering and Aerospace Technology, Vol. 92, Issue 5, pp. 745–755. <https://www.emerald.com/insight/content/doi/10.1108/AEAT-05-2019-0109/full/html> (27.11.2022).

heitgaasid, sest seda tüüpi mootori tööshoidmiseks on vaja piisavalt hapnikku. Hübridlahenduste eelis on ka võimalus suurendada süsteemi töökindlust: mootoririkke korral saaks kasutada muud kütust, et sooritada lend alternatiivsesse maandumiskohta<sup>14</sup>.

Kuigi hübriidlahendustel on mitu eelist, on nende kasutuselevõtt olnud piiratud ennekõike piisava tihedusega energiaallikate puudumise tõttu. Praegu kasutatav akutehnoloogia võimaldab energiatihedust kuni 270 Wh/kg, seejuures on liitiumpolümeerakude (Li-Po-aku) keskmine energiatihedus 250 Wh/kg ja nikkel-koobalt-alumiiniumakudel (NCA-aku) 260 Wh/kg<sup>15</sup>. Siiski ei piisa sellest, et konkureerida fossiilkütuste energiatihedusega (JET A-1 11 889 Wh/kg)<sup>16</sup>.

Samuti on tõmbejõu tekitamiseks mõeldud elektriajamid olnud lennunduses võrreldes fossiilkütustega kasutusel väga lühikest aega. Seetõttu ei ole analüüsitud mootorite, mootori kontrollrite ja akude kombinatsioone erinevates rakendustes, nt ripplennul, horisontaallennul ning lennul suuritel kõrgustel.

## 4. Uurimiskese

Tsiviilvaldkonna kommertslenkunduses ja sõjalistes rakendustes kasutatavate elektriajamite ning elektrilise hübriidajamiga gaasiturbiinmootorite kasutuseesmärk on erinev. Teadaolevalt ei tootnud ükski suuremaid gaasiturbiinmootoreid valmistav ettevõtte selle uurimuse tegemise ajal elektrilise hübriidajamiga gaasiturbiinmootoreid. Võrdlusandmete puudusel ei ole võimalik varem välja töötatud arvutusmodelite põhjal anda hinnangut sellist tüüpi ajamite kasutamise otstarbekuse kohta. Tehnoloogia rakendamisel on õhusõidukite projekteerimise esimestes etappides tarvis üldiseid sisendparameetreid, et õhusõiduki detailsemal projekteerimisel oleks võimalik

---

<sup>14</sup> Geiß, I.; Strohmayer, A. 2020. Operational Energy and Power Reserves for Hybrid-electric and Electric Aircraft. – Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2020. Conference Paper. [https://www.researchgate.net/publication/349028040\\_Operational\\_Energy\\_and\\_Power\\_Reserves\\_for\\_Hybrid-electric\\_and\\_Electric\\_Aircraft](https://www.researchgate.net/publication/349028040_Operational_Energy_and_Power_Reserves_for_Hybrid-electric_and_Electric_Aircraft) (24.11.2022).

<sup>15</sup> Houache, M. S. E.; Yim, C.-H.; Karkar, Z.; Abu-Lebdeh, Y. 2022. On the Current and Future Outlook of Battery Chemistries for Electric Vehicles—Mini Review. – Batteries, Vol. 8, Issue 7, Article 70. <https://doi.org/10.3390/batteries8070070> (17.01.2023).

<sup>16</sup> Novelli, Ph. 2011. Sustainable Way for Alternative Fuels and Energy in Aviation. ONERA – Fundamental and Applied Energetic Department. [http://large.stanford.edu/courses/2012/ph240/greenbaum1/docs/SW\\_WP9\\_D.9.1-July2011.pdf](http://large.stanford.edu/courses/2012/ph240/greenbaum1/docs/SW_WP9_D.9.1-July2011.pdf) (17.01.2023). [Novelli 2011]

jõuda järgnevatel iteratsioonide käigus konkreetsetele tulemustele. Siinses uurimuses välja töötatud meetod aitab hinnata, missuguse suurusklassi ja lennuulatusega õhusõidukitel ning millises konfiguratsioonis oleks võimalik kasutada militaarlennunduses hübriidajamit ja kui otstarbekas see oleks.

## 5. Meetod

Kuna praeguse parima akutehnoloogia abil toodetud akude energiatihedus on 44 korda väiksem kui fossiilkütustel, ei ole suurema lennukauguse või kasulikult lastiks vajaliku võime loomiseks otstarbekas ehitada sõjanduses kasutamiseks suuri, täies mahus elektriajamitel põhinevaid õhusõidukeid. Samuti ei ole sõjalisel eesmärgil sooritatava lennu kõigis faasides (lend liitlaste või oma territooriumi kohal, tõus ja maandumine) tarvis kasutada elektriajamit. Seega tuli elektriajami optimaalseks kasutamiseks määrata esmalt selle otstarbekas osakaal.

Õhusõiduki üldiste parameetrite, nt välismõõtmete, massi ja lennukiiruse leidmiseks kasutati Raymeri osakaalude meetodit<sup>17</sup>. Sel meetodil leitakse, milline on erinevates lennufaasides vajalik kütuse kogus võrreldes kogu õhusõiduki massiga. Selleks kasutati Breguet' valemist tuletatud lahendit<sup>18</sup>. Kuna aga Breguet' valem eeldab õhusõiduki massi arvestamisel vedelkütuste kasutamist, muudeti meetodit sel viisil, et sisendparameetrina kasutatakse ka energiakandjate energiatihedust ja akude massi muutumatust. Arvutusmeetodi põhiline erinevus ei tulene ainult energiaallikate energiatiheduse erinevusest, vaid seisneb selles, et vedelkütuste kogus väheneb lennu kestel olenevalt kütuse tarbimisest. Seega väheneb kogu lennu vältel õhusõiduki kogumass ning suureneb erivõimsus ja efektiivsus. Akude mass aga ajas ei muutu, seega eeldas akude kasutamine olulist muudatust Breguet' valemis, mis kajastaks osaliselt energiakandja massi muutust ja osaliselt selle konstantsust.

Arvutustes arvestati, et rööbiti konfiguratsioonis kasutatakse turboventilaator- ja elektrimootorit, kus turbiinmootori ventilaatorit saab ringi ajada kummagi jõuallikaga üksteisest sõltumatult. Selline kitsendus tehti,

---

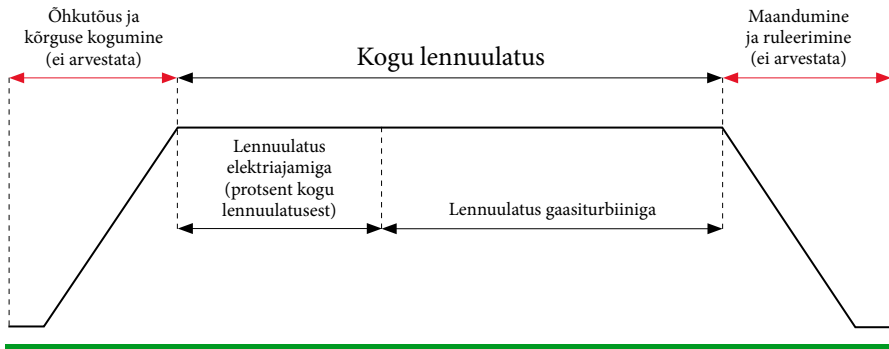
<sup>17</sup> Raymer, D. P. 2018. Aircraft Design: A Conceptual Approach. Sixth Edition. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc. <https://doi.org/10.2514/4.104909> (14.04.2023). [Raymer 2018]

<sup>18</sup> Raymer, D. P. 2004. Modern Use of Spreadsheet Methods for Aircraft Design, Sizing, and Performance Analysis. – AIAA Paper #2004-0534. AIAA (American Institute of Aeronautics and Astronautics) Aerospace Sciences Meeting. Reno, Nevada. <http://www.aircraftdesign.com/raymerspreadsheetmethods.pdf> (14.04.2023).

kuna turboventilaatormootoris toodab enamiku kasulikust tõmbejõust just ventilaator ning niisuguse lahendusega ei oleks vaja luua elektrijamile eraldi ventilaatorit. Samuti puuduvad praegu kasutatavate hübriidajamite lahendid, mille konfiguratsioonist võiks lähtuda teoreetilistes arvutustes.

Lisaks arvestati, et arvutustes ei käsitleta maandumiseks ja õhikutõusuks vajalikku kütuse kogust, kuna nendeks lennufaasideks kuluv energia sõltub väga palju konkreetse õhusõiduki sooritusvõimest, ning et akusid ei laeta lennu ajal gaasiturbiinmootori toodetava energia arvelt.

Elektrijami osamassi suurusele hinnangu andmiseks võrreldi, kui suure massiga peaks olema õhusõiduk, et see suudaks läbida kindla pikkusega vahemaa. Vahemaa pikkuseks arvestati 100–800 km. Varasematele uurimistulemustele tuginedes valiti maksimaalseks lennukauguseks 800 km, kuna pikemal distantsil muutub elektrijami kasutamine lennuks vajalike akude massi eksponentsiaalse suurenemise tõttu võimatuks. Koos massi kasvamisega suurenevad samavõrra eksponentsiaalselt ka õhusõiduki välismõõtmed. See tõttu lähtuti arvutustes eeldusest, et hübriidajamit on võimalik kasutada ennekõike mehitamata lennukil, ning edasisel parameetrite määramisel tuginedi mehitamata lennukeid kirjeldavatele väärtustele. Erineva ajami osakaal määrati elektrijamiga läbitud vahemaa osakaaluna õhusõiduki kogu lennuulatusest (vt joonis 1).



**Joonis 1.** Elektrijami kasutamise osakaal

Õhusõiduki massi hindamiseks valiti väärtused, mis iseloomustavad aerodünaamiliselt juba olemasolevaid mehitamata õhusõidukeid. Sisendväärtuseks oli vaja määrata aerodünaamiline efektiivsus, mootori kütusekulu, propelleri ja ventilaatori efektiivsus, elektrijami efektiivsus, raskuskiirendus, lasti mass, tiiva külgsuhe, lennukõrgus ja -kiirus ning varisemiskiirus. Lisaks valiti konstandid A ja c, mis iseloomustavad õhusõiduki üldist kuju. Tuginedes valitud

väärtustele, arvutati välja ka tõste- ja takistusjõu koefitsient ning tiiva efektiivsuse ehk Oswaldi efektiivsuse koefitsient (vt tabel 1)<sup>19</sup>.

**Tabel 1.** Projekteerimiseks valitud üldised õhusõiduki andmed

Valitud väärtused			Arvutatud koefitsiendid		
Väärtuse nimi	Tähis	Väärtus	Väärtuse nimi	Tähis	Väärtus
Aerodünaamiline efektiivsus	L/D	15	Indutseeritud takistuse koefitsient	$Cd_i$	0,042
Turbiinmootori kütusekulu	SFC	0,00001972 g/N·s	Takistuse koefitsient nulltõstejõu korral	$Cd_o$	0,026
Ventilaatori efektiivsus	$\eta_{vent}$	0,85	Tõstejõu koefitsient kruuisifaasis	$Cl_r$	0,79
Elektrijami efektiivsus	$\eta_e$	0,87	Tõstejõu koefitsient varitsevas faasis	$Cl_e$	1,37
Raskuskiirendus	g	9,81 m/s <sup>2</sup>	Oswaldi efektiivsuse koefitsient	$e_o$	0,76
Statistilised koefitsiendid	A	1,47	Kasulik last	$W_{pl}$	50 kg
õhusõiduki kaju kohta	c	-0,16	Elektrijami kasutamise osakaal	x	0-1
Lasti mass	$E_{pl}$	50 kg			
Tiiva külgsuhe	AR	10			
Õhu tihedus lennukõrgusel (~ 7 km)	$\rho$	0,6 kg/m <sup>3</sup>			
Lennukiirus kruuisifaasis	$V_{cr}$	40 m/s			

Raymeri meetodi kasutamisel on õhusõiduki parameetrite arvutamiseks vaja prognoosida arvatav õhusõiduki kogumass ja seejärel arvutada tegelik mass. Kui prognoositud mass erineb arvutatud tulemusest, tuleb kasutada iteratsioone, et leida optimaalne tulemus. Iteratsioonide jaoks kasutati Newton-Raphsoni meetodit<sup>20</sup>.

<sup>19</sup> Raymer 2018.

<sup>20</sup> Mehtre, V.; Pal, D. K. J. 2019. Review on Newton Raphson Method. – International Journal for Research in Applied Science and Engineering Technology (IJRASET), Vol. 7, Issue XI, pp. 669–671. [https://www.researchgate.net/publication/337653141\\_Review\\_on\\_Newton\\_Raphson\\_Method](https://www.researchgate.net/publication/337653141_Review_on_Newton_Raphson_Method) (14.04.2023).



Maksimaalse õhkutõusumassi arvutamiseks leiti osakaalude väärtuskaal:

$$W_0 = \frac{W_{pl}}{\left(1 - \frac{W_e}{W_0} - \frac{W_{bat}}{W_0} - \frac{W_{fuel}}{W_0}\right)},$$

kus  $W_0$  on maksimaalne õhkutõusumass,  $W_{pl}$  kasulik last,  $W_e$  tühimass,  $W_{bat}$  aku mass ja  $W_{fuel}$  kütuse mass.

Õhusõiduki tühimassi määramine tugineb statistilisele koefitsiendile ning on leitud järgmise valemi abil:

$$\frac{W_e}{W_0} = 0,95 AW_0^c.$$

Aku ja kütuse osakaalu leidmiseks õhusõiduki kogumassist kasutati Breguet' lennukauguse valemist tuletatud valemist.

Lennukaugus vedelkütuse kasutamisel<sup>21</sup>:

$$R(1-x) = \frac{\eta V_{cr}}{SFC \times g} \frac{L}{D} \ln\left(\frac{W_{i-1}}{W_i}\right),$$

kus  $\frac{W_{i-1}}{W_i}$  on õhusõiduki kaalu muutus, mis on seotud kütuse koguse vähenemisega kindla vahemaa läbimisel, ja  $R$  on missiooni lennukaugus.

Tuletatud Breguet' valem:

$$\frac{W_{i-1}}{W_i} = \exp\left(\frac{R(1-x) \times SFC \times g}{V_{cr} \frac{L}{D}}\right).$$

Vedelkütuse osakaal koos varuga:

$$\frac{W_{fuel}}{W_0} = 1,06 \left(1 - \exp\left(-\frac{R(1-x) \times SFC \times g}{V_{cr} \frac{L}{D}}\right)\right).$$

<sup>21</sup> Marwa et al. 2017.

Lennukaugus elektriajami kasutamisel<sup>22</sup>:

$$Rx = \frac{\rho e \eta}{g} \frac{L}{D} \frac{W_{bat}}{W_0}.$$

Elektriajami osakaal varuga:

$$\frac{W_{bat}}{W_0} = \frac{Rxg}{\rho e \eta} \frac{L}{D}.$$

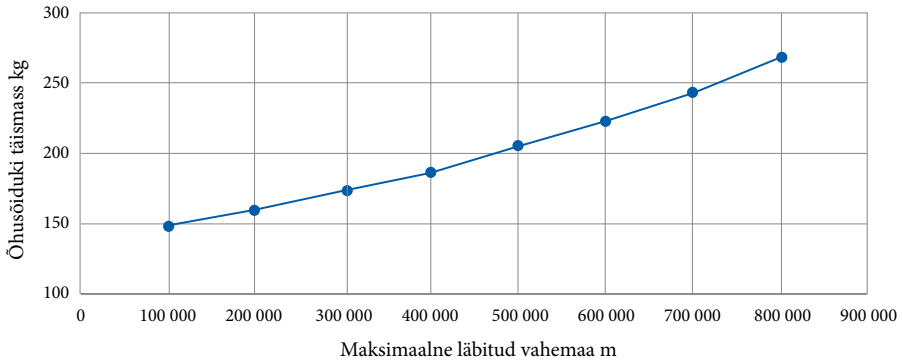
## 6. Tulemused

Ainult gaasiturbiinmootoriga ehk juhul, kui elektriajamit ei kasutata, oleks õhusõiduki mass 100–800 km läbimiseks alljärgnev (vt tabel 2).

**Tabel 2.** Õhusõiduki massi väärtused ainult gaasiturbiinmootori kasutamisel

Lennu- ulatus m	Maksimaalne õhikutõusumass kg	Kütuse mass kg	Tühimass kg	Kütuse osakaal	Elektriajami kasutamise osakaal %
100 000	147,7	4,9	92,8	0,03	0
200 000	159,5	10,5	98,9	0,07	0
300 000	172,5	16,8	105,7	0,09	0
400 000	187,1	23,9	113,1	0,13	0
500 000	203,5	32,1	121,4	0,16	0
600 000	221,9	41,3	130,6	0,19	0
700 000	242,7	51,9	140,8	0,21	0
800 000	266,3	64,1	152,2	0,24	0

<sup>22</sup> Joksimović, A.; Carbonneau, X.; Crabé, C.; Benichou, E. 2019. Generalised Methodology for Sizing of Air Vehicles with Hybrid-Electric Propulsion. – NATO AVT-RSY-323 Research Symposium on Hybrid/Electric Aero-Pulsion Systems for Military Applications.



**Joonis 2.** Õhukütõusumass gaasiturbiinmootori kasutamisel

Järgmisena leiti õhusõiduki mass elektrimootori kasutamise osakaalu 0–100% korral. See tähendab, et vastav osa vahemaast on läbitav täiel määral elektriajami abil. Arvutustes valiti elektrimootori kasutamise osakaalu muutuse sammuks 20%.

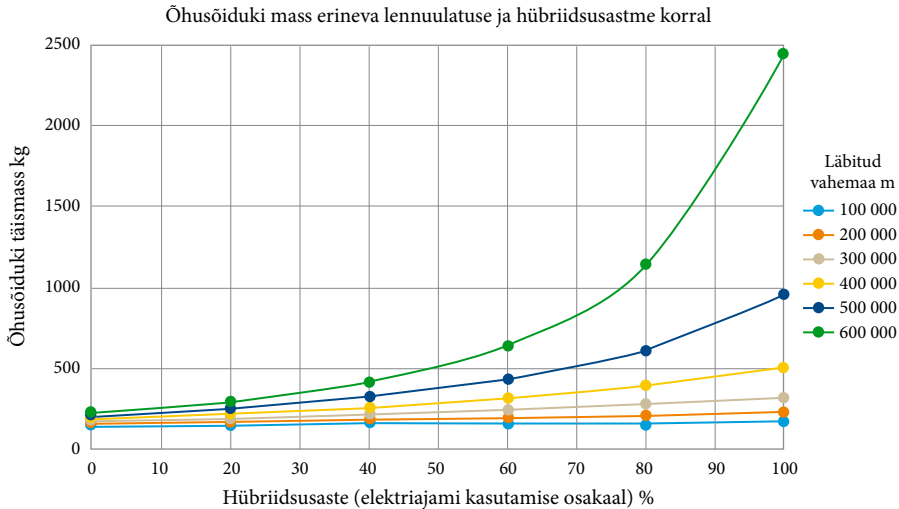
Elektrijami akude energiatiheduseks valiti 270 Wh/kg, mis on praeguste liitiumakude ligikaudne maksimaalne energiatihedus<sup>23</sup> (vt tabel 3).

**Tabel 3.** Õhusõiduki massi väärtused hübriidajami kasutamisel

Elektrijami kasutamise osakaal %	0	20	40	60	80	100
<b>Lennulatus m</b>	<b>Õhusõiduki maksimaalne õhukütõusumass kg</b>					
100 000	147,7	152,1	156,7	161,5	166,6	172,0
200 000	159,5	170,0	181,7	194,8	209,7	226,5
300 000	172,5	191,6	214,5	242,4	277,0	320,4
400 000	187,1	218,2	259,1	314,5	392,2	506,0
500 000	203,5	251,5	322,0	431,8	615,9	955,7
600 000	221,9	294,0	415,3	642,4	1135,1	2431,1
700 000	242,7	349,6	562,1	1073,4	2682,2	9925,2
800 000	266,3	424,1	811,6	2121,5	9156,0	82 261,4

<sup>23</sup> **Placke, T.; Kloepsch, R.; Dühnen, S.; Winter, M.** 2017. Lithium ion, lithium metal, and alternative rechargeable battery technologies: The odyssey for high energy density. – Journal of Solid State Electrochemistry, Vol. 21, Issue 7, pp. 1939–1964. <https://doi.org/10.1007/s10008-017-3610-7> (24.11.2022).

Joonisel 3 on esitatud väärtused lennuulatuse vahemikus 100–600 km. Suurema lennuulatuse ja suure hübriidsusastme korral suureneb õhusõiduki mass rohkem, kui on realselt kasutataval õhusõidukil võimalik.



**Joonis 3.** Õhusõiduki massi suurenemine elektrijami kasutamisel

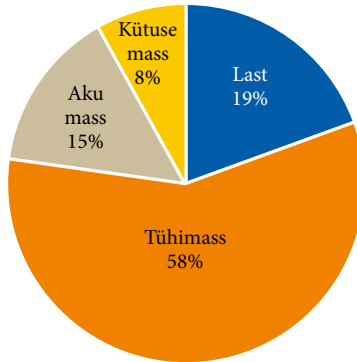
Leitud väärtustest nähtub, et elektrijami väga suure kasutamise osakaalu korral hübriidajamis suureneb õhusõiduki kogumass lähedaselt eksponentsiaalsele kasvule. Peamine kasvu mõjutav tegur on elektrienergia salvestusseadmete väike energiatihedus, mis on praegu saada olevatel akudel ligikaudu 270 Wh/kg ning välja töötatavatel akudel kuni 590 Wh/kg<sup>24</sup>. Seejuures on turbiinmootori kütuse JET A-1 efektiivne energiatihedus 42,8 MJ/kg ehk 11 889 Wh/kg<sup>25</sup>.

Sarnaselt õhikutõusumassi suurenemisega kaasneb elektrimootori kasutamise osakaalu suurenemisega ka vajaliku tiivapindala kasv, mis võib olla sõjalises rakenduses õhusõiduki projekteerimisel kriitilise mõjuga tegur.

Hübriidjõuallika kasutamisel tekib kahe väga erineva energiasalvestusseadme energiatiheduste erinevusest kaasaskantavate energiaallikate masside suur erinevus. Kui vaadelda näiteks 40% elektrijami kasutamist õhusõiduki massijaotuses, ilmneb, et 40% vahemaa läbimiseks elektrijamiga on akude mass 85% suurem kui fossiilkütusel, mida peaks kandma sama vahemaa läbimiseks vaid gaasiturbiinmootoriga varustatud õhusõiduki pardal (vt joonis 4).

<sup>24</sup> Raymer 2018.

<sup>25</sup> Novelli 2011, p. 25.



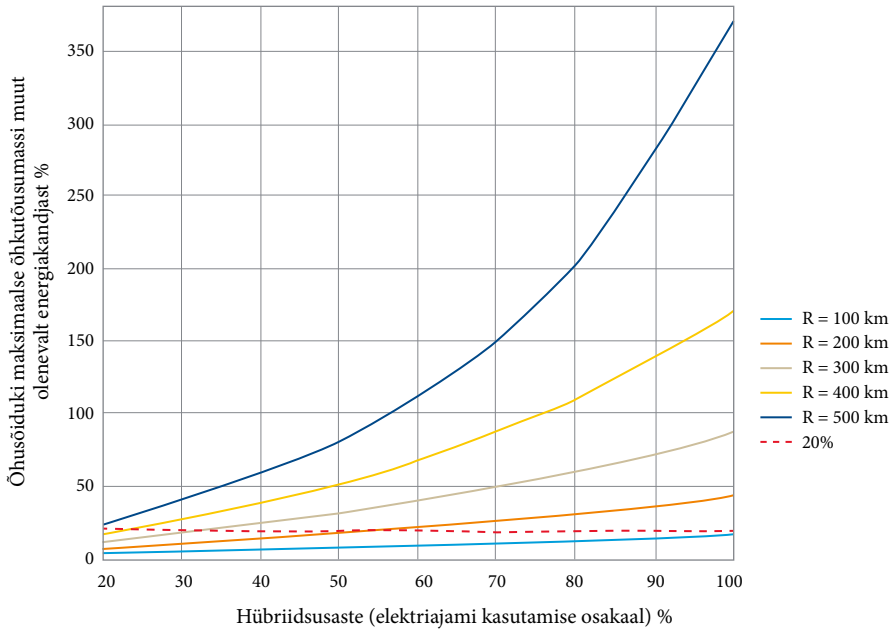
**Joonis 4.** Õhusõiduki massi jagunemine 40% elektrimootori kasutamisel

Olenevalt ülesandest, mida õhusõidukiga täidetakse, võib mõne erilisema missiooni elluviimisel olla tarvis kasutada tingimata elektriajamit, sest see tekitab vähe müra ja selle termosignatuur on vähene. Seetõttu on raske hinnata, kas eelnevas näites on elektrimootori 40-protsendisel kasutamisel nii suur kasuliku massi kaotamine otstarbekas või mitte.

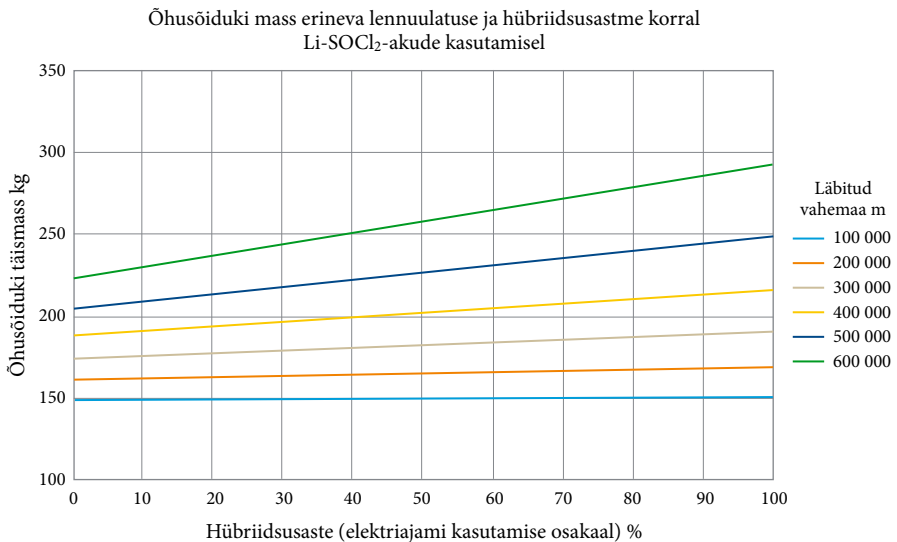
Kui aga jätta kõrvale spetsiifilisemad rakendused, siis selleks, et võimaldada lihtsamini hinnata hübriidajami otstarbekust universaalse rakendusega õhusõidukil, on joonisel 5 kujutatud eri mahus elektrimootorit kasutava hübriidajamiga õhusõiduki massi suurenemist võrdluses ainult sisepõlemismootoriga õhusõidukiga. Joonisel on näha, et kui näiteks lennata 400 km missioonil, oleks õhusõiduki mass elektrimootori 30-protsendisel kasutamisel 25% suurem kui sisepõlemismootoriga õhusõidukil. Joonisel punktiiriga märgitud 20% joon võiks artikli autorite arvates tähistada maksimaalset erinevust, mis oleks veel otstarbekas universaalsel eesmärgil konstrueeritud õhusõidukitel.

Kui korrata eespool kirjeldatud arvutusi erineva energiatihedusega energiakandjate puhul, on näha, et praegu välja töötatavate Li-SOCl<sub>2</sub>-akudega, mille maksimaalne energiatihedus on 590 Wh/kg<sup>26</sup>, võiksid hübriidajamiga õhusõidukid olla otstarbekad ka suuremaid vahemaid läbivatel ja suurema elektrimootori osakaaluga lendudel (vt joonis 6). Samuti ilmneb, et energiatihedusega 780 Wh/kg on otstarbekas asendada lühemate, kuni 200 km missioonide täitmisel sisepõlemismootorid elektriajamitega (vt joonis 7).

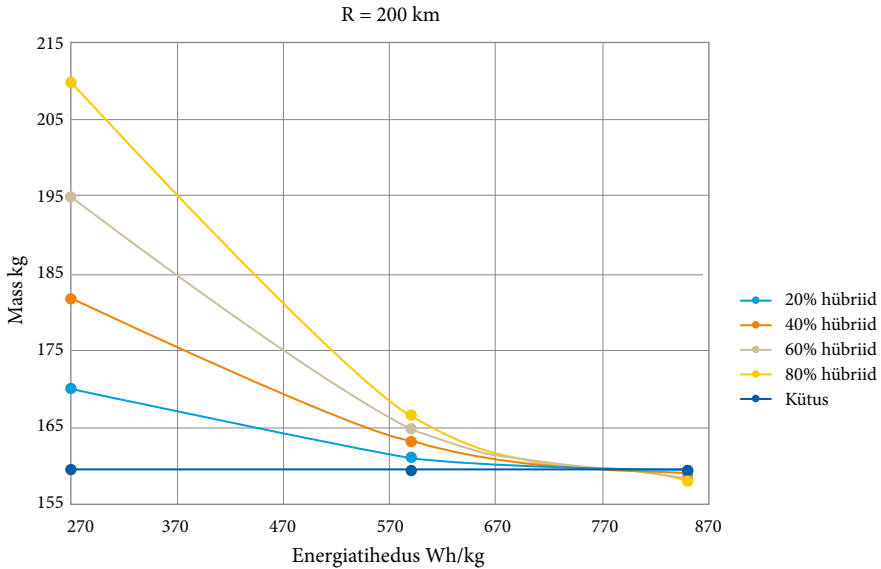
<sup>26</sup> Raymer 2018.



**Joonis 5.** Elektrimootorit kasutava hübriidajamiga õhusõiduki massi suurenemine



**Joonis 6.** Õhusõiduki massi suurenemine elektrijami kasutamisel [energiatihedus 590 Wh/kg]



**Joonis 7.** Hübriidajamiga õhusõiduki massi sõltuvus energiatihedusest 200 km lennumissioonil

## 7. Kokkuvõte

Tsiviil- ja militaarlennunduses kasutatakse õhusõidukitel hübriidajamit erineval eesmärgil. Esimesel juhul on keskmiselt väiksem heitgaaside emissioon, teisel juhul sõjaline, ennekõike sõjalise kaitse eesmärk. Seetõttu on sõjanduses kasutatava õhusõiduki projekteerimiseks tarvis teistsugust arvutusmeetodit kui tsiviillennunduses.

Praeguse tööstuslikus mahus toodetava akutehnoloogia abil on võimalik luua energiakandjaid energiatihedusega kuni 270 Wh/kg. See on aga ligi 44 korda väiksem fossiilkütuste energiatihedusest, mistõttu sõjalistes rakendustes ei ole otstarbekas kasutada ainult elektriajamit põhinevaid õhusõidukeid.

Hübriidajam võimaldab kasutada ära elektriajami eelise nendes lennumissiooni etappides, kus see on vajalik. See eeldab, et elektrilise hübriidajami kasutamisel tuleb leida kindlate lennumissioonide elluviimiseks tasakaal õhusõiduki maksimaalse lennuaja, kasuliku lasti kaalu ja üksnes elektriajami abil lennatava missiooni etapi kestuse vahel. Lahendus sõltub suuresti õhusõidukiga sooritatavast ülesandest ja tingimustest. Siinse uurimuse põhjal saab öelda, et otstarbekad oleksid vähese, kuni 20-protsendise elektriajami kasutamise osakaaluga mehitamata õhusõidukid, mille õhukütõusumass on kuni 250 kg. Nii ei kaotata märgatavalt õhusõiduki summaarses lennuajas ning

välditakse õhusõiduki massi ja välismõõtmete tarbetut suurenemist. Suurema, alates 590 Wh/kg energiatihedusega akude puhul oleks lennumissioonidel võimalik kasutada elektrimootorit rohkem kui 20%. Alates energiatihedusest 780 Wh/kg oleks otstarbekas kasutada lühematel missioonidel ehk kuni 200 km lendudel täies mahus elektriajamat.

**KARL-EERIK UNT, MSc**

Eesti Lennuakadeemia lennundustehnika osakonna juhataja ja  
OhutusjuurdLuse Keskuse lennuõnnetuste vanemuurija

**EDVIN MARTIN ANDREJEV, MSc**

Eesti Lennuakadeemia õhusõiduki ehitusmehaanika õpetaja

**OSKAR SAAREPERA, BA**

Eesti Lennuakadeemia mehitamata õhusõidukite piloodikoolituse osakonna  
koolitusjuht