

BUDAPESTI MŰSZAKI ÉS GAZDASÁGTUDOMÁNYI EGYETEM

KÖZLEKEDÉSMÉRNÖKI ÉS JÁRMŰMÉRNÖKI KAR

VASÚTI JÁRMŰVEK, REPÜLŐGÉPEK ÉS HAJÓK TANSZÉK

Hibrid kisrepülőgép propulziós rendszer-elemeinek
modellezésére alkalmas módszer kidolgozása

Tudományos Diákköri Konferencia

Készítette: Molnár István Tamás (ODOLMN)

Konzulens: Dr. Veress Árpád
egyetemi docens

Budapest, 2017

Absztrakt

Napjainkban, a járművekben alkalmazott korszerű belsőégésű motoroknak köszönhetően az üzemanyag-fogyasztás mértéke jelentősen lecsökkent, azonban még így is jelentős mértékű az emberek által napi szinten felhasznált energia mennyisége, ami a környezetünkre és az életvitelünkre is káros hatással van. Ezekre a problémákra kínálnak megoldást a napról napra korszerűbb és hatékonyabb, egyre jobb hatásfokkal rendelkező villanymotorok, amelyek a személygépjármű-iparban elért úttörő felfedezésüknek és sikeres alkalmazásuknak köszönhetően bizonyítottan megállják a helyüket leginkább egy hibrid rendszer részeként - környezetbarát módon történő elektromos energia előállítás esetén - akár önmagukban alkalmazva is. A gépjárművekben való elterjedés után felmerül bennünk a gondolat, vajon megvalósítható ezeknek a rendszereknek az üzemanyag-takarékosabb és gazdaságos alkalmazása repülőgépek esetében is? Erre a kérdésre keressük a választ ebben a tanulmányban egy olyan rendszer alapjainak megalkotásával és ismertetésével, amely alkalmazásával, valamint szükség esetén továbbfejlesztésével vizsgálhatók a korszerűbb hibrid, vagy akár teljesen elektromos hajtások hatékonysága.

Abstract

Although, the modern internal combustion engines used today in vehicles reduced fuel consumption and pollutant emissions significantly, the amount of consumed energy is still high, which has harmful effect in our life. The modern electric motors with higher efficiency may have solution on these problems, which were proven by the pioneering developments; they can be applied successfully in personal vehicle industry as part of a hybrid system or by themselves in case of the electric energy is generated by environmental friendly ways. Following the application of these engines in cars an idea emerges, can they be applied in aircraft as well? We are looking for the answer for this question in this research study by creating the framework of the propulsion systems, which could be used to investigate the feasibility of hybrid aircraft propulsion systems in the next step of the present work.

Tartalomjegyzék

1. Bevezetés.....	9.
2. A hibrid rendszer	9.
2.1. Hibrid rendszer célja	9.
2.2. Hibrid rendszerrel szemben támasztott követelmények és elméleti példák a megvalósításra.....	12.
3. Referencia repülőgép.....	13.
3.1. Géptípus kiválasztása.....	13.
3.2. Szükséges teljesítmény meghatározása.....	14.
4. Referencia légcső.....	15.
5. Normalizált hatótávolság tényező (<i>NHT</i>) meghatározása.....	21.
5.1. Dugattyús motor <i>NHT</i> értékének meghatározása.....	22.
5.2. Turbólégcsavaros hajtómű <i>NHT</i> értékének meghatározása	22.
5.3. Villanymotoros meghajtás <i>NHT</i> értékének meghatározása.....	23.
6. Konklúzió	24.
7. Köszönetnyilvánítás	24.
8. Referenciák.....	25.

Ábrajegyzék

1. ábra: Soros hibrid elrendezés
2. ábra: Párhuzamos hibrid elrendezés
3. ábra: Energia tömeghányad és hibridizáció mértéke közti kapcsolat
4. ábra: Az ESPOSA projektben figyelembe vett repülőgép modell
5. ábra: AV-844 propeller
6. ábra: NACA 4412 profil $C_L - \alpha$ és $C_D - \alpha$ görbái
7. ábra: A légszár lapélem Schmitz-féle sebességi sokszöge
8. ábra: Partner intézménytől kapott és saját adatok összehasonlítása
9. ábra: A saját és a referencia számítás eredményeinek kumulatív relatív hibája
10. ábra: NHT értéke a Mach szám függvényében dugattyús motor és turbólégszáras hajtómű esetén, dugattyús motor legnagyobb értékére normalizálva
11. ábra: NHT értéke a repülési Mach szám függvényében dugattyús, turbólégszáras és villamos esetekre, a villanymotoros hajtás legnagyobb értékére normalizálva

Táblázatjegyzék

1. táblázat: Különböző akkumulátor típusok tulajdonságai
2. táblázat: Hajtómű fogyasztási adatok 2500 km hatótávra, 300 km/h repülési sebességgel
3. táblázat: Energia tömeghányad hibridizáció mértékével való összehasonlítása
4. táblázat: Az Esposa projektben figyelembe vett repülőgép modell ellenállásereje és tengelyteljesítménye adott sebességen
5. táblázat: AV-844-1-E-C-R-(P) légcsavar paraméterek
6. táblázat: Légcsavar teljesítmény adatok
7. táblázat: *NHT* értékek dugattyús motorra
8. táblázat: *NHT* értékek turbólégcsavaros hajtóműre
9. táblázat: *NHT* értékek villanymotorra

Jelölésjegyzék és rövidítések

Latin betűkkel megadott jelölések

• a	[m/s]	Hangsebesség
• A_{lcs}	[m ²]	Légcsavar által súrolt felület
• b	[m]	Szárny fesztáv
• b_t	[kg/kWh]	Effektív fajlagos üzemanyag-fogyasztás
• B	[db]	Légcsavar-lapátok száma
• B_t	[kg/h]	Üzemanyag-fogyasztás
• c	[m]	Húrhossz
• C_D	[-]	Repülőgép ellenállás tényezője
• $C_{Dgondola}$	[-]	Hajtóműgondola ellenállás tényezője
• $C_{Dhullám}$	[-]	Hullám ellenállás
• C_L	[-]	Repülőgép felhajtóerő tényezője
• D	[N]	Ellenállás erő
• $D_{belső}$	[m]	Gondola belső átmérője
• $D_{külső}$	[m]	Gondola külső átmérője
• E_{akku}	[Wh]	Akkumulátor energiamennyisége
• F	[-]	Lapátvég veszteség
• $F_{gondola}$	[N]	Hajtóműgondola ellenállásereje
• H	[m]	Repülési magasság
• $H_{üa}$	[MJ/kg]	Tüzelőanyag fűtőérték
• k	[-]	Konstans
• $l_{gondola}$	[m]	Hajtómű gondola hossza
• m_{akku}	[kg]	Akkumulátor tömege
• $m_{energia}$	[kg]	Felhasznált energia tömege
• m_{hm}	[kg]	Hajtómű tömege
• $m_{tüz.a}$	[kg]	Tüzelőanyag tömege
• M	[-]	Repülési Mach-szám
• M_{cr}	[-]	Kritikus Mach-szám
• n	[1/s]	Légcsavar fordulatszám
• P_{LCS}	[kW]	Légcsavar forgatásához szükséges teljesítmény
• P_T	[kW]	Tengely teljesítmény
• r	[m]	Lapátelem sugár
• R	[J/kgK]	Specifikus gázállandó
• S	[m ²]	Szárnyfelület
• $S_{gondola}$	[m ²]	Gondola szárnyból kitakart felülete
• S_{lcs}	[m ²]	Légcsavar felülete
• T	[N]	Vonóerő
• T_{lev}	[K]	Levegő hőmérséklete
• \bar{t}	[-]	Szárnyprofil relatív vastagsága
• t_{rep}	[h]	Repülési idő
• U	[m/s]	Kerületi sebesség
• u	[m/s]	Tangenciális indukált sebesség
• \check{u}	[-]	Dimenziótlan tangenciális indukált sebesség
• u_D	[m/s]	Ellenállás erő irányú indukált sebesség
• V	[m/s]	Repülési sebesség
• v	[m/s]	Axiális indukált sebesség
• v_L	[m/s]	Felhajtóerő irányú indukált sebesség
• W	[m/s]	Eredő légcsavar sebesség
• W_0	[m/s]	Eredő repülési sebesség
• x	[-]	Hibridizáció mértéke

Görög betűkkel megadott jelölések

• α	[rad]	Állásszög
• β	[rad]	Beállítási szög
• β_0	[rad]	Lapát elforgatási szög
• δ	[-]	Siklósög
• η_{akk}	[-]	Akkumulátor hatásfoka
• η_{bm}	[-]	Belsőégésű motor hatásfoka
• η_e	[-]	Dugattyús motor effektív hatásfoka
• η_{em}	[-]	Elektromos motor hatásfoka
• η_{gen}	[-]	Generátor hatásfoka
• η_k	[-]	Légcsavar összhatásfoka
• $\eta_{\dot{o}}$	[-]	Gázturbina összhatásfok
• η_p	[-]	Légcsavar propulziós hatásfok
• η_{pr}	[-]	Légcsavar profil hatásfok
• η_t	[-]	Gázturbina termikus hatásfoka
• $\eta_{tüz}$	[-]	Gázturbina tüzelőanyag hatásfoka
• η_{mech}	[-]	Mechanikai hatásfok
• η_u	[-]	Légcsavar kerületi hatásfoka
• η_{vm}	[-]	Váltómű hatásfoka
• ϑ	[rad]	Légcsavar profilok elcsavarási szöge
• \varkappa_{lev}	[-]	Levegő adiabatikus kitevője
• λ	[-]	Gondola aerodinamikai számításához használt érték
• σ	[-]	Befedési tényező
• $\rho_{energia}$	[kWh/kg]	Energiasűrűség
• ρ_{lev}	[kg/m ³]	Levegő sűrűsége
• φ	[rad]	Sebességi háromszög
• $\varphi_{gondola}$	[rad]	Gondola aerodinamikai számításához használt függvény
• ψ	[-]	Energia tömeghányad
• \Re	[-]	Reziduum

Rövidítések

- *AKK* [-] Akkumulátor
- *AR* [-] Aspect ratio, szárny trapézviszonya
- *BM* [-] Belsőégésű motor
- *DM* [-] Dugattyús motor
- *EM* [-] Elektromos motor
- *GEN* [-] Generátor
- *MTOW* [-] Repülőgép felszálló tömege (Maximum Take-off Weight)
- *NHT* [-] Normalizált hatótávolság tényező
- *TL* [-] Turbólégcsavaros hajtómű
- *VM* [-] Váltómű

1. Bevezetés

Egy mai, korszerű villanymotor számos előnnyel rendelkezik egy belső égésű motorhoz képest: Az általunk vizsgált Emrax és Yasa típusú motorok a teljes nyomatékot azonnal le tudják adni álló helyzetből indulva, szélesebb sebességi tartományban működtethetőek, nagy hatásfokkal rendelkeznek, könnyebben karbantarthatók és működésük során pedig nem bocsájtanak ki káros anyagot. Nem véletlen tehát, hogy alkalmazásuk magától értetődő lenne repülőgépek esetén is, azonban ezek alkalmazása a tudomány jelenlegi álláspontja szerint csak a jövőben válhat elérhetővé, ugyanis a napjainkban elérhető akkumulátorok energiasűrűsége kicsi, így ezek tömege is nagy.

Ezt a problémát ezek helyi töltésével tudjuk kiküszöbölni, amelyre több forrás is rendelkezésünkre áll. Számos megoldás mellett napjainkban rendelkezésre álló technológia szerint leginkább üzembiztosnak és gazdaságosnak egy belsőégésű motorral együtt való alkalmazása, és azzal való töltése tűnhet a legjobb megvalósítható konstrukciónak. Habár így némi üzemanyag elégetése mindenképp szükséges a rendszer működéséhez, így is jelentős mértékben csökkenthető a jármű károsanyag-kibocsátása, a jövőbeli fejlesztésekkel pedig ez tovább is javulhat.

Az elektromos repülőgépek története meglepően régre nyúlik vissza, egészen az 1880-as évekig. Arthur Krebs és Charles Renard együttműködésének köszönhetően 1884-ben újtára indult az első irányítható La France névre keresztelt léghajó, aminek fedélzetén egy 6 kW-os villanymotor és egy 435 kg súlyú akkumulátor volt elhelyezve. Ennek köszönhetően a szerkezet 8 km-t tett meg 23 perc alatt, és ugyanott landolt, ahol felszállt. [1]

A fejlesztések azonban más irányba indultak el, így a villanymotor meghajtású repülő reneszánszára egészen az 1970-es évekig várni kellett. Robert Boucher, aki úttörőnek számított ezen a területen, ekkor kezdte el alkalmazni a villanymotorokat pilóta nélküli, napelemes modell repülőgépben a Defense Advanced Research Projects Agency-vel (DARPA) szerződésben. Később ő és Paul McCready fejlesztette ki a napelemmel és 3,7 kW-os villanymotorral rendelkező Gossamer Penguin. A felszálláshoz elegendő 4400 Watt energiát csak napelemekkel állította elő, felszállás után pedig 4300 méter magasan 64 km/h-val haladt 5 órán és 270 km-en keresztül, mindezt üzemanyag felhasználása nélkül. [1]

Később az AeroVironment épített többféle személyzet nélküli, sokkal nagyobb méretű, napenergiát felhasználó repülőgépet. A sort a Heliox nevű repülő zárta, amely 75 méter fesztávolsággal rendelkezett, a szárnyon pedig 14 motor volt elhelyezve. A véleges célja a projektnek az volt, hogy a napközben termelt energiát eltárolják az éjszakai repüléshez, azonban ezt nem sikerült elérni. Egy későbbi konstrukció, amely repülő a Global Observer nevet kapta meg, egy hibrid rendszerrel rendelkezett, amelyben egy nagy hatásfokú hidrogént felhasználó dugattyús motor hajt meg egy generátort, amit a négy villanymotor hajtásához alkalmaztak. A számítások szerint a repülő öt napig maradt volna a levegőben részben azért, mert a hidrogén segítségével működtetett motorok jelentősen hatékonyabbak, mint a benzin vagy dízel üzeműek. Ettől függetlenül annak a repülőnek az ötlete, amelyik nem használ fel üzemanyagot a repüléshez, továbbra is lázban tartja a kutatókat. Ennek eredményeként például egy svájci csapat átrepülte az Alpokat egyedül napenergia felhasználásával, egy másik pedig egy olyan repülő terveit jelentette be, név szerint Solar Impulse-t, amellyel a Földet tervezik megkerülni. [1]

A későbbiekben több terv is napvilágot látott, ahol például a belsőégésű motort helyettesíti egy villanymotor, mellé pedig akkumulátorokat helyeznek el. Ezek már ismert technológiák, és alkalmazásuk egyszerűnek tűnhet, a megvalósításuk azonban nehezebb, mint amilyennek elsőre látszik.

2. A hibrid rendszer

2.1 A hibrid rendszer célja, leírása

A belsőégésű motorok viszonylag rossz hatásfokkal és magas fogyasztással üzemelnek, amelyek a környezetükre is negatív hatással vannak a nagy károsanyag-kibocsátás és nagy zajterhelés miatt. Ezek kiváltására született meg a tisztán elektromos hajtású járművek alkalmazásának ötlete, amelynek eredményeként már több koncepció is sikeresen alkalmazásra került a kereskedelemben a személygépjárművek esetében. Ennek hatására felmerül ezeknek a rendszereknek repülőgépekben való alkalmazásának lehetősége. Sajnos a technológia jelenlegi álláspontja szerint a repüléshez elegendő energia biztosítása csak nagy mennyiségű akkumulátor cella alkalmazásával oldható meg, mert kis energiasűrűséggel rendelkeznek, ennek következtében pedig a tömegük is nagy. Az 1. táblázatban egy szakdolgozat [2] által összefoglalt értékeket tüntettük fel:

Kémia	Anód	Katód	Elméleti értékek				Gyakorlati értékek		
			Cellafeszültség V	g/Ah	Ah/kg	Fajlagos energia sűrűség [Wh/kg]	Névleges cellafeszültség [V]	Fajlagos energia sűrűség [Wh/kg]	Térfogati energia sűrűség [Wh/l]
Ezüst-Cink	Zn	AgO	1.85	3.53	283	524	1.5	105	180
Nikkel-Kadmium	Cd	Ni oxid	1.35	5.52	181	244	1.2	35	100
Nikkel-Metál Hibrid	MH*	Ni oxid	1.35	5.63	178	240	1.2	75	240
Nikkel-Hidrogén	H ₂	Ni oxid	1.5	3.46	289	434	1.2	55	60
Lítium-Ion	Li _x C ₆	Li (i-x) CoO ₂	4.1	9.98	100	410	4.1	200	400

1. táblázat: Különböző akkumulátor típusok tulajdonságai [2]

Itt jól látható, hogy a legnagyobb fajlagos energiasűrűséggel a Lítium- Ion akkumulátorok rendelkeznek, de még ez is csak 0.2 kWh/kg. A következőkben így egy egyszerű példában nézzük meg, egy repülőgép esetében mennyi lenne a repüléshez szükséges energia. Ennek meghatározásához a [3] tanulmányban található egyenletet alkalmaztuk:

$$E_{akku} = P_T * t_{rep}. \quad (1)$$

Tegyük fel, hogy egy repülőgép $V = 300$ km/h sebességgel való repüléséhez $P_T = 400$ kW tengelyteljesítményre van szükségünk. A repülési távolságot ebben a példában válasszuk meg 2500 km-nek, amit a megadott sebességgel

$$t_{rep} = \frac{2500}{300} = 8.33 \text{ h} \quad (2)$$

alatt teljesíteni. Az így kapott t_{rep} repülési időt és a $P_T = 400$ kW értéket behelyettesítve az (1) képletbe megkapjuk, hogy

$$E_{akku} = 400 * 8.33 = 3332 \text{ kWh}$$

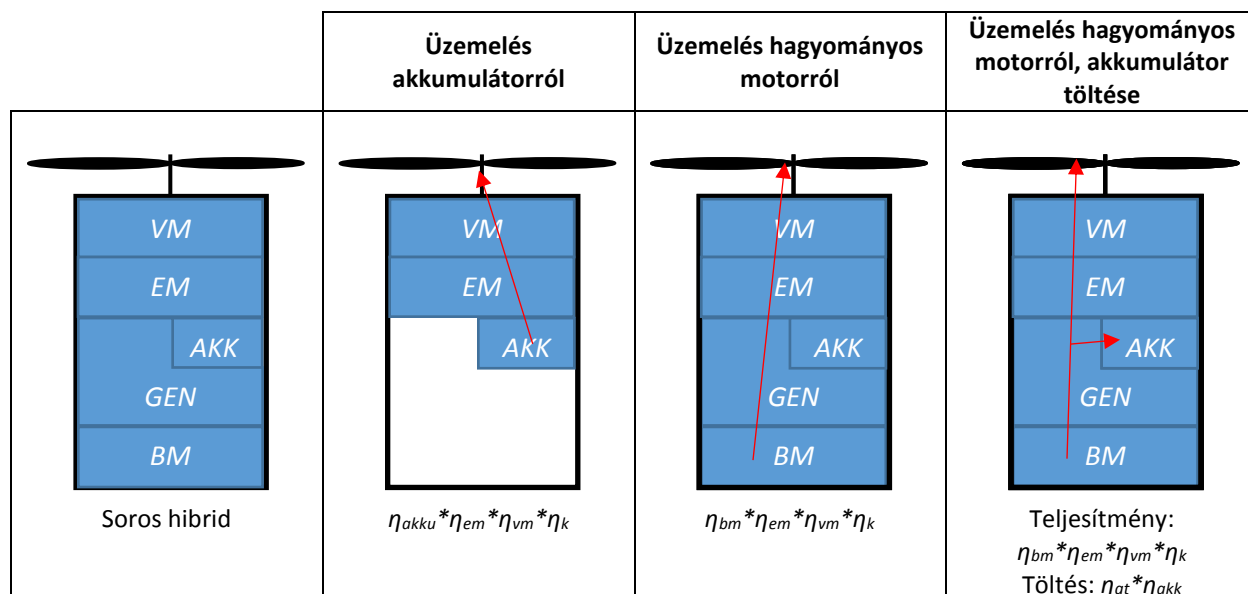
lenne a szükséges energiamennyiség, ez pedig $\rho_{energia} = 0.2$ kWh/kg fajlagos energiasűrűséget feltételezve azt jelenti, hogy az akkumulátor tömege:

$$m_{akku} = \frac{E_{akku}}{\rho_{energia}} = \frac{3332}{0.2} = 16660 \text{ kg} \quad (3)$$

Ez túl sok, így a tisztán elektromos hajtás alkalmazása jelenleg csak a technológia fejlődésével lesz elérhető. Ekkor válik célszerűvé egy hibrid rendszer alkalmazása, amelynek lényege, hogy az elektromos mellett egy belsőégésű hajtás (pl. dugattyús motor és/vagy gázturbina) is megtalálható a rendszerben.

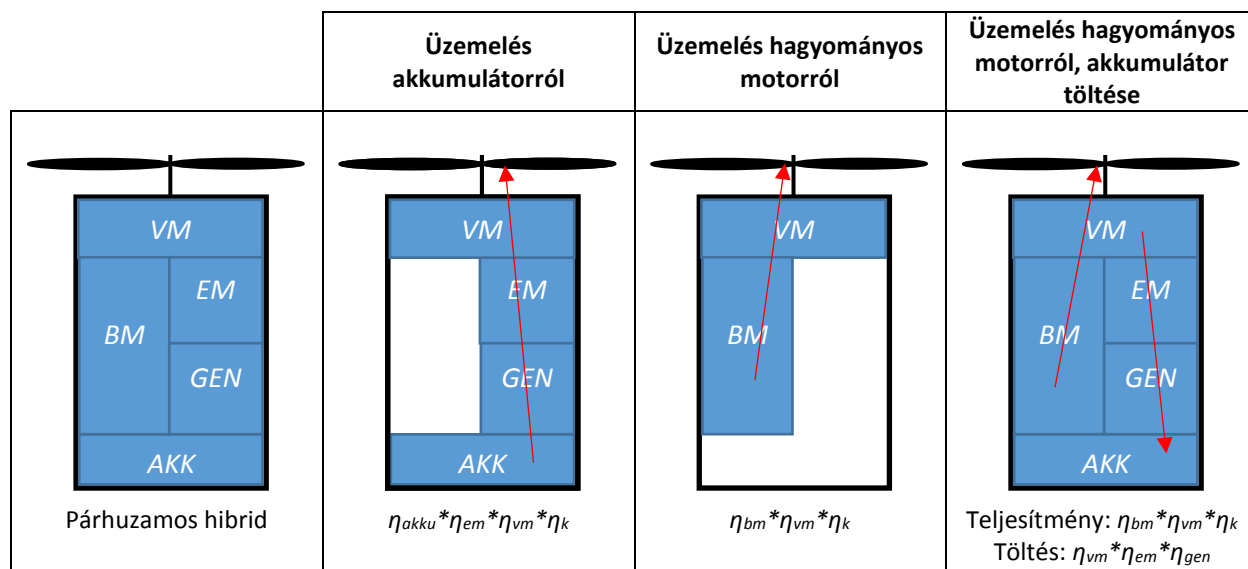
Hibrid hajtásrendszerek esetén az erőátvitel kapcsolata szerint kettő fajtát különböztetünk meg: Soros és párhuzamos elrendezésű.

Soros elrendezés esetén a jármű mozgatásához szükséges vonóerőt előállító propulziós eszköz egy elektromos motorral van meghajtva. Ez üzemelhet akkumulátorról, vagy egy belsőégésű motor által hajtott generátorról táplálva. Ezen üzemmódok a hatásfokok feltüntetésével a 1. ábrán találhatóak a [4] tanulmány felhasználásával, ahol VM a váltóműnek, EM az elektromotornak, AKK az akkumulátornak, GEN a generátornak, és BM a belsőégésű motornak felel meg.



1. ábra: Soros hibrid elrendezés [4]

Párhuzamos elrendezés esetén az elektromos és belsőégésű rendszer is képes leadni a teljesítményt a váltóművön keresztül. Ennek felépítése az 2. ábrán látható:



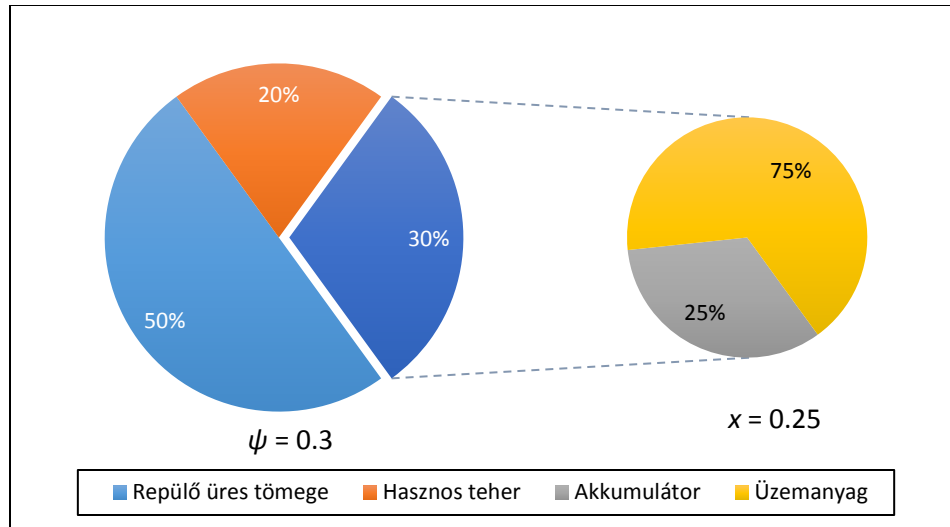
2. ábra: Párhuzamos hibrid elrendezés [4]

A hajtáshoz felhasznált energiaforrás aránya adja meg a rendszer hibridizációjának mértékét. Ha egy hibrid jármű csak üzemanyagot használ energiaforrásként, akkor azt 0 %-ban, ha pedig csak elektromos energiát, akkor 100 %-ban hibridnek tekintjük. Szintén a [4] tanulmány felhasználásával vezessük be a jármű hibridizációs értékét, ezt jelöljük x -szel. Ennek értéke, 0 és 1 között változhat, tehát

$$x \in \{0; 1\} \quad (4)$$

Ha $x = 0$, akkor a jármű csak fosszilis eredetű üzemanyaggal, ha $x = 1$, akkor pedig csak villamos energiával üzemel.

Ugyanígy vezessük be a ψ energia tömeghányadot, ami megmutatja, hogy a felhasznált üzemanyag és akkumulátor összesen hány százalékát teszi ki a teljes tömegnek. Ezt reprezentáljuk a 3. ábrán $\psi = 0.3$ esetre:



3. ábra: Energia tömeghányad és hibridizáció mértéke közti kapcsolat [4]

2.2 A hibrid rendszerrel szembeni követelmények és elmélet példák a megvalósításra

A rendszerrel szemben a következő követelményeket tudjuk felállítani: Az elektromos komponensek használatával csökkentjük a jármű fogyasztását és környezeti terhelését úgy, hogy ezzel a járműre fordítandó összköltség is alacsonyabb legyen. A repülés teljes idejének legnagyobb részét az utazással töltött idő teszi ki, így az ez alatt elhasznált energia mennyiség csökkentése fontos cél, azonban később, más kombinációk hatását is érdemes megvizsgálni. Elsőként, az összehasonlíthatóság érdekében, néhány fogyasztási adatot tüntettünk fel szintén a korábban meghatározott $V = 300$ km/h sebességre, és 2500 km távolságra a 2. táblázatban az [5] [6] [7] [8] [9] [10] referenciák alapján, ahol DM a dugattyús, TL pedig a turbólégcsavaros hajtóműveket jelöli.

Hajtómű	Típus	P_T [kW]	B_t [kg/h]	t_{rep} [h]	$m_{tüz.o}$ [kg]
Lycoming IO-720A	DM	300	92.27	8.33	768.61
Lycoming O-360A	DM	100	27.21		226.66
Lycoming O-540K	DM	223	65.31		544.03
Rolls-Royce RR500	TL	260	107.48		895.31
PBS TP100	TL	140	76.83		640
Allison T63-A-5	TL	170	79.56		662.74

2. táblázat: Hajtómű fogyasztási adatok 2500 km hatótávolságra és 300 km/h repülési sebességgel

A legkorszerűbb hibrid rendszerekben már párhuzamos elrendezést szoktak alkalmazni, ami bonyolultabb és mellette nagyobb tömege is van, viszont a szélesebb körű szabályozhatósága miatt jobb hatásfokkal működik és több üzemanyag takarítható meg [11]. Ebben az elrendezésben a villanymotor és a belsőégésű motor egy differenciál művet hajt meg, így ezek nyomatéka és teljesítménye összeadódik, ezért akár két kisebb teljesítményű motor is alkalmazható együttesen, csökkentve ezzel az üzemanyag-fogyasztást. Példának elektromos motornak válasszunk egy Emrax 268 típusú motort, ami 70 kW folyamatos teljesítmény-leadásra képes [12], ezt kombináljuk kisebb teljesítményű motorokkal, amelyeket a 2. táblázatból választottunk ki. Felhasználva egy repülőgép üres tömegét, amit ebben a példában 2008 kg-nak és a hasznos terhet 900 kg-nak megválasztva a 3. táblázatban összesítettük ψ értékeket $x = \{0.25; 0.5; 0.75; 1\}$ esetekre.

Hajtómű	P_T [kW]	x	$m_{tüz.a}$ [kg]	m_{akku} [kg]	$m_{energia}$ [kg]	MTOW [kg]	ψ
Emrax 268	70	0.25	170	971	1141	4049	0.28
		0.5	113.33	1941	2055	4963	0.41
Lycoming O-360A	100	0.75	56.67	2917	2973	5881	0.51
		1	0	3887	3887	6795	0.57
Emrax 268	70	0.25	480	971	1451	4359	0.33
		0.5	320	1941	2261	5169	0.44
PBS TP100	140	0.75	160	2917	3077	5985	0.51
		1	0	3887	3887	6795	0.57
Emrax 268	70	0.25	497.06	971	1468	4376	0.34
		0.5	331.37	1941	2273	5181	0.44
Allison T63-A-5	170	0.75	165.69	2917	3082	5990	0.51
		1	0	3887	3887	6795	0.57

3. táblázat: Energia tömeghányad hibridizáció mértékével való összehasonlítása

Ezek az értékek természetesen csak reprezentatív jellegűek, hiszen ha a repülőgép tömege növekszik, akkor a repüléshez szükséges teljesítménynek is növekednie kell, ráadásul $x = 1$ esetben csak a 70 kW teljesítményű villanymotor alkalmazása semmiképpen sem lenne elegendő a repülő mozgatásához, így egyes esetekben a fenti hajtómű-kombinációk már nem tudnának elegendő teljesítménnyel szolgálni. Mindenesetre a 3. táblázatból ki tudjuk olvasni, hogy x érték növekedésével ψ értéke is növekszik. Ez a gyakorlatban azt jelenti, hogy a nagyobb mértékű elektromos meghajtás alkalmazása a hasznos teher csökkentésével jár, ami egyet jelent az elszállítható személyek számának, vagy a hasznos teher mennyiségének csökkenésével is, így tisztán elektromos repülőt alkalmazni a tudomány jelenlegi állása szerint nem lenne gazdaságos, alkalmazásuk a technológia fejlődésével válhat elérhetővé.

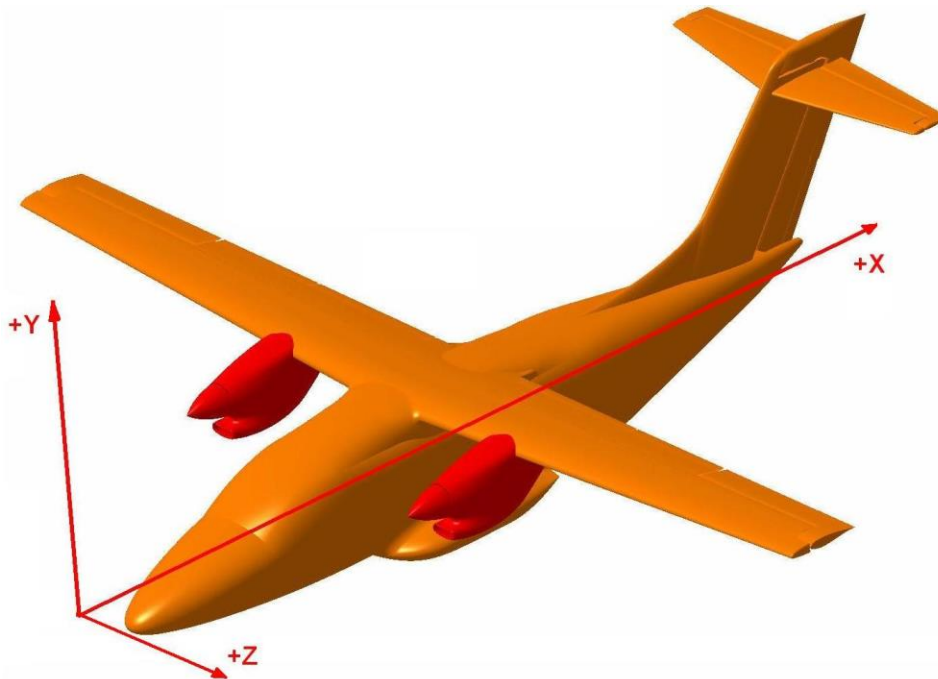
A fentiekből következően kizárólag a hibrid hajtás megvalósítás tűnik reális elképzelésnek, azonban a jelen munkában egy olyan módszer kidolgozására helyezük a fő hangsúlyt, amely képes a villamos, a dugattyús motoros és a gázturbinás hajtóművek esetén meghatározni a szükséges teljesítmény ismeretében a gép hajtásához szükséges üzemanyag mennyiségét, akkumulátor tömegét, valamint a propulziós rendszerek esetén az egyik legfontosabb paramétert a normalizált hatótávolság tényezőt (*NHT*). A *NHT* a hajtómű, valamint az adott távolság megtételéhez szükséges üzemanyag tömegének összegével és a tolóerő hajtóműgondola ellenálláserejével csökkentett hányadosával egyezik meg (43). Minél kisebb az *NHT* értéke a repülési sebesség függvényében adott hatótávolság esetén annál hatékonyabb a propulziós rendszer.

3. Referencia repülőgép

Ahhoz, hogy a fent említett számítási módszert ki tudjuk dolgozni, kiválasztottunk egy referencia repülőgépet. Kiválasztáskor a fő szempont volt a repülőgéppel szállítható személyek száma, a sárkányszerkezet kialakítása, a saját tömege, és az egyes rendszerek elhelyezésének megoldhatósága.

3.1 Géptípus kiválasztása

Tekintettel a légi jármű iránt támasztott feltételek kielégítésére, illetve a mai igényeket kielégítő korszerű konstrukcióra, az ESPOSA projektben figyelembe vett repülőgépet választjuk ki referencia repülőgéppé, amelynek modellje a 4. ábrán látható [13]. Ennek a projektnek a célja az új tervezési és gyártási technológiák kialakítása és integrálása a kisebb teljesítményű gázturbinás hajtóművek esetén annak érdekében, hogy a repülőgép gyártóknak modernebb propulziós egységek szélesebb és jobb választékát biztosítsák. Emellett olyan hajtómű rendszerekkel is foglalkozott, amelyek hozzájárulnak a teljes meghajtó egység hatékonyságának, biztonságának és a pilóta munkaterhelésének csökkentéséhez. A hajtómű és a sárkány szerkezet-integrációja során kifejlesztett tervezési eszközök és módszerek által a projekt jelentősen hozzájárul az új gázturbinás hajtóművek repülőgépekbe történő beépítéséhez. [13]



4. ábra: Az Esposa projektben figyelembe vett repülőgép modell

3.2 Szükséges teljesítmény meghatározása

A számítási eljárás felépítéséhez először is meg kell határoznunk a repülőgép repülési paramétereit. Az ESPOSA projektben alkalmazott repülőgép specifikációja szerint utazó állapotban, $V = 112$ m/s sebességen és $H = 3048$ m magasságban, $P_T = 364$ kW tengelyteljesítmény szükséges a repülőgép repüléséhez. Azért, hogy tudjuk, mekkora vonóerőt kell előállítanunk a különböző sebességeken, meg kell határoznunk a gép ellenállás erejét:

$$T = D = \frac{P_T \cdot \eta_k}{V} = C_D V^2 \frac{\rho_{lev}}{2} S = \frac{364000 \cdot 0.856}{112} = 2782 \text{ N} \quad (5)$$

ahol C_D az ellenállás-tényező, V a repülési sebesség, ρ_{lev} a levegő sűrűsége, S a szárny levegő által súrolt felülete, és D az ellenállás ereje a gépnek és megegyezik a szükséges vonóerővel, η_k pedig az összhatásfok, ami számított érték.

Utazómagasságon a C_D , ρ_{lev} és S értékek állandóak tekintettük, ezért egy

$$k = C_D \frac{\rho_{lev}}{2} S \quad (6)$$

konstanst vezetünk be, amely használatával több sebességre is meghatározzuk a D ellenállás erőt. Fontos megjegyezni, hogy C_D értéke függ a C_L és α állásszög értékétől, alacsonyabb sebességeken pedig nagyobb állásszöggel repülünk, így C_D értéke is változik, azonban ettől ebben a tanulmányban eltekintettünk. Így (5) képlet átrendezésével és (6) behelyettesítésével

$$k = \frac{D}{V^2} = \frac{2782}{112^2} = 0.222 \quad (7)$$

eredményt kapunk. (7) képletet átrendezve meghatározható a gép ellenállásereje különböző sebességeken, amelyeket a 4. táblázatban tüntettük fel:

M	0.15	0.2	0.25	0.3	0.34	0.4	0.41
V [m/s]	49.27	65.69	76.53	82.11	98.54	112	131.38
D [N]	538.34	957.05	1495.39	2153.37	2782.00	3828.21	4022.01

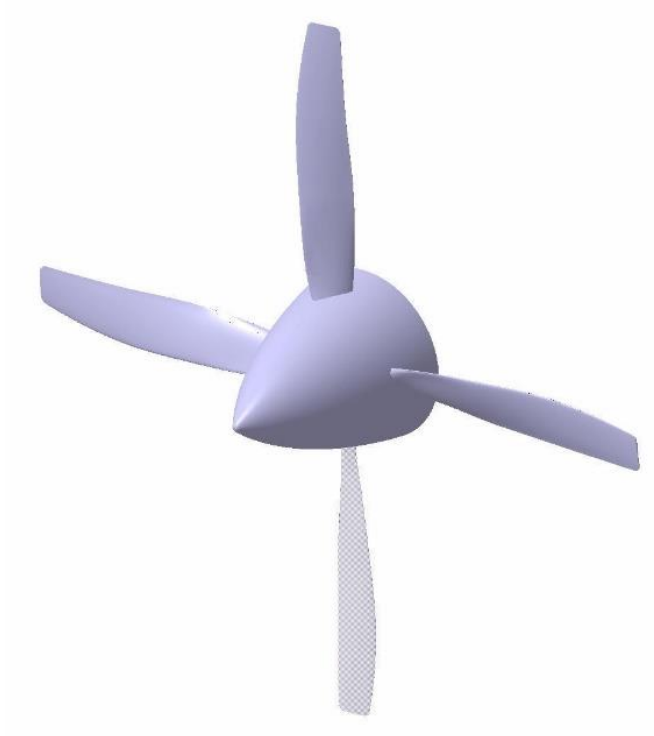
4. táblázat: Az ESPOSA projektben figyelembe vett repülőgép modell ellenállásereje és tengelyteljesítménye adott sebességen

4. Referencia légszavar

Az *NHT* meghatározásához fontos adat a légszavar által létrehozott vonóerő. Ennek kiszámítása egy a jelen munka keretében elkészített MATLAB program segítségével történt meg, amely helyességét a partner intézmény által szolgáltatott AV-844-1-E-C-R-(P) típusú légszavar (lásd 5. ábra) paramétereivel ellenőrizzük le. A légszavar adatai az 5. táblázatban lettek feltüntetve, amelyek meghatározásához 3D CAD modellt használtunk fel.

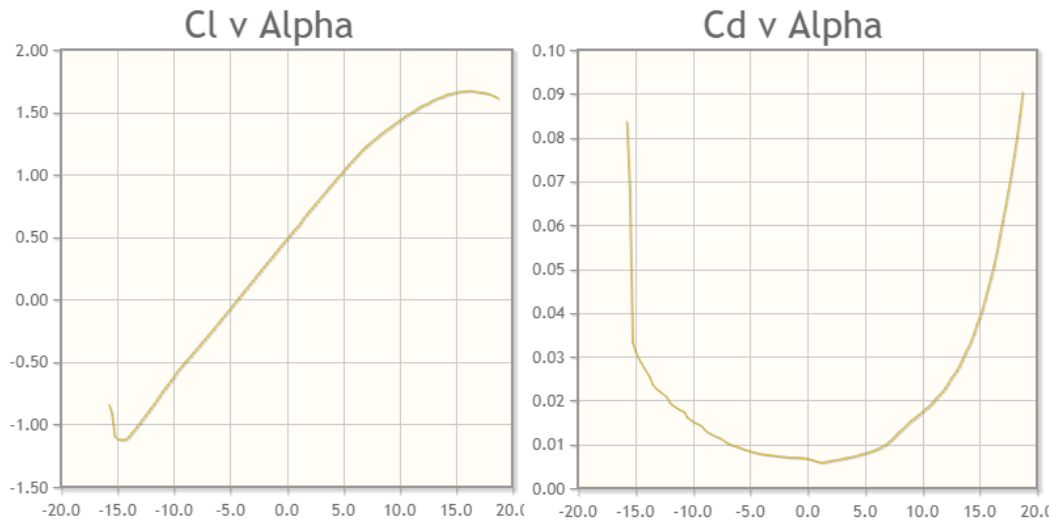
<i>sugár - r [m]</i>	<i>húrhossz - c [m]</i>	<i>Légszavar profilok elcsavarási szöge - ϑ [°]</i>
0.208	0.11187	33.8675918
0.26	0.12723	32.07569183
0.312	0.13812	30.10166197
0.364	0.14608	27.98061983
0.416	0.15198	25.74768307
0.468	0.15545	23.4379693
0.52	0.159	21.08659618
0.572	0.16004	18.72868133
0.624	0.16161	16.39934238
0.676	0.16016	14.13369697
0.728	0.15731	11.96686274
0.78	0.154	9.933957321
0.832	0.14805	8.070098342
0.884	0.14097	6.410403441
0.936	0.13196	4.989990251
0.988	0.12012	3.843976408
1.04	0.11	3.007479544

5. táblázat: AV-844 légszavar geometria



5. ábra: AV-844 propeller

A légszárny számításához szükségünk lesz a C_L - α és C_D - α görbékre, amelyek az intézmény szerint megfeleltethetők a NACA 4412 szárnyprofil görbéivel a légszárny 75%-ában, így az elcsavarásából eredő szárnyprofil megváltozásától eltekintettünk a sugár függvényében. Az említett szárnyprofil görbéi interneten [14] elérhetőek, ezeket a 6. ábrán ábráztuk.



6. ábra: NACA 4412 profil C_L - α és C_D - α görbéi [14]

A későbbi számításokhoz szükségünk lesz ezek pontos függvényeire is, amelyeket Dr. Gausz Tamás Egyetemi Docens Tanár Úr biztosította számunkra:

$$C_L = 6.052(\alpha + 0.06685), \quad (8)$$

$$C_D = 0.0099931245 - 0.010127944\alpha + 0.41481317\alpha^2 + 0.78787907\alpha^3, \quad (9)$$

ahol

$$\alpha = \beta - \varphi. \quad (10)$$

Itt β a beállítási szög, ami a ϑ lapátelcsavarási szög és β_0 lapát elforgatási szög összegéből adódik ki, a szögek pedig radiánban vannak.

Nagyobb fordulatszámokon figyelembe kell vennünk a hangsebesség feletti kerületi sebesség következtében az áramlások leválását a lapátról, így (9) képlet a következőképpen módosul:

$$C_D = 0.0099931245 - 0.010127944\alpha + 0.41481317\alpha^2 + 0.78787907\alpha^3 + C_{Dhullám}.$$

A $C_{Dhullám}$ számításához tanszéki oktatási segédletet [15] használtunk fel, miszerint ez az érték függ a repülési Mach-számtól, a szárny vastagságától és trapézviszonyától, tehát

$$\frac{C_{Dhullám}}{\bar{t}^3} = f\left(\frac{M^2-1}{\bar{t}^2}, AR^3\sqrt{\bar{t}}\right). \quad (11)$$

Az egyenletben \bar{t} a relatív vastagság, amelynek a képlete:

$$\bar{t} = \frac{t}{c}, \quad (12)$$

ahol t a szárnyprofil legnagyobb vastagsága, c pedig a húrhossz. A (11) egyenletben a másik ismeretlen az AR trapézviszony:

$$AR = \frac{b^2}{S_{ics}}, \quad (13)$$

S_{ics} a szárny felülete, valamint:

$$S_{lcs} = \sum \frac{(c_i + c_{i-1}) * (r_i - r_{i-1})}{2}, \quad (14)$$

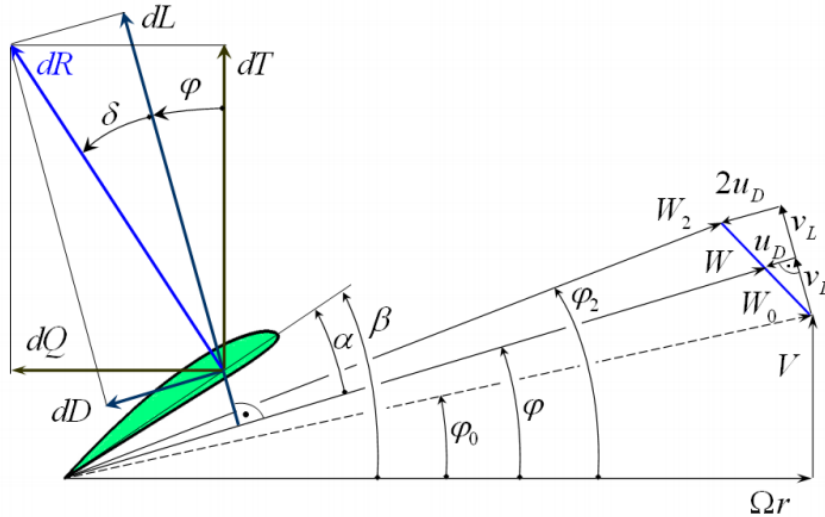
képlettel számoltunk. b a fesztávot jelöli.

Ezt követően a segédlet 3.1.1.5 diagramjáról leolvashatóak a $\frac{C_{Dhullám}}{\bar{t}}$ értékek. Ez a módszer viszont csak az

$$M_{cr} = \sqrt{1 - 1.8\bar{t}^{\frac{2}{3}}} \leq M \leq \sqrt{1 + 1.8\bar{t}^{\frac{2}{3}}} \quad (15)$$

intervallumon alkalmazható. Ismerve a profil relatív vastagságát, ami $\bar{t} = 0.12$ [14], ez azt jelenti, hogy az első lökeshullám kb. 2258 RPM fordulatszámnál jelenik meg, és egészen kb. 3611 RPM fordulatszámig használható a számítási folyamat.

A (10) képletben megtalálható φ értékének számításához a Schmitz-féle egyesített impulzus és lepelem elméletet használtuk fel tanszéki jegyzet [16] alapján, mivel ez adja vissza a legpontosabb értéket. Ennek sebességi háromszögei és erővektorai a 7. ábrán vannak feltüntetve:



7. ábra: A légszár lapelem Schmitz-féle sebességi sokszöge [16]

A számítás alapegyenlete a következő:

$$FC_{L\infty} - \left[\frac{4}{\sigma} \sin\varphi + C_D \right] \tan(\varphi - \varphi_0) = 0 \quad (16)$$

A tanszéki jegyzet [16] szerint, ha a képletbe beírjuk a megoldást jelentő (C_L, φ, C_D) értékhármast, akkor az egyenlet nullával lesz egyenlő. Ha azonban a megoldástól eltérő értékekkel próbálkozunk, akkor nullától különböző értéket, reziduumot kapunk:

$$FC_{L\infty} - \left[\frac{4}{\sigma} \sin\varphi + C_D \right] \tan(\varphi - \varphi_0) = \Re \quad (17)$$

A (17) egy nemlineáris egyenlet, amelyben a (C_L, φ, C_D) érték-hármas lényegében egyetlen ismeretlent jelent, hiszen a felhajtóerő-tényező és az ellenállás-tényező értéke egyaránt a φ -szög értékétől függ. A numerikus számítást például a Newton-iteráció segítségével végezhetjük:

$$\varphi_{új} = \varphi_{rég} - \frac{\Re}{\left(\frac{\partial \Re}{\partial \varphi} \right)} \quad (18)$$

ahol

$$\frac{\partial \Re}{\partial \varphi} = \frac{\partial F}{\partial \varphi} C_{L\infty} + F \frac{\partial C_{L\infty}}{\partial \varphi} - \left[4 \frac{\cos\varphi}{\sigma} + \frac{\partial C_D}{\partial \varphi} \right] \tan(\varphi - \varphi_0) - \left[4 \frac{\sin\varphi}{\sigma} + C_D \right] [1 + \tan(\varphi - \varphi_0)^2]. \quad (19)$$

A számítási eljárás során a V sebesség, n fordulatszám, r sugarak, B lapátszám, β beállítási szög és c húrhossz adatok azok a paraméterek, amiket meg kell adnunk. Eredményül pedig megkapjuk az axiális v és tangenciális u indukált sebességeket, iteráció elvégzése után a φ , C_L és C_D értékeket, T vonóerőt, η_k hatásfokot, a légsavár forgatásához szükséges P_{LCS} teljesítményt, ezekből pedig meg tudjuk határozni a P_T tengelyteljesítményt is. Így első lépésben kijelöltünk egy munkapontot, amit a Mach számmal adtunk meg, ebből meghatározható az adott repülési sebesség:

$$V = M * a, \quad (20)$$

ahol

$$a = \sqrt{\kappa_{lev} * R_{lev} * T_{lev}}. \quad (21)$$

Ezután meghatározandó az 5. ábrán feltüntetett φ_0 , ami a $V - U - W_0$ sebességi háromszög szöge, és

$$U = \Omega r = 2 * \pi * n * r, \quad (22)$$

amely képletben n a propeller fordulatszáma, r pedig egy lapátelem sugara. V a repülési sebesség, ami adott, így tangens szögfüggvény alkalmazásával meghatározható φ_0 szög:

$$\varphi_0 = \tan^{-1} \left(\frac{V}{U} \right) \quad (23)$$

Ezután β értékét megválasztjuk, φ -t pedig (18) Newton-iterációval határoztuk meg. Az iteráció során β és φ különbségéből kiadódik az α állásszög, amit behelyettesítve (8) (9) függvényekbe megkapjuk C_L és C_D értékeit is, így többszöri iteráció után \Re értéke nullához közelít, így megkapjuk a véglegesen használandó (C_L, φ, C_D) érték-hármaszt. A számítási eljárást szintén [16] tanszéki jegyzet alapján folytattuk.

Az axiális indukált sebesség meghatározásához a következő összefüggést alkalmaztuk:

$$v = v_L \cos \varphi - u_D \sin \varphi; \quad (24)$$

ahol a felhajtóerő irányú sebesség összetevő:

$$v_L = W_0 \sin(\varphi - \varphi_0), \quad (25)$$

az ellenálláserő irányú sebesség összetevő pedig:

$$u_D = \frac{\sigma}{4} \frac{c_D}{\sin \varphi} W. \quad (26)$$

Itt a szárnyprofil W eredő sebessége:

$$W = W_0 \cos(\varphi - \varphi_0) - u_D, \quad (27)$$

a σ befedési tényező pedig:

$$\sigma = \frac{Bc}{2\pi r}, \quad (28)$$

ahol B a lapátszám, c a húrhossz, r pedig a lapátelem sugara.

A (27) képletet u_D -re rendezve és behelyettesítve (26) képletbe, kiszámolható lesz a W eredő sebesség. Ezután szintén (26) képlet felhasználásával u_D is számíthatóvá válik.

Hasonlóan, meghatározható a tangenciális indukált sebesség is:

$$u = v_L \sin \varphi + u_D \cos \varphi. \quad (29)$$

Ezt a számolási folyamatot pedig külön-külön elvégeztük az 5. táblázatban megadott r sugarakra.

Miután minden lapátelem sugárra meghatároztuk a tengelyirányú indukált sebességeket, a vonóerő számítható, amit az egyes elemi körgyűrű felületeken kialakult erők összegzésével határoztunk meg:

$$T = \sum \rho_{lev} A_{i,lcs} (V + \bar{v}_i) 2\bar{v}_i, \quad (30)$$

ahol a körgyűrűkön ébredő átlagos axiális indukált sebesség:

$$\bar{v}_i = \frac{v_i + v_{i-1}}{2}, \quad (31)$$

a körgyűrűk felülete pedig:

$$A_{i,LCS} = (r_i^2 - r_{i-1}^2)\pi. \quad (32)$$

Ezután meghatározható a propeller forgatásához szükséges teljesítmény:

$$P_{LCS} = T * V. \quad (33)$$

A tengelyteljesítmény az összehatásfokon keresztül adódik át a légesavarnak:

$$\eta_k = \eta_p \eta_u \eta_{pr}, \quad (34)$$

ahol η_p a propulziós, η_u a kerületi, η_{pr} pedig a profil hatásfok. Az egyes hatásfokok számítása a következő felületátlagolási eljárással történik:

$$\eta_p = \frac{\Sigma \left(A * \left(\frac{1}{1+\bar{v}} \right) \right)}{\Sigma A}, \quad (35)$$

$$\eta_u = \frac{\Sigma \left(A * \left(\frac{1}{1-\hat{u}} \right) \right)}{\Sigma A}, \quad (36)$$

$$\eta_{pr} = \frac{\Sigma \left(A * \left(\frac{\tan \varphi}{\tan(\varphi+\delta)} \right) \right)}{\Sigma A}, \quad (37)$$

ahol

$$\hat{u} = \frac{u}{V}, \quad (38)$$

$$\delta = \frac{c_D}{c_L}. \quad (39)$$

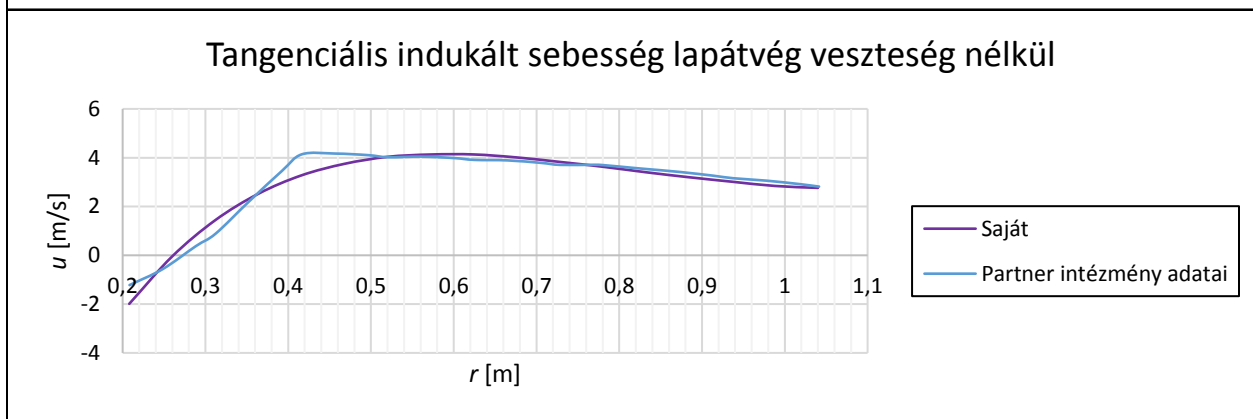
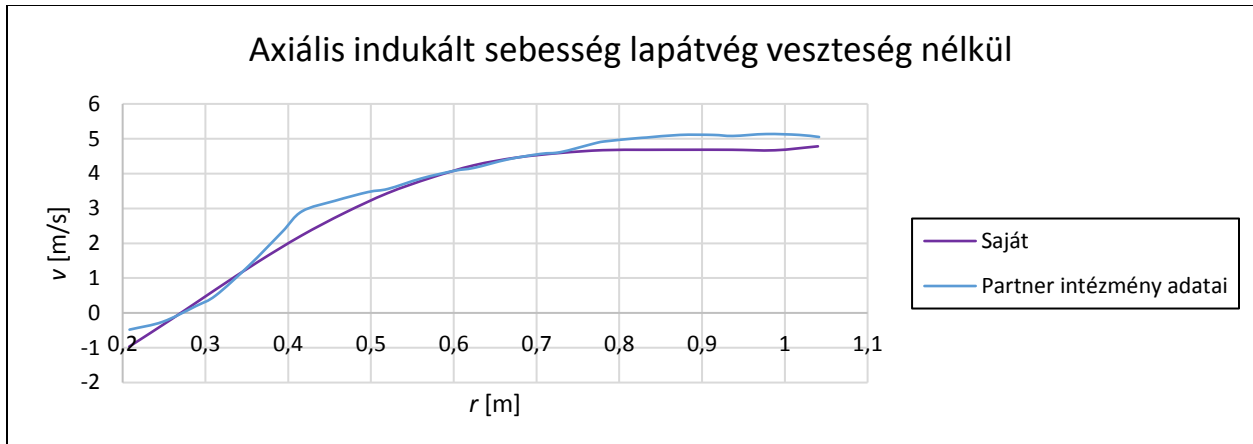
Így a tengelyteljesítmény a

$$P_T = \frac{P_{LCS}}{\eta_k} \quad (40)$$

egyenlettel meghatározható.

A dolgozat következő részében a fent bemutatott számítás pontosságát ellenőrizzük le. Az ESPOSA projekt keretében résztvevő partner intézménytől származó $V = 112$ m/s repülési sebességen, $n = 1950$ RPM fordulatszámon, $B = 4$ db lapátszám esetén, illetve lapátvég veszteség elhanyagolásával érvényes eredményeket a 8. ábrán hasonlítottuk össze a saját értékekkel. A lapát β_0 elforgatási szöge a kapott adatok alapján 28.59° , így a beállítási szög:

$$\beta = \beta_0 + \vartheta \quad (41)$$

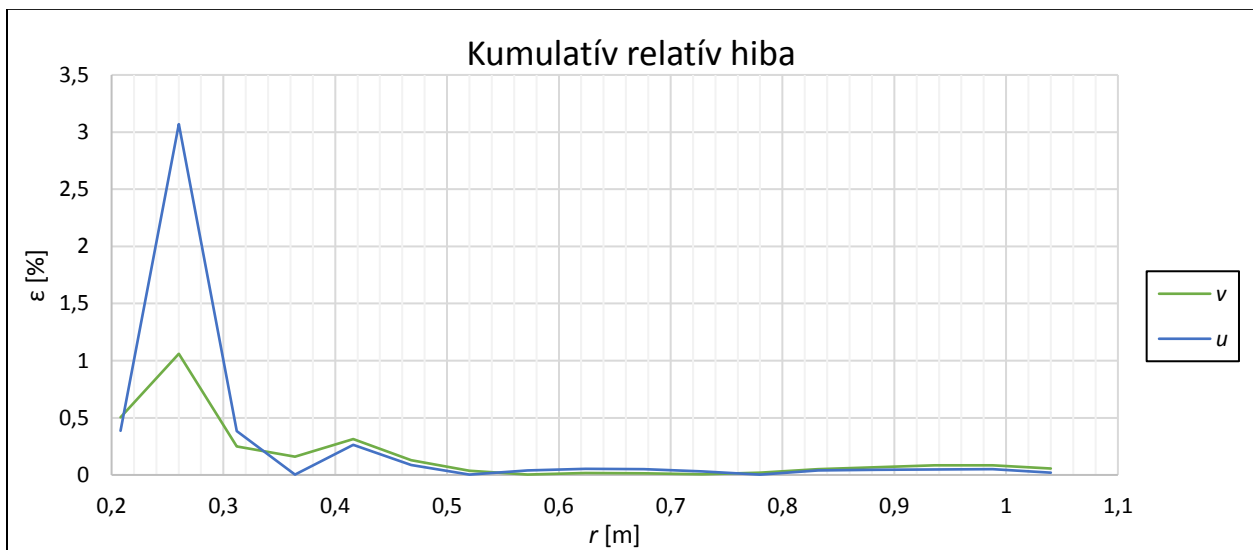


8. ábra: Partner intézménytől kapott és saját adatok összehasonlítása

A kapott és a saját értékek közötti eltérés kiértékeléséhez a kumulatív relatív hibát alkalmaztuk:

$$\varepsilon = \frac{1}{r} \int \sqrt{\frac{(v_{i,saját} - v_{i,kapott})^2}{v_{i,saját}^2}} dr \quad (42)$$

Ennek az eredményét a 9. ábrán ábráztuk:



9. ábra: A saját és a referencia számítás eltéréseinek kumulatív relatív hibája

Ezután $M = [0.15; 0.2; 0.25; 0.3; 0.34; 0.4; 0.41]$ értékekre meghatároztuk a légszárny teljesítményét, amit a 6. táblázatban tüntettünk fel. Itt az egyes munkapontokban a 4. táblázatban meghatározott ellenállás erőket kell létrehozunk a légszárnyal, amelyet a fordulatszám változtatásával értünk el, a beállítási szöveget pedig állandó nagyságúnak feltételeztük.

M	0.15	0.2	0.25	0.3	0.34	0.40	0.41
V [m/s]	49.27	65.69	82.11	98.54	112	131.42	134.70
n [RPM]	863.64	1151.52	1439.40	1727.28	1964.00	2310.81	2404.03
T [N]	538.34	957.05	1495.39	2153.37	2782.00	3828.11	4022.13
v [m/s]	1.48	1.97	2.46	2.96	3.36	3.92	3.94
P_{LCS} [kW]	26.51	62.83	122.72	212.06	311.58	502.65	541.33
η_k	0.855672	0.855672	0.855672	0.855672	0.855687	0.824585	0.774952
P_T [kW]	30.98	73.43	143.42	247.83	364.13	609.58	698.53

6. táblázat: Légszárny teljesítmény adatok

5. Normalizált hatótávolság tényező (NHT) meghatározása

A referencia repülőgép és légszárny után számíthatóvá válik az NHT , amit meghatározunk külön dugattyús, turbólégszárnyos és tisztán elektromos esetre, később pedig felhasználható különböző hibrid konstrukciókkal való összehasonlításokhoz is. Az NHT képlete a következő:

$$NHT = \frac{m_{hm} + m_{tüz.a}}{T - F_{gondola}}, \quad (43)$$

ahol m_{hm} a hajtómű tömege, ami fix érték, $m_{tüz.a}$ a 8000 km megtételéhez szükséges üzemanyag mennyisége (vagy akkumulátor tömege), T a légszárny által létrehozott vonóerő, amelyeket a 6. táblázatban ábrázoltunk (T), és $F_{gondola}$ pedig a hajtóműgondola ellenállásereje. $F_{gondola}$ -t és $m_{tüz.a}$ -t az alábbi összefüggésekkel számítottuk:

$$F_{gondola} = C_{Dgondola} \frac{\rho_{lev}}{2} V^2 S_{gondola}, \quad (44)$$

$$m_{tüz.a} = B_t * t_{rep}, \quad (45)$$

ahol $C_{Dgondola}$ a hajtómű gondola ellenállás-tényezője, ρ_{lev} a levegő sűrűsége, $S_{gondola}$ a gondola szárnyból kitakart felülete, B_t megmutatja, hogy a hajtómű 1 óra alatt hány kg tüzelőanyagot éget el, t_{rep} pedig a V sebességgel a 8000 km alatt eltelt időt jelöli.

$C_{Dgondola}$ meghatározása tanszéki oktatási segédlet [15] segítségével történt, miszerint szubszonikus sebesség tartományban

$$C_{Dgondola} = \frac{\left(1 - \frac{D_{belső}}{D_{külső}}\right)^2}{\lambda_{gondola}^2} \varphi_{gondola}, \quad (46)$$

ahol

- $\varphi_{gondola}$ egy függvény, amely függ a repülési Mach-számtól, $\lambda_{gondola} = \frac{l_{gondola}}{D_{külső}}$ és $\frac{D_{belső}}{D_{külső}}$ értékektől, és a segédlet 3.1.2.11 diagramja szerint határozható meg,
- $l_{gondola}$ a gondola hossza,
- $D_{külső}$, $D_{belső}$ a gondola külső és belső átmérője.

A repülési időt a

$$t_{rep} = \frac{8000}{v} \quad (47)$$

összefüggés felhasználásával számoltuk.

5.1 Dugattyús motor *NHT* értékének meghatározása

Dugattyús motorok esetén B_t üzemanyag-fogyasztást szakirodalom [17] alapján számítottuk, ami szerint

$$B_t = b_t P_T; \quad (48)$$

és b_t a motor effektív fajlagos üzemanyag-fogyasztása:

$$b_t = \frac{1}{\eta_e H_{üa}}; \quad (49)$$

ahol η_e az effektív hatásfok, értékét szintén [17] alapján válasszuk meg 0.3-nek, $H_{üa}$ pedig az üzemanyag alsó fűtőértéke. Repülőgépekben alkalmazott dugattyús motorok esetében általában a 100LL magas oktánszámú tüzelőanyagot alkalmazzák, ami $H_{üa} = 43.5$ MJ/kg fűtőértékkel rendelkezik [18].

A P_T teljesítményeket a 6. táblázatban már meghatároztuk, több dugattyús motor típus adatainak vizsgálata után [5] [6] [7] a Lycoming IO-720-D1B [5] választottuk ki, amelynek tömege $m_{hm} = 279.41$ kg, így ezt használjuk fel a számításhoz. Ennek alapján a 7. táblázatban feltüntetett *NHT* értékeket kaptuk dugattyús motorra:

M	0.15	0.20	0.25	0.30	0.34	0.40	0.41
t_{rep} [h]	45.10	33.83	27.06	22.55	19.84	16.91	15.03
B_t [kg/h]	7.54	17.87	34.91	60.32	88.63	148.38	170.03
$m_{tüz.a}$ [kg]	340.11	604.64	944.75	1360.44	1758.58	2508.98	2804.98
$F_{gondola}$ [N]	119.58	212.59	332.16	478.32	13.29	53.15	119.58
<i>NHT</i>	1.48	1.19	1.05	0.98	0.94	0.94	0.99

7. táblázat: *NHT* értékek dugattyús motorra

5.2 Turbólégcsavaros hajtómű *NHT* értékének meghatározása

Az *NHT* kiszámítása turbólégcsavaros hajtómű esetére is hasonló módon történik, mint dugattyús motornál. T és $F_{gondola}$ értékei változatlanok maradnak (ugyanazt a légcsavart és hajtómű gondolat alkalmazzuk), a különbség a fogyasztásban és a hajtómű tömegében fog megmutatkozni. Több turbólégcsavaros hajtómű adatainak vizsgálata után ([8] [9] [10] [19]) a Pratt&Whitney PT6A-6 adatait [19] használtuk fel, így $m_{hm} = 122.47$ kg tömeggel számolunk. A fogyasztás számítása a következő képletek felhasználásával történik tanszéki jegyzet [20] alapján:

$$\eta_{\delta} = \eta_{tüz} \eta_t \eta_{mech} \eta_k = \frac{\dot{Q}_{be} P_{h,körf} P_T P_{LCS}}{\dot{Q}_{égés} \dot{Q}_{be} P_{h,körf} P_T} \quad (50)$$

$$\dot{Q}_{égés} = \dot{B}_t H_{üa} = P_T \eta_{\delta} \quad (51)$$

A hatásfokoknak a következő adatokat vettük fel:

- $\eta_{tüz} = 0.93$
- $\eta_t = 0.33$
- $\eta_{mech} = 0.97$

Így (50) és (51) egyenletekkel már meghatározható a fogyasztás, interneten megtalálható forrás szerint [21] a Jet-A1 üzemanyag fűtőértéke pedig $H_{üa} = 42.8$ MJ/kg. Mindezek után a kapott *NHT* értékeket a 8. táblázatban tüntettük fel:

M	0.15	0.20	0.25	0.30	0.34	0.40	0.41
t_{rep} [h]	45.10	33.83	27.06	22.55	19.84	16.91	15.03
B_t [kg/h]	8.75	20.75	40.52	70.02	102.88	172.24	197.37
$m_{tüz.a}$ [kg]	394.80	701.86	1096.66	1579.20	2041.35	2912.41	3256.01
$F_{gondola}$ [N]	119.58	212.59	332.16	478.32	13.29	53.15	119.58
<i>NHT</i>	1.24	1.11	1.05	1.02	1.00	1.02	1.08

8. táblázat: *NHT* értékek turbólégcsavaros hajtóműre

5.3 Villanymotoros meghajtás *NHT* értékének meghatározása

Az *NHT* meghatározása tisztán elektromos hajtásra annyiban különbözik a korábbi esetektől, hogy az energiaforrás egy akkumulátor, aminek a tömege állandó, tehát az energia használásával nem fog csökkenni a tömege. Jelenleg ezek az egységek nagy tömegekkel rendelkeznek az alacsony energiasűrűségük miatt, ezért az *NHT* értékek ebben az esetben sokkal magasabbak lesznek, mint dugattyús motorok vagy turbólégcsavaros hajtóművek alkalmazása esetén.

Az 1. táblázatban található $\rho_{energia}$ értékeknél napjainkban korszerűbbeket is lehet találni, mint az ott bemutatott 0.2 kWh/kg; a mai Lítium-ion akkumulátorok energiasűrűsége akár már a 0.243 kWh/kg értéket is elérheti [22], így ezt választjuk $\rho_{energia}$ értékének.

NHT számítása itt annyiban fog különbözni, hogy itt nem a 8000 km távolságra elég tüzelőanyag tömegével számolunk, hanem az ekkora táv megtételéhez szükséges akkora tömegű akkumulátorral, amely képes a szükséges villamos energiát fedezni. Így (43) képlet a következőképpen módosul:

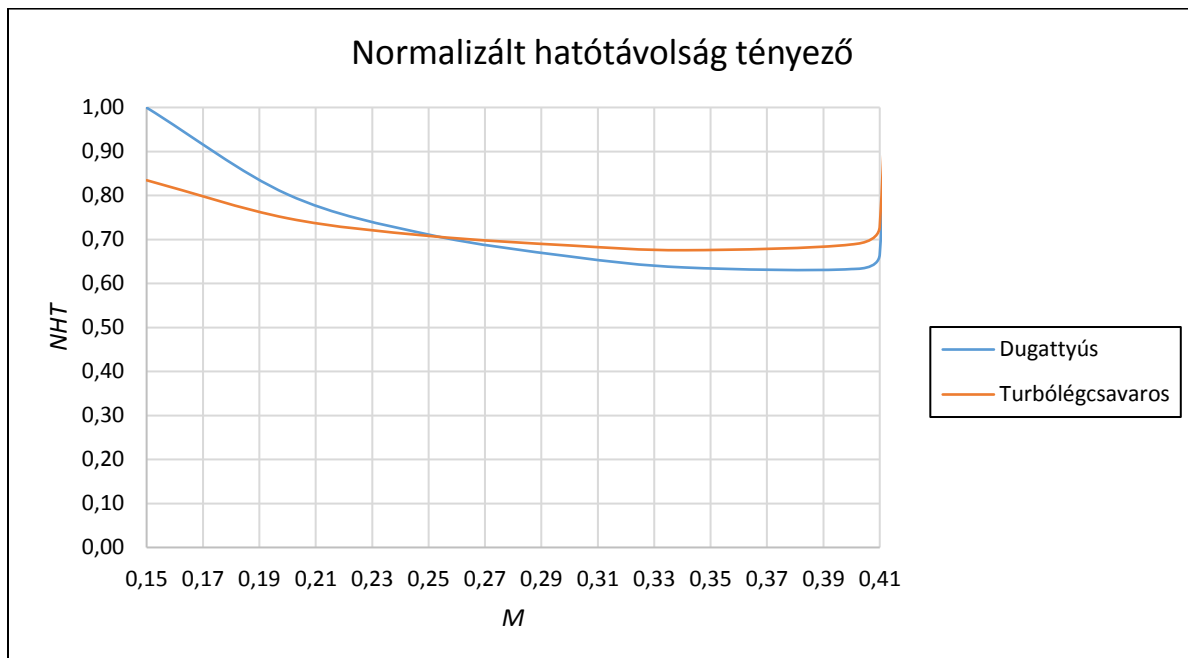
$$NHT = \frac{m_{hm} + m_{akku}}{T - F_{gondola}} \quad (52)$$

Több villanymotor adatainak vizsgálata után ezek tömege átlagosan 40 kg, így legyen $m_{hm} = 40$ kg, a T és $F_{gondola}$ értékek már korábban kiszámításra kerültek, m_{akku} értéke pedig az (1) (2) (3) képletek felhasználásával került kiszámításra. Így az elektromos motorral számított *NHT* értékek a 9. táblázatban vannak összefoglalva:

M	0.15	0.20	0.25	0.30	0.34	0.40	0.41
t_{rep} [h]	45.10	33.83	27.06	22.55	19.84	16.91	15.03
E_{akku} [kWh]	1397.28	2484.06	3881.34	5589.16	7224.83	10307.73	11523.78
m_{akku} [kg]	5750.13	10222.45	15972.58	23000.66	29731.82	42418.64	47422.97
$F_{gondola}$ [N]	119.58	212.59	332.16	478.32	13.29	53.15	119.58
<i>NHT</i>	13.83	13.79	13.77	13.76	13.76	14.26	15.17

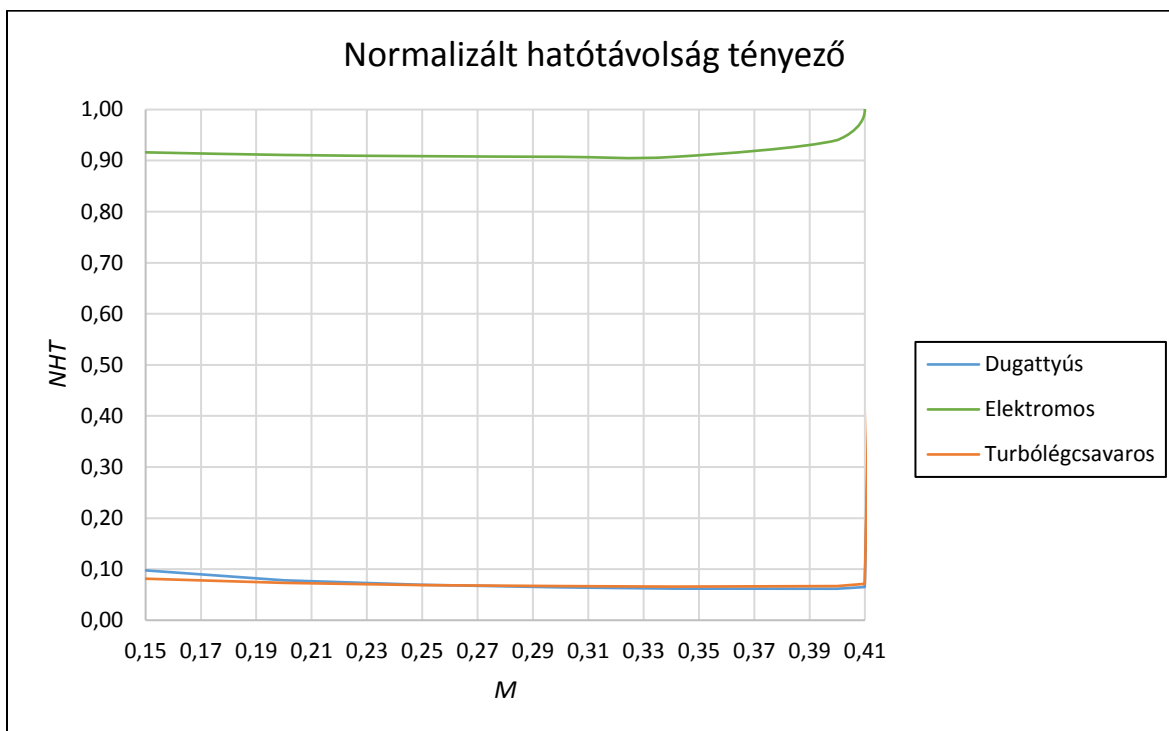
9. táblázat: *NHT* értékek villanymotorra

Először *NHT* értékét dugattyús és turbólégcsavaros hajtóművek esetén ábrázoltuk a 10. ábrán, ahol az értékeket a dugattyús motoroknál számított legnagyobb értékre, tehát $NHT = 1.48$ -ra normalizáltuk.



10. ábra: *NHT* értéke a Mach szám függvényében dugattyús motor és turbólégcsavaros hajtómű esetén, dugattyús motor legnagyobb értékére normalizálva

Ezután a 11. ábrán mind a dugattyús, turbólégcsavaros és villanymotoros esetet ábrázoltuk, ahol az értékeket a villanymotorok esetén számított legnagyobb értékre, tehát $NHT = 15.17$ -re normalizáltuk.



11. ábra: NHT értéke a repülési Mach szám függvényében dugattyús, turbólégcsavaros és villamos esetekre, a villanymotoros hajtás legnagyobb értékére normalizálva

6. Konklúzió

A jelen dolgozat keretében egy olyan módszer kidolgozására került sor, amely alkalmas dugattyús motorral, gázturbinával, illetve villanymotorral történő légszár-hajtás teljesítmény adatainak meghatározására, különös tekintettel a NHT -re.

Ahogy már a 2.1 fejezetben is megállapítottuk, úgy a 11. ábrán is jól látható, hogy tisztán elektromos esetre sokkal magasabb értékeket kapunk az NHT -re, mint a dugattyús és turbólégcsavaros esetekre, így ennek a konstrukciónak a megvalósítása a tudomány jelenlegi álláspontja szerint kevésbé lenne gazdaságos az akkumulátorok kis energiasűrűsége, ennek következtében pedig a nagy tömege miatt. Ráadásul itt is igaz a korábbi megállapítás, hogy a megnövekedett tömeg miatt még nagyobb teljesítményű villanymotorokra lenne szükségünk.

A módszer - a megfelelő átalakításokat követően - felhasználható a különböző hibrid megoldások vizsgálatára abból a célból, hogy eldönthető legyen azok hatékonysága.

7. Köszönetnyilvánítás

A bemutatott számítási módszer kidolgozását az EFOP-3.6.1-16-2016-00014 számú és a „Disruptív technológiák kutatás-fejlesztése az e-mobility területén és integrálásuk a mérnökképzésbe” című nemzeti kutatási projekt támogatta. A projekt az Európai Unió támogatásával, az Európai Szociális Alap társfinanszírozásával valósul meg.

8. Referenciák

- [1]: <https://www.airspacemag.com/flight-today/the-electric-airplane-34986164/> (2017. 10. 03.)
- [2]: Kozár András Farkas: Nagy hatótávolságú elektromos és hibrid-elektromos VTOL multirotor UAV megvalósíthatósági vizsgálata, Budapesti Műszaki és Gazdaságtudományi Egyetem, VRHT-A-R-2016-9 sorszámú szakdolgozat
- [3]: G. Sachs: Flight Performance Issues of Electric Aircraft, AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, DOI: 10.2514/6.2012-4727
- [4]: Milton Marwa, Scott M. Martin, Borja C. Martos, and Richard P. Anderson: Analytic and Numeric Forms for the Performance of Propeller-Powered Electric and Hybrid Aircraft, AIAA SciTech Forum, DOI: 10.2514/6.2017-0211
- [5]: Lycoming IO-720 adatok, <https://www.lycoming.com/sites/default/files/IO-720%20Operator%20Manual%2060297-19.pdf> (2017. 08. 05.)
- [6]: Lycoming O-360 adatok, <http://saaa.naqtechnology.com.au/Portals/0/PDFs/Mem-Building/Power%20Setting%20Table%200360%20CS.pdf> (2017. 08. 05.)
- [7]: Lycoming IO-540 adatok, <https://www.lycoming.com/sites/default/files/O%20%26%20IO-540%20Oper%20Manual%2060297-10.pdf> (2017. 08. 05.)
- [8]: Rolls-Royce RR500 adatok, https://en.wikipedia.org/wiki/Rolls-Royce_RR500 (2017. 08. 05.)
- [9]: PBS TP100 adatok, <http://www.pbsaerospace.com/our-products/tp-100-turboprop-engine> (2017. 08. 05.)
- [10]: Allison Model 250 adatok, https://en.wikipedia.org/wiki/Allison_Model_250 (2017. 08. 05.)
- [11]: Hibrid jármű, https://en.wikipedia.org/wiki/Hybrid_vehicle (2017. 08. 05.)
- [12]: Emrax 268 villanymotor karakterisztika, http://emrax.com/wpcontent/uploads/2017/01/emrax_268_technical_data_4.5.pdf (2017. 10. 03.)
- [13]: Az Esposa projekt, http://cordis.europa.eu/project/rcn/100644_en.html (2017. 10. 20.)
- [14]: NACA 4412 profil, <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca4412-il> (2017. 10. 03.)
- [15]: Preliminary Aerodynamical Calculation of Aircraft, Budapesti Műszaki és Gazdaságtudományi Egyetem, tanszéki oktatási segédlet, http://www.vrht.bme.hu/letoltes/Tanszeki_letoltheto_anyagok/Oktatok_anyagai/Jankovics_Istvan_anyagai/Aerodinamika/hazifeladat_segedlet.pdf, (2017. 10. 03.)
- [16]: Gausz Tamás: Légcsavarok, Budapesti Műszaki és Gazdaságtudományi Egyetem, tanszéki oktatási segédlet, http://www.vrht.bme.hu/letoltes/Tanszeki_letoltheto_anyagok/Oktatok_anyagai/Dr.Gati_Balazs_anyagai/dr.Gausz_Tamas_jegyzetek/LEGCSAVAROK.pdf, Budapest 2015.
- [17]: Dr. Dezsényi György, Dr. Emőd István, Dr. Finichiu Líviu: Belsőégésű motorok tervezése és vizsgálata, Tankönyvkiadó, Budapest, 1992., ISBN 963 18 4566 4
- [18]: 100LL Avgas, <http://www.warteraviation.com/avgas-100ll/?lang=en> (2017. 08. 28.)
- [19]: Pratt&Whitney PT6A-6 hajtómű adatok, https://en.wikipedia.org/wiki/Pratt_%26_Whitney_Canada_PT6 (2017. 10. 20.)
- [20]: Dr. Veress Árpád: Repülőgép hajtóművek elmélete 1., Budapesti Műszaki és Gazdaságtudományi Egyetem, tanszéki oktatási segédlet, http://www.vrht.bme.hu/letoltes/Tanszeki_letoltheto_anyagok/Oktatok_anyagai/Dr.Veress_Arpád_anyagai/Oktatott_targyak/Repulogep_hajtomuvek_elm_I_BSc/Rep-Hajt-Elm-I-BSc_v44.pdf, Budapest 2017.
- [21]: Jet-A1: https://en.wikipedia.org/wiki/Jet_fuel (2017. 10. 30.)

[22]: Panasonic NCR 18650 akkumulátor adatok,
<https://na.industrial.panasonic.com/sites/default/pidsa/files/ncr18650b.pdf> (2017. 08. 06.)