

Molnár István Tamás, Ailer Piroska, Veress Árpád

## HIBRID KISREPÜLŐGÉP PROPULZIÓS RENDSZER-ELEMEINEK MODELLEZÉSÉRE ALKALMAS MÓDSZER KIDOLGOZÁSA

*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.*

**Kulcsszavak:** légszavar, kisrepülőgép, normalizált hatótávolság tényező, hibrid, elektromos

### 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 bocsátanak 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 tömegű 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 repülőgépek 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 W energiát csak napelemekkel állította elő, felszállás után pedig 4300 m magasán 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 m fesztávolsággal rendelkezett, a szárnyon pedig 14 motor volt elhelyezve. A végleges 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.

## A HIBRID RENDSZER

### 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.

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

$$t_{rep} = \frac{2500}{300} = 8,33 \text{ h} \quad (2)$$

Kémia	Anód	Katód	Elméleti értékek				Gyakorlati értékek		
			Cellafe- szültség V	g/Ah	Ah/kg	Fajlagos energia sű- rűség [Wh/kg]	Névle- ges cel- lafe- szültség [V]	Fajla- gos ener- gia sűrű- ség [Wh/kg]	Térfoga- ti energia sűrűség [Wh/l]
Ezüst-Cink	Zn	AgO	1,85	3,53	283	524	1,5	105	180
Nikkel- Kad- mium	Cd	Ni oxid	1,35	5,52	181	244	1,2	35	100
Nikkel- Me- tál Hibrid	MH*	Ni oxid	1,35	5,63	178	240	1,2	75	240
Nikkel- Hid- rogén	H <sub>2</sub>	Ni oxid	1,5	3,46	289	434	1,2	55	60
Lítium- Ion	Li <sub>x</sub> C <sub>6</sub>	Li (i-x) CoO <sub>2</sub>	4,1	9,98	100	410	4,1	200	400

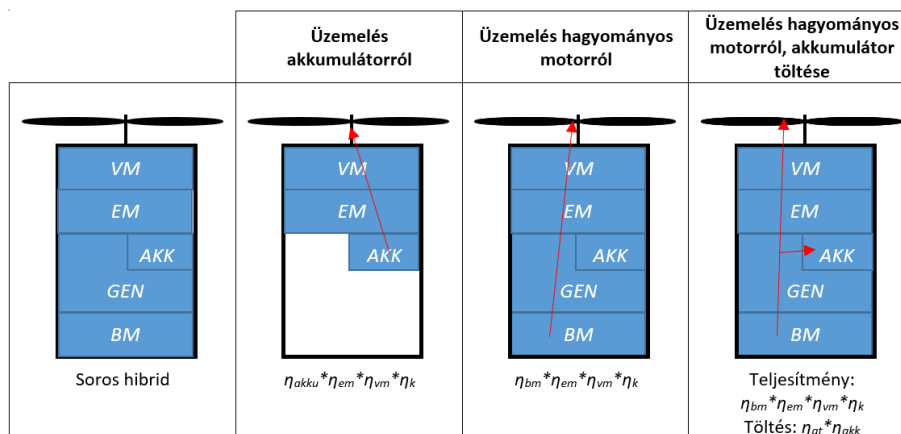
1. táblázat Különböző akkumulátor típusok tulajdonságai [2]

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

$$E_{akku} = 400 * 8,33 = 3332 \text{ kWh}$$

lenne a szükséges energiamennyiség, ez pedig  $\rho_{energia} = 0,2 \text{ kWh/kg}$  fajlagos energiasűrűséget feltételezve azt jelenti, hogy az akkumulátor tömege:

$$m_{akku} = \frac{E_{akku}}{\rho_{energia}} = \frac{3332}{0,2} = 16660 \text{ kg} \quad (3)$$



1. ábra Soros hibrid elrendezés [4]

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.

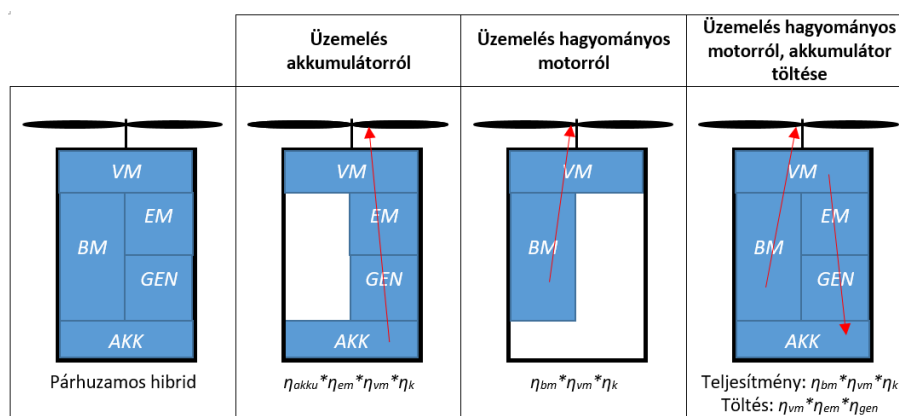
Hibrid hajtásrendszerek esetén az erőátvitel kapcsolata szerint kettő fajtát különböztetünk meg: Soros és párhuzamos elrendezésű.

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 elektromotor,  $AKK$  az akkumulátornak,  $GEN$  a generátornak, és  $BM$  a belsőégésű motornak felel meg.

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

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

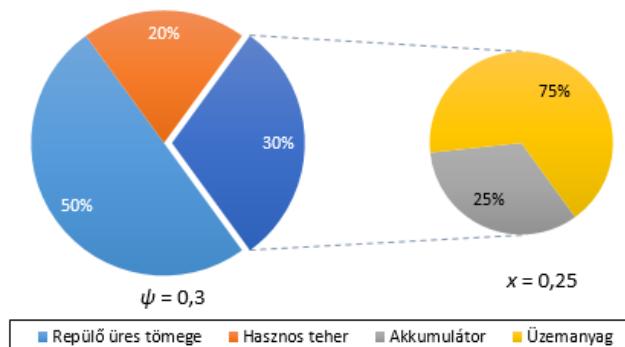
$$x \in \{0; 1\} \tag{4}$$



2. ábra Párhuzamos hibrid elrendezés [4]

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

Ugyanígy vezessük be a  $\psi$  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]

### 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]	$m_{üz.a}$ [kg]
Lycoming IO-720A	<i>DM</i>	300	92,27	8,33	768,61
Lycoming O-360A	<i>DM</i>	100	27,21		226,66
Lycoming O-540K	<i>DM</i>	223	65,31		544,03
Rolls-Royce RR500	<i>TL</i>	260	107,48		895,31
PBS TP100	<i>TL</i>	140	76,83		640
Allison T63-A-5	<i>TL</i>	170	79,56		662,74

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

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 nyomtérka 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  $\psi$  értékeket  $x = \{0,25; 0,5; 0,75; 1\}$  esetekre.

Hajtómű	$P_T$ [kW]	$x$	$m_{üz.a}$ [kg]	$m_{akku}$ [kg]	$m_{energia}$ [kg]	$MTOW$ [kg]	$\psi$
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 mozgásához, így egyes esetekben a fenti hajtómű-kombinációk már nem tudnának

elegendő teljesítménnyel szolgálni. Mindenesetre a 3. táblázatból ki tudjuk olvasni, hogy  $x$  érték növekedésével  $\psi$  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.

## 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.

### 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.



4. ábra Az Esposa projektben figyelembe vett repülőgép modell

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].

### Szükséges teljesítmény meghatározása

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

$$T = D = \frac{P_T \cdot \eta_k}{V} = C_D V^2 \frac{\rho_{lev}}{2} S = \frac{2 \cdot 364000 \cdot 0,856}{112} = 5564 \text{ N} \quad (5)$$

ahol a hajt  $C_D$  az ellenállás-tényező,  $V$  a repülési sebesség,  $\rho_{lev}$  a levegő sűrűsége,  $S$  a szárny levegő által súrolt felülete, és  $D$  az ellenállás ereje a gépnek és megegyezik a szükséges vonóerővel,  $\eta_k$  pedig az összhatásfok, ami számított érték (lásd 6. táblázat).

Utazómagasságon a  $C_D$ ,  $\rho_{lev}$  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 erőit. Fontos megjegyezni, hogy  $C_D$  értéke függ a  $C_L$  és  $\alpha$  állásszög értékétől, alacsonyabb sebességeken pedig nagyobb állásszöggel repülünk, így  $C_D$  értéke is változik, azonban ettől ebben a tanulmányban eltekintettünk. A légcsvár teljesítményét a későbbiekben egy hajtóműre vonatkoztatva számoltuk, ezért az (5) képletben kapott ellenállás erő felét, tehát  $D = 2782$  N értéket vettünk figyelembe, mivel egy légcsvarnak ekkora vonóerőt kell létrehoznia a repüléshez utazó állapotban. 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 az ellenállás erő különböző sebességeken és egy légcsvarra vonatkozóan, 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 ellenálláserejének a fele adott repülési sebességen

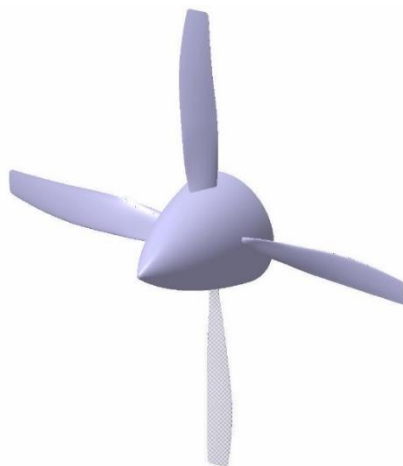
## REFERENCIA LÉGCSAVAR

Az *NHT* meghatározásához fontos adat a légcsvár 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 légsavár (lásd 5. ábra) paramétereivel ellenőrizzük le. A légsavár adatai az 5. táblázatban lettek feltüntetve, amelyek meghatározásához 3D CAD modellt használtunk fel.

sugár - r [m]	húrhossz - c [m]	Légsavár profilok elcsavarási szöge - $\vartheta$ [°]
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 légsavár geometria



5. ábra AV-844 propeller

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

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

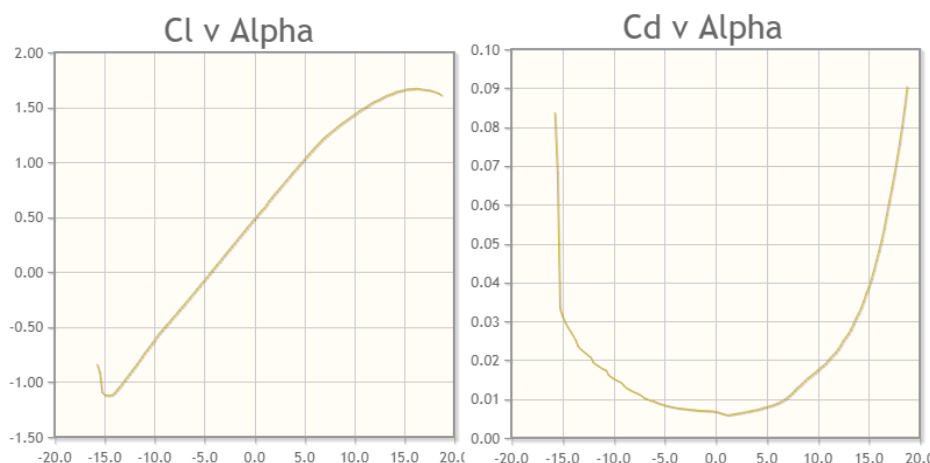
$$C_L = 6,052(\alpha + 0,06685), \quad (8)$$

$$C_D = 0,0099931245 - 0,010127944\alpha + 0,41481317\alpha^2 + 0,78787907\alpha^3, \quad (9)$$

ahol

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





6. ábra NACA 4412 profil  $C_L$ - $\alpha$  és  $C_D$ - $\alpha$  görbéi [14]

Itt  $\beta$  a beállítási szög, ami a  $\vartheta$  lapátelcsavarási szög és  $\beta_0$  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

$$\frac{C_{Dhullám}}{\frac{5}{t^3}} = f\left(\frac{M^2-1}{\frac{2}{t^3}}, AR^3\sqrt{\bar{t}}\right) \quad (11)$$

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:

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

$S_{lcs}$  a szárny felülete, valamint:

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

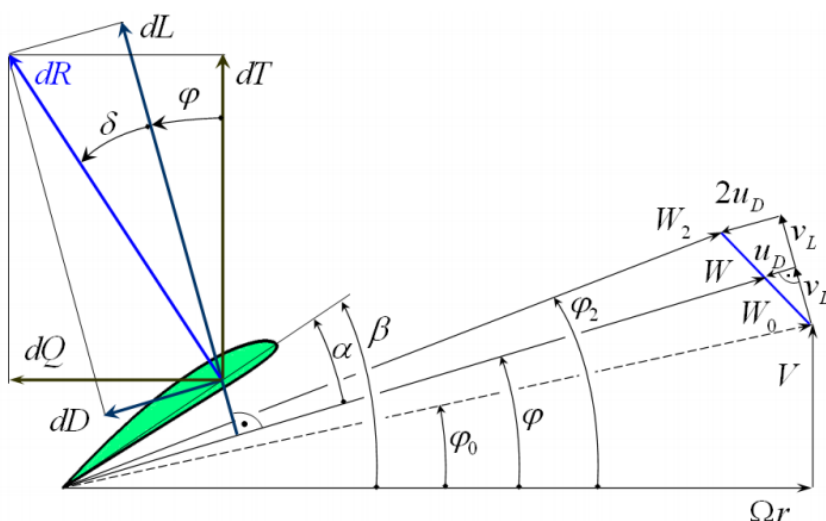
képlettel számoltunk.  $b$  a fesztávot jelöli.

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 lökéshullám kb. 2258 RPM fordulatszámnál jelenik meg, és egészen kb. 3611 RPM fordulatszámig használható a számítási folyamat.

A (10) képletben megtalálható  $\varphi$  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 légcsvár lepelem 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  $(C_L, \varphi, C_D)$  érték-hármas, 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  $(C_L, \varphi, C_D)$  érték-hármas lényegében egyetlen ismeretlen jelent, hiszen a felhajtóerő-tényező és az ellenállás-tényező értéke egyaránt a  $\varphi$ -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,  $\beta$  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  $\varphi$ ,  $C_L$  és  $C_D$  értékeket,  $T$  vonóerőt,  $\eta_k$  hatásfokot, a légcsvár 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  $\varphi_0$ , 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 lapátelelem sugara.  $V$  a repülési sebesség, ami adott, így tangens szögfüggvény alkalmazásával meghatározható  $\varphi_0$  szög:

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

Ezután  $\beta$  értékét megválasztjuk,  $\varphi$ -t pedig (18) Newton-iterációval határoztuk meg. Az iteráció során  $\beta$  és  $\varphi$  különbségéből kiadódik az  $\alpha$  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  $(C_L, \varphi, C_D)$  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  $\sigma$  befedési tényező pedig:

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

ahol  $B$  a lapátszám,  $c$  a húrhossz,  $r$  pedig a lapátelelem 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 lapátelelem 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 környűrűk 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 összhatásfokon keresztül adódik át a légcsavarnak:

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

ahol  $\eta_p$  a propulziós,  $\eta_u$  a kerületi,  $\eta_{pr}$  pedig a profil hatásfok. Az egyes hatásfokok számítása a következő felületátlagolási eljárással történt:

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

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

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

ahol

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

$$\delta = \frac{C_D}{C_L}. \quad (39)$$

Így a tengelyteljesítmény a

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

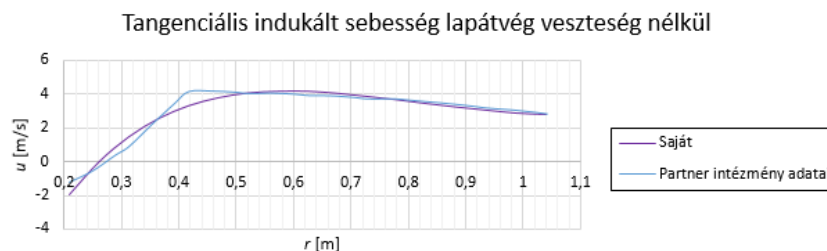
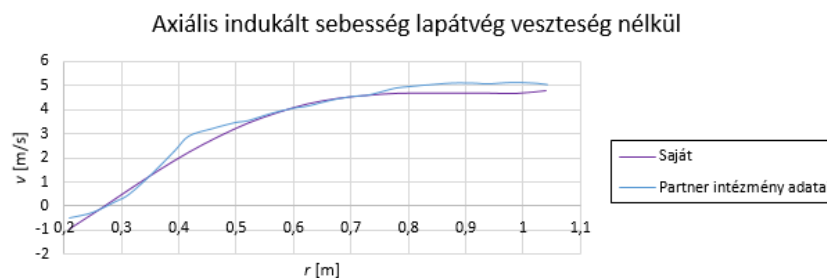
egyenlettel meghatározható.

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 fordulatszám,  $B = 4$  db lapátszám esetén, illetve lapátvég veszteség elhanyagolásával érvényes eredményeket a 8. ábrán hasonlítottuk össze a saját értékekkel. A lapát  $\beta_0$  elforgatási szöge a kapott adatok alapján  $28.59^\circ$ , így a beállítási szög:

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

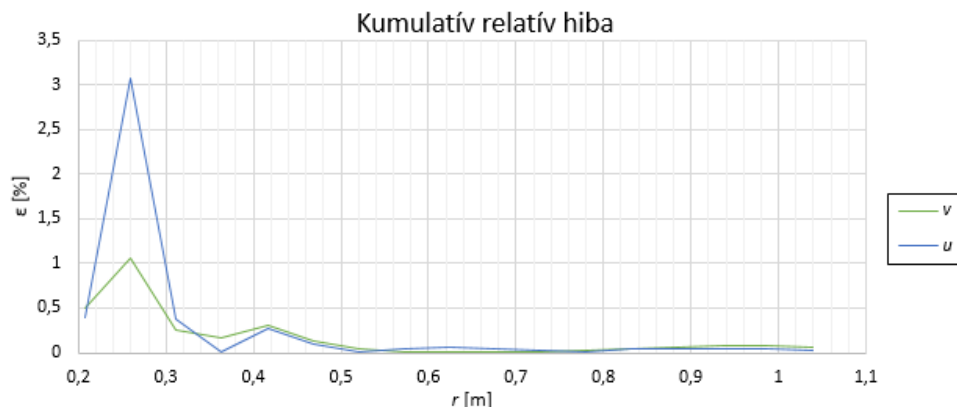
A kapott és a saját értékek közötti eltérés kiértékeléséhez a kumulatív relatív hibát alkalmaztuk:

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



8. ábra Partner intézménytől kapott és saját adatok összehasonlítása

Ennek az eredményét a 9. ábrán ábrázoltuk:



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 légsavár teljesítményét, amit a 6. táblázatban tüntettünk fel. Itt az egyes munkapontokban a 4. táblázatban meghatározott ellenállás erőket kell létrehozni a légsavarral, amelyet a fordulatszám változtatásával értünk el, a beállítási szöveget pedig állandó nagyságúnak feltételeztük.

$M$	0,15	0,2	0,25	0,3	0,34	0,4	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
$\eta_k$	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 Légsavár teljesítmény adatok

## 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) egy hajtóműre,  $T$  a légszárny által létrehozott vonóerő (jelen esetben szintén egy hajtóműre vonatkozik), 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,  $\rho_{lev}$  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.

### 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  $\eta_e$  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 fűtőértékel 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	0,2	0,25	0,3	0,34	0,4	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
$m_{üz.a}$ [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
$NHT$	1,48	1,19	1,05	0,98	0,94	0,94	0,99

7. táblázat  $NHT$  értékek dugattyús motorra

### 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:

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

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

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	0,2	0,25	0,3	0,34	0,4	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
$m_{üz.a}$ [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
$NHT$	1,24	1,11	1,05	1,02	1,00	1,02	1,08

8. táblázat  $NHT$  értékek turbólégcsavaros hajtóműre

## 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 használatával 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 egy motor esetén. Így (43) képlet a következőképpen módosul:

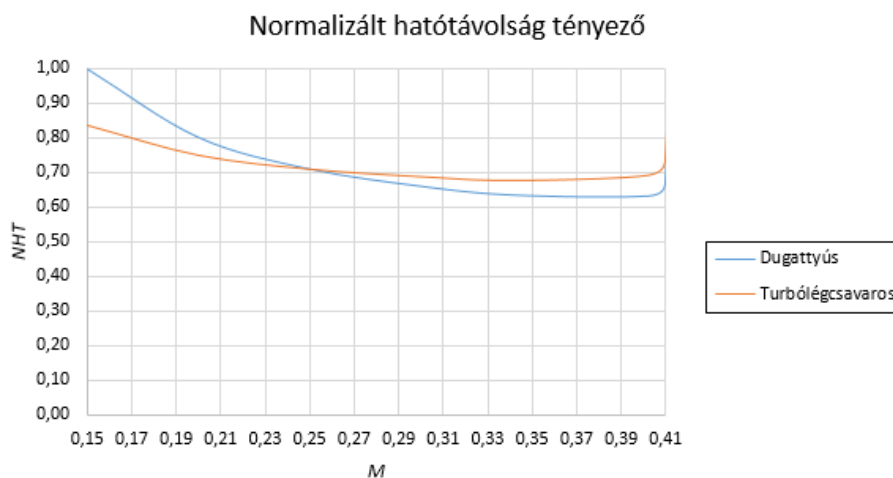
$$NHT = \frac{m_{hm} + m_{akku}}{T - F_{gondola}} \quad (52)$$

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	0,2	0,25	0,3	0,34	0,4	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

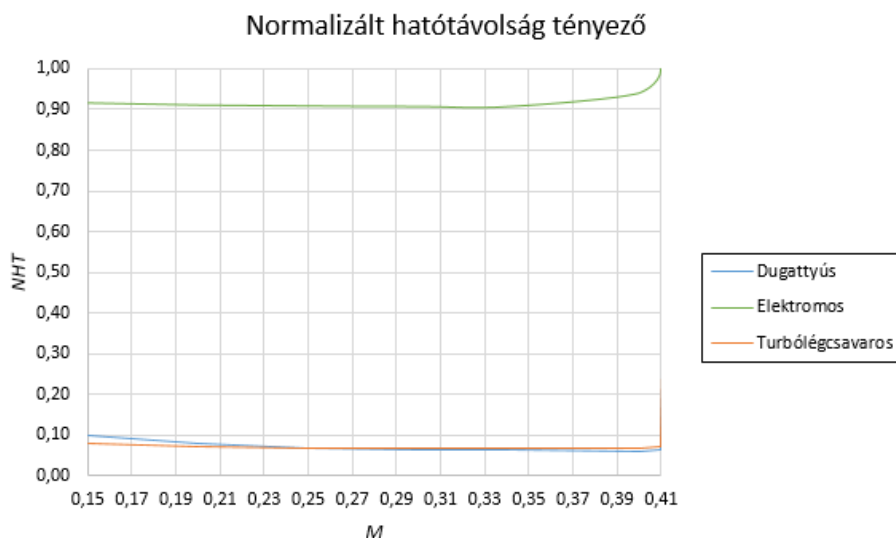
Először *NHT* értékét dugattyús és turbólégcsavaros hajtóművek esetén ábrázoltuk a 10. ábrán, ahol az értékeket a dugattyús motoroknál számított legnagyobb értékre, tehát  $NHT = 1,48$ -ra normalizáltuk.



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

## KONKLÚZIÓ

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

Ahogy már A hibrid rendszer célja, leírása című 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.

### FELHASZNÁLT IRODALOM

- [1] <https://www.airspacemag.com/flight-today/the-electric-airplane-34986164/>
- [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 sorszámu 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>

- [6] Lycoming O-360 adatok, <http://saaa.naqtechnology.com.au/Portals/0/PDFs/Mem-Building/Power%20Setting%20Table%200360%20CS.pdf>
- [7] Lycoming IO-540 adatok, <https://www.lycoming.com/sites/default/files/O%20%26%20IO-540%20Oper%20Manual%2060297-10.pdf>
- [8] Rolls-Royce RR500 adatok, [https://en.wikipedia.org/wiki/Rolls-Royce\\_RR500](https://en.wikipedia.org/wiki/Rolls-Royce_RR500)
- [9] PBS TP100 adatok, <http://www.pbsaerospace.com/our-products/tp-100-turboprop-engine>
- [10] Allison Model 250 adatok, [https://en.wikipedia.org/wiki/Allison\\_Model\\_250](https://en.wikipedia.org/wiki/Allison_Model_250)
- [11] Hibrid jármű, [https://en.wikipedia.org/wiki/Hybrid\\_vehicle](https://en.wikipedia.org/wiki/Hybrid_vehicle)
- [12] Emrax 268 villanymotor karakterisztika, [http://emrax.com/wpcontent/uploads/2017/01/emrax\\_268\\_technical\\_data\\_4.5.pdf](http://emrax.com/wpcontent/uploads/2017/01/emrax_268_technical_data_4.5.pdf)
- [13] Az Esposa projekt, [http://cordis.europa.eu/project/rcn/100644\\_en.html](http://cordis.europa.eu/project/rcn/100644_en.html)
- [14] NACA 4412 profil, <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca4412-il>
- [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](http://www.vrht.bme.hu/letoltes/Tanszeki_letoltheto_anyagok/Oktatok_anyagai/Jankovics_Istvan_anyagai/Aerodinamika/hazifeladat_segedlet.pdf)
- [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](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>
- [19] Pratt&Whitney PT6A-6 hajtómű adatok, [https://en.wikipedia.org/wiki/Pratt\\_%26\\_Whitney\\_Canada\\_PT6](https://en.wikipedia.org/wiki/Pratt_%26_Whitney_Canada_PT6)
- [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\\_Arpad\\_anyagai/Oktatott\\_targyak/Repulogep\\_hajtomuvek\\_elm\\_I\\_BSc/Rep-Hajt-Elm-1-BSc\\_v44.pdf](http://www.vrht.bme.hu/letoltes/Tanszeki_letoltheto_anyagok/Oktatok_anyagai/Dr.Veress_Arpad_anyagai/Oktatott_targyak/Repulogep_hajtomuvek_elm_I_BSc/Rep-Hajt-Elm-1-BSc_v44.pdf), Budapest 2017.
- [21] Jet-A1: [https://en.wikipedia.org/wiki/Jet\\_fuel](https://en.wikipedia.org/wiki/Jet_fuel)
- [22] Panasonic NCR 18650 akkumulátor adatok, <https://na.industrial.panasonic.com/sites/default/pidsa/files/ncr18650b.pdf>

---

#### **MODELL DEVELOPMENT OF PROPULSION SYSTEM COMPONENTS FOR SMALL HYBRID AIRCRAFT**

*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.*

**Keywords:** propeller, small aircraft, normalized range factor, hybrid, electric

---

Molnár István Tamás BSc hallgató Budapest Műszaki és Gazdaságtudományi Egyetem Közlekedésmérnöki és Járműmérnöki Kar  Vasúti Járművek, Repülőgépek és Hajók Tanszék  mtomi008@icloud.com orcid.org/0000-0002-2373-7051	Molnár, István Tamás BSc student Budapest University of Technology and Economics Faculty of Transporting Engineering and Vehicle Engineering Department of Aeronautical, Naval Architecture and Railway Vehicles mtomi008@icloud.com orcid.org/0000-0002-2373-7051
Dr. Ailer Piroska főiskolai tanár Neumann János Egyetem GAMF Műszaki és Informatikai Kar Járműtechnológia Tanszék ailer.piroska@uni-neumann.hu orcid.org/0000-0002-5936-8841	Dr. Ailer, Piroska Professor John von Neumann University GAMF Faculty of Engineering and Computer Science Department of Vehicle Technology ailer.piroska@uni-neumann.hu orcid.org/0000-0002-5936-8841
Dr. Veress Árpád egyetemi docens Budapest Műszaki és Gazdaságtudományi Egyetem Közlekedésmérnöki és Járműmérnöki Kar  Vasúti Járművek, Repülőgépek és Hajók Tanszék  averess@vrht.bme.hu orcid.org/0000-0002-1983-2494	Dr. Veress, Árpád Associate Professor Budapest University of Technology and Economics Faculty of Transporting Engineering and Vehicle Engineering Department of Aeronautical, Naval Architecture and Railway Vehicles averess@vrht.bme.hu orcid.org/0000-0002-1983-2494

A bemutatott számítási módszer kidolgozását az EFOP-3.6.1-16-2016-00014 számú és a „Diszruptív 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.



[http://www.repulestudomany.hu/folyoirat/2017\\_3/2017-3-23-0418\\_Molnar\\_Istvan\\_Tamas\\_et\\_al.pdf](http://www.repulestudomany.hu/folyoirat/2017_3/2017-3-23-0418_Molnar_Istvan_Tamas_et_al.pdf)

