

Jankovics István, Szilágyi Dávid, Sziroczák Dávid,
Fendrik Ármin

UAV-sárkány és légcsvavar együttműködésének vizsgálata

Ebben a cikkben az Innovatív és újszerű megoldásokra épülő többcélú merevszárnyú drón és a fejlesztéséhez szükséges kompetenciák létrehozása projekt keretében a feladatunk egy pilóta nélküli merevszárnyú repülőgépre szerelt propulziós rendszer vizsgálata volt. A vizsgálatot a szélcsatornamérés eredményeinek kiértékelésével kezdtük. A mérési adatokból meghatároztuk a repülőgépre szerelt hajtásrendszer karakterisztikus görbéit. Megbecsültük a repülőgép aerodinamikai jellemzőit XFLR5 program segítségével. Az eredményekből meghatároztuk a légcsvavar üzemállapotait vízszintes repülésben. Megállapítottuk, hogy a légcsvavar illesztése átesési sebéségen megfelelő, utazó sebéségen azonban elmarad az optimálistól.

Kulcsszavak: UAV, aerodinamika, propulzió, légcsvavar, mérés, XFLR5

1. Bevezetés

A kisebb méretű pilóta nélküli repülőgépek esetében a motor és légcsvavar kiválasztása általában a repülőgép építőjének sokéves szakmai tapasztalata, rutinja alapján történik meg. Ebben a kiválasztásban segíthetik a tapasztalt és a tapasztalatlan felhasználókat a motorgyártó javaslatai, az interneten fellelhető különböző oldalak által nyújtott segítségek, kalkulátorok, táblázatok és diagramok, amelyek javaslatot tesznek, hogy milyen motorhoz milyen átmérőjű és milyen emelkedésű légcsvavar használható. Az ilyen módon történő légcsvavarillesztéssel elkerülhető, hogy a motor károsodjon. Az illesztés sikerességéről a felhasználók általában csak szubjektív módon győződhetnek meg – például a berepülés során szerzett tapasztalatokból, illetve azok korábbi tapasztalattal történő összevetéséből, esetleg érzésből, tehát az elvárásoknak megfelelően teljesített-e a repülőgép –, és ritkán mérési eredmények alapján.

Az ilyen légcsvavarillesztési eljárások nem veszik figyelembe, hogy a légcsvavar olyan környezetben dolgozik, ahol a légcsvavar mögött vagy a légcsvavar előtt egy test helyezkedik el. A test hatására a légcsvavar áramlási viszonyai és így hatásfoka is megváltozik.

Elektromos hajtáslánc esetén a jelenleg rendelkezésre álló akkumulátortechnológiák által biztosított akkumulátorkapacitás és akkumulátortömeg viszonya által meghatározott energiasűrűség kicsi, ezért az ilyen hajtáslánccal szerelt repülőgépek általában kisebb repülési

idővel és hatótávolsággal rendelkeznek, mint a belső égésű motoros társaik, ami erősen korlátozza a felhasználhatóságukat, noha kialakításuk, üzemeltetésük egyszerűbb és tisztább.

Ezért elektromos hajtással szerelt UAV-ok esetén különösen fontos tényező a repülőgép sárkányának és alkalmazott légcsavarjának adott feladatra optimalizált együttműködése, ami kiemelhet egy konstrukciót a versenytársai köréből.

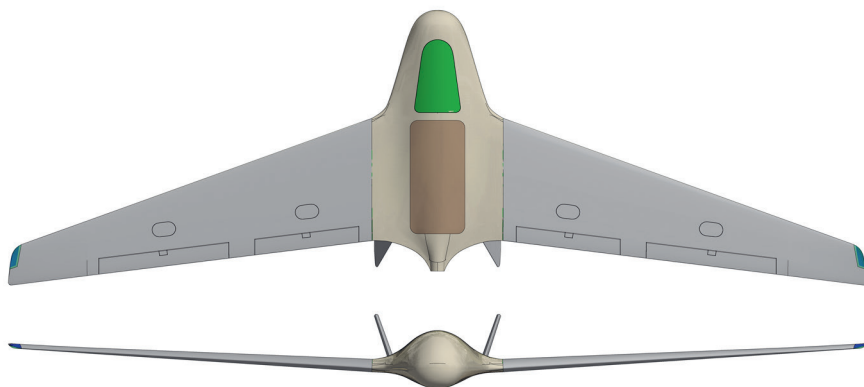
Az Innovatív és újszerű megoldásokra épülő többcélú merevszárnyú drón és a fejlesztéséhez szükséges kompetenciák létrehozása című projektben feladatunk volt a fejlesztett pilóta nélküli légi jármű működésének vizsgálata mérésrel. Az elvégzett mérések között szerepelt a légcsvár működésének vizsgálata is, amelyhez az adatokat szélcsatornában végrehajtott mérésorozattól nyertük.

2. A repülőgép- és szélcsatornamérési adatok és tapasztalatok

A szélcsatornaméréseket a Budapesti Műszaki és Gazdaságtudományi Egyetem Gépészmérnöki Karának Áramlástan Tanszékén, a Kármán Tódor Szélcsatorna Laboratóriumban található nagy, vízszintes szélcsatornában hajtottuk végre az Áramlástan Tanszék és a Mould Tech Mérnöki Iroda Kft. munkatársai által.

A mért repülőgép csupaszárny elrendezésű, toló légcsvarral szerelt UAV (1. ábra). A repülőgép fesztávolsága 3,3 m, a hosszúsága 1,1 m. Maximális felszállótömege 20 kg. A mérés során használt hajtásrendszer:

- 8S akkumulátorpakkok: 34,8 V, 1,415 kg/db, 297 Wh/kg, 12 Ah, min SOC: 30%;
- Plettenberg Dinator 30/4 Gear BLDC motor: 0,425 kg, 1900 W, 10 000 max RPM;
- Propeller: 18 × 10 Graupner CAM Folding.



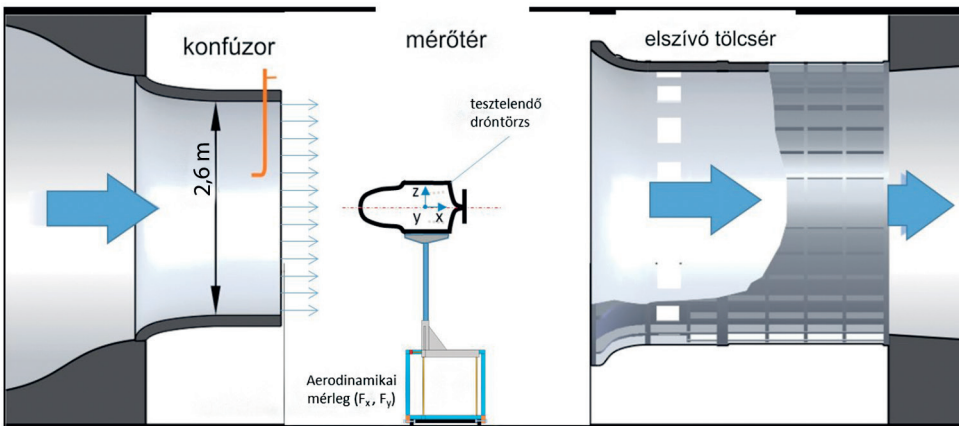
1. ábra
A vizsgált UAV [Mould Tech]

A szélcsatorna mérőterének átmérője 2,6 m, ezért a mérés során a repülőgépet szárnyak nélkül helyezték a mérőterbe. A mérést 0–25 m/s légsebesség-tartományban felvett 7 sebességértéken (0, 5, 9, 12, 15, 20, 25 m/s) és 0–8500 fordulat/s tartományban felvett 9 fordulatszámértéken (0, 1000, 2000, 3000, 4000, 5000, 6000, 7000, 8500 ford/min)

tervezték végrehajtani, ami összesen 63 kombinációt jelent. A méréseket növekvő és csökkenő légsebesség-beállítási értékekre végezték el.

A kapott információk alapján a mérés során a repülőgépre szerelt motor és akkumulátor páros nem volt képes meghajtani a légcsavart a maximális 8500 ford/min-es fordulatszám, ezért a mérőszorozatot 7000 ford/min értékig, vagy a maximálisan elérhető fordulatszámig végezték el, ha a motor nem volt képes elérni a 7000 ford/min-es értéket sem.

A tervezett mérési kombinációk számát tovább csökkentette az a tény, hogy a repülőgép folding típusú légcsavarral volt felszerelve, ami forgás közben a légcsavartollakon ébredő centrifugális erő hatására nyílik ki és veszi fel normális üzemi helyzetét. Kis fordulatszám, elegendően nagy légsebesség esetén, azaz nagy előrehaladási fokoknál a légcsavartollakon ébredő negatív vonóerő (ellenállás) a centrifugális erő ellen dolgozik és elegendően nagy ahhoz, hogy a tollak becsukódjanak, vagy ne nyíljanak ki. Míg 5 és 9 m/s-os légsebesség esetén a légcsavár kinyílt teljesen az 1000 ford/min fordulatszám, 25 m/s-es sebességnél már 4000 ford/min-nél nagyobb fordulatszámra volt szükség a teljes kinyíláshoz.



2. ábra

A mérési elrendezés vázlatja [dróntörzs aerodinamikai jellemzőinek szélcsatorna-tesztelése, jelentés BME Áramlástan Tanszék]

A drónon ébredő erőket a 2. ábrán látható módon erre a célra kialakított kalibrált 2-komponensű aerodinamikai mérleggel végezték x és y irányban. X irány az aerodinamikai ellenállás és tolóerő irányával párhuzamos, y a repülőgépen ébredő, a megfűvási irányra merőlegesen ébredő felhajtóerővel párhuzamos. A mérőrendszer kialakítása fix, a repülőgépet 0°-os állásszögön tartotta, az állásszög megváltoztatására nem volt lehetőség. Az ébredő erőket x irányban 2 db, y irányban 1 db erőmérő cellákkal mérték. A mért erőértékek mellett rögzített volt a légáramsebesség, a légcsavár fordulatszáma, az akkumulátorfeszültség és a felvett áram.

3. Aerodinamikai vizsgálat

A légcsavár és a sárkány együttműködésének vizsgálatához vízszintes repülésben meg kellett határozni a repülőgép polárisát, azaz a felhajtóerő-tényező és ellenállás-tényező diagramot.

A poláris meghatározását XFLR5¹ nevű ingyenes szoftver segítségével végeztük el. A program alkalmas a repülőgép indukált ellenállás-tényezőinek és bizonyos állásszögtartományon belül a test ellenállás-tényezőinek meghatározására, azaz a sűrűdési és az alaki ellenállás-tényezőinek közelítő meghatározására.

Az állandó repülési sebességgel végrehajtott vízszintes repüléshez a számítás során az alábbi 2 feltételt kell kielégíteni [3]:

- A repülőgépen ébredő erők eredője zérus, azaz a felhajtóerő (L) megegyezik a súlyerővel (W), és az ellenálláserő (D) megegyezik a tolóerővel (T).
- A repülőgépen keletkező nyomatékok – hossz- és keresztirányú – összege zérus, azaz $\sum M=0$.

A repülőgép nem rendelkezik a függőleges tengely körül ébredő nyomatékok kiegyenlítésére alkalmas oldalkormány-felülettel. Ennek eredményeként a légcsavaron a motorteljesítménytől, állásszögtől és repülési sebességtől függő függőleges tengely körüli nyomatékok hatására a repülőgép változó mértékű csúszással kompenzál repülés közben. A repülőgép statikai keresztstabilitása miatt, csúszási szöggel végrehajtott repülés során és a motor tengelyén jelentkező reakciónyomaték miatt, hossz tengely körüli orsózó nyomaték is jelentkezik. Az orsózó nyomaték kompenzálására a repülőgép változó mértékben kitérített csűrőkormánnyal hajtja végre a repülést, ami a felhajtóerő és az ellenálláserő aszimmetrikus eloszlását eredményezi.

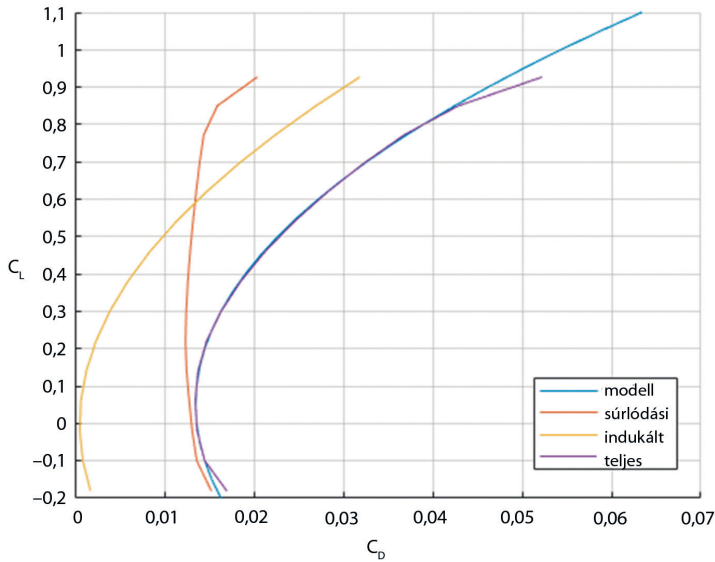
A szélcsatornamérésekhez alkalmazott mérőberendezés nem tette lehetővé a légcsavaron ébredő nyomatékok mérését, ezért a vizsgálat során a nyomatékok tekintetében a keresztirányú, azaz a függőleges és a hossz tengely körül ébredő összes nyomatékokot – aerodinamikai és propulziós – zérusnak tekintettük, míg a kereszt tengely körüli, azaz a hosszirányú nyomatékok közül csak a légcsvavar által létrehozott propulziós nyomatékokat tekintettük zérusnak.

A fenti egyszerűsítéseket követően a vízszintes repülés feltételét az erőegyensúlyon túl a hosszirányú aerodinamikai nyomatéki egyensúly magasságikormány-kitérésével érjük el.

A vizsgálatához a CAD-tervek alapján létrehoztuk a repülőgép egyedi szárnyprofiljait leíró ponthalmazt, majd ezek segítségével felépítettük a repülőgép 3 dimenziós modelljét az XFLR5 programban. A vizsgálatot a nyomatéki egyensúly teljesítéséhez különböző magasságikormánylap-kitéréssekkel kellett végrehajtani, ezért a CAD-rajzok alapján meghatároztuk a kormánylapok relatív húrhosszait, és az XFLR5 beépített kormánylapfunkciójának segítségével elvégeztük a kormánylap-kitérésnek megfelelő szárnyprofil-módosítást.

Az XFLR5-be integrált Xfoil segítségével végrehajtottuk a szárnyprofilok 2D-elemzését. A program korlátozottan alkalmas a levélások számítására, nagy állásszögön gyakran nem konvergál a számítás, de konvergens eredmények, és jelentős bizonytalansággal terheltek. Azonban az eredményeket látva arra a következtetésre jutottunk, hogy a repülőgép egyedi, körülbelül 10% vastagságú, S-középvonalú profiljának maximális felhajtóerő-tényezője 1,1 körüli értéket vesz fel. A 3 dimenziós, véges szárnyal rendelkező repülőgép teljes maximális felhajtóerő-tényezője ennél kisebb értéket eredményez, különösen a nagy állásszögeken a nyomatéki egyensúly érdekében húzott irányban kitérített magassági kormányhelyzet esetén.

¹ Lásd: www.xflr5.tech/xflr5.htm



3. ábra

A repülőgép polárja és ellenállás-komponensei 0° -os kormánykitérés esetén. A kék színű görbe az indukált ellenállás (sárga) és a súrlódási ellenállás (barna) értékekre illesztett görbék eredőjeként adódó polár [a szerzők]

Az XFLR5 program a 3 dimenziós repülőgép vizsgálatára több módszert is kínál. Ilyenek az LLT- (Lifting Line Theory), két VLM-módszer (Vortex Lattice Method) és 3D Panel módszer. Az LLT kivételével mindegyik módszer kínál határréteg- és így viszkozusellenállás-számítást. Azonban ezek a módszerek kitérített kormánylapok esetén nem adtak konvergens eredményt, így használhatatlannak bizonyultak, csak az indukált ellenállás és a hosszirányú aerodinamikai nyomatók meghatározására voltak használhatók.

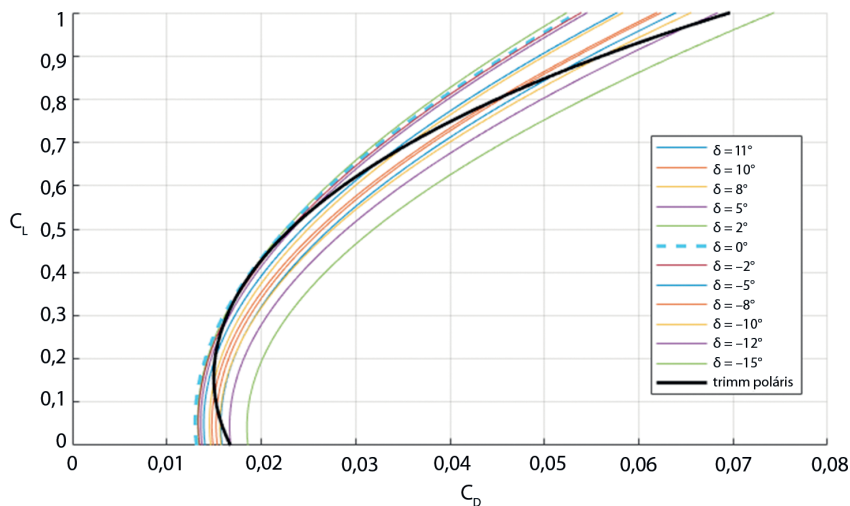
A repülőgép testellenállását széles állásszögtartományban csak 0° -os kormánylaphelyzet esetén lehetett meghatározni. A számítás eredményét ellenállás-komponensekre bontva a 3. ábra mutatja be.

A súrlódási ellenállás-tényező – felhajtóerőtényező-értékekre kézzel görbét illesztettünk (1), ami a súrlódási ellenállás esetén a -0,2 és 0,78-as felhajtóerő-tényező közötti tartományon megfelelő pontossággal illeszkedett az eredményekre.

$$C_{D_p} = C_{D_{v_{min}}} + \frac{(c_{L_d} - c_L)^2}{\pi \cdot e_2} + \frac{(c_{L_d} - c_L)^3}{\pi \cdot e_3} + \frac{(c_{L_d} - c_L)^4}{\pi \cdot e_4} \quad (1)$$

Ezt a súrlódási ellenállástényező-függvényt alkalmaztuk a kitérített kormánylapos vizsgálatok esetén is.

A kitérített kormánylapos vizsgálatok során a fent említett okok miatt csak viszkozitás nélküli ellenállás-számítást végeztünk. A nyomatóki egyensúlyt adó állásszög és felhajtóerőtényező értékét befolyásolja a súlyponthelyzet. A számítások során a repülőgép gyártója által megadott, a tesztrepülések során használt súlyponthelyzetet vettük figyelembe. Az eredményeket a 4. ábra mutatja be.



4. ábra

A repülőgép polárisai különböző magasságikormány-lap kitérési szögek esetén. A fekete színű vastag vonal a trimmhelyzethez tartozó aerodinamikai poláris [a szerzők]

A kapott polárisok 1-1 pontja elégíti csak ki a vízszintes repülés nyomatékai feltételét ($c_m = 0$). Ezekhez a trimmhelyzetekhez tartozó $c_l - c_d$ értékpárokat összekötő görbe adja a repülőgép trimmpolárisát. A nyomatékai egyensúlyt kielégítő pontokra kézzel görbét illesztettünk (2).

$$C_{D_i} = C_{D_{i_{min}}} + \frac{(c_{L_1} - c_L)^2}{\pi \cdot AR \cdot a_1} + \frac{(c_{L_2} - c_L)^4}{\pi \cdot AR \cdot a_2} \quad (2)$$

1. táblázat

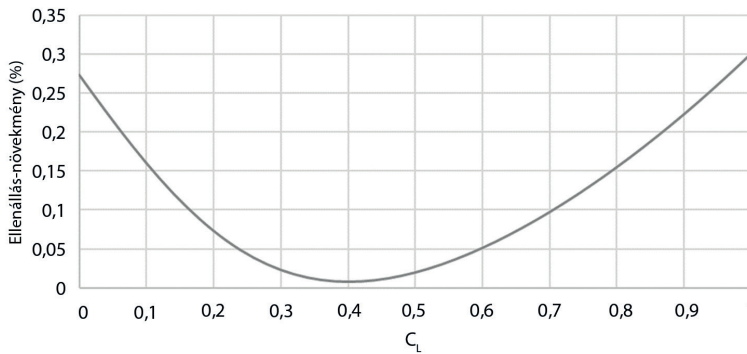
Az illesztett trimmpoláris paraméterei [a szerzők]

$C_{D_{i_{min}}}$	0,01237
C_{L_d}	0,22
e_2	30
e_3	50
e_4	$5 \cdot 10^6$
$C_{D_{i_{min}}}$	0,00256
AR	8,477634
C_{L_1}	0,145
a_2	0,65
c_{L_2}	0,189
a_2	1,79

A repülőgép polárisát kiegyenlített vízszintes repülésben a (3) egyenlet segítségével határoztuk meg és ábráztuk (4. ábra).

$$c_D = c_{D_p} + c_{D_i} \quad (3)$$

A 4. ábrán a fekete színű vastag folytonos vonal mutatja a repülőgép trimmpolárisát, a kék színű vastag szaggatott vonal a 0°-os kormánykitéréshez tartozó polárist. A két görbe közötti eltérés a repülőgép kiegyenlítéséből adódó trimmvesztés, ami a csupaszárny-kialakítás miatt különösen nagy állásszögek esetén jelentős ellenállás-növekedést jelent a vizsgált súlyponthelyzettel. (5. ábra).



5. ábra
 Trimmvesztés miatti ellenállás-növekmény a 0°-os kormánykitéréshez képest [a szerzők]

4. Légcsavarmérési eredmények analízise

A szélcsatornában történt mérések analízisének célja a légcsavarok üzemi jellemzőinek leírására használt dimenziótlan jellemzők meghatározása és ábrázolása a mért értékek segítségével.

A repülőgép sárkányszerkezetével összerakott hajtásrendszer esetén a szélcsatornában mért x irányú erőértékek tartalmazzák a repülőgép ellenállását, a légcsavar által létrehozott vonóerőt és az úgynevezett installációs veszteségeket. A szélcsatorna-mérési sorozatban külön mértük a sárkányszerkezet ellenállását is álló légcsavar mellett. Mivel álló állapotban az ébredő légerő hatására a légcsavartollak hátrahajlanak, ezzel közel 0-ra csökkentve a légcsavar ellenállását, a mért ellenállásértékeket tisztán a törzs ellenállásának tekintettük ($F_{x_{n=0,V}}$). A törzs mért ellenállásának értékéből kivonva a forgó légcsavar mellett mért ellenállásértékeket, kapjuk meg a légcsavar effektív vonóerejét, ami tartalmazza a légcsavar vonóerejét és az installációs veszteségeket is [1], [2]. A légcsavarok vonó-, illetve tolóerejének dimenziótlan jellemzésére szolgál a vonóerő-tényező (4):

$$c_T = \frac{F_{x_{n=0,V}} - F_{x_V}}{\rho \cdot n^2 \cdot D^4} \quad (4)$$

Ahol ρ a levegő sűrűsége, n a légcsavar fordulatszáma, D a légcsavar átmérője teljesen nyitott állapotban.

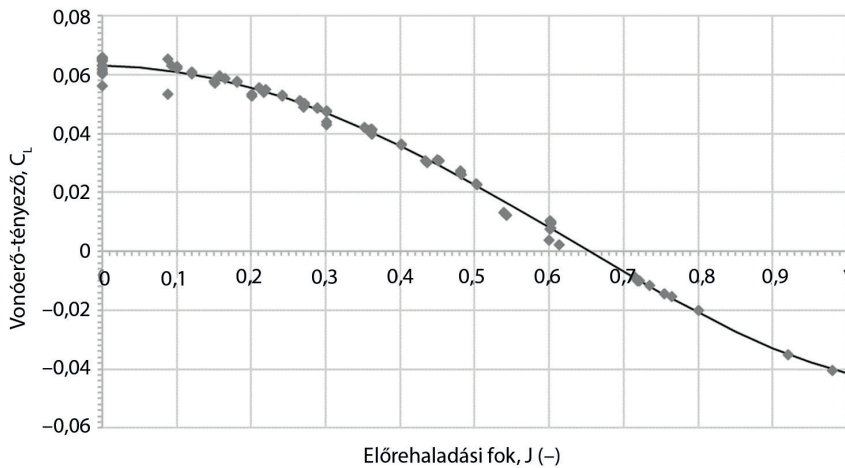
Az előrehaladási sebesség és a fordulatszám viszonyából adódó effektív megfúvási irányt jellemzi az előrehaladási fok (5).

$$J = \frac{v}{n \cdot D} \quad (5)$$

A különböző repülési sebesség és fordulatszám párosokhoz számított vonóerő-tényezőket az előrehaladási fok függvényében ábrázolja a 6. ábra.

Az együttműködéssel kapcsolatos számítások érdekében a kapott ponthalmazra negyedfokú polinomot illesztettünk (6).

$$c_T = 0,063 - 0,0023 \cdot J - 0,1765 \cdot J^2 + 0,0047 \cdot J^3 + 0,0698 \cdot J^4 \quad (6)$$



6. ábra

Légcsavarméréssel meghatározott vonóerő-tényező előrehaladási fok görbéje és az illesztett polinom [a szerzők]

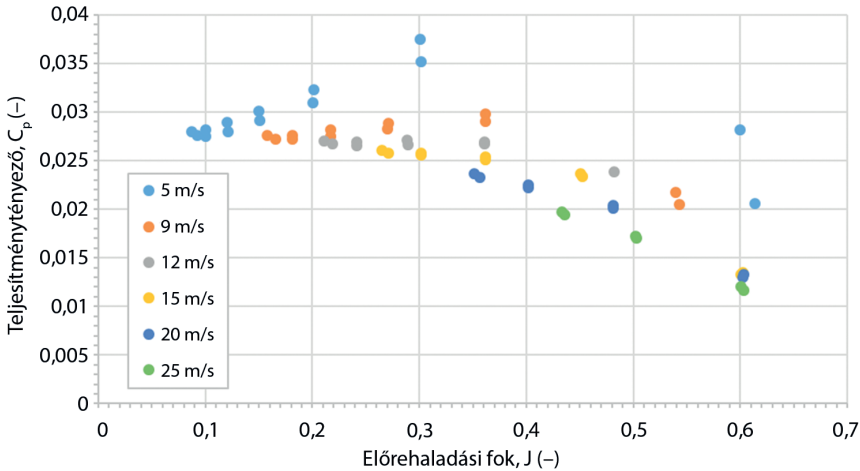
Légcsavarok tesztjei során a légcsavar hajtására fordított teljesítményt tengelyteljesítményként szokás megadni, és meghatározása a légcsavart hajtó tengely fordulatszámának és a légcsavar forgatásához szükséges nyomaték segítségével történik. A mérési kísérlet során kialakított rendszerben a tengelyteljesítmény meghatározására nem volt lehetőség.

A tengelyteljesítmény hiányában az akkumulátorfeszültség és az áramfelvétel alapján közelítettük a légcsavar hajtására felhasznált teljesítményt. A mérőberendezés pontos kapcsolása a kiértékeléskor nem ismert, ahogy az sem, hogy az adatrögzítésre is használt rendszer milyen pontossággal rögzíti azt. A felhasznált elektromos teljesítményt mint bevezetett teljesítményt az áramerősség és a feszültség szorzataként határoztuk meg.

A számított adatokból elvégeztük a jellemzők dimenzióatlanítását [1], [2], és ábrázoltuk az eredményeket a teljesítménytényező – előrehaladási fok diagramon (7. ábra).

$$C_P = \frac{P}{\rho \cdot n^3 \cdot D^5} \quad (7)$$

A számított teljesítménytényező-értékeket a megfúvási sebesség szerint színezve ábrázoltuk. Megfigyelhető, hogy a kapott eredmények sebességenként elkülönülnek, több különálló görbe rajzolódik ki, és nem rendeződnek egy görbére, mint az a nagyméretű állandó beállítási szögű légcsvarek jellemzője [2]. Ennek okának kiderítése nem képezte az elemzés célját, de egyik lehetséges oka a légcsvarek kis mérete miatti alacsony Reynolds-szám tartománya, amelyben az aerodinamikai jellemzők jelentősen változnak a Reynolds-szám változásával.



7. ábra

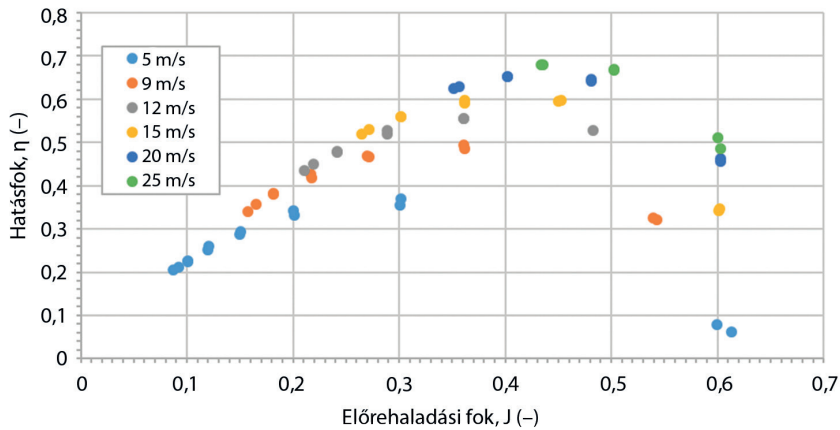
A méréssel meghatározott teljesítménytényező – előrehaladási fok értékek [a szerzők]

A sárkány és légcsvarek együttműködés pontosabb elemzéséhez meghatároztuk a hatásfokot az előrehaladási fok függvényében (8).

$$\eta = \frac{c_T}{c_P} \cdot J \quad (8)$$

Mivel a hatásfok számításánál is felhasználtuk a teljesítményértékeket, amit az akkumulátorból felvett elektromos teljesítményből határoztunk meg, az eredmények a teljes elektromos rendszer hatásfokát és nem tisztán a légcsvarek hajtás hatásfokát jellemzik.

A hatásfokgörbénél is megfigyelhető, hogy azok a sebességek szerint elkülönülnek, és több különálló görbét rajzolnak ki (8. ábra).



8. ábra

A méréssel meghatározott hatásfok – előrehaladási fok értékek [a szerzők]

5. Légcsavar és repülőgép együttműködésének vizsgálata

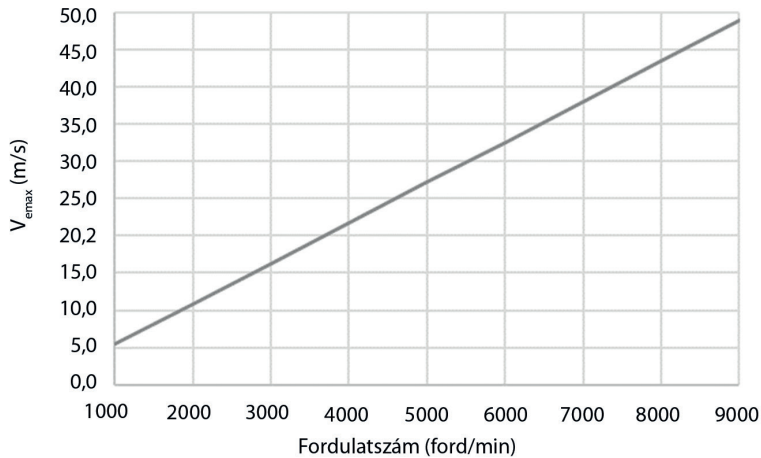
A kutatási feladat célja a légcsavar és sárkány együttműködésének vizsgálata volt, ahol arra kerestük a választ, hogy milyen üzemállapotban dolgozik együtt a légcsavar a repülőgéppel, milyen hatásfok realizálódik vízszintes repülés közben, és milyen utazó sebességek érhetők el.

A repülőgép kezdeti tesztrepülései során az alkalmazott sebességmérő rendszer nem, vagy nem megfelelően került kalibrálásra, így az abból nyert sebességadatokról az utólagos értékelések során kiderült, hogy hibásak, és a korábban megállapított maximális utazósebesség-értékek tévesek.

A mérési eredményeket felhasználva megvizsgáltuk, mi az az elméleti maximális repülési sebesség, aminél a légcsavar vonóereje zérusra csökken [1]. Ezt a repülési sebességet vízszintes repülésben csak abban az esetben lehet elérni, ha a repülőgép ellenállása zérus. Ez a pont a tolóerő-tényező – előrehaladási fok diagram vízszintes tengellyel alkotott metszéspontjában alakul ki (9):

$$V_{e_{max}} = J_{c_t=0} \cdot n \cdot D \quad (9)$$

Ahol $J_{c_t=0} = 0,654585$ a 6. ábra alapján. A számított elméleti sebességeket a légcsavar fordulatszáma függvényében a 9. ábrán tüntettük fel.



9. ábra

A zérus vonóerőhöz tartozó repülési sebességek [a szerzők]

Az 9. ábra eredményei alapján megállapítható, hogy a repülőgép elméletileg sem volt képes azokra a repülési sebességekre vízszintes repülésben, amit a korábbi tesztrepülések során megállapítottak.

A légcsvár-sárkány együttműködést a szükséges és rendelkezésre álló tolóerők egyensúlyának meghatározásával végeztük el ISA² tengerszintnek megfelelő körülmények között.

$$c_{LVR} = \frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot V^2 \cdot S} \quad (10)$$

$$T_R = c_D(c_{LVR}) \cdot \frac{\rho}{2} \cdot V^2 \cdot S \quad (11)$$

A számítás során a repülőgép tervezett repülési feladatának ellátásához szükséges 20 kg-os repülési tömeggel számoltunk.

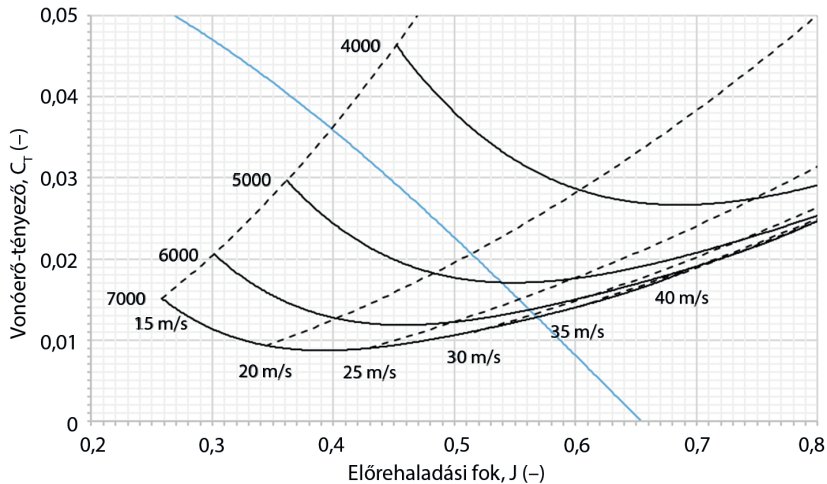
Az eredményeket nem praktikus a klasszikus tolóerő-sebesség diagram felrajzolásával ábrázolni, annak sok paramétertől való függése miatt. Ehelyett a repülőgép vízszintes repüléshez szükséges tolóerőértékeit számítottuk át a sebesség és fordulatszám segítségével tolóerő-tényező és előrehaladásifok-értékekre (10. ábra). Az így kapott ábra alapján könnyen meghatározható, hogy mely repülési helyzetben milyen üzemi paraméterekkel dolgozik a légcsvár, és ehhez párosítható az aktuális határfok is.

A 10. ábrán a kék színű görbe a légcsvár jellemző görbéje. A szaggatott fekete színű görbék az állandó sebességen a vízszintes repülés erőegyensúlyának fenntartásához szükséges tolóerőtényező-értékeket adják. A 15 m/s-es sebességnél kisebb sebességhez tartozó görbéket nem tüntettük fel, mert a számításához használt repülési tömegnél a becsült átesési sebesség 15 m/s-re adódott.

² ISA: International Standard Atmosphere – Nemzetközi Egyezményes Légkör.

A folytonos fekete színű görbék az állandó fordulatszámon az erőegyensúly fenntartásához szükséges tolóerő-tényező-értékeket adják. A görbéket 7000 1/min-es fordulatszámig ábrázoltuk, mert a repülőgépen használt hajtásrendszer nem volt képes nagyobb fordulatszámra.

A kék színű görbe és a szaggatott fekete színű görbék metszéspontjai adják az adott sebességen kialakuló egyensúlyi állapotokat, például 15 m/s vízszintes repülési sebességen a szükséges előrehaladási fok 0,4, a tolóerő-tényező pedig 0,036. Ebből meghatározható a kialakuló légcsavar-fordulatszám, ami 4518 1/min-re adódik.

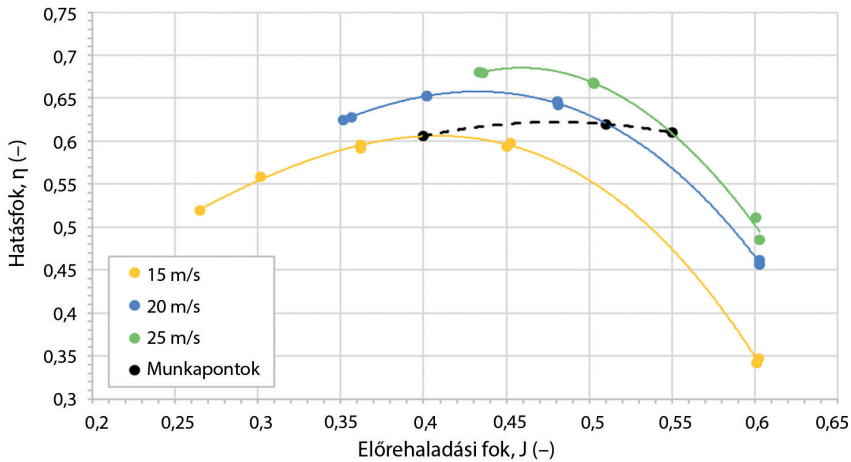


10. ábra

Légcsavar és sárkány együttműködése [a szerzők]

A 11. ábrán kiemeltük azokat a mérési adatokat, amelyekhez tartozó repülési sebességekkel létrejöhetnek a vízszintes repülés feltételei (15, 20, 25 m/s). A mért pontokra a szemléltetés kedvéért görbét illesztettünk a mért előrehaladásifok-tartományban.

A 10. ábráról leolvasott munkapontok alapján meghatározhatók a légcsavarhatásfokok. A 15, 20 és 25 m/s repülési sebességekhez tartozó hatásfokokat és az azokat összekötő görbét szaggatott fekete színű vonallal jelöltük (11. ábra). Látható, hogy 15 m/s repülési sebességnél a légcsavar (pontosabban a hajtásrendszer) az adott sebességhez tartozó maximális hatásfoka, 61% közelében dolgozik, míg 20 és 25 m/s repülési sebességek esetén a rendszer hatásfoka elmarad a maximálistól, 62–63% körüli értéken marad.



11. ábra
Légcsavar hatásfoka illesztett görbékkel [a szerzők]

6. Konklúzió

A vizsgálat eredményeként megállapítható, hogy a méréssel meghatározott maximális hatásfokok elmaradnak a várt és normálisnak tekintett értékektől. Ennek oka lehet a légcsavar érzékeny Reynolds-szám-tartományban történő működése, valamint az a tény, hogy a rögzített elektromosteljesítmény-felvétel nem feltétlenül egyezett meg a motor által a tengelyen leadott teljesítmény értékével. A számítással kapott hatásfokértékek inkább a rendszer összhatásfokát, mint a légcsavar tényleges hatásfokát tükrözik.

A repülőgép és légcsavar együttműködését tekintve a számítással megállapított aerodinamikai tulajdonságokat korábban méréssel nem validálták. Az együttműködési görbe 20 kg-os felszálló tömeggel végrehajtott utazó üzemmódot feltételez. Az eredményekből az látható, hogy 15 m/s körüli repülési sebesség környékén az együttműködés az optimumhoz közeli, de ezen a sebességen a repülőgép feltételezhetően az átesés határán repül. Nagyobb repülési sebességek esetén az üzemi pont a legnagyobb hatásfokot eredményező üzemi ponttól eltávolodik. A kiértékelés alapján a repülőgéppel vízszintes repülésben elérhető maximális repülési sebesség 33 m/s körül alakul, ami elmaradt a korábbi repülési teszteken hibásan mért értékektől, amit alátámasztanak a mérési eredmények alapján a légcsavarra megállapított, zérus tolóerőhöz tartozó maximális sebességek is.

Általánosságban elmondható, hogy a légcsavar globális hatásfoknövelésének lehetséges módja a légcsavar átmérőjének növelése, azonban a szóban átadott mérési tapasztalatok alapján az állapítható meg, hogy a mérés során használt hajtásrendszer nem volt képes a teljes fordulatszám-tartományban hajtani a légcsavart (a tervezettnél kisebb maximális fordulatszám a mérés során), ami miatt pusztán a légcsavar nagyobb átmérőre történő cseréje magabiztosan nem javasolható. Különböző motor- és légcsavar-kombinációk vizsgálata szükséges a helyes átmérő megtalálásához.

Köszönetnyilvánítás

A projektet a Nemzeti Kutatási, Fejlesztési és Innovációs Alap (NKFIH) finanszírozta. A projekt címe: *Innovatív és újszerű megoldásokra épülő többcélú merevszárnyú drón és a fejlesztéséhez szükséges kompetenciák létrehozása*. A pályázat azonosítószáma: 2019-1.1.1-PIACI-KFI-2019-00139. A szerzők ezúton is köszönik a pénzügyi támogatást.

Felhasznált irodalom

- [1] Gausz T., *Légcsavarok, elektronikus jegyzet*. 2015. Online: www.vrht.bme.hu/letoltes/Tanszeki_letoltheto_anyagok/Oktatok_anyagai/Dr.Gati_Balazs_anyagai/dr.Gausz_Tamas_jegyzetek/LEGCSAVAROK.pdf
- [2] E. Hartman, D. Biermann, *The Aerodynamic Characteristics of Full-Scale Propellers Having 2, 3, and 4 Blades of Clark Y and R.A.F. 6 Airfoil Sections*. NACA, 1938. Online: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19930091715/downloads/19930091715.pdf>
- [3] Rohács J., Gausz Zs., Gausz T., *Repülésmechanika, elektronikus jegyzet*. 2012. Online: www.vrht.bme.hu/letoltes/Tanszeki_letoltheto_anyagok/Oktatok_anyagai/Jankovics_Istvan_anyagai/Repulesmechanika/Repulesmechanika.pdf

Investigation of Propeller and Airframe Interaction on UAV

In this article, within the framework of the project "Development of multi-purpose fixed-wing drone based on innovative solutions and the creation of necessary competencies", our task was to examine a propulsion system mounted on an unmanned fixed-wing aircraft. We started the research by evaluating the results of the wind tunnel measurement. From the measurement data, we determined the characteristic curves of the propulsion system installed on the aircraft. We estimated the aerodynamic characteristics of the aircraft using the XFLR5 program. The operating conditions of the propeller in horizontal flight were determined from the results. It was found that the propeller fit is adequate at stall speed, but less than optimal at cruising speed.

Keywords: UAV, aerodynamics, propulsion, propeller, measurement, XFLR5

Jankovics István tanársegéd Budapesti Műszaki és Gazdaságtudományi Egyetem Közlekedésmérnöki és Járműmérnöki Kar Repüléstudományi és Hajózási Tanszék	István Jankovics Assistant Lecturer Budapest University of Technology and Economics Faculty of Transportation Engineering and Vehicle Engineering Department of Aeronautics and Naval Architecture
jankovics.istvan@kjk.bme.hu orcid.org/0000-0003-3624-5133	jankovics.istvan@kjk.bme.hu orcid.org/0000-0003-3624-5133

<p>Szilágyi Dávid PhD-hallgató Budapesti Műszaki és Gazdaságtudományi Egyetem Közlekedésmérnöki és Járműmérnöki Kar Repüléstudományi és Hajózási Tanszék dszilagyi@edu.bme.hu orcid.org/0000-0001-9789-9195</p>	<p>Dávid Szilágyi PhD Student Budapest University of Technology and Economics Faculty of Transportation Engineering and Vehicle Engineering Department of Aeronautics and Naval Architecture dszilagyi@edu.bme.hu orcid.org/0000-0001-9789-9195</p>
<p>Dr. Sziroczák Dávid adjunktus Budapesti Műszaki és Gazdaságtudományi Egyetem Közlekedésmérnöki és Járműmérnöki Kar Repüléstudományi és Hajózási Tanszék sziroczak.david@kjk.bme.hu orcid.org/0000-0002-0949-8912</p>	<p>Dávid Sziroczák, PhD Senior Lecturer Budapest University of Technology and Economics Faculty of Transportation Engineering and Vehicle Engineering Department of Aeronautics and Naval Architecture sziroczak.david@kjk.bme.hu orcid.org/0000-0002-0949-8912</p>
<p>Fendrik Ármin fejlesztőmérnök MouldTech Systems armin.fendrik@mouldtech.hu orcid.org/0000-0001-6510-444X</p>	<p>Ármin Fendrik R&D Engineer MouldTech Systems armin.fendrik@mouldtech.hu orcid.org/0000-0001-6510-444X</p>