

Fehér Balázs, Gáti Balázs, Illés Zoltán

A Magnus Fusion 213 tanúsításának tapasztalatai

Az első hazánkban tervezett és készült repülőgép típusalkalmassági engedélyének megszerzése során fontos tapasztalatok gyűltek össze. A cikkben először a tanúsítás folyamatának lépéseit foglaltuk össze, majd a berepülés során alkalmazott műszereket és érzékelőket mutatjuk be. A berepülési programot a keresztstabilitás és az emelkedési képesség mérésén keresztül szemléltetjük. Továbbá részletesen ismertetjük azt az adatgyűjtő és telemetriarendszert, amelyet a tanúsítási feladatokon túl a repülőgép tulajdonságainak optimalizálására fejlesztettünk.

Kulcsszavak: EASA, Magnus Fusion 213, tanúsítás, certification, telemetria, berepülés, stabilitás, teljesítmények

1. Áttekintés

A Magnus Fusion 213 története 2017. november 21-én kezdődött (hivatalosan), amikor a vállalat benyújtotta a típus tanúsítási kérelmét az Európai Unió Repülésbiztonsági Ügynöksége (EASA) felé. Az első megbeszélésre, az úgynevezett „kick-off meeting”-re 2018. február 23-án került sor, Kölnben. Ekkor az EASA véglegesítette velünk a „certification basis”-t (ez a CS-LSA¹, az EASA vezetőjének 2013/015/R számú döntésével módosított követelményrendszer), és meghatározták azokat az eljárásokat (további biztonsági tényezők miatt, ETSO²-jövahagyással nem rendelkező műszerek alkalmazása stb.), amelyeket a tanúsítás során figyelembe kell venni. Ekkor határozták meg az EASA certifikációs csapatát, amely a következő szakterületeket foglalja magában:

- 1 fő PCM;³
- 1 fő berepülőpilóta;
- 1 fő szerkezeti mérnök;
- 1 fő hajtóműmérnök és mechanikai-hidraulikus rendszerekért felelős mérnök;
- 1 fő elektronikai és avionikai rendszerekért felelős mérnök;
- 1 fő zaj- és kibocsátáslimitéért felelős mérnök.

¹ *Certification Specifications for Light Sport Aeroplanes*. 600 kg maximális felszállótömeg, és 45 csomós maximálisan engedélyezett átesési sebesség teljesen kinyitott fékszárnyakkal.

² ETSO: *European Technical Standard Order*, a 748/2012 EU rendelet „O” alrészé szerint engedélyezett műszerek és repülőgép-fedélzeti berendezések [3].

³ *Project Certification Manager*: az EASA-nál egy adott tanúsítási projekt kezeléséért felelős megbízott.

Meghatározták az úgynevezett „*level of involvement*”-et is, ami azt jelenti, hogy az EASA milyen mértékben kér be minden adatot, mely tesztek akarják személyesen is megtekinteni. Ez egy „új cégnél” mindig magasabb, mint egy (az EASA számára) ismert társaságnál.

2018 végén adták be a repülőgép aerodinamikai adatait, a sebességi-terhelési többszörös burkológörbét, azaz a „*flight envelope*”-ot, az ebből adódó terhelésszámításokat, illetve tömegközéppont-analízist. Miután a szerkezeti mérnök részéről további észrevétel nem volt, a terhelési próbákra való prototípus (ami soha nem fog repülni, lévén akkora terheléseket kap, hogy végleges deformációt/törést szenvedhet, ami a repülésre való alkalmasságát kizárja) építése 2019 folyamán befejeződött. A prototípus elsődleges szerkezeti elemei (szárny, törzs, irányfelületek) terhelési próbáinak első része (az úgynevezett „*structural test campaign*”) 2019. október 17. és október 24. között zajlottak, a pécs-pogányi repülőtéren. Ezt az EASA képviselői is megtekintették, mivel a „*level of involvement*” elég magas ebben a projektben. Továbbá, mivel a prototípus építését az illetékes állam légügyi hatósága felügyeli, az ITM légügyi hatóság is képviseltette magát. A szárny terhelési próbája 2019. október 19-én történt, az ezt végrehajtó csapat látható az 1. ábrán.



1. ábra

A Fusion 213 földi strukturális tesztjét végrehajtó csapat a teszt sikeres végrehajtása után, 2019. október 17-én
[Michal Stepan felvétele]

Ezután a repülőképes prototípus építése kezdődött meg, sajnos a Covid-19-világjárvány miatt ez is lassabban haladt a vártnál. Ezalatt a vállalat újabb mérföldkőhöz ért, 2020. november 26-án jóváhagyták tervezési eljárásait, és az EASA kiadta a Magnus Aircraft Zrt. részére az EASA. AP.518 számú „AP-DOA”⁴-engedélyt. Ugyan a Fusion 213 típusú repülőgép úgynevezett

⁴ *Alternative Procedures to Design Organization Approval*, olyan tervezőszervezet-tanúsítás, ahol a szervezet tervezési és tanúsítási folyamatait hagyja az EASA jóvá.

„ELA1” (*European Light Aircraft-1*) kategóriájú légi jármű (azaz 1200 kg alatt van a maximális felszállótömege) az EASA egy ilyen kategóriájú légi jármű esetén is előírja a megfelelő tervezési (és ellenőrzési) eljárások meglétét. Ha nincs is tervező szervezet, legalább a tanúsítási programban részletezni kell az eljárásokat. Jóváhagyott tervezési eljárások esetén pedig elég csak ezt meghivatkozni a certifikációs dokumentumokban a 748/2012 EU rendelet 21.A.14 (b) szerint, továbbá AP-DOA megléte esetén a vállalat későbbiekben tervezhet és európai szabványok szerint tanúsíthat 2000 kg maximális felszállótömegű légi járművet, emellett bizonyos feltételekkel (lásd a 21.A.112B Guidance Material) 5700 kg feletti felszállótömegű, úgynevezett nagy repülőgépek módosításainál is eljárhat.

Az AP-DOA-engedély megszerzésével párhuzamosan a repülőgép további elemeinek terhelési próbái (ülések, ELT⁵-tartó, biztonsági övek, motortartó, mentőernyőrendszer bekötési csomópontjai stb.) is befejeződtek.

A futómű terhelési próbáit (statikus és úgynevezett „dobási” teszt) is végrehajtottuk 2020. december 9-én (az EASA és ITM képviselőinek online jelenlétében, a járvány miatti utazási korlátozások következtében).



2. ábra
Egy dobási teszt mozzanatai 2020. december 9-én [7]

A dobási teszt sikeres volt, a repülőgép megterhelt törzse egy daruról 68,7 cm magasságból lett ledobva, és sem a kompozit laprugós futómű, sem a bekötés semmilyen kárt nem szenvedett (2. ábra). Ekkor lehetett a repülőgépet strukturálisan is véglegesíteni, és befejezni a prototípus építését (az újabb Covid-19-hullám miatt 2021 nyarán fejeztük be). Utolsó „simításként” meg kellett állapodni az EASA berepülőpilótájával a repülőgép berepülési programjában (2021. október 18-án sikerült), valamint a strukturális szakértővel a fluttertulajdonságokat

⁵ *Emergency Locator Transmitter*, vészhelyzeti jeladó.

előrejelző vibrációs teszt kérdéseiben (ezt 2021. október 21-én hagyták jóvá). A flutteranalízist az FAA Report 45 [5] szerint végeztük el (3. ábra).



3. ábra

Földi vibrációs teszt a Fusion 213 prototípusán, 2021. szeptember 21-én [8]

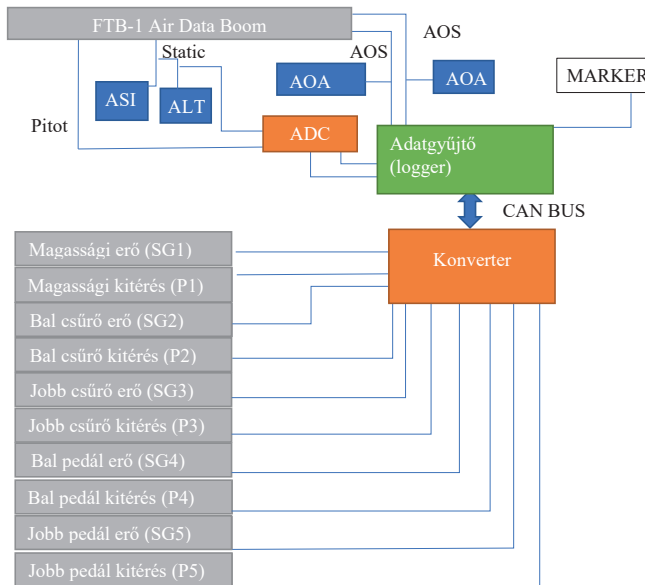
Ekkor a vállalat, a Fusion 213 prototípus számára megkapta a 748/2012 EU rendelet, P alrészének 21.A.708 pontja szerinti repülési feltételeket – „*flight conditions*” – (Magyarországról elsőként), majd az ITM légügyi hatóság 2021. október 29-én ki is állította az első magyar EASA-s *Permit to Fly*-t (repülési engedélyt) [3].

Másnap pedig „felkerült a pont az i-re”, a Magnus Fusion 213 prototípusa, HA-XAD lajstromjellel 2021. október 30-án 10 óra 03 perckor először szállt fel a pécs-pogányi repülőtér 16-os pályájáról, Fehér Balázs berepülőpilótával.

2. A berepülési program

Azóta a repülőgép 25 órát teljesített, 80 felszállásból. Az elején az alapvető repülési tulajdonságokat, valamint a motor megfelelő hűtését próbáltuk ki. Jelenleg az úgynevezett „*development flight test campaign*”, azaz a fejlesztési célú repülések zajlanak, néhány certifikációs repüléssel (például pitot-statisz rendszer beépítési hibáinak feltárása és kalibrálása, „*Position Error Correction*” – PEC). Az első 15 felszállás során a repülőgép le volt korlátozva sebesség és terhelési többszörös tekintetében is (maximálisan engedélyezett sebesség 95 csomó, a maximálisan engedélyezett pozitív terhelési többszörös +2,5, a minimum engedélyezett terhelési többszörös –1 volt) a korlátozásokat 2021. december 15-én oldotta fel az EASA. 2022. január 19-én és 20-án a repülőgép (több lépcsőben, a fokozatosság elvét szem előtt tartva, amit a szakma úgy hív, hogy „*build-up approach*”) – természetesen a megfelelő biztonsági határok figyelembevételével – ki lett gyorsítva a V_D tervezési sebességig (illetve fölé), ami 165 csomó. Káros rezgés, flutter, reverzálás nem lépett fel. Már a Fusion 212 DULV engedélyeztetésekor „jól bevált” gyorsulásmérők felhasználásával (ezeket a szárny, illetve a vezérsíkok végére szereltük) validáltuk e tulajdonságokat.

Amikor minden paraméter megfelelő, akkor kezdődik az úgynevezett „*certification flight test campaign*”. Ekkor a CS-LSA ([1]) B fejezetének 4. szakasza (Flight) meghatározott pontjainak való megfelelést demonstráljuk egy megfelelő műszeregyüttessel (4. ábra).



Jelölések magyarázata:

AOA – *angle of attack*, állásszög

AOS – *angle of sideslip*, csúszási szög

ASI – *airspeed indicator*, sebességmérő

ALT – *altitude indicator*, magasságmérő

ADC – *air data computer*, statikus és dinamikus nyomás feldolgozóegység

Szürke: szenzor (SG – *strain gage*, nyúlásmérő bélyeg, P – *position transducer*, helyzetszögadó)

Narancs: konverter, műveleti erősítő

Zöld: adatgyűjtő, logger

4. ábra

A berepülési műszerezettség (Flight Test Instrumentation) blokkdiagramja [9]

A műszerezettség használatára két példát mutatok be a jelenleg is futó berepülési programból. Az első a [1] 4.5.5.4, amely a „*Lateral stability shall be shown by a tendency for the airplane to return toward a level-wing attitude after release of the roll control from a slip condition.*” Tehát, a repülőgép keresztstabilitását azzal kell demonstrálni, hogy egy csúsztatásból a csűrő elengedésével a repülőgépnél vissza kell térnie vízszintes helyzetbe. Ezt hívják egyébként „*wing-pickup*”-nak. Ennek feltételeit a 4.5.5.5 pont taglalja:

„The airplane shall demonstrate compliance with this section while in trimmed steady flight for each flap and power setting appropriate to the following configurations: (1) climb (flaps as appropriate and maximum continuous power); (2) cruise (flaps retracted and 75 % maximum continuous power); and (3) approach to landing (flaps fully extended and engine at idle).”

Tehát három esetben kell ezt vizsgálni: (1) emelkedés közben, folyamatosan emelkedő teljesítménnyel és megfelelő fékszárnyakkal, (2) utazó repülési helyzetben és a maximális tartós teljesítmény 75%-ával, illetve (3) megközelítési helyzetben, teljesen kitérített fékszárnyakkal és alapjáraton működő motorral. Ezt úgy demonstráljuk, hogy (az EASA által jóváhagyott berepülési program szerint meghatározott biztonságos magasságban) konfiguráljuk a repülőgépet (emelkedés, utazó vagy süllyedés, hajtómű-teljesítmény, fékszárnyhelyzet), kitrimmeljük a repülőgépet, feljegyezzük a paramétereket. Normál csúsztatás végrehajtása után (minimum 10 fokos bedöntést kell elérni) elengedjük a csűrőt, és megfigyeljük, hogy visszatér-e a repülőgép vízszintes helyzetbe. Ezekről (a pilóta megfigyelései mellett) részletes adatsorelemzést végzünk a berepülési jegyzőkönyvben a következőkkel:

- nyomásmagasság;
- kalibrált sebesség;
- bedöntési szög;
- bólintási szög;
- állásszög;
- csúszási szög.

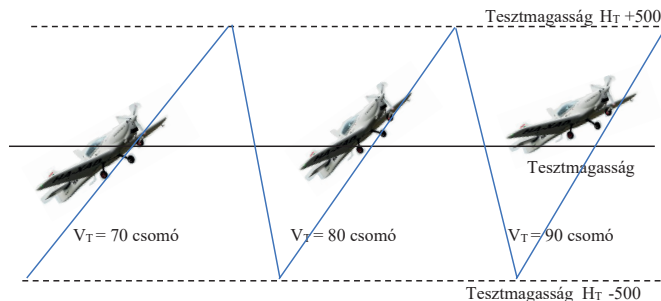
A második példa a repülőgép emelkedési tulajdonságai. A CS-LSA 4.4.3 pontja rendelkezik az emelkedési tulajdonságokról:

„4.4.3 Climb—At maximum takeoff weight, flaps in the position specified for climb within the POH⁶, and full throttle:

4.4.3.1 Rate of climb at V_Y shall exceed 95 m/min (312 fpm).

4.4.3.2 Climb gradient at V_X shall exceed 1/12.”

Tehát maximális felszállótömeg esetén V_Y sebességnél a függőleges sebesség (vario) haladja meg a 95 m-t percenként (312 láb per perc), illetve az emelkedési gradiens haladja meg az 1/12-t (azaz 8,33%). Itt az úgynevezett „fűrészfogas emelkedés” (*sawtooth climb*) módszerét kell alkalmazni, amikor két kiválasztott magasság között (adott tesztmagasság ± 500 láb), különböző sebességekkel végzünk emelkedéseket. (5. ábra).



5. ábra

A „sawtooth climb” sematikus vázlata, az egyes sebességeknél adódó különböző bólintási szögek érzékeltetésével [9]

⁶ Pilot's Operating Handbook – légi-üzemeltetési utasítás.

Fontos az emelkedési sebesség minél szűkebb határok között (± 3 csomó) tartása. Az alábbi paramétereket jegyzik fel:

- kalibrált sebesség (dinamikus nyomás a Pitot-csővön);
- kalibrált magasság;
- az eltelt emelkedési idő a két magasság között;
- külső hőmérséklet;
- hajtómű-paraméterek;
- felszállás óta eltelt idő, tüzelőanyagszint.

Az eltelt időből a két szignifikáns magasság között meghatározzuk a függőleges sebességet (VVi) láb/sec-ben:

$$VV_i = \left(\frac{dH_i}{dt} \right) \quad (1)$$

ahol

dH_i – a kijelzett magasság (*indicated altitude*) változása,

dt – eltelt idő.

A kalibrált sebességértékből valós légsebességet (*true airspeed*) számítunk, az alacsony (összenyomhatósági tényezőket elhanyagoló) sebességtartományban a q_c (összenyomható dinamikus nyomás) és a q (dinamikus nyomás) egyenlőnek tekinthető. Emiatt az alábbi formula alkalmazható:

$$V_T = V_e \sqrt{\sigma} \quad (2)$$

ahol a levegő sűrűségi aránya (σ) az alábbi módon számítható:

$$\sigma = \frac{\delta}{\theta} \quad (3)$$

ahol

θ -relatív hőmérséklet aránya ($\frac{T_a}{T_0}$), ahol T_a a külső hőmérséklet, T_0 pedig a standard hőmérséklet az adott magasságon (ICAO doc 7488 táblázat szerint),

δ -relatív nyomás aránya ($\frac{P_a}{P_0}$), ahol P_a a külső légnyomás (statikus), P_0 pedig a standard légnyomás az adott magasságon (ICAO doc 7488 táblázat szerint).

A valós légsebesség meghatározása után az úgynevezett „*tapeline altitude correction factor*” meghatározása következik.

$$\text{Tapeline altitude correction} = \frac{\text{Abszolút külső hőmérséklet } [^\circ K] - T_T}{\text{Abszolút standard hőmérséklet } [^\circ K] - T_S} \quad (4)$$

Ebből ki lehet számítani az aktuális (*tapeline*) függőleges sebességet:

$$\left(\frac{dH}{dt} \right)_{\text{tapeline}} = \left(\frac{dH}{dt} \right)_i \frac{T_T}{T_S} \quad (5)$$

Megtörténik a tömegkorrekció:

$$\left(\frac{dH}{dt}\right)_s = \left(\frac{dH}{dt}\right)_{\text{tapeline}} \frac{W_T}{W_S} \quad (6)$$

ahol

W_T – a repülőgép valós tömege a teszt során, ami a repülőgép felszállótömege – elfogyasztott tüzelőanyag mennyisége,

W_S – a repülőgép standard maximális felszállótömege (Fusion 213 esetén 600 kg).

Indukált ellenállás korrekció azért szükséges, mert a teszt során a repülőgép tömege nem azonos a repülőgép maximális standard felszállótömegével, így a szárnynak különböző állásszöggel repülve az indukált ellenállása is különböző lesz.

Az indukált ellenállás az alábbi módon számítható:

$$D_i = qSC_{Di} = qS \frac{C_L^2}{\pi ARe} \quad (7)$$

ahol

q – a dinamikus nyomás,

AR – a szárnykarcsúság,

e – Oswald-faktor (a repülőgép polárisából),

S – szárnyfelület,

C_L – felhajtóerő-tényező,

C_{Di} – indukáltellenállás-tényező.

Mivel $C_L = \frac{W}{qS}$, ezért

$$\Delta D_i = \frac{W_k^2 - W_s^2}{\pi ARe} \left(\frac{qS}{q^2 S^2}\right) = \frac{W_k^2 - W_s^2}{\pi ARe q S} \quad (8)$$

Beszorozva a valós légsebességgel:

$$\left(\frac{W_k^2 - W_s^2}{\pi ARe q S}\right) V_T = W_S \Delta \frac{dH}{dt} \quad (9)$$

Átrendezve és a dinamikus nyomást kifejtve:

$$\Delta \frac{dH}{dt} = \frac{V_T}{\pi ARe \frac{1}{2} \rho V_T^2 S} \frac{W_k^2 - W_s^2}{W_S} \quad (10)$$

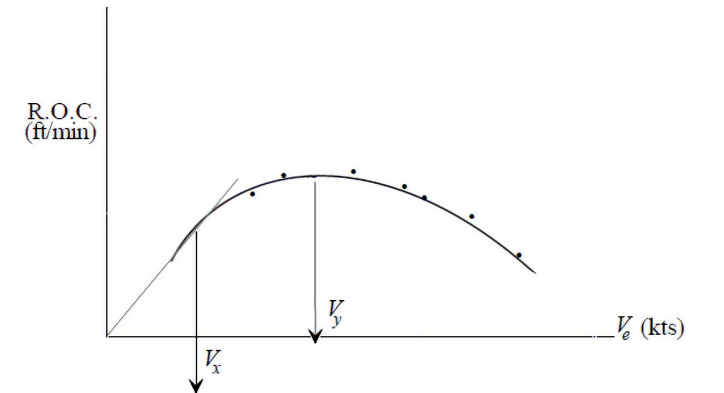
Ebből

$$\Delta \left(\frac{dH}{dt}\right)_{Di} = \frac{2}{\pi ARe \sigma \rho_0 V_T S} \quad (11)$$

Ez hozzáadódik az eddigi korigált függőleges sebességértékekhez:

$$\left(\frac{dH}{dt}\right)_{standard} = \left(\frac{dH}{dt}\right)_s + \Delta\left(\frac{dH}{dt}\right)_{Di} \quad (12)$$

Ebből lesz a valós, korigált függőleges sebesség feet/min-ben, amennyiben 60-nal beszorozzuk. Ebből az alábbi görbét szerkesztjük meg, felvéve a függőleges sebességi értékeket, és a hozzájuk tartozó ekvivalens sebességeket (6. ábra).



6. ábra

A függőleges sebesség és a pályamenti sebesség kapcsolata [9]

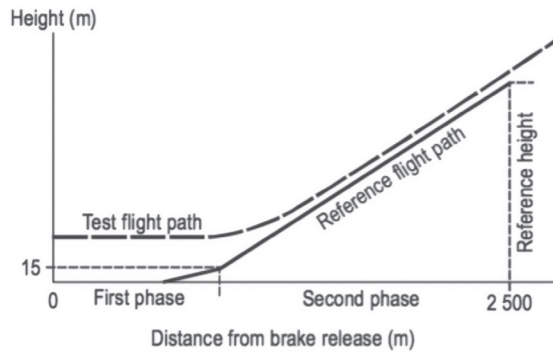
A görbe csúcspontján, a vízszintes tengellyel párhuzamos érintő pontjában lesz a V_y , a legnagyobb emelkedési sebességhez tartozó sebességértéket kapjuk, aminek a CS-LSA 4.4.3.1 [1] szerint minimum 312 feet/min értéket meg kell haladnia.

A legnagyobb emelkedési szöghöz tartozó sebesség (V_x) grafikusán az origóból húzott érintővel határozható meg. Ehhez az emelkedés mértéke az alábbi módon számítható, adott pálya menti és függőleges sebesség esetén:

$$\gamma = \sin^{-1} \frac{ROC\sqrt{\sigma}}{V_x} \quad (13)$$

aminek a CS-LSA 4.4.3.2 szerint az 1/12 értéket meg kell haladnia.

Az így nyert adatok később is elkísérik a repülőgépet, hiszen például a zajtulajdonságok megállapításához is ezeket kell használni. Az ICAO Annex 16 szerint ebben a kategóriában (8618 kg alatt) mindössze átrepülési zajszintet kell mérni, amelyet egy referencia repülési pálya (*reference flight path*) mentén kell meghatározni (7. ábra).



7. ábra
Átrepülési zajsínt mérésének elemei [2]

A referenciamagasságot (méterben) az alábbi módon kell megállapítani:

$$H_R = (2500 - D_{15}) \tan \left(\sin^{-1} \left(\frac{ROC}{V_Y} \right) \right) + 15 \quad (14)$$

ahol

D_{15} – a repülőgép felszállási úthossza 15 m magasságig, maximális felszállótömeg esetén és ISA-körülmények között;

ROC és V_Y pedig a fentiekből adott értékek.

3. A telemetriai rendszer

A berepülési program támogatására olyan adatgyűjtő rendszert készítettünk, amely túlmutat az előírások által megkövetelt adatok rögzítésén, és két szempontból is továbblépést jelent a könnyű repülőgépek berepülésénél használt műszerekhez képest.

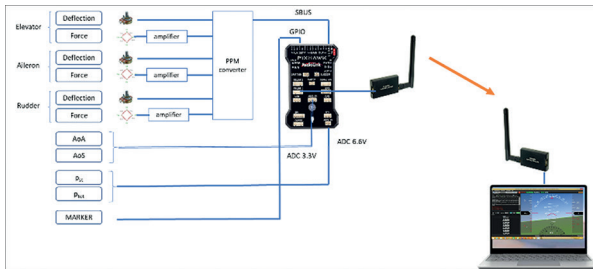
A berepülési program alapvetően állandósult (*stacioner*) repülési állapotok vizsgálatát jelenti. Ez alól kivételt képeznek például a dugóhúzótesztek vagy bizonyos dinamikus stabilitási vizsgálatok, amelyek során instacioner jelenségeket kell vizsgálni. Ezekben az esetekben a CS-LSA [1] (illetve az ASTM⁷ 2245-12d) és a CS-VLA [6] előírások nem követelik meg a repülési jellemzők időfüggésének rögzítését, hanem csak összesítő jellemzők mérését (például dugóhúzó kivételének késleltetési ideje vagy sajátlengések periódusideje). Azonban egy repülőgép optimalizálásához, illetve a tapasztalatok dokumentálásához hasznos egy olyan adatgyűjtő rendszer, amely alkalmas a repülési jellemzők alakulásának részletes és pontos rögzítésére.

Másik hasznos funkció a berepülések során a telemetriakapcsolat a fedélzet és a föld között. Ennek segítségével a földön tartózkodó személyzet nyomon követheti a berepülés folyamatát, segítheti a berepülőpilóta munkáját. Egyrészt egy adott mérés érvényességét bizonyos esetekben könnyebb eldönteni a grafikonokat nézve, másrészt a berepülési

⁷ American Society of Testing and Materials.

program dokumentálásának terhére tudja levenni a berepülőpilóta válláról, ezzel is csökkentve a munkaterhelését.

Az általunk készített adatrögzítő rendszer a könnyű robotrepülőgépekre kifejlesztett robotpilóta-rendszereken alapul, magját a Pixhawk hardware alkotja. A PX4 modul kiszámítja a repülőgép bedöntési szögeit a belső elektronikus szögsebesség- és gyorsulásmérő, valamint a GPS-antenna jelei alapján (9. és 10. ábra).

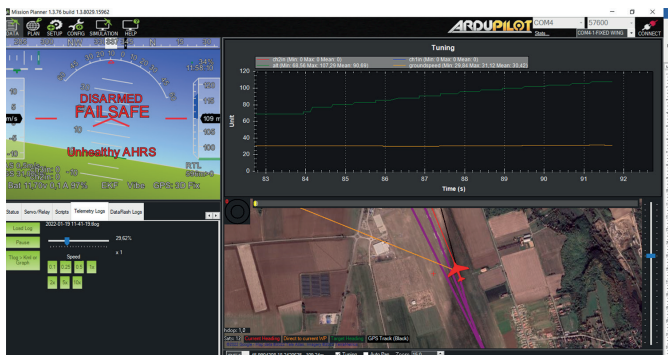


9. ábra
Az adatgyűjtő felépítése [Gáti Balázs]



10. ábra
Az adatgyűjtő nézete [Gáti Balázs]

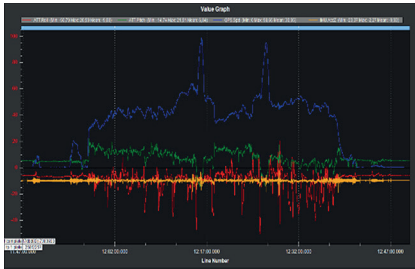
Az így mért adatokat az Amores Robotics Kft. által kifejlesztett telemetriarádió segítségével juttatjuk el a földi számítógépre. Az adatgyűjtő deszkamodelljének első éles tesztje során a legegyszerűbb negyedhullámhosszú, körsugárzó botantennákat használtuk a kapcsolat felépítésére, és ezek segítségével 10 km távolsáig stabil adatkapcsolat jött létre a Magnus Fusion 213 és a földi állomás között. A körsugárzó botantenna sajátossága, hogy az antenna meghosszabbításának irányába nem sugároz, tehát függőlegesen elhelyezett antenna esetén a fölötte átrepülő géppel megszűnik a kapcsolat. Ezt a hiányosságot küszöböli ki egy döntött kiegészítő antenna és a rádió diversity funkciója, amely két antennát kezel, és arról veszi a jelet, amelyiken magasabb a jel-zaj arány. A legtávolabbi adatsomag 15 km távolságból érkezett a gép fedélzetéről. Ez a hatótávolság tovább növelhető nagy nyereségű antennával, valamint ilyen esetben szükséges, az antennát irányba fordító készülékkel.



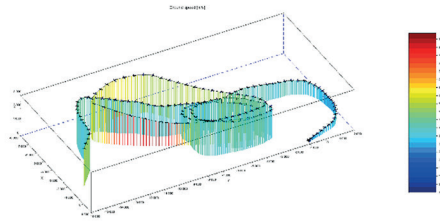
11. ábra
A földi munkaállomásról leolvasható információk [Gáti Balázs]

A földi számítógépen a könnyű UAV-k számára kifejlesztett Mission Planner szoftvert használtuk. Ezen nyomon követhető volt a repülőgép földrajzi helyzete egy térképen, valamint egy HUD-hoz hasonló felépítésű kijelzőn az elsődleges repülési jellemzők, amelyek a földi személyzet helyzetudatosságát (*situational awareness*) támogatják. Egy futó grafikon segítségével pedig az adott repülési feladathoz fontos adatok alakulása követhető nyomon (11. ábra).

Az adatok naplózása a telemetriakapcsolattól függetlenül a fedélzeten is megtörténik. Az utólagos kiértékeléshez a fedélzeten SD-kártyán tárolt adatokat használtuk, amelyet vagy a Mission Planner saját grafikonrajzolója segítségével tudunk elemezni (12. ábra), vagy CSV-fájlba exportálva saját analízist tudunk készíteni.



12. ábra
A beépített grafikonablak [Gáti Balázs]



13. ábra
Az exportált adatok vizualizálása SciLab segítségével [Gáti Balázs]

A 13. ábra a nagy sebességű tesztrepülést mutatja, amelynek érdekessége, hogy a repülés földrajzi pozícióját egyszerre mutatja egy kiválasztott repülési jellemzővel együtt. Az ábrán a függőleges vonalak színe vizualizálja a repülési sebességet a jobb oldalon látható szinkód alapján. Látható, hogy a vörössel jelzett szakaszon a gép talajhoz viszonyított sebessége megközelítette a 100 m/s-ot.

A repülés során szeretnénk mérni a kormánykitéréseket és a kormányerőket is, amire a Pixhawk-rendszer alapvetően nincsen felkészítve. A cél elérése érdekében készítettünk egy interface áramkört egy Arduino modulra alapozva. A modul a kormány pozícióit mérő potméterek jeleit, valamint a kormányerőket mérő nyúlásmérő bélyegek jeleit alakítja át a PX4-kormányjelek számára fenntartott bemenetén várt PPM modulált jellé. Így 16 csatornán tudunk mért adatokat fogadni, és 10 Hz-es mintavételezéssel rögzíteni.

4. Összefoglalás

A Magnus Fusion 213 típusú repülőgép az első hazánkban tervezett és készült motoros repülőgép, amely olyan „típusalkalmassági engedélyt” szerzett, amelyet már nem a hazai Polgári Légügyi Hivatal, hanem az európai EASA szervezet ad ki. A tanúsítási folyamat sok tanulsággal járt, és remélhetőleg ezekre a tapasztalatokra alapulva tovább fejlődhet a hazai repülőgépipar.



14. ábra
Magnus Fusion 213 szűzfelzárása [Magnus Aircraft Zrt.]

Felhasznált irodalom

- [1] European Union Aviation Safety Agency, CS-LSA, Annex to EASA ED Decision 2013-015-R, 2013.
- [2] ICAO, *Annex 16 to the Convention on International Civil Aviation: Environmental Protection Volume I – Aircraft Noise*. Eighth Edition. 2017.
- [3] A Bizottság 748/2012/EU Rendelete (2012. augusztus 3.) járművek és kapcsolódó termékek, alkatrészek és berendezések légialkalmassági és környezetvédelmi tanúsítása, valamint a tervező és gyártó szervezetek tanúsítása végrehajtási szabályainak megállapításáról
- [4] *National Test Pilot School Manual, Volume III – Fixed Wing Performance Flight Testing, Chapter 07 – Climb and Acceleration Performance*. Second Edition. NTPS, Mojave (CA) United States, 1995.
- [5] R. Rosenbaum, A. A. Vollmecke, *Simplified Flutter Prevention Criteria for Personal Type Aircraft*. FAA Airframe and Equipment Engineering Report No. 45, National Technical Reports Library no. ADA955270 Washington, D.C., Federal Aviation Administration, 1955.
- [6] European Union Aviation Safety Agency, CS-VLA: Annex to EASA ED Decision 2017/025/R, 2017.
- [7] Magnus Aircraft Zrt., LSA-STR-32-02, Magnus Fusion 213 Landing Gear Static and Drop Test Report, revision 1, 2021.
- [8] Magnus Aircraft Zrt., LSA-FLT-09, Magnus Fusion 213 Flutter Analysis and Flight Test, revision 2, 2021.
- [9] Magnus Aircraft Zrt., LSA-FLT-08, Magnus Fusion 213 Flight Test Programme, revision 2, 2021.

Experiences Gained by the Certification of the Magnus Fusion 213

Paramount experiences resulted during development and certification testing of the first indigenous Hungarian-designed airplane under EASA type investigation process. In our publication, a short summary of the certification process is described. Moreover, the sensors and loggers used by the test flights are shown as well. The complexity of the certification flight testing is shown with two examples: the lateral stability and climb performance test. The data acquisition and telemetry system developed for the optimization of dynamic behaviour of the airplane is also shown.

Keywords: EASA, Magnus Fusion 213, certification, telemetry, test flight, stability, flight performance

Fehér Balázs (MSc) Bepülőpilóta és tanúsító mérnök Magnus Aircraft Zrt. balazs.feher@magnus-aircraft.com orcid.org/0000-0001-7990-2012	Balázs Fehér (MSc) Flight Test Pilot and Compliance Verification Engineer Magnus Aircraft Ltd. balazs.feher@magnus-aircraft.com orcid.org/0000-0001-7990-2012
Dr. Gáti Balázs Repülőmérnök Magnus Aircraft Zrt. balazs.gati@magnus-aircraft.com orcid.org/0000-0002-1202-9949	Balázs Gáti, PhD Aerospace Engineer Magnus Aircraft Ltd. balazs.gati@magnus-aircraft.com orcid.org/0000-0002-1202-9949
Illés Zoltán Légi alkalmassági vezető Magnus Aircraft Zrt. zoltan.illes@magnus-aircraft.com orcid.org/0000-0003-0279-2446	Illés Zoltán Airworthiness Manager Magnus Aircraft Ltd. zoltan.illes@magnus-aircraft.com orcid.org/0000-0003-0279-2446