

Óbudai Egyetem

Doktori (PhD) értekezés



**Kisméretű, merev szárnyú, pilóta nélküli légi járművek
autonóm fedélzeti rendszereiben alkalmazott új
eljárások kidolgozása és gyakorlati megvalósítása**

Stojcsics Dániel Zoltán

Témavezetők:

Dr. Molnár András

Prof. Dr. Szeidl László

Alkalmazott Informatikai Doktori Iskola

Budapest, 2012. szeptember 30.

Tartalomjegyzék

Bevezetés	4
A kutatás előzményei	4
Célkitűzések	5
A kutatás tudományos módszerei	5
1. Repülésdinamika	7
1.1. A repülőgépek modellezése	7
1.2. Áramlástan összefüggések - a gép és környezete kölcsönhatásai	8
1.2.1. A repülési sebesség	10
1.2.2. A repülőgépek stabilitása	10
1.3. A repülőgépek geometriai kialakítása	12
1.3.1. Hagyományos felépítésű repülőgépek	12
1.3.2. Különleges kialakítású repülőgépek	12
1.4. Az útvonal meghatározása: navigáció	15
1.4.1. GPS alapú navigáció	17
1.5. Az útvonal realizálása: szabályozási eljárások	19
1.5.1. Modell alapú prediktív szabályozók	19
1.5.2. PID szabályozók	20
1.5.3. Fuzzy szabályozók	20
1.5.4. Nemlineáris harmadfokú szabályzó	21
1.5.5. Adaptív szabályozók	22
1.5.6. Robusztus változó struktúrájú illetve csúszó mód szabályozók	23
1.5.7. Állapottér leíráson alapuló szabályozók	24
1.6. Magyar robotrepülőgépek	25
1.6.1. Meteor 3R	25
1.6.2. BH-03	25
1.7. Robotrepülőgépek csoportosítása	26
1.8. Következtetések	30
2. Pilóta nélküli légi járművek irányításának ellenőrzése kontrollált tesztkörnyezetben	31
2.1. Az AeroSim légügyi szimulációs csomag	31
2.2. Egy hat szabadsági fokú repülőgép matematikai modellje	34
2.2.1. Az Aerosonde linearizált szabályozási rendszere	36
2.3. Tesztrepülési lehetőségek	38
2.4. Diszkrét idejű szimuláció	39

2.5.	Valós idejű szimuláció kontrollált tesztkörnyezetben	41
2.5.1.	Linearizált repülőgép modell	42
2.5.2.	Fedélzeti egység tesztkörnyezetbe való integrálása	42
2.6.	Következtetések	45
3.	Fedélzeti autonóm robotpilóta rendszer tervezése	46
3.1.	Hajtáslánc hibák és azok megfelelő kezelése	46
3.2.	Autonóm - manuális üzemmód váltás	47
3.3.	A repülésbiztonság növelése	49
3.3.1.	Repülésbiztonsági kérdések	49
3.3.2.	Redundáns fedélzeti irányítási rendszer	49
3.4.	Hibakereső és izoláló rendszerek	53
3.4.1.	Csupaszárny oldalkormány eljárások	53
3.5.	Hibatűrő irányítás újraelosztó rendszer	57
3.6.	Következtetések	59
4.	Fedélzeti navigációs és irányítási rendszer	61
4.1.	Klasszikus navigációs modell javítása	61
4.2.	Új navigációs modell	65
4.2.1.	Haladási irány becslése	65
4.2.2.	Pozíció becslés	66
4.2.3.	Vektormezős navigáció	66
4.3.	Irányítási rendszerek	70
4.3.1.	Fuzzy szabályzó	71
4.3.2.	Irányítási rendszerek minőségi összehasonlítása	76
4.4.	Következtetések	79
5.	Fel- és leszállás	80
5.1.	Lokális szélirány és szélesebesség mérés	80
5.2.	Felszállási technikák	81
5.3.	Leszállási technikák	84
5.3.1.	Instrument Landing System - ILS	85
5.4.	A saját leszállási eljárásom	86
5.4.1.	Megközelítés	86
5.4.2.	Siklópálya	87
5.4.3.	Kilebegtetés	87
5.5.	Következtetések	88
6.	Összefoglalás	89
6.1.	Klasszikus kialakítású kísérleti repülőgépek	89
6.1.1.	Tiger60	89
6.1.2.	SkyWalker	90
6.1.3.	FunCub	92
6.1.4.	Chelidon	92
6.2.	Különleges kialakítású kísérleti repülőgépek	95
6.2.1.	Xeno	96
6.2.2.	StyroWing	97

6.3. Következtetések	98
7. Összegzett következtetések	100
7.1. Új tudományos eredmények	101
7.2. Az eredmények hasznosítási lehetősége	102
Függelék	103
Irodalomjegyzék	108
Publikációs lista	116

Bevezetés

A kutatás előzményei

A pilóta nélküli légi járművek (UAV - Unmanned Aerial Vehicles) gyakorlatilag egyidősek az ember vezette repülőeszközökkel. Természetesen a mai értelemben vett UAV minden esetben egy robotpilótával ellátott, valamilyen hasznos terhet szállító kis, közepes vagy nagy méretű repülőeszközt jelent. A kezdeti gépek csak egyszerű modellrepülőgépek voltak, de a technológia fejlődésével már a II. Világháborúban megjelentek a mechanikai stabilizátorral ellátott valódi robotrepülőgépek (repülő bombák), melyek közül a leghírhedtebb a német V1 szárnyas bomba volt. A háború utáni időszakban, az elektronikai rendszerek fejlődésével először a **katonai**, majd a **polgári** (jellemzően utasszállító) **gépek** esetében **megjelentek a rádiónavigációs** (ADF, VOR) rendszerekhez tartozó **autopiloták**, majd **automatikus leszállító rendszerek** (ILS) is.

Napjainkban, a fly-by-wire rendszer elterjedésével (pl. Airbus A300 család) a repülőgépet felszállástól leszállásig az robotpilóta vezérli (kiküszöbölendő az emberi hibát), a pilóta csupán kisebb változásokat tud végrehajtani manuálisan.

A 80-as évektől, jellemzően katonai célra, egyre nagyobb teret hódítottak a robotrepülőgépek, kezdetben célszolgálatként, később felderítési célokra.

A 80-90-es évektől széles körben elterjedtek a rádiófrekvenciás modellrepülőgép adó-vevők, melyekkel a lehetőség nyílt a modellrepülőgépek valós idejű kézi vezérlésére. Ennek köszönhetően megjelentek az olyan földről irányított pilóta nélküli légi járművek, melyekkel valamilyen felderítési, légi fényképészeti feladatot hajtottak végre (Góliát), mivel ezek üzemeltetési költségei jóval alacsonyabbak a nagy repülőgépekénél.

Napjainkban az olcsó elektronikai cikkeknek, nagy kapacitású és könnyű akkumulátoroknak valamint nagy teljesítményű elektromotoroknak köszönhetően olyan modellrepülőgépek terjedtek el, melyeket a földről élőképfelvételek alapján (fedélzeti panelkamera, 200 mW - 1500 mW teljesítményű 1,2 GHz - 5,8 GHz frekvenciájú videóadó és egy videózeműveg segítségével) vezetnek akár 10 km távolságból.

Különbséget kell tenni a kis- és a nagy méretű robotrepülőgépek között. A a kis méretű katonai és civil pilóta nélküli repülőgépek **tömege 0,5-10 kg, szárnyfesztávolságuk 0,5-4 m**, meghajtásuk jellemzően **elektromos**, akciórádiuszuk 5-10 km, maximális repülési idejük 0,5-1,5 óra, hasznos teherbírásuk pedig csekély, nagyjából 1 kg.

Az ebbe a kategóriába eső gépek fedélzeti **autonóm repülésirányító rendszerei erősen korlátozottak méretükben, tömegükben és áramfelvételükben.** A nagyobb gépek esetében elfogadott és **általánosan használt nagyobb hardverek, le- és**

felszállást segítő szenzorok, lézergiroszkópok (pl. radaros, lézeres magasságmérő, műholdas kommunikáció, nagy teljesítményű fedélzeti PC, rádió navigációs rendszerek, többszörösen redundáns robotvezérlő stb.) **illetve eljárások** (pl. fedélzeti képfeldolgozás, hibakereső és izoláló rendszerek stb.) a felsorolt okokból kifolyólag a **kisméretű gépeknél nem alkalmazhatóak**.

Célkitűzések

Kutatási céljaim:

- Olyan **redundáns robotpilóta rendszer** kialakítása kisméretű robotrepülőgépek számára, amely képes előre meghatározott számú **részegységei** szoftver vagy hardver **hibáinak bekövetkezése esetén** is a tervezettnek **megfelelő működésre**.
- Olyan intelligens **hibakezelő algoritmus** kidolgozása, amely képes a **redundáns rendszer részelemeinek meghibásodása esetén azok kiváltására** úgy, hogy a teljes rendszer továbbra is működőképes marad.
- Olyan **navigációs eljárás** kidolgozása, amelynek segítségével jelentősen **redukálhatóak** az eddig alkalmazott navigációs rendszereknél alkalmazott **eljárások paraméterei**, miközben azok **minőségi jellemzői nem romlanak**.
- Olyan **fel- és leszállási eljárás** kidolgozása, amely mellőz mindenféle – a nagygépes üzemben nélkülözhetetlen – külső és belső, fedélzeti és repülőtéri kiegészítőt, de megőrzi annak minőségi jellemzőit.
- Olyan komplex **rendszer** kidolgozása, amely képes a **valódi hardver működését és a környezeti hatások** szimulációját **együttesen kezelni** és ez által lehetőséget biztosít a teljes szabályzó rendszer viselkedésének elemzésére, hangolására.
- Olyan komplex rendszer kialakítása, amely **működésével demonstrálja** az előző pontokban meghatározott rendszereim alkalmazhatóságát.

A kutatás tudományos módszerei

Kutatási módszereimet úgy választottam meg, hogy azok a lehető leghatékonyabban szolgálják céljaim elérését. Az irodalomkutatás során fellelt adatok rendszerezése és értékelése mellett az ismert rendszerek analízise majd szintézise útján újabb összefüggéseket kerestem.

Részeredményeimet hazai és nemzetközi konferenciákon, tudományos fórumokon tettem közzé, valamint a reflexiókat felhasználva tovább pontosíthassam módszereimet, eljárásaimat.

A **nagyméretű robotrepülőgépet** általánosságban összetett mozgásegyenletek felhasználásával **komplex matematikai modell alapján fejlesztik**. Ez a megközelítés tökéletes egy adott szabályzási elv - robotrepülőgép párhoz, legyen az klasszikus frekvenciatartománybeli módszer, állapottér elméletet felhasználó, optimális, robusztus

vagy éppen fuzzy szabályzás. Az MPC (Model Predictive Controllers) jellegű szabályozók alkalmazásakor azonban már problémát jelent azok erős modellfüggősége. Ezek a rendszerek érzékenyek a modell változására pl. elektromos meghajtásról robbanómotorra történő váltás vagy sárkányszerkezet módosulás. Egy ilyen, specifikus fedélzeti autonóm irányítási rendszer a matematikai komplexitása miatt nem képes ezeket a változásokat gyorsan könnyen kezelni.

Kisméretű pilóta nélküli légi járművek irányításához gyakorta elegendőek linearizált modellekre kidolgozott PID szabályozók, mivel üzemszerű repüléskor, meghatározott korlátok mellett ezek a rendszerek kielégítően közelítik a rendszer nemlinearitását. Ezen szabályozók paramétereit általában jól becsülhetők, szimulációs eljárásokkal elfogadhatóan behangolhatóak.

A kisméretű gépek esetében **nem alkalmaznak sem részlegesen, sem teljesen redundáns fedélzeti rendszereket** valamint **hibakereső és izoláló eljárásokat sem**. Egy egyszerű **szenzor-, aktuátor- vagy meghajtásban bekövetkezett hiba** gyakorta a **gép törésével** jár. A hagyományostól eltérően munkám során rádió távirányítású modellezési szemléletet követek többszörös navigációs és irányítási rendszer alkalmazásával. A legtöbb modellrepülőgépet (0,5 - 20 kg tömegig) egy kvázi-szabványos négycsatornás távirányítóval vezetik. Ez a négy csatorna a csűrő, oldalkormány, magassági és gázállás, mellyel a gépet a három (hossz, kereszt és vertikális) tengelye mentén irányítják, függetlenül annak kialakításától (legyen az könnyen vezethető tanuló repülő, motor nélküli vitorlázó gép vagy akár speciális aerodinamikai kialakítású csupaszárny).

1. fejezet

Repülésdinamika

1.1. A repülőgépek modellezése

A repülőgépek modellezésekor azokat hat szabadsági fokú merev testnek vesszük, eltekintve annak aeroelasztikus mozgásától. A gyakorlatban a Földhöz rögzített vonatkoztatási rendszert olyan inerciális rendszernek tekintjük, amelyben gravitációs erő hat. (A Föld forgásával kapcsolatos effektusokat teljes mértékben elhanyagoljuk.)

Ezen inerciális rendszerben érvényes Newton II. törvénye alapján felírható a repülőgép mozgásegyenlete (1.1, 1.2) [1]:

$$F = \frac{d}{dt}(mV), \quad (1.1)$$

és

$$M = \frac{d}{dt}H, \quad (1.2)$$

ahol F a külső erők eredője, m a gép tömege, V a repülőgép tömegközéppontjának sebessége, H a gép tömegközéppontjára vonatkozó impulzusmomentuma, M pedig a külső erők forgatónyomatéka szintén a gép tömegközéppontjára vonatkoztatva, a Földhöz rögzített koordináta-rendszerben.

Mint merev test, a gép ebben a közelítésben pörgettyűnek is tekinthető. A pörgettyűk mozgásának leírására [2] előszeretettel alkalmazzák a magához a pörgettyűhöz rögzített (ily módon általában nem inerciális) vonatkoztatási rendszert, mivel annak mértékeiben a gép inerciális rendszerhez viszonyított forgásának és impulzusmomentumának kapcsolatát leíró ún. tehetetlenségi tenzor (inerciamátrix) konstans. A gyakorlatban alkalmazott repülőgépeknél e tenzor főtengelei gyakorlatilag egybeesnek a géphez kinematikai szempontból is kényelmesen rögzíthető vonatkoztatási rendszer tengelyeivel, így ez a tenzor nemcsak konstans, hanem diagonális is. Mivel a robotrepülőgép a normál repülés során nem pergő pörgettyűnek felel meg (pl. orsóban való repülés kizárva), egyensúlyi állapotának tekinthetjük a pergésmentes mozgást, és az előforduló forgási szögsebességek ehhez képest kis perturbációknak tekinthetők, a gyakorlatban használt mozgásegyenletek erre a közelítésre épülnek, amely bizonyos linearizálásokat is lehetővé tesz [1][3].

A mozgásegyenletek linearizálása során, a matematikai modell megalkotásakor a független állapotváltozóktól függ annak pontossága. Minél többet veszünk figyelembe, annál pontosabb lesz, ugyanakkor a bonyolultsága is növekszik. Az értekezésben leírt

munkám során ilyen közelítést használtam, s a későbbiekben részletezett konkrét egyenletek ennek felelnek meg. A következő részben a kisméretű gépek mozgásának aerodinamikai vonatkozásaival foglalkozom.

1.2. Áramlástanai összefüggések - a gép és környezete kölcsönhatásai

A repülőgépe a környezetéhez, a levegőhöz képest mozgást végez, melynek következtében olyan erők ébrednek rajta, melyek a repülést lehetővé teszik. A gépek helyes aerodinamikai kialakítása annak tervezésének legfontosabb szakasza, melyre számos eljárás létezik attól függően, hogy milyen célokat helyeznek előtérbe. Az aerodinamikában dimenzió nélküli erőténytényezőkkel számolunk, melyek általános összefüggése a légerőkkel a következő (1.3) [5]:

$$c = \frac{P}{qF} \quad (1.3)$$

ahol P a légerő, q a torlónyomás $\frac{\rho}{2}v^2$, F pedig a test valamely egyezményes felületének nagysága, v a repülési sebesség a közeghez képest, ρ pedig a légsűrűség.

A torlónyomás együtthatói között v^2 szerepel, ezért a légerők nagysága a sebesség négyzetével arányos.

A szárnyon ébredő R légerő felbontható X és Y tengelyű összetevőkre. Az Y irányú erőt L (felhajtóerő), az X irányút D (légellenállás) betűvel jelölik, és arányosak C_L felhajtóerő-, illetve C_D légellenállás tényezővel.

A gépen ébredő felhajtóerő (L - 1.4) legnagyobb része a szárnyakon keletkezik (eltekintve annak véges kiterjedésétől). Láthatóm, hogy L is négyzetesen arányos a repülési sebességgel.

$$L = \frac{1}{2}\rho C_L A v^2 \quad (1.4)$$

ahol

- ρ a levegő sűrűsége,
- C_L a szárnyprofilra jellemző felhajtóerő tényező,
- A a szárnyfelület,
- v pedig a repülési légsebesség.

C_L felhajtóerő tényező a választott szárnyprofiltól függ, amely alapvetően meghatározza a gép repülési tulajdonságát. Különböző feladatokra (nagy sebesség, nagy hatótávolság, stb.) különböző profilekat alkalmaznak. Általánosan elmondható, hogy amely profil jól bevált egy nagy repülőgépen, annak kicsinyített másának tulajdonságai elmaradnak az eredetitől. A szárnyprofilok alkalmazhatóságának feltétele a tökéletes geometriai hasonlóságokon túl az áramlástanai hasonlóság is. Ezt a hasonlóságot egy dimenzió nélküli viszonyzámmal, a Reynolds-számmal (1.5) lehet kifejezni [4][5]:

$$Re = \frac{vt}{\nu} \quad (1.5)$$



1.1. ábra. Egy tipikus szárnyprofil [6]

ahol

- v a repülési légsebesség,
- t a vizsgált test valamely, az áramlás irányával párhuzamosan mérhető mérete, szárnyprofilok esetében a húr hossz.
- ν pedig a levegő kinematikai viszkozitása.

Látható, hogy Re szám a repülési sebességgel egyenesen arányos.

A szárnyon ébredő R erő nem csupán a felhajtóerőből adódik, hanem a légellenállásból is. Az R légerő számos tényezőtől függ, melyek közül a legnagyobb mértékben az α állásszög hat rá, amely a profil belépő- és kilépő éle által meghatározott egyenes, valamint a repülési irány által bezárt szög (1.1. ábra [6]).

Állásszög változásakor a profilon a nyomáeloszlásból keletkező légerő eredője előre - hátra vándorol (állásszög növelésével az eredő a belépő-él felé vándorol). A támadási pontját a szelvény nyomásközéppontjának nevezzük. A repülés legnagyobb részében csak csekély módon vándorol, a profil belépő éltől mért első negyede körül, mely pontot a szelvény aerodinamikai középpontjának nevezzük (AC), és a légerők eredőjét erre a pontra vonatkoztatjuk. A nyomatékot C_m nyomatéki tényezővel lehet kifejezni (1.6, 1.7)[5]:

$$M = C_m q F h \quad (1.6)$$

ahol

- C_m a profilra jellemző nyomatéki tényező,
- q a torlónyomás,
- F a testnek az áramlás irányára merőleges keresztmetszeti felülete,
- t a húr hossz.

és

$$C_m = C_y \frac{s}{t} \quad (1.7)$$

ahol

- s a légerő ébredési pontja és AC közötti távolság.

A normál repülés során fellépő szűk állásszög tartományban C_Y közel lineárisan változik. Az állásszöget növelve, a kritikus állásszöget elérve az áramlás leválik a szárnyról, aminek a következtében L rohamosan lecsökken. A jelenség neve átesés. Az átesést a szárnyak geometriai illetve aerodinamikai elcsavarásával lehet késleltetni.

1.2.1. A repülési sebesség

A repülőgépeknek adott egy olyan V_{min} repülési sebessége, mely alatt nem jön létre a repüléshez elegendő felhajtóerő, illetve a gép átesik. A gépnek minden esetben V_{min} sebesség felett kell repülni.

A repülőgépek szárnyai hatnak ún. hajlító és csavaró rezgések, melyek kölcsönösen gerjeszthetik egymást. **Kisméretű** repülőgépek esetében, **normál repülés** alatt ezek a hatások **elhanyagolhatóak**, mivel **méretükből adódóan szerkezetileg erősebbek** a nagy gépeknél, azonban figyelni kell a $V_{flutter}$ repülési sebességre. E fölött a csavaró- és hajlító rezgések egymást gerjesztik, és létrejön az ún. **flutter**, amely szerkezeti károsodáshoz vezet. A gép repülési sebességtartományát minden esetben úgy kell megválasztani, hogy $V_{flutter}$ jóval a megengedett V_{max} fölé essen.

1.2.2. A repülőgépek stabilitása

A repülőgép aerodinamikai stabilitásán azt képességet értjük, amellyel valamilyen külső zavaró hatást követően önmagától, rövid időn belül, kormánykitérés nélkül visszatér eredeti helyzetébe. Amennyiben a megkezdett mozgást a zavaró hatás elmúlása után is fennáll, akkor instabil, ha a felvett új helyzetében repül tovább, akkor pedig indifferens. A stabilitást a repülőgép minden szabad tengelyére külön értelmezzük, és mértékét csakis a gép felhasználása határozza meg.

Definíció szerint az orrkönnyű nyomatékot nevezzük pozitív nyomatéknak. Ennek megfelelően **hossztengelyre stabil** az a repülőgép, amelyre 1.8 [6] igaz.

$$-\frac{\Delta m_z}{\Delta C_Y} > 0 \quad (1.8)$$

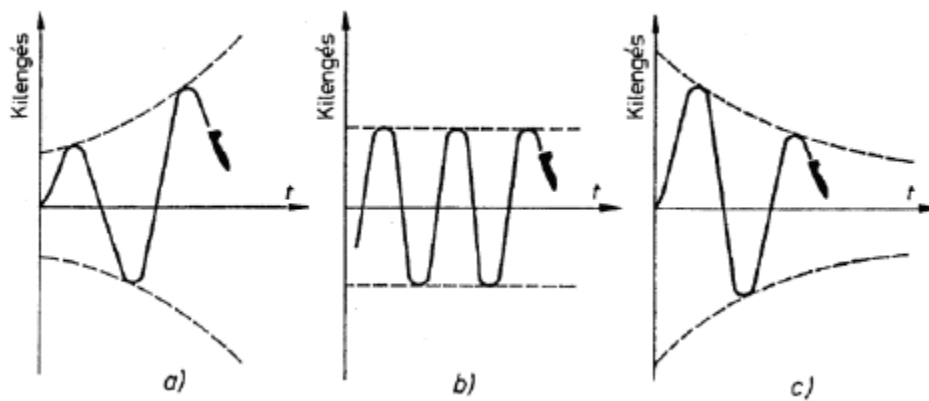
ahol m_z a hossz tengely szerinti nyomatéki tényező.

A szárny általában nem képes önmagában stabil repülésre, kivéve a csupaszárny repülőgépeket (lásd.: 1.3.2. fejezet). A stabilizáló hatást a szárny mögött a gép farkán elhelyezett vízszintes vezérsík stabilizáló nyomatéka hozza létre.

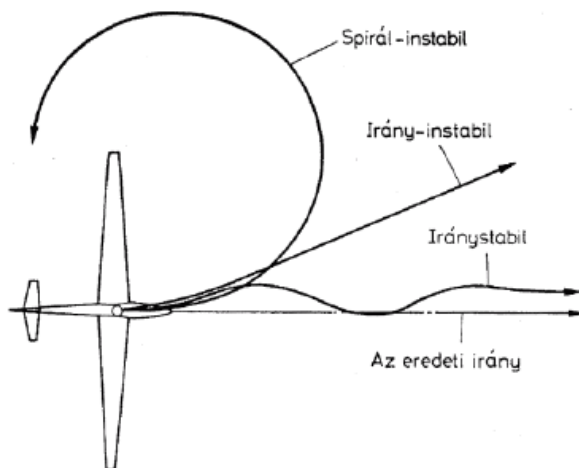
A repülőgép **dinamikusan** akkor **hossz-stabil**, ha a külső zavaró hatás által megzavart egyensúlyi helyzetét (állásszögét, sebességét) a magassági kormány használata nélkül, néhány csillapodó lengés után visszanyeri (1.2. ábra) [5].

A lengésnek két fajtája van, a rövid periódusú **állásszög-** és a hosszú periódusú **figoidlengés**.

Amennyiben oldalirányú zavarás a repülőgépet függőleges tengelye körül a repülési irányától elfordítja, de tehetetlensége miatt egy ideig még megtartja a mozgásának eredeti irányát. Ekkor a gép csúszik, azaz β szöggel oldalazva halad. Ha a gép az egyensúlyi helyzetébe önműködően visszatér, statikusan iránystabil. Amennyiben a zavarás elmúltával a repülőgép magától nem igyekszik felvenni az eredetit megközelítő helyzetét, a gép irány-instabil (1.3. ábra)[5]. Az iránystabilitás érdekében alkalmazzák a függőleges vezérsíkot, melyen csúszás során olyan nyomaték ébred, amely az azt létrehoz erők ellen hat. Ennek hiánya a csupaszárny repülőgépek esetében a vertikális tengelyen instabilitást eredményez, melyet a fedélzeti robotpilótának kell aktívan kompenzálnia.



1.2. ábra. Dinamikus hossz-stabilitás különböző fajtái: a: instabil, b: indifferens, c: stabil [5]



1.3. ábra. Az iránystabilitás különböző fajtái [5]

1.3. A repülőgépek geometriai kialakítása

1.3.1. Hagyományos felépítésű repülőgépek

A hagyományos felépítésű, illetve "T" vezérsíkú repülőgépek a legelterjedtebbek gyakorlatilag a repülés korai évei óta. A legtöbb katonai, polgári kis és nagy repülőgép, utasszállító gép ilyen kialakítású (1.4. ábra). Jellemző rájuk a nagyméretű főszárny, amely géptörzs eleje-közepe tájékán helyezkedik el, valamint a "T", fordított "T" vagy "Pillangó" vezérsík a gép farkán elhelyezve. A vízszintes vezérsík a keresztirányú stabilitásért és irányíthatóságért a függőleges vezérsík pedig a vertikális stabilitásért és irányíthatóságért felelős.



1.4. ábra. Hagyományos kialakítású Boeing 737-300 a Malév színeiben ¹

A főszárnyakat nagyobb sebességű gépek esetén szokásos hátranyilazni. A hangsebesség környékén fellépő indukált ellenállást ez csökkenti, így nagyobb maximális sebesség érhető el, mint a nyilazatlan szárny esetében. A II. Világháború óta alkalmazzák ezt az eljárást. Hátránya, hogy az ilyen gépek esetén az utazó illetve átesési sebesség is nagyobb, mint a nyilazatlan szárny esetén, így a fel és leszálláshoz is nagyobb sebesség, miáltal hosszabb kifutópálya szükséges. Áteséskor a szárnyon a szabályos (lamináris) áramlás valamilyen oknál fogva (pl. hirtelen állásszög változás, túl alacsony sebesség) turbulensé válik, vagy áramlásleválás következik be. Emiatt a szárnyon a felhajtóerő lecsökken, melyet általában magasságvesztés kísér.

A szárnyak geometriai vagy aerodinamikai elcsavarásával késleltethető a gép átesése. Az átesés a szárnytőnél alakul ki, a szárnyvég még zavartalanul repül, ezáltal a gép irányítható marad [6].

1.3.2. Különleges kialakítású repülőgépek

Különleges kialakítású repülőgépek a repülés őskora óta léteznek. A Wright fivérek első működőképes repülőgépe is egy ilyen, kacsá elrendezésű repülőgép volt, mégsem terjedtek el széles körűen.

Kacsaszárnyak

A kacsaszárnyú repülő olyan kialakítással bír, ahol a vízszintes vezérsík a főszárny előtt helyezkedik el, így az hátrébb kerül a pilóta mögé, nagyobb kilátást engedve számára.

¹forrás: http://www.jetfly.hu/rovatok/repules/polgari/tipusok/737_070219/

Elsősorban a katonai repülőgépek esetén hódít, mint a Magyarországon rendszerben lévő Jas 39 Gripenek (1.5. ábra) esetében.

Ez az elrendezés aerodinamikailag instabil gép esetében, fedélzeti számítógépes rendszer mellett igen fordulékony és agilis repülőt eredményez, amelynek rendkívül jók a légi harc tulajdonságai. A kacsaszárny további előnye, hogy bizonyos kialakítás mellett megelőzhető a gép átesése — először a kacsaszárny esik át, a gép leadja az orrát (állásszöge lecsökken), de továbbra is vezethető marad.



1.5. ábra. Kacsaszárnyú repülőgép - Jas 39 Gripen²

Létezik a kacsaszárnyakat a hagyományos felépítéssel ötvöző kialakítás is, melyet jellemzően az orosz vadászgépeken (Szuhoj 33, Szuhoj 35) alkalmaznak.

Delta és csupaszárnyak

A deltaszárnyak (1.6. ábra) és csupaszárnyak (1.7. ábra) kialakításukban nagyon hasonlítanak egymásra, csupán oldalarányukban (7.2) térnek el. Nem rendelkeznek vízszintes vezérsíkkal, a csupaszárnyak gyakran függőleges vezérsíkkal sem.



1.6. ábra. Deltaszárnyú repülőgép - Concorde³

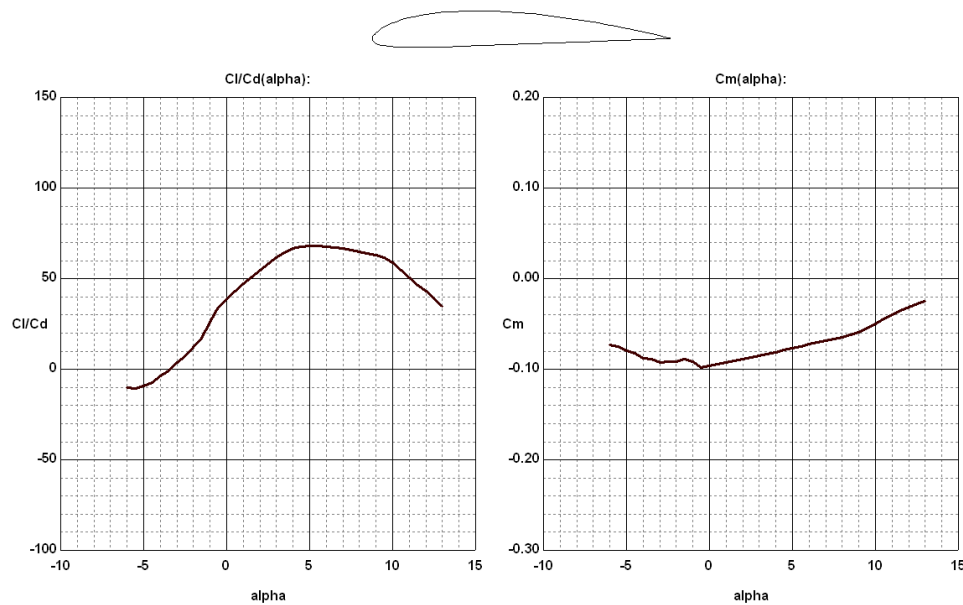
A csupaszárny repülőgépek ezeken felül nem rendelkeznek hagyományos törzsszel sem, a szárnyprofil megvastagításában helyezik el a kabint illetve hajtóműveket, ezáltal kisebb a gép radar keresztmetszete, valamint az ellenállása. A kisebb ellenállás miatt azonos hajtáslánccal hosszabb repülési idő érhető el.

²forrás: <http://www.saabgroup.com/en/Air/Gripen-Fighter-System/Gripen-for-India/Updates-from-the-Campaign-Director/Updates-from-the-Campaign-Director/>

³forrás: <http://www.museumofflight.org/concorde>



1.7. ábra. Csupaszárnyú repülőgép - B-2 Spirit⁴



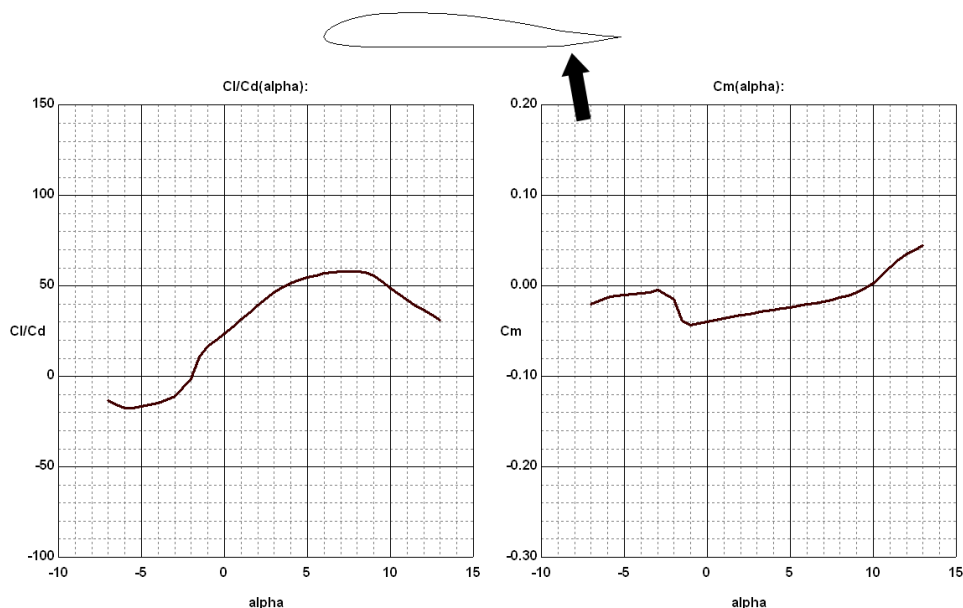
1.8. ábra. Hagyományos Clark-Y szárnyprofil polár diagramja és keresztmetszete⁵

A csupaszárny repülőgépek gyakorlatilag bármilyen szárnyprofillal készülhetnek, a szárny megfelelő hátranyilazásával illetve elcsavarásával, aminek köszönhetően stabil marad, viszont romlanak a teljesítmény értékei [5].

Stabilitásuk és teljesítményük érdekében a hagyományos szárnyprofilokkal (1.8. ábra) ellentétben (az alakja miatt) ún. "S" profillal (1.9. ábra), vagy nyilazással látják el őket. Az ábrákon látható a profilok keresztmetszete és azok polár diagramja (C_L felhajtóerő tényező, C_D légellenállás tényező és C_m nyomatéki együttható az állásszög (alfa) függvényében — bővebben a 7.2. fejezetben) látható. A nyomásközéppont vándorlás (mely szárnyszelvényekre jellemző) kihat a repülőgép stabilitására. Amennyiben előrébb vándorol az állásszög változásával, instabilitást eredményez. A hagyományos szárnyprofilok nyomatéki együtthatója jellemzően erősen negatív, ellenben az "S" profiloké általában pozitív, tehát kevésbé hajlamos a nyomásközéppont változásra, így a szárny önmagában stabil repülésre képes [5][6].

⁴forrás: http://www.military-today.com/aircraft/b2_spirit.htm

⁵Az ábrát a szerző készítette *Profili2* szoftver felhasználásával



1.9. ábra. Clark-YS "S" szárnyprofil polárdiagramja és keresztmetszete⁶

A csupaszárnyak esetében a repülőgép hosszirányú szabályozása eltér a klasszikus repülőgépektől. Amíg a klasszikus repülőgépeknek különálló magassági és oldalkormányja van (független aerodinamikai vezérsíkok) addig a csupaszárnyak ilyenekkel nem rendelkeznek. A fordulást ún. döntött fordulóval végzik, de a bedöntés szöge magasabb, mint a klasszikus gépek esetében, így a gépre nagyobb erők hatnak, illetve az oldalkormány hiánya miatt nem tudnak a fordulásra azzal rásegíteni.

Az oldalkormánynak illetve a függőleges vezérsíknak (amin elhelyezkedik) ezen felül egy aerodinamikai hosszirányú stabilizáló hatása van. A csupaszárnyak ennek hiánya miatt egyenesen (a zavaró erők miatt - szél) csak nehezen tudnak haladni, folyamatosan hullámoznak a vertikális tengely mentén. Ennek kiküszöbölésére kisméretű függőleges vezérsíkokat (kormányfelület nélküli aerodinamikai stabilizátorokat) helyeznek el a gépen, vagy osztott csűrő (Northrop Grumman B-2 Spirit) illetve légfék (Horten Ho 229) megoldást alkalmaznak. Ezeket azonban bonyolultságuk és folyamatos felügyeletük miatt fedélzeti autonóm irányítási rendszer nélkül nem lehet megfelelően vezérelni (bővebben 3.4.1. és 4.2. fejezetekben).

Mivel a csupaszárnyak nem rendelkeznek a klasszikus értelemben vett törzzsel illetve vezérsíkokkal sem, ezért kisebb a légellenállásuk és a radar keresztmetszetük. Ezeknek köszönhetően ideális civil vagy katonai pilóta nélküli légi jármű platformként szolgálnak.

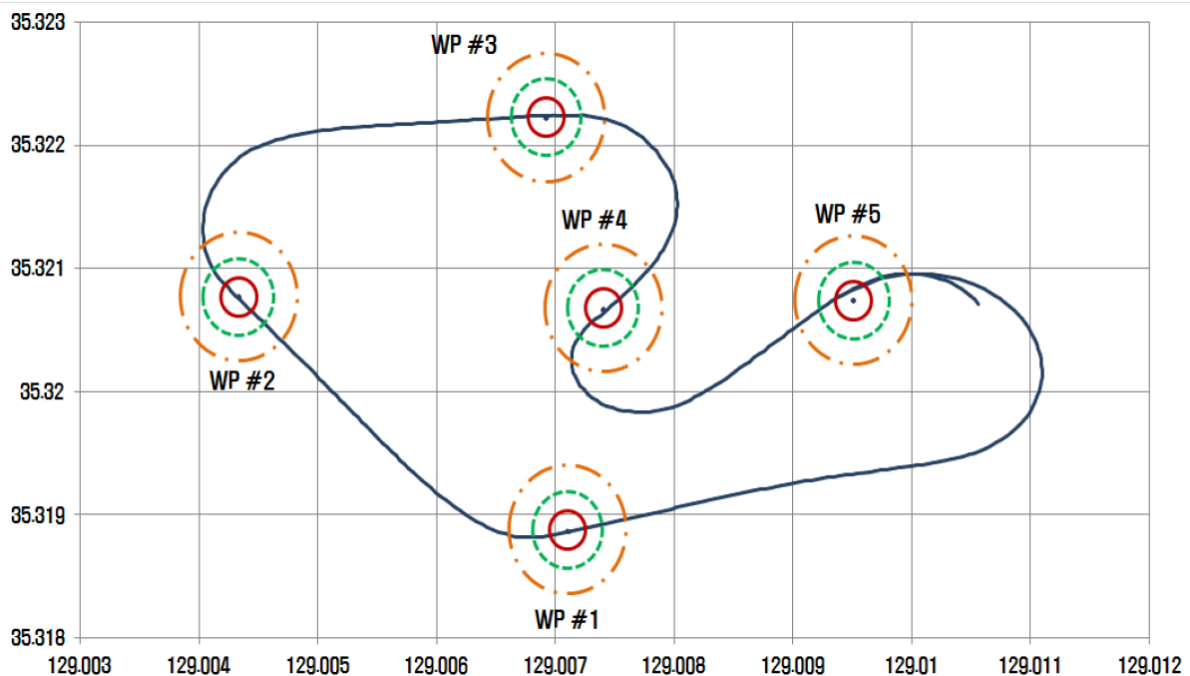
1.4. Az útvonal meghatározása: navigáció

A navigáció általában fordulópontok alapján történik, azok földrajzi pozíciójának megadásával. A legtöbb esetben kétdimenziós, síkbeli eljárásokat alkalmaznak, a harmadik dimenzió, a célmagasság, mint magasságtartási célérték jelenik meg.

⁶Az ábrát a szerző készítette *Profli2* szoftver felhasználásával

A repülőgépek útvonalának meghatározására számos megoldás létezik. Az ember vezette repülőeszközök általában látvarepülési szabályok (VFR - Visual Flight Rules) alapján, azaz szabad szemmel vezetve repülnek a domborzati viszonyoknak megfelelően és a terep alapján tájékozik. **Nagyobb robotrepülőgépek** esetén lehetőség van hasonló, képfeldolgozással segített navigációra [7].

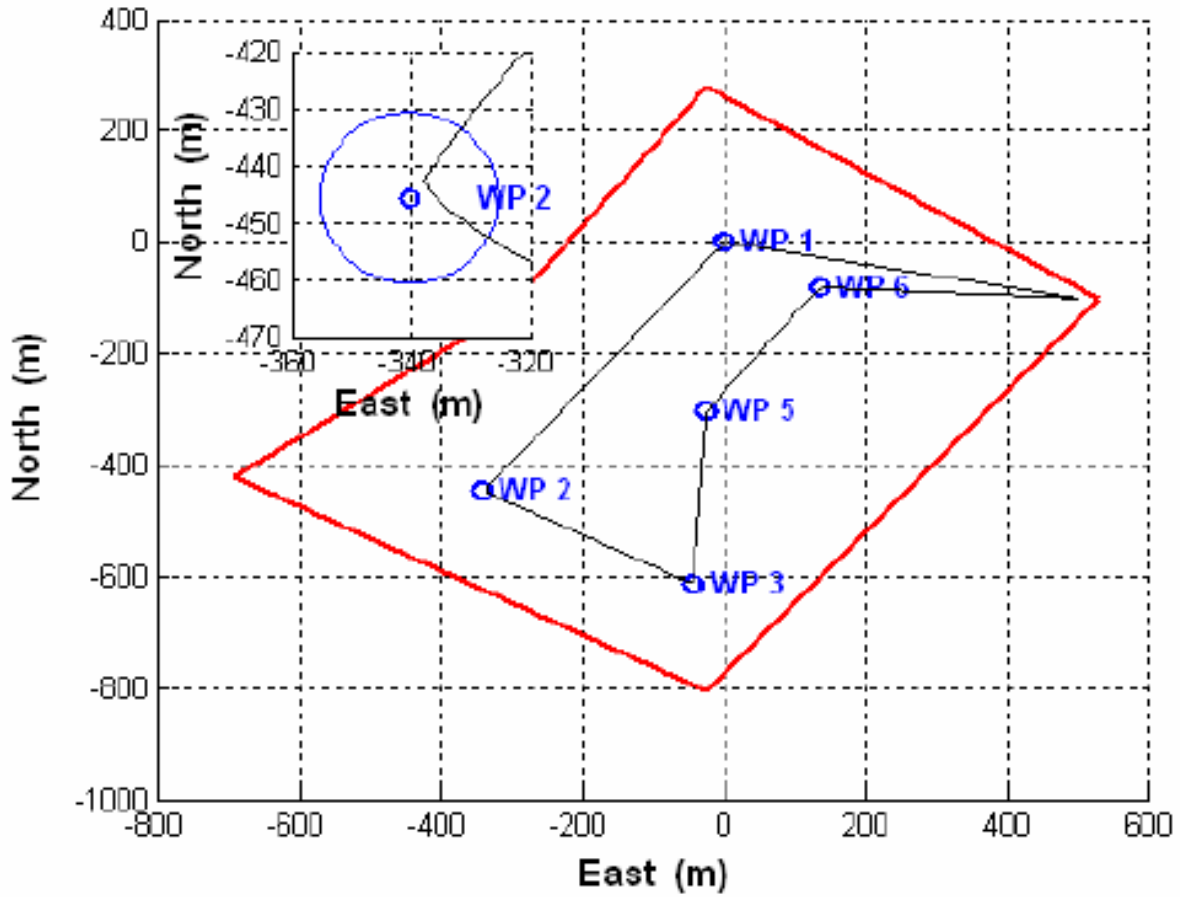
Amennyiben az időjárási viszonyok nem teszik lehetővé a VFR repülést, a pilótának lehetősége van műszeres (IFR - Instrument Flight Rules) repülésre, melyet különböző szenzorok segítenek. Ilyenek pl. a VOR/DME rádió navigációs rendszerek, melyek adóállomása a földön fixpontra (általában repülőterekre) vannak telepítve. A rendszerhez tartozik a repülőgépen egy vevő egység, mely a pilóta számára megadja a navigációs paramétereket. Ezen rendszerek méretükből, és repülőtér függőségükből adódóan kisméretű robotrepülők esetében nem alkalmazható. Helyette (a nagygépes repülésben is egyre terjedő) GPS alapú navigációt alkalmaznak széles körben, melyet adott esetben további szenzorokkal pontosítanak nagy számítási kapacitású szenzorfüziós eljárásokkal.



1.10. ábra. Fordulópont alapú navigáció [10]

Alapvetően két különböző megközelítése létezik az adott küldetés (fordulópontok sorozata) teljesítésére:

- Az egyik megközelítés szigorúan a fordulópontok teljesítését veszi figyelembe, a pontok által meghatározott egyeneseket figyelmen kívül hagyja [8][9][10] (1.10. ábra). Ebben az esetben elsődleges a cél fordulópont pozíciójának iránya a robotrepülőgéphez képest mérve. Ez abban az esetben megfelelő, ha az adott pontok információval rendelkeznek, valamilyen utasítást végre kell ott hajtani (pl. fénykép készítés).
- A másik megközelítés elsődlegesen az útvonalpontokat összekötő egyenest veszi figyelembe a repülési útvonal meghatározására [11][12] (1.11. ábra). Ez a



1.11. ábra. Útvonal alapú navigáció [12]

megközelítés pl. távvezetékek, folyómedrek, utak megfigyelésére illetve pl. léggöri változások mérésére alkalmas.

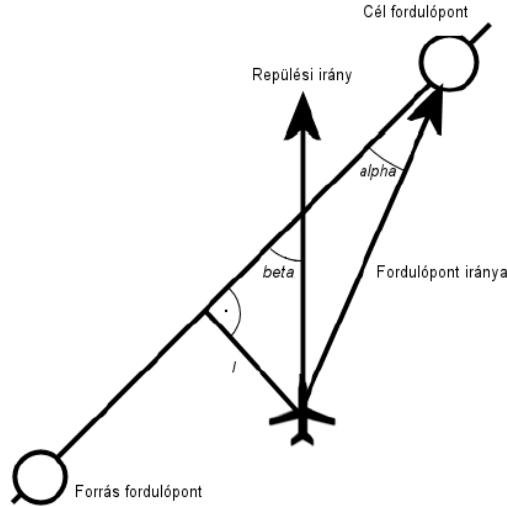
Léteznek ettől eltérő megoldások is, mikor a tervezett útvonalat elhagyva, egy adott mozgó objektumot kell követni. Ez lehet egy földi jármű [13] vagy egy másik repülőgép. Ebben az esetben robot-repülőgépes formációs repülésről beszélünk, amely témában számos [14][15] publikáció született az elmúlt években.

1.4.1. GPS alapú navigáció

A legtöbb GPS készülék alapszinten támogatja a hajózásban elterjedt **klasszikus navigációt**. A célpontok megadásával kiszámítja az aktuális pozíció és az útvonal szerinti útvonaltól való távolságot, fordulóponttól való távolságot, haladási irány hibát (1.12. ábra).

A szabályzó a haladási irány és az útvonal iránya közötti szöghibát, illetve az aktuális pozíció és az útvonal közötti távolságot minimalizálja. Ez biztosítja, hogy a gép folyamatosan az útvonalon haladjon a fordulópont felé, minimális hibával.

A klasszikus navigáció szerint a GPS által szolgáltatott három adat (α, β, l) alapján a szabályzórendszer átviteli függvénye (1.9) [B6] képezi a hibajelet (K_h) , mely közvetlenül



1.12. ábra. GPS navigáció számított hiba paramétere

vezérli a repülőgép oldalkormányát [6].

$$K_h = \begin{cases} \text{ha } (((\alpha - \beta)h_0 + lh_1)h_2)^3 > \text{max}, & \text{akkor } \text{max} \\ \text{ha } (((\alpha - \beta)h_0 + lh_1)h_2)^3 < \text{min}, & \text{akkor } \text{min} \\ \text{egyébként } & (((\alpha - \beta)h_0 + lh_1)h_2)^3 \end{cases}$$

(1.9)

ahol

- K_h az oldalkormány vezérlőjele min és max közé normálva (0 = semleges állapot),
- α a cél irány fokban (a következő forduló, vagy a cél irány Északhoz viszonyítva),
- β a repülőgép pillanatnyi repülési iránya fokban,
- l az eltérés a tervezett útvonaltól [m],
- h_0 az irányszabályzás meredekségét (érzékenységét) állító faktor,
- h_1 az útvonalszabályzás meredekségét (érzékenységét) állító faktor,
- h_2 a globális meredekséget állító faktor (gyakorlati szempontból célszerű alkalmazni a szabályzó beállítása során).

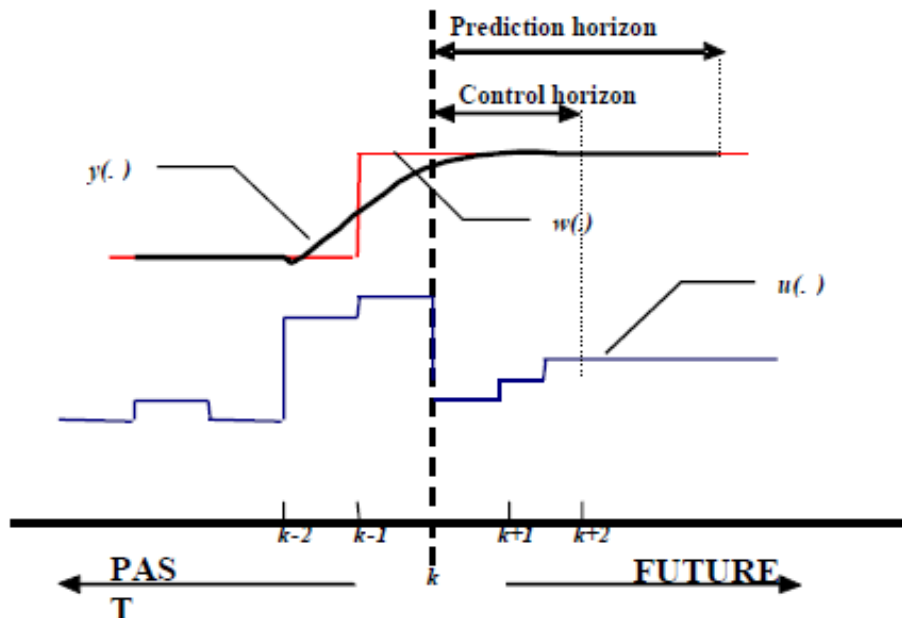
Ez a navigáció kielégítően működik megfelelő feltételek mellett, ahogyan azt a BH-03 (lásd.: 1.6.2. fejezet) robotrepülővel végzett kísérletek is alátámasztják, noha számos negatívummal rendelkezik (részletesen lásd.: 4. fejezet).

1.5. Az útvonal realizálása: szabályozási eljárások

A robotrepülőgépek szabályozására számos lehetőség áll rendelkezésre, kezdve az egyszerű arányos tagú visszacsatolástól a modell alapú prediktív szabályozókon át egészen a robusztus megoldásokig. Az egyes szabályozók tulajdonságai és számítási kapacitása más és más, az adott feladathoz és elvárásokhoz a legjobban illeszkedőt kell választani.

1.5.1. Modell alapú prediktív szabályozók

A modell alapú prediktív szabályozó család a rendszer jövőbeli válaszait becsüli egy prediktív modell segítségével (1.13. ábra). A tervezési horizont (H_p), mely minden időpillanatban a jövő felé tolódik, a jövőbeli mintákat jelöli. Az MPC a költségfüggvény minimalizálásával meghatározza rendszerre adott bemeneteket. A vezérlőjel mindig csak a szabályzási horizonton (H_c) belül változik.



1.13. ábra. MPC horizont [16]

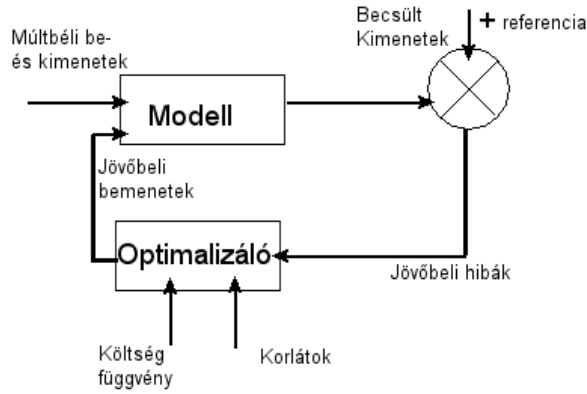
Ahogy az 1.14. ábrán látszik, az MPC **első lépésben** megbecsüli a H_p jövőbeli bemeneteket, melyek (1.10):

$$\hat{y}(k+j|k), j = 1, \dots, H_p \quad (1.10)$$

Ezek a kimenetek a k -ig tartó ki- és bemenetektől, valamint a jövőbeli szabályzójeltől (1.11) függenek.

$$u(k+j|k), j = 0, \dots, H_p - 1 \quad (1.11)$$

A jövőbeli bemenetek a költségfüggvény minimalizálásával határozhatóak meg oly módon, hogy a jövőbeli kimenetek a lehető legközelebb essenek a referenciához (1.12).



1.14. ábra. MPC felépítése [16]

$$w(k+j), j = 1, \dots, H_p \quad (1.12)$$

Utolsó lépésként az $u(k|k)$ vezérlőjelet ráadjuk a rendszerre, majd visszatérünk az első lépéshez [16].

Az MPC **előnye**, a **könnyű paramétereizhetőség**, a **korlátozások kezelése**, azonban **problémát jelent erős modellfüggősége** illetve nagy számítási igénye [15]. Ennek ellenére számos robotrepülőgép kutatásban sikeresen alkalmazták [17][18][19].

1.5.2. PID szabályozók

A PID szabályozókat széles körben használják ipari alkalmazásokban. A szabályozó kiszámítja a mért és az elvárt érték különbségét, majd ezt a hibát próbálja csökkenteni. Kimenetét ($u(t)$) a három (**P**roporcionális, **I**ntegráló, **D**ifferenciális) tag összege határozza meg (1.13), ahol K_p a proporcionális, K_i az integrálási, K_d pedig differenciális tag erősítő tényezője, $e(t)$ pedig a hibajel.

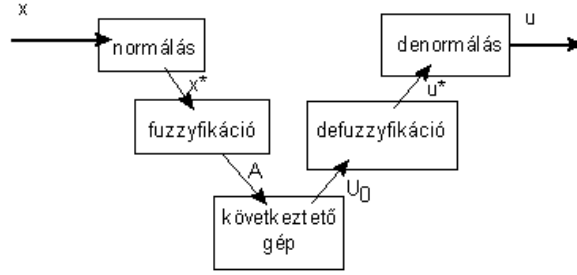
$$u(t) = K_p e(t) + K_i \int_0^t e(t) dt + K_d \frac{de(t)}{dt} \quad (1.13)$$

A PID szabályozó előnye a kis számítási igény, könnyű implementáció. Hátránya viszont az, hogy nem biztosít optimális szabályozást, sem pedig stabilitást, valamint nemlineáris rendszerek kezelésére csak korlátozottan alkalmas. A szabályzási értékeinek állítására különböző empirikus [20] és tudományos [21][22][23][24] eljárás létezik.

Ugyan számos negatívummal rendelkezik, de egyszerűsége, és viszonylagosan könnyű paramétereizhetősége miatt mégis **előszeretettel alkalmazzák robotrepülőgépek szabályozásában** [25][26][27][28][29][54] **kielégítő eredményekkel**.

1.5.3. Fuzzy szabályozók

Az utóbbi évtizedekben számos "*soft computing*" technika terjedt el, melyek közül az egyik legnépszerűbb a fuzzy szabályozás [30] (1.15. ábra).



1.15. ábra. Fuzzy szabályozó struktúra

Normalizálás során az x alapjelet a tagsági függvény értelmezési tartományába kell transzformálni (x^*), mely gyakorlatilag egy erősítésnek felel meg. Fuzzyfikálás során az éles (crisp) x_i^* változóhoz egy A_i halmazt rendelünk. A következtető gép a szabályzót leíró szabályok alapján előáll U_0 fuzzy halmaz, illetve annak tagsági függvénye. A defuzzyfikálás során az U_0 fuzzy halmazhoz éles (crisp) u^* kimenetet rendelünk, majd abból a denormálás (erősítés) során előállítjuk u vezérlő jelet [31]. Számos fuzzyfikációs és defuzzyfikációs eljárás létezik, melyek az adott alkalmazástól függően kerülnek kiválasztásra.

Az utóbbi években **megannyi fuzzy szabályozóval ellátott robotrepülőgép kutatás** történt, mely a fuzzy szabályozó alkalmazhatóságát vizsgálta normál útvonalrepülés [32] vagy akár leszállási manőver alatt [33].

1.5.4. Nemlineáris harmadfokú szabályzó

A repülésben jelenlévő nemlinearitások kezelésére lett megalkotva egy speciális harmadfokú átviteli függvénnyel jellemezhető szabályzórendszer [6].

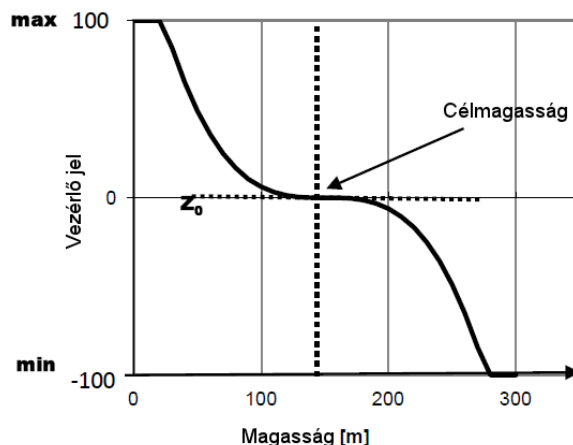
$$K_h = \begin{cases} ha((V_{act} - V_{des})V_{amp})^3 + V_{offs} > max, & akkor max \\ ha((V_{act} - V_{des})V_{amp})^3 + V_{offs} < min, & akkor min \\ egyebkent((V_{act} - V_{des})V_{amp})^3 + V_{offs} & \end{cases} \quad (1.14)$$

, ahol

- K_h a vezérlőjel
- V_{act} az aktuális mért érték,
- V_{des} a kívánt érték,
- V_{amp} a szabályzó erősítése,
- V_{offs} a szabályzó offszet értéke.

A szabályzóban alkalmazott átviteli függvény (1.14) értelmezése a 1.16. ábrán, a magasságszabályozás kapcsán a következők szerint értelmezhető. A diagramon meg lett jelölve a célmagasság ($V_{des} = 150m$), valamint az ahhoz tartozó neutrális kimeneti érték ($K_{h0} = 0$). Amennyiben a célmagasság értéke magasabb a pillanatnyilag mért magasságértéknél, akkor a kimeneti jel értéke magasabb lesz, mint a neutrális kimeneti érték. Abban az esetben, ha a célmagasság kisebb, mint a pillanatnyilag mért magasság,

akkor a kimeneti jel értéke alacsonyabb lesz a neutrális kimeneti értéknél. Mivel a függvény értékei a célmagasságtól eltérve a végtelenbe tartanak, a gyakorlati alkalmazhatóság érdekében a kimenő értékét egy előre definiált maximum és minimum értékek közé kell korlátozni. A módszer olyan kormány szabályozásához alkalmazható, amely szimmetrikus kitérésű.



1.16. ábra. Nemlineáris harmadfokú szabályzó visszacsatolási diagramja [A1]

Ilyen kormány lehet a magassági- az oldal- vagy a csűrő-kormányfelület. A hajtómű teljesítményének vagy az ívelőlapok szabályozásának a függvényt úgy kell módosítani, hogy annak minimális kimenőjele legyen nulla ($K_{hmin} = 0$) és maximális kimenőjele legyen $Z_{hmax} = max$. Ebben az esetben a függvény lapos szakasza legyen a szabályozni kívánt értékhez tartozó kimenőjel szintje. Például, ha a motorteljesítmény szabályozása a cél, akkor a függvény inflexiós pontjához tartozó kimenőjel (K_{h_0}) szintje épen akkora motorteljesítményhez kell, hogy tartozzon, ami az adott szabályozási szinthez szükséges. Az ismertetett szabályzó közvetlenül alkalmas a repülőgép sebesség és magasság szabályozására és az imént ismertetett kiegészítéssel az iránytartásra. Gyakorlati vizsgálatok bizonyították a szabályzó alkalmazhatóságát [6][B1].

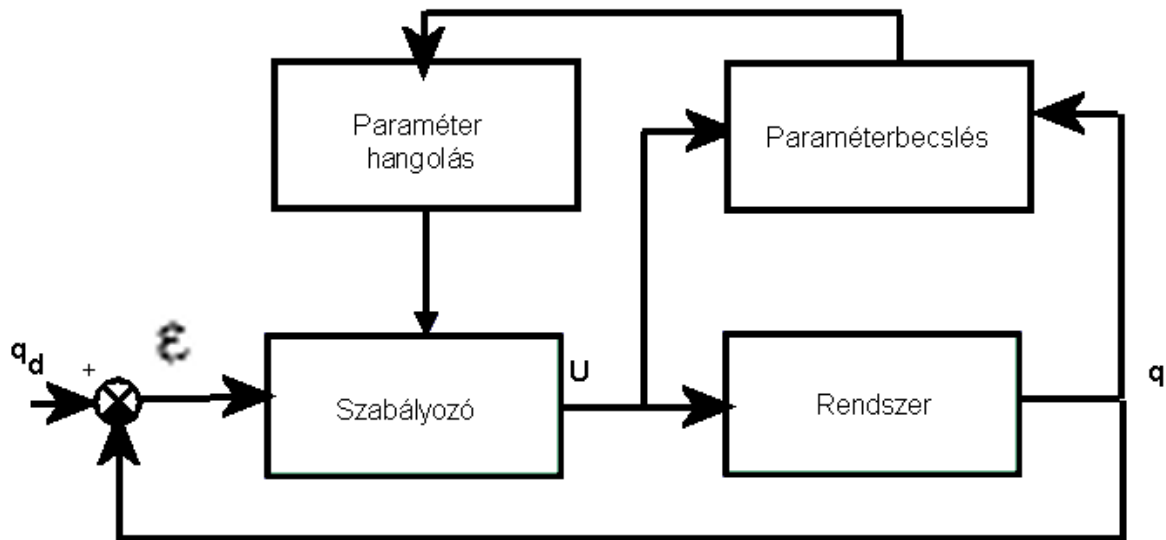
1.5.5. Adaptív szabályozók

A szabályozástechnikában ismeretesek klasszikus adaptív megoldások mint pl. az *Adaptive Inverse Dynamics (AID)* vagy az *Adaptive Slotine-Li Controller (ASLC)*, melyek a rendelkezésre álló közelítő dinamikai modell adaptív hangolását valósítják meg, általában Ljapunov második módszerének az alkalmazásával robotokra mint klasszikus mechanikai rendszerekre.

Ljapunov által kidolgozott módszer alkalmazható lineáris és nemlineáris, gerjesztett és gerjesztetlen szabályozási rendszerekre. A nemlineáris rendszereket két részre bontja. Az egyik Ljapunov első vagy közvetett módszere, mely a rendszert leíró differenciálegyenletek, -egyenletrendszerek megoldásán alapul [34]. A másik módszer, Ljapunov második vagy közvetett módszere ezen egyenletrendszerek megoldása nélkül teszi lehetővé a stabilitás eldöntését [34]. Eszerint a stabilitás elégséges feltétele, hogy a V Ljapunov-függvény zérushoz tartson, ha az idő a végtelenhez tart. Nemlineáris rendszerek esetében a Ljapunov függvényt nehezebben lehet meghatározni [35].

Az AID és ASLC a szabályozók hátránya, hogy a rendszert nem érhetik tartós ismeretlen külső zavarok, továbbá hangolási módszerük "sok fölösleges, önkényes szabályozó paramétert tartalmaz" [36].

A fentieknél gyakorlati közelebbi megoldások a *Model Reference Adaptive Controller* (MRAC) jellegű szabályozók, amelyek dinamikai modell paraméterek helyett szabályozó paramétereket és gyors visszacsatoló jeleket alkalmaznak (1.17. ábra).



1.17. ábra. Modell referenciás adaptív szabályozó (MRAC) [37]

A fenti szabályozók legnagyobb hátránya az erős matematikai nehézségek leküzdése, bár forgószárnyú, multitoros robotrepülőgépek elektromotorjainak [38] illetve csupaszárny robotrepülőgépek hibatűrő [39] szabályozása esetén alkalmazzák, amivel jelentős javulást értek el a gép repülési teljesítményében.

Magyarországon folynak olyan kutatások, melyek a MRAC szabályozók matematikai nehézségek elkerülése céljából egyszerű, *Robustus Fixpont Transzformációt* (Robust Fixed Point Transformation - RFPT) alkalmaznak, kiváltva ezzel a Ljapunov-függvény alkalmazását [36].

1.5.6. Robusztus változó struktúrájú illetve csúszó mód szabályozók

A robusztus változó struktúrájú (VS) illetve csúszó mód (SM) szabályozók egyfajta nemlineáris szabályozók családjába tartozik, mely a rendszer dinamikájába avatkozik be nagyfrekvenciájú kapcsolójellel. Az állapot visszacsatolás nem egy időben folytonos függvény, hanem meghatározott állapotok között váltogat.

Általában a VS szabályozókat csúszó móddal tervezik. Előnyük, hogy érzéketlenek a modell változására, hátrányuk pedig, hogy ún. "chattering" jöhet létre az implementációs korlátok miatt. A legújabb kutatások már CARE alapú csúszó szektor megoldást alkalmaznak a chattering elkerülésére [40].

A VS/SM szabályozót a szerzők robot-repülőgépes formációs (vadász - préda) repülés pályájának tervezésére alkalmazták [41]-ben.

1.5.7. Állapottér leírason alapuló szabályozók

Az állapotter elmélet az irányítástechnikában napjainkban előszeretettel alkalmazott tárgyalási módszer, főként optimális rendszerek tervezésére, valamint nemlineáris rendszerek stabilitásának a vizsgálatára szolgál. Az állapotter módszer nem helyettesíti, hanem kiegészíti a már jól ismert frekvenciatartománybeli Bode, illetve Nyquist módszereket [3].

A rendszer *állapota* egy t_0 időpontban az az információ, amelyből az $u(t)$, $t \geq t_0$ bemenőjel ismeretében a rendszer válasza minden $t \geq t_0$ időpillanatra meghatározható [42].

A **lineáris idő invariáns** (*Linear time-invariant - LTI*) rendszerek leírhatóak azok lineáris differenciálegyenleteikkel, melyek konstans együtthatókat tartalmaznak (1.15, 1.16).

$$\dot{x} = Ax + Bu \quad (1.15)$$

$$y = Cx + Du \quad (1.16)$$

Egy LTI rendszer megadható annak n állapotegyenletével, ahol x állapotvektor n elemű, u bemeneti vektor r elemű, A egy $n \times n$ -es állapot mátrix, melyben az a_{ij} együtthatók szerepelnek, B egy $n \times r$ bemeneti mátrix, y egy m elemű kimeneti vektor, melyben $y_i(t)$ kimeneti változók szerepelnek, C egy mn -es kimeneti mátrix, mely az állapotváltozókat súlyozza, D pedig egy $m \times r$ -es segédmátrix, amely a bemeneteket súlyozza. A rendszer ugyan lineáris, de mégis alkalmazható robotrepülőgépek modellezésekor: a szerzők [43]-ben a robotrepülőgépet LTI rendszerként alkották meg.

A **lineáris változó paraméterű** (*Linear Parameter Varying - LPV*) irányítástervezés alkalmas nemlineáris rendszerek modellezésére. Az LPV rendszerek azon időben változó lineáris rendszerek csoportja, mely állapottere folyamatosan függ az időben változó $\rho(t)$ paramétervektortól, melynek trajektóriája ismeretlen ugyan, de értékei valós időben mérhetőek vagy számíthatóak és egy adott korlátos tartományba illeszkednek. Egy n -ed rendű LPV rendszer rendszeregyenlete (1.17, 1.18)[44]:

$$\dot{x} = A(\rho)x(t) + B(\rho)u(t) \quad (1.17)$$

$$y = C(\rho)x(t) + D(\rho)u(t) \quad (1.18)$$

A modellben a paraméterváltozók megválasztásával elrejthető a rendszer nemlinearitása, valamint a mért paraméterváltozók biztosítják, hogy a tervezni kívánt szabályozó képes legyen a rendszer teljes működési tartományát leírni. Az LPV rendszerek leírására az egyik lehetőség a politópikus modellezés, mely során a nemlineáris modell $A(t)$, $B(t)$, $C(t)$, $D(t)$ paramétermátrixait a modell érvényességi területét reprezentáló politóp pontjaiban linearizált formában írjuk fel, és így egy lineáris modellsereget kapunk (a modell így csak az adott politóp tartományon belül érvényes) [44][45].

A szerzők [46]-ben egy robotrepülőgép hosszirányú mozgását modellezték LPV rendszerként. A légsűrűség változás repülés közben elhanyagolható, így csak a repülési

sebesség az egyetlen változó paraméter, amely viszont széles tartományban (22-72 m/s) képes mozogni.

Amennyiben egy LPV rendszer $\rho(t)$ változóinak egy része megegyezik az $x(t)$ állapotokkal, akkor a rendszert a **kvázi-lineáris változó paraméterű** (*quasi Linear Parameter Varying - qLPV*) rendszernek nevezzük. A qLPV előnye, hogy a rendszer teljes működési tartományát képes kezelni [47].

A **tenzorszorzat-modell** (*tensor product - TP*) transzformációt először [48] és [49]-ben javasolták szabályozástechnikában a magasabb rendű szinguláris érték dekompozíció (*higher-order singular value decomposition - HOSVD*) numerikus rekonstrukciójára. A tenzorszorzat-modell transzformáció megadja az adott LPV modell egyértelmű és jól definiált alakját. Ez nem kapható meg analitikus átalakításokkal. Így a tenzorszorzat-modell transzformáció eredményét 2006-ban elnevezték a **politópikus** vagy LPV modellek HOSVD alapú kanonikus alakjának [50].

A szerzők [51]-ben bemutatták a TP gyakorlati alkalmazhatóságát.

1.6. Magyar robotrepülőgépek

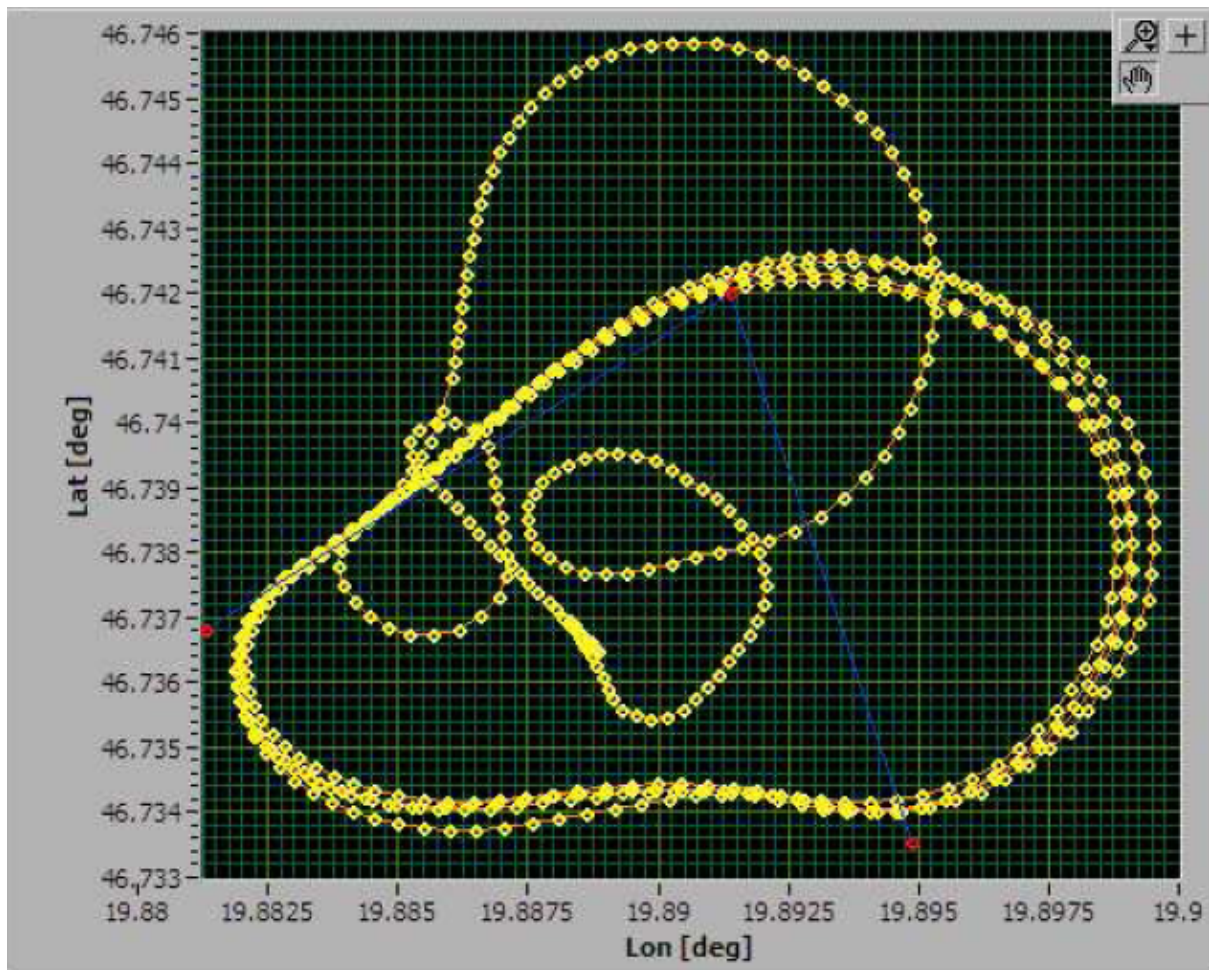
1.6.1. Meteor 3R

A Meteor 3R (1.20. ábra) robotrepülőgépet az AeroTarget Bt. gyártotta a Magyar Honvédség számára célanyagként a Mistral rakéták számára a Szojka III sikertelenségét követően [53]. Számptalan hazai és külföldi sikeres lögyakorlat után a projektet szintén megszüntették. A gépet kézi illetve előre beállított nyomvonalon autonóm üzemmódban lehetett irányítani (1.1. táblázat). A gépen helyt kapott egy radarkeresztmetszet növelő Luneberg lencse, amely a célazonosítást segítette elő. A szárnyakon reflektív fóliát visel, és maximum négy darab piropatront tud hordozni, amelyek segítségével méri be célpontként a rakéta. Az autópilóta GPS alapján szabályoz, kéttengelyes infra stabilizátor segítségével. Opcionálisan kamerát hordozhat. Kilövése katapulttal, vagy csörlővel lehetséges. Kilövés után rövid ideig nagy ívű parabola pályán repül (1.18. ábra) [B1][54].

Navigációját fordulópontok alapján realizálta, klasszikus navigációt valamint diszkretizált PID szabályozót alkalmazott a **kielégítő** magasság- és iránytartáshoz. Az irányszabályozó a GPS modul frissítési frekvenciájával (4 Hz) működött. A repülőgép a pályát végig teljes gázon repülte, így a motor fordulatszámát a robotpilóta nem szabályozta, és a magassági kormánnyal sem avatkozott be a repülési sebesség realizálásába.

1.6.2. BH-03

A BH-03 (1.21. ábra) a Bonn Magyarország Elektronikai Kft. és a Budapesti Műszaki Főiskola együttműködéséből 2008-ban létrejött kisméretű elektromos meghajtású robotrepülőgép. A gép fedélzeti irányítási rendszere Inerciális Mérőegység (IMU - Inercial Measurement Unit) és GPS segítségével képes volt teljesen autonóm útvonalrepülésre (1.1. táblázat). Felszállása csörlővel gyorsított, leszállása pedig hasra történő kézi manőver, bár kísérletek voltak ezek autonóm megoldására. **A fedélzeti autonóm irányítási rendszer szoftvere, algoritmusai és eljárásai teljesen mértékben**



1.18. ábra. Meteor 3R autonóm repülése - Útvonaltartás nagy ívű pályán [54]

a saját munkám (Dr. Molnár András vezetésével). A gép képes volt kéttengelyes kamerastabilizálásra, és rövid távú digitális képátvitelre [B1].

Navigációját fordulópontok alapján realizálta, klasszikus navigációt (lásd.: 4. fejezet) és **nemlineáris harmadfokú**, valamint diszkrétizált **PID** szabályozót alkalmazott, mely utóbbi paraméterei a Zeigler-Nichols eljárással lettek meghatározva a **kielégítő** sebesség-, magasság- és iránytartáshoz (1.19. ábra). Az irányszabályozó a GPS modul frissítési frekvenciájával (5 Hz), a sebesség- és magasságszabályozók pedig az aktuátorok maximális feldolgozási sebességével (100 Hz) működtek.

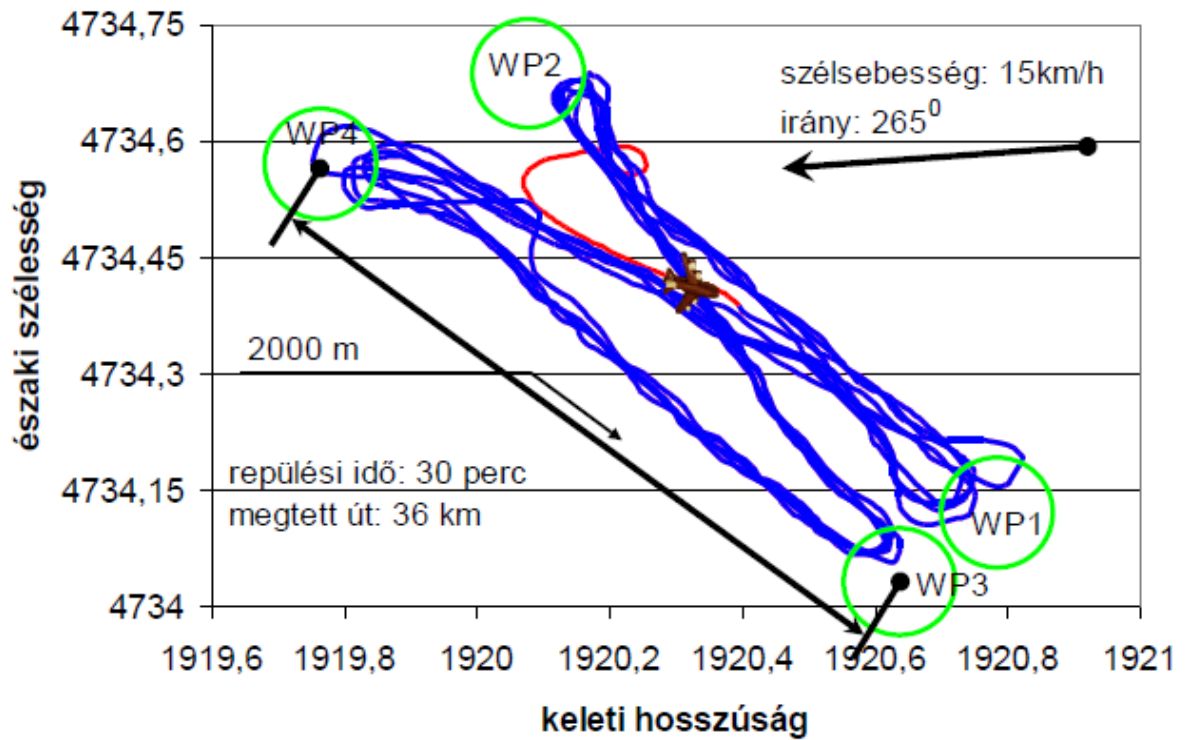
1.7. Robotrepülőgépek csoportosítása

Munkám során megvizsgáltam a már létező magyar és külföldi pilóta nélküli légi járműveket (1.1, 1.2. táblázat) és tanulmányoztam azok autonóm irányítási rendszereit.

A kisméretű katonai (pl. Desert Hawk, Casper 250, Meteor 3R) és civil (BH-03) repülőgépek tömege 1-10 kg, szárnyfesztávolságuk 1-3 m, meghajtásuk jellemzően elektromos, akcióradiuszuk 5-10 km, maximális repülési idejük 1-2 óra (1.22. ábra).

A közepes méretű robotrepülőgépek szárnyfesztávolsága csak enyhén nagyobb (4-5m)

autonóm repülés nyomvonal



1.19. ábra. BH-03 autonóm repülése - Útvonal tartás négy fordulóponttal, több körön át (pirossal a manuális, kézzel az autonóm repülés nyomvonala látható) [B1]



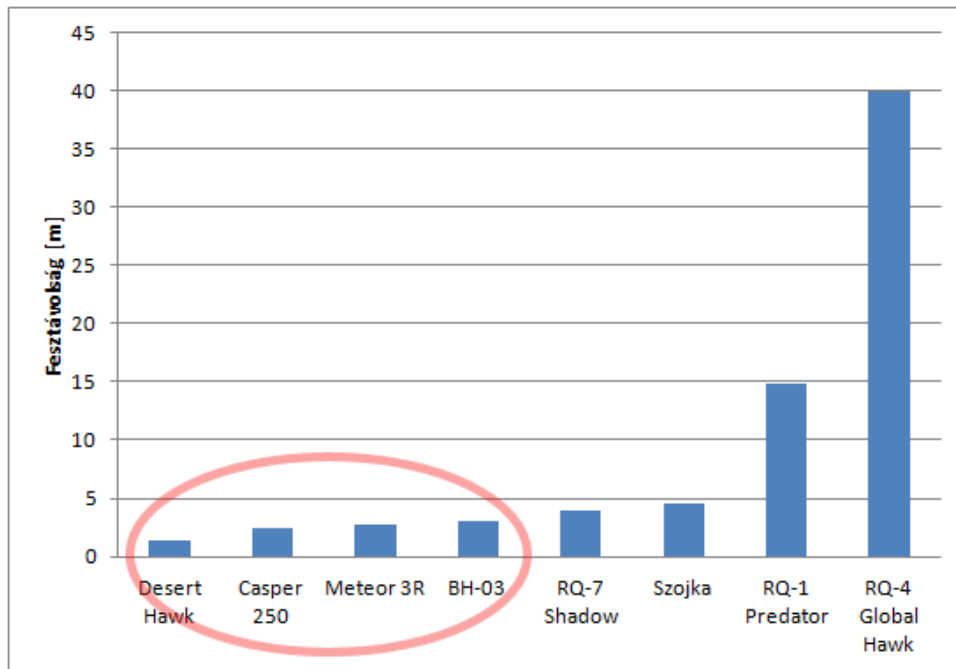
1.20. ábra. Meteor 3R [54]



1.21. ábra. BH-03 - a szerző saját fényképe

kisméretű társainál, azonban tömegük (100-200 kg), akcióradiuszuk (100-200 km) illetve maximális repülési idejük (3-6 óra) jelentősen nagyobb. Meghajtásuk robbanómotorral történik.

A nagy méretű robotrepülőgépek az ezeknél nagyobb (5-40m) szárnyfesztávolságú gépek. Ez a kategória az előzőeket minden tekintetben felülmúlja, a gyakorlatban pilóta nélküli, de teljes értékű nagy repülőgépnek számítanak. Meghajtásukról robbanómotor vagy sugárhajtómű gondoskodik.



1.22. ábra. Robotrepülőgépek összehasonlítása szárnyfesztávolság szerint

	Desert Hawk	Casper 250	Meteor 3R	BH-03
Fesztávolság [m]	1,37	2,5	2,7	3,1
Hossz [m]	0,91	1,7	1,8	1,7
Tömeg [kg]	3	4	11	5,5
Hasznos teher [kg]	n/a	0,85	4	2
Repülési idő [óra]	1,5	1,5	0,5	0,75
Repülési magasság [m]	n/a	2100	2000	2000
Akciórádusz [km]	15	10	60	5
Meghajtás	Elektromos	Elektromos	Elektromos	Elektromos
Méret	kismértű	kismértű	kismértű	kismértű

1.1. táblázat. Robotrepülőgépek csoportosítása 1.

	RQ-7 Shadow	Szojka	RQ-1 Predator	RQ-4 Global Hawk
Fesztávolság [m]	3,9	4,5	14,84	39,9
Hossz [m]	3,4	3,8	8,23	14,5
Tömeg [kg]	149	145	1035	14628
Hasznos teher [kg]	25,3	20	202,5	1360
Repülési idő [óra]	6	3,5	40	35
Repülési magasság [m]	4570	3000	7620	18900
Akciórádusz [km]	125	200	740	22780
Meghajtás	Robbanómotor	Robbanómotor	Robbanómotor	Sugárhajtómű
Méret	közepes mértű	közepes mértű	nagy mértű	nagy mértű

1.2. táblázat. Robotrepülőgépek csoportosítása 2.

A kisméretű pilóta nélküli légi járművek üzemeltetéséhez és teszteléséhez elegendő egyetlen személy, üzemeltetési és alapanyag költségük alacsony. Ez a repülőgép osztály áll legközelebb a modellrepülőgépekhez méretben és tömegben, így azok megfelelő alapanyagként szolgálnak az ilyen jellegű kutatásokhoz.

1.8. Következtetések

Megvizsgáltam a már létező magyar és külföldi pilóta nélküli légi járműveket és tanulmányoztam azok autonóm irányítási rendszereit. Kategorizáltam e rendszereket méret és tömeg szerint, részletesen bemutatva a kisméretű robotrepülőgép osztályt:

- a kisméretű katonai és civil pilóta nélküli repülőgépek **tömege 1-10 kg**,
- **szárnyfesztávolságuk 1-3 m**,
- meghajtásuk jellemzően **elektromos**,
- akciórádiuszuk 5-10 km,
- maximális **repülési idejük 0,5-1,5 óra**.

A BH-03 fejlesztése során megszerzett tapasztalatokat felhasználva olyan univerzális fedélzeti autonóm repülésirányító egységet kívánok fejleszteni, mely alkalmas tetszőleges kialakítású kisméretű robotrepülőgépek vezérlésére.

A **kisméretű robotrepülőgépek** fedélzeti rendszereinek tervezése során azok **méreteiből és szerkezeti struktúrájukból** adódóan olyan hatásokat lehet **elhanyagolni** (pl. a szárnyra ható rezgések, kormányfelület deformációk stb.) melyeket a nagyobb gépek esetében mindenképpen figyelembe kell venni.

Sok esetben kevésbé összetett, pl. PID típusú **szabályozók is elegendők** a **kielégítő** sebesség-, magasság- és iránytartáshoz. A szerző [52]-ben egy egyszerű, *minimalista* szabályozási stratégiát mutat be.

Normál útvonalrepülés során a gépre ható nemlinearitások jól közelíthetőek lineáris szakaszokkal azok trimhelyzetében, pl. a gép repülése során olyan magasságban illetve állandó, ún. utazósebességgel repül, hogy a légsűrűség változás elhanyagolható, valamint a sebesség változással sem kell kalkulálni. Ezekből kifolyólag a robotrepülőgépet **LTI** rendszerként lehet leírni.

Következtetésképpen **kisméretű** robotrepülőgépek esetében, ahol a fedélzeti elektronika és a számítási kapacitás is erős korlátokkal bír, elegendő a bemutatott **PID illetve nemlineáris harmadfokú** szabályozó, melyek **kielégítő gyakorlati eredményekkel** szolgálnak.

Ezen szabályozók hangolásában korábbi munkáimból (PID: Zeigler-Nichols-, nemlineáris harmadfokú: empirikus illetve szimulációs eljárás) kifolyólag (lásd. BH-03) széles körű tapasztalatokkal rendelkezem.

2. fejezet

Pilóta nélküli légi járművek irányításának ellenőrzése kontrollált tesztkörnyezetben

A kutatás és fejlesztés elengedhetetlen része a tesztelés, amely állhat szimulációból illetve valódi repítésből. Sajnálatos módon utóbbit csak szűk időjárási feltételek mellett lehet végrehajtani, valamint a teljes repülőeszköz, a robotpilóta és a hordozott teher fokozott veszélynek van kitéve.

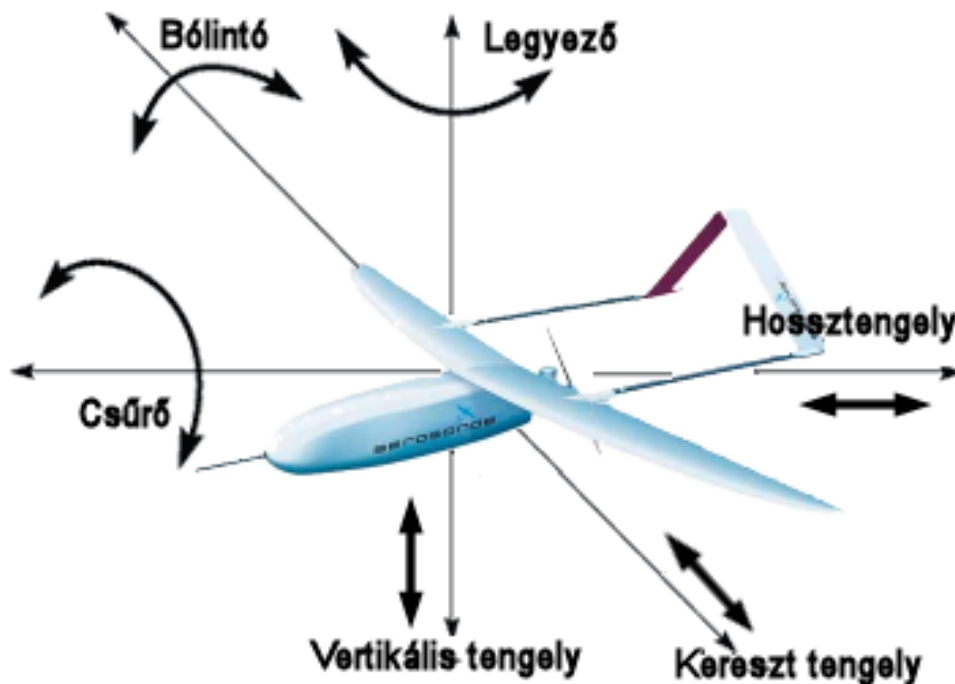
Tisztán szoftveres szimulációval (pl. Matlab-Simulink) tesztelni lehet ugyan egyes szabályozási elveket, megvalósításokat, de a szimuláció a fedélzeti szoftver illetve hardver hibákra nem mutat rá. Az ideális tesztelést a kontrollált tesztkörnyezetben való szimuláció jelenti, ahol a maga a robot össze van kötve a szoftveres szimulációval, így a rendszer válasza a valóságos roboteszköztől érkeznek.

2.1. Az AeroSim légügyi szimulációs csomag

Az Aerosim egy légügyi szimulációs kiegészítő csomag Matlab/Simulink alá, amely komplett eszközkészletet biztosít szabályzástechnikai, navigációs eljárások és hat szabadsági fokú nemlineáris repülőgép dinamikai modellek és azok implementációjának gyors fejlesztéséhez [70][71]. A hat szabadsági fok a kereszt-(bólintó), hossz tengely (csúró) és a vertikális (legyező) tengely szerinti rotációs és translációs mozgások (2.1. ábra).

A fejlesztők elkészítették többek között az Aerosonde pilóta nélküli légi jármű dinamikai modelljét, mely szabadon elérhető a csomaggal együtt. A csomag lehetőséget ad a modellen keresztül különböző hossz- és keresztirányú irányítástechnikai problémák megoldására, többféle, éles repülésben veszélyes helyzetek tesztelésére. Ilyenek például a parciális rendszerhibák, aktuátor meghibásodások, zajos mérési eredmények, nem ideális időjárási körülmények, motorhibák. A csomag tartalmaz ezen felül még egy interfészt a FlightGear repülő szimulátor szoftverhez, mely segítségével vizuálisan ábrázolható az éppen tesztelt repülés.

Az Aerosonde egy kisméretű robotrepülőgép, melyet a 90'-es években kezdte el fejleszteni az Insitu Inc., elsősorban meteorológiai kutatások elősegítésére az Ausztrál Meteorológiai Hivatallal együttműködve [55]. A gépet úgy tervezték, hogy olcsón és egyszerűen képes legyen olyan helyen és körülmények között méréseket végezni, melyek



2.1. ábra. A hat szabadsági fok szerinti mozgások

egyéb technológiákkal túl drágának, veszélyesnek vagy lehetetlennek bizonyulnának. Meteorológiai célú ballonos légköri méréseket kétszer végeznek naponta a világ minden pontján egyszerre, több mint ezer állomásról. Az óceánok felett azonban ez problémás, mivel azt egy hajóról vagy repülőgépről kell indítani, így az rendkívül költséges. A prototípus 1993-ban repült, demonstrálva a platform és az egész elképzelés létjogosultságát. Kezdetben egy módosított Enya R120 20cm^3 vagy 24cm^3 -es, négyütemű, alkoholos belső égésű motorral készítették (2.1. táblázat) [56].

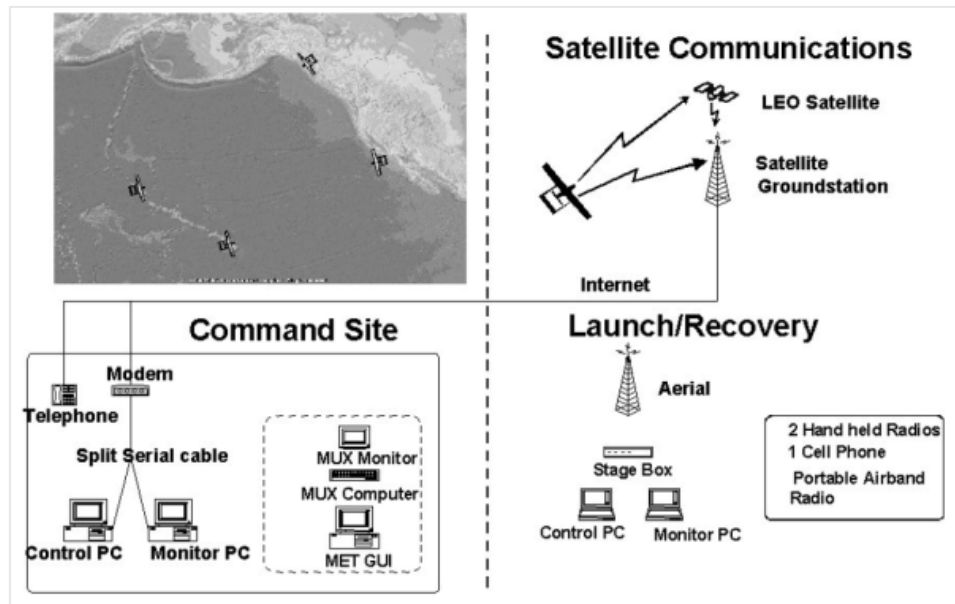
A robotrepülőgép 1998-ban állt az Ausztrál Meteorológiai Hivatal szolgálatába. Azóta a folyamatos kutatásnak és fejlesztésnek köszönhetően a gép képességei messze túlszárnyalják az eredeti elképzeléseket. A fedélzeti elektronika egy Motorola 68332 beágyazott processzor köré épült, a navigációról GPS gondoskodik piezoelektromos giroszkópok és barometrikus nyomásmérők (sebesség és magasság) segítségével. A telemetriáért kezdetben UHF rádió és erősítő gondoskodott, amellyel 180 km távolságról képes volt adatátvitelre. Később helyet kapott a fedélzeten egy kisméretű műholdas adó-vevő (LEO- low earth orbit), mellyel az addiginál jóval nagyobb távolságokat lehet áthidalni [57].

A telemetrián keresztül nem csak a szenzoros mérési eredmények, hanem a gép aktuális állapota is nyomon követhető (hajtómű paraméterek, repülő orientáció, repülési sebesség és magasság, stb.)(2.2. ábra).

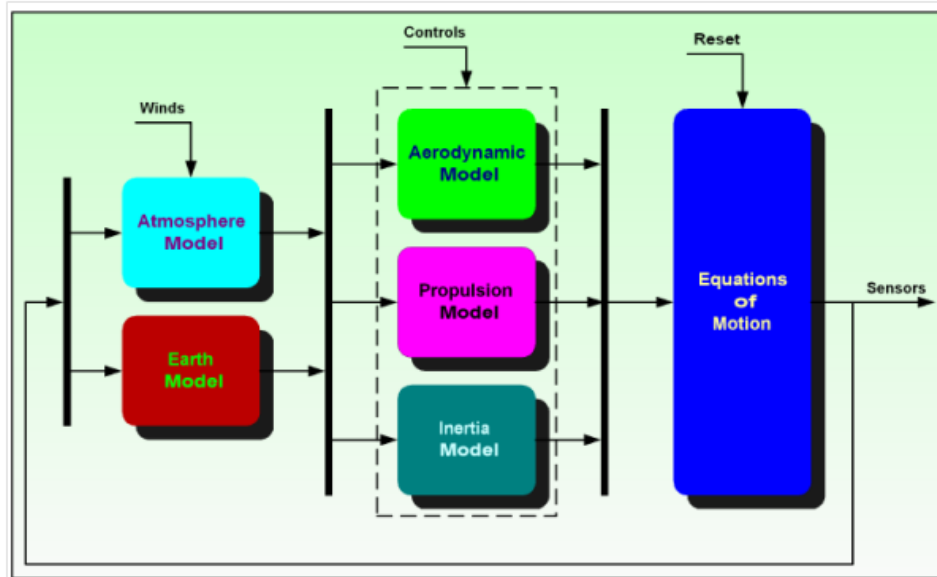
A navigáció előre meghatározott fordulópontok (szélesség, hosszúság, magasság) alapján történik, de képes egyéb, pl. szélirány és sebesség meghatározó speciális manőverekre is. A fejlesztés során nagy hangsúlyt fektettek arra, hogy a gépet a lehető legtöbb helyen, változatos környezetben lehessen alkalmazni. Ezeknek megfelelően a gépet

Aerosonde mk. I		
fesztávolság	2,86	m
hossz	1,74	m
teljes felszálló tömeg	13,1	Kg
sárkányszerkezet tömege	6,86	Kg
üzemanyag tömege	4,3	Kg
hasznos teher	0,6	Kg
repülésirányító elektronika tömege	0,43	Kg
hajtómű típusa	négyütemű Enya R120	
hajtómű teljesítménye	1,56	KW
fordulatszám maximális teljesítménynél	12500	fordulat/perc
legkedvezőbb üzemanyag fogyasztás	0,159	Kg / óra
hajtómű lökettérfogat	24	cm ³
motor tömeg	0,91	Kg
teljesítmény / tömeg arány	1,714	KW / Kg
utazósebesség	90	km/h
maximális akciórádiushoz tartozó sebesség	121	Km/h
maximális sebesség	193	Km/h
maximális repülési magasság	20000	láb
repülési idő	27	óra
akciórádiusz	3270	Km

2.1. táblázat. Az Aerosonde mk. I tulajdonságai [56]



2.2. ábra. Aerosonde telemetria blokkvázlat [55]



2.3. ábra. Egy konkrét, hat szabadsági fokú repülőgép dinamikai modelljét implementáló Matlab/Simulink programcsomag blokkvázlata [70]

lehet hagyományos repülőtérről, mezőről, partról vagy éppen autótakról üzemeltetni. A robotrepülőgép küldetés közben autonóm működik, képes az autonóm fel- és leszállásra is. A felszálláshoz egy személygépjármű tetejére szerelhető kioldót alkalmaznak általában, de létezik katapultos indító állomás is. A leszállás minden esetben hasra történik. Ez általános és bevett szokás modellrepülőgépeknél. Pilóta nélküli légi járművek esetében azonban ez azzal a hátránnyal jár, hogy a gép aljára így nem lehet hasznos terhet, szenzorokat illeszteni. Az Aerosonde 'Laima' volt az első robotrepülőgép, és 2003-ig a legkisebb repülőgép, amely átrepülte megszakítás nélkül az Atlanti óceánt 1998-ban, 26 óra 45 perc alatt, 3270 km megtételével. A teljesítménye miatt kategóriájában igen kedvelt részben civil pilóta nélküli légi jármű a mai napig is, több mint 6000 repült órával a háta mögött. Képességei és sokrétűsége miatt rengeteg tudományos kutatás és publikáció alapjául szolgált navigációs [58][59][60][61], hibatűrő szabályozástechnikai [62][63] és egyéb témákban egyaránt [64][65][66][67][68][69].

2.2. Egy hat szabadsági fokú repülőgép matematikai modellje

A modell a kezdeti értékek alapján az atmoszféra és föld modell alapján, az irányítást figyelembe véve az aerodinamikai, meghajtás és inercia modellen keresztül kiszámolja szükséges paramétereket, majd a mozgásegyenletek megoldásával kiszámítja a szenzoros (szimulált) értékeket (2.3.ábra).

Az AeroSim mozgásegyenletek segítségével írja le a gépre ható erőket és nyomatékokat.

A teljes gyorsulás blokk megadja test koordináta rendszerben a gépre ható összes gyorsulásokat $[a_x \ a_y \ a_z]^T$ az aerodinamikai és meghajtás értékek figyelembevételével (2.1) [70].

$$\begin{bmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{bmatrix}_{applied} = \frac{1}{M_{aircraft}} \left(\begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix}_{aero} + \begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix}_{prop} \right) \quad (2.1)$$

ahol:

- F_{aero} a testre ható aerodinamikai erők
- F_{prop} pedig a légcsavar tolóereje

A teljes nyomaték blokk megadja a gépre ható nyomatékokat $M_{CG}[M_x \ M_y \ M_z]^T$ a súlypontban (2.2) [70].

$$M_{CG} = (r_{aero} - r_{CG})F_{aero} + M_{aero} + (r_{prop} - r_{CG})F_{prop} + M_{prop} \quad (2.2)$$

, ahol test koordináta rendszerben:

- r_{aero} az erők középpontja
- r_{prop} a meghajtás középpontja
- F_{aero} a géptestre ható aerodinamikai erők
- F_{prop} pedig a légcsavar nyomatéka
- M_{aero} aerodinamikai nyomatékok
- M_{prop} hajtómű nyomatékok

A sebesség blokk a testre ható gyorsulások integrálásával és a kezdeti paraméterek felhasználásával megadja az aktuális sebességvektort föld koordináta rendszerben $[V_N \ V_E \ V_D]^T$ (2.3, 2.4, 2.5, 2.6) [70].

$$\dot{V}_N = -(\dot{L} \sin(Lat) + 2\omega_{ie} \sin(Lat))V_E + \dot{L} \cos(Lat)V_D + f_N \quad (2.3)$$

$$\dot{V}_E = (\dot{L} \cos(Lat) + 2\omega_{ie} \cos(Lat))V_N + (\dot{L} \sin(Lat) + 2\omega_{ie} \sin(Lat))V_D + f_E \quad (2.4)$$

$$\dot{V}_D = -\dot{L} \sin(Lat)V_N - (\dot{L} \cos(Lat) + 2\omega_{ie} \cos(Lat))V_E + f_D + g \quad (2.5)$$

$$\begin{bmatrix} f_N \\ f_E \\ f_D \end{bmatrix} = R_{p2n} \begin{bmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{bmatrix} \quad (2.6)$$

ahol R_{p2n} rotációs mátrix.

Az orientáció blokk a szögsebességek integrálása alapján kiszámolja (2.7) a gép pillanatnyi orientációját (kvaternió) [70][72].

$$\begin{bmatrix} \dot{e}_0 \\ \dot{e}_x \\ \dot{e}_y \\ \dot{e}_z \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 0 & -p & -q & -r \\ p & 0 & r & -q \\ q & -r & 0 & p \\ r & q & -p & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} e_0 \\ e_x \\ e_y \\ e_z \end{bmatrix} \quad (2.7)$$

A pozíció blokk gép a sebességvektorának integrálásával (2.8, 2.9, 2.10 [70]) kiszámítja az aktuális pozíciót WGS-84 modell szerint.

$$\dot{Lat} = \frac{V_{North}}{R_{meridian} + Alt} \quad (2.8)$$

$$\dot{Lon} = \frac{V_{East}}{(R_{normal} + Alt)\cos Lat} \quad (2.9)$$

$$\dot{Alt} = \begin{cases} -V_{Down}, & AConGnd = 0 \\ 0, & AConGnd = 1 \end{cases} \quad (2.10)$$

ahol:

- $R_{meridian}$: Föld meridián sugara
- R_{normal} : Föld nominális sugara
- $AConGnd$: Jármű a földön jelzőbit

A szöggyorsulás blokk integrálja a hat szabadsági fokú szilárd test nyomatékgyenleteit és megadja a test szöggyorsulását $[\dot{p} \ \dot{q} \ \dot{r}]^T$ (2.11, 2.12, 2.13 [70]) és szögsebességét $[p \ q \ r]^T$.

$$\dot{p} = (c_1 r + c_2 p)q + c_3 L + c_4 N - (\omega_{in}^p)x \quad (2.11)$$

$$\dot{q} = c_5 p r - c_6 (p^2 - r^2) + c_7 M - (\omega_{in}^p)y \quad (2.12)$$

$$\dot{r} = (c_8 p + c_2 r)q + c_4 L + c_9 N - (\omega_{in}^p)z \quad (2.13)$$

ahol:

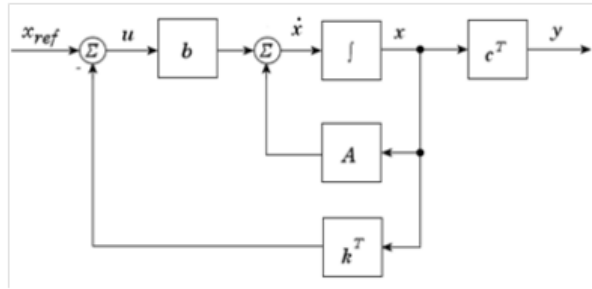
- $c_1 \dots c_9$ inercia együtthatók
- $[L \ M \ N]^T$ a gépre ható nyomatékok a súlypontban
- és

$$\omega_{in}^p = R_{n2p} \begin{bmatrix} (\dot{Lon} + \omega_{ie})\cos(Lat) \\ -\dot{Lat} \\ -(\dot{Lon} + \omega_{ie})\sin(Lat) \end{bmatrix} \quad (2.14)$$

, amely a föld forgása test koordináta rendszerben

2.2.1. Az Aerosonde linearizált szabályozási rendszere

A készletben mellékelve van az Aerosonde linearizált szabályozási rendszere (2.4. ábra) a hossz és keresztirányú tengelyekre :



2.4. ábra. Teljes állapot visszacsatolt szabályzási rendszer hatásvázlata

Hosszirányú mozgás [70]:

$$x = [u \ w \ q \ \theta \ h \ \Omega]$$

$$u = [\text{elevator throttle}]$$

$$y = [V_a \ \alpha \ q \ \theta \ h]$$

$$A = \begin{bmatrix} -0.2197 & 0.6002 & -1.4882 & -9.7967 & -0.0001 & 0.0108 \\ -0.5820 & -4.1204 & 22.4024 & -0.6461 & 0.0009 & 0 \\ 0.4823 & -4.5284 & -4.7512 & 0 & 0.0000 & -0.0084 \\ 0 & 0 & 1.0000 & 0 & 0 & 0 \\ 0.0658 & -0.9978 & 0 & 22.9997 & 0 & 0 \\ 32.1012 & 2.1170 & 0 & 0 & -0.0295 & -2.7813 \\ 0.3246 & 0 & & & & \\ -2.1520 & 0 & & & & \\ -29.8216 & 0 & & & & \\ 0 & 0 & & & & \\ 0 & 448.5357 & & & & \\ 0.9978 & 0.0658 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -0.0029 & 0.0434 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1.0000 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1.0000 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1.0000 & 0 \end{bmatrix}$$

ahol:

- x Állapotvektor
- u Bemeneti vektor
- y Kimeneti vektor
- A Állapot mátrix
- B Szabályzási mátrix
- C Megfigylési mátrix

Keresztirányú mozgás [70]:

$$x = [v \ p \ r \ \phi \ \psi]$$

$$u = [\text{aileron rudder}]$$

$$y = [\beta \ p \ r \ \phi \ \psi]$$

$$A = \begin{bmatrix} -0.6373 & 1.5135 & -22.9498 & 9.7967 & 0 \\ -4.1919 & -20.6283 & 9.9282 & 0 & 0 \\ 0.6798 & -2.6757 & -1.0377 & 0 & 0 \\ 0 & 1.0000 & 0.0659 & -0.0000 & 0 \\ 0 & 0 & 1.0022 & -0.0000 & 0 \\ -1.2510 & 3.1931 & & & \\ -109.8373 & 1.9763 & & & \\ -4.3307 & -20.1754 & & & \\ 0 & 0 & & & \\ 0 & 0 & & & \\ 0.0435 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1.0000 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1.0000 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1.0000 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1.0000 \end{bmatrix}$$

ahol :

- x Állapotvektor
- u Bemeneti vektor
- y Kimeneti vektor
- A Állapot mátrix
- B Szabályzási mátrix
- C Megfigylési mátrix

2.3. Tesztrepülési lehetőségek

Egy robotrepülőgép fejlesztése és tesztelése hosszú folyamat. Első lépésben az üres repülőgépet manuális módon kell berepülni, megismerni repülésének jellemzőit (pl. fel- és leszálló sebesség, utazó sebesség, átesési sebesség, manőverező képesség stb.). Amint a jellemzők adottak, ezekből, az elérendő célokat figyelembe véve ki kell választani a megfelelő szabályzási és navigációs eljárásokat. Szoftveres szimulációkat kell végezni a szabályzókörekre (sebesség-, magasság- és iránytartás), meg kell határozni a gyakorlatban leginkább beváló szabályozási paramétereket, majd a robotpilóta vezérlőjén implementálni kell azokat.

Autonóm üzemmódban a repülőgép kormányfelületeit mozgató aktuátorokat és a sebességszabályzót (a teljes repülőgépet) a robotpilóta irányítja. A szabályzóköre

független hangolásakor a robotpilóta mindig csak az aktuális tesztelendő kormányfelületet (pl. *iránytartás esetében oldal- és csűrőkormány*) tudja mozgatni. A félautonóm üzemmódot felhasználva a robotpilóta csak az adott kormányfelülettel rendelkezik. Alapbeállításnak az előzetes szimulációkból származó erősítési tényezőket ajánlott felhasználni.

Rendkívüli fontossággal bír, hogy a szabályzóköroket (magasság-, sebesség- és iránytartás valamint navigáció) és az IMU stabilizálási erősítő tényezői (lineáris visszacsatolás) egyenként, egymástól függetlenül legyenek kezdetben beállítva. Érdemes a sebesség és magasságtartás függvényeket hosszú (500-1000m) egyenesekben beállítani, figyelve arra, hogy fordulóban se romoljanak el a repülési értékek. Ha e szabályzókörok tökéletesen működnek függetlenül, akkor kerülhet sor az egyesített teszttjükre.

Ha jól vannak megválasztva a paraméterek, akkor a robotpilóta adott sebességgel a célértéknek megadott magasságban tartja a gépet a kijelölt útvonalon. Ennek ellenére ekkor még a robotpilóta beállítása nem fejeződik be. Az egymástól függetlenül beállított szabályzó együttes alkalmazása ugyanis egymásra hatásokat eredményez, amik a rendszer további, úgynevezett finomhangolását teszik szükségessé [B2].

2.4. Diszkrét idejű szimuláció

A robotrepülőgépen alkalmazni kívánt szabályzóknak kiválasztása során több szempontot kell figyelembe venni. Sok érv szól a klasszikus PID szabályzó mellett. Ilyen elvű szabályzásokat számos robotpilóta egység alkalmaz. Ezek a rendszerek azonban vagy nagyon bonyolultak (MP 2028), vagy erős korlátozással alkalmazhatók a repülőgép nemlineáris szabályozási feladatainak megvalósítása során.

Az AERObot rendszerében több különböző szabályzórendszert használtam. A klasszikusnak számító PID szabályzón kívül egy speciális harmadfokú átviteli függvénnyel jellemezhető szabályzórendszer került alkalmazásra [6]. Ennek előnye részben az, hogy nemlineáris rendszerek szabályzására is alkalmas, másrésztől több éves tapasztalattal rendelkezünk a szabályzó gyakorlati alkalmazása terén.

Minden új eljárás, szabályzási rendszer első éles tesztelése igen kockázatos feladat. Előzetes vizsgálatokkal és szimulációkkal ugyan valószínűsíteni lehet az adott elv jóságát és helyességét, de a paraméterek legelső közelítő értékeit csak hosszas szimuláció és intuíció alapján lehet elsőre megfelelően eltalálni.

Sokszor azonban csak az éles tesztrepüléskor derül ki, hogy a beállított értékek helyesek-e, vagy sem.

További nehézséget jelentenek a rejtett szoftveres rendszerhibák, melyek az megalkotott eljárások hibás implementációjából fakadnak. Ezeket a hibák tipikusan csak repülés közben, az éles teszt alatt derülnek ki, de az okukat ebben ez esetben sem könnyű felderíteni. Egy apró szoftveres hiba hatással lehet egy nagyobb rendszerre, így a hiba maga nem közvetlenül jelentkezik, megnehezítve annak detektálását.

Részleges megoldást jelent ezek ellenőrzésére a diszkrét idejű szimuláció. Ebben az esetben egy megfelelő alkalmazáson keresztül (AirGuardian) be lehet állítani egy pillanatnyi helyzethez tartozó állapotot annak paramétereinek (pozíció, orientáció, repülési sebesség, magasság, célkoordináta, célsebesség, célmagasság stb.) megadásával (2.5. ábra).



2.5. ábra. Diszkrét idejű szimuláció az AirGuardian virtuális pilótafülke alkalmazáson keresztül

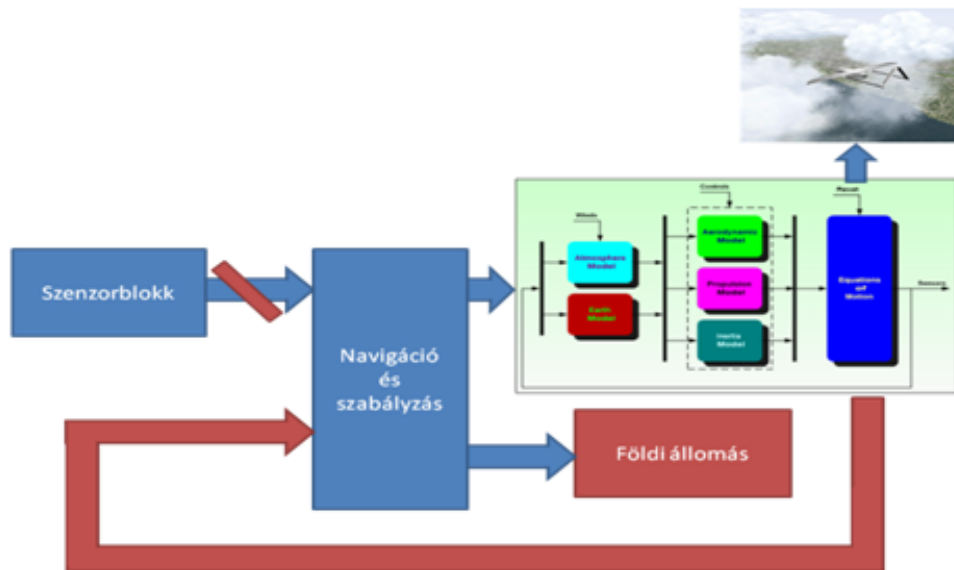
Ehhez definiálásra került az AEROBOT szabványos telemetriáján belül egy *SENSORINPUT* mondat, mely a bemeneti paramétereket tartalmazza [B5]. A *SENSORINPUT* parancs csak és kizárólag szimulációs módban hajtódik végre, ezzel elkerülendő, hogy éles tesztrepülés alatt bekövetkezzen, mivel az végzetes kimenetelű lenne.

Egy *SENSORINPUT* üzenet a következő struktúrából áll:

```
>AEROBOT,230609,115315.046,8;SENSORINPUT!,4727.1536,N,01910.2118,E,345,85,621,68*3F
```

, ahol az első 4 mező a specifikációban meghatározott fejléc eleme, majd az ezt követő mezők rendre:

- szimulált szélességi fok GPS DME formátumban,
- szimulált hosszúsági fok GPS DME formátumban,
- szimulált GPS által mért tengerszint feletti magasság,
- szimulált GPS által mért sebesség,
- szimulált barometrikus repülési légsebesség,
- szimulált barometrikus repülési magasság (a starthelyen nullázva),



2.6. ábra. Kontrollált tesztkörnyezetben végzett szimuláció blokkvázlata

- mondat lezáró checksum érték.

Ezzel a megoldással ellenőrizni lehet a diszkrét időpillanathoz tartozó robot által generált kimeneti értékeket — az aktuátorok kitérését.

2.5. Valós idejű szimuláció kontrollált tesztkörnyezetben

Az ideális megoldást a valós idejű szimuláció jelenti kontrollált tesztkörnyezetben.

Valós idejű szimulációval éles repülési teszttel közel azonos állapotot lehet létrehozni. A robotpilóta ugyanazt csinálja, mint éles helyzetben, nincs róla tudomása, hogy valójában a bemeneti adatait nem a saját szenzorairól, hanem egy szoftveres szimulátorról kapja.

A számítógépen a matematikai modell implementációja (2.6. ábra) fogja kiszámítani a repülés összes jellemzőjét (pozíció, orientáció, sebességek, magasságok stb.) az adott bemeneti paramétereket figyelembe véve, majd az adatokat meghatározott mintavételezési frekvenciával továbbítja a robotpanelnek, melyet az feldolgoz. Nem a saját fedélzeti szenzorok jelét használja a szűrési, navigációs és szabályzási algoritmusokhoz, hanem a szimuláció által előállítottat.

A szimuláció kimenetét (pozíció, orientáció, repülési sebesség és magasság stb.) a szimulációs program (Matlab) soros csatornán kiküldi adott frekvenciával a robotnak. Ez a frekvencia a robot szabályzóköreinek a frissítési frekvenciájával egyezik (diszkrétizált szabályzás a folyamatos idejű szimulációba). Mivel a szimuláció általában a valós idejű végrehajtásnál lassabb, ezért a robot programját adatvezérelté kell tenni. Ez azt jelenti, hogy az időzítéseket nem a saját belső órájához igazítja, hanem a szimulációs programtól beérkezett üzenetekhez illeszti.

A szimulált értékek lehetnek ideálisak, vagy (generált) zajjal terheltek. Amennyiben ideális értékekkel számol a rendszer, a robot belső szűrő algoritmusait ki lehet kerülni.

Ellenkező esetben a szimuláció alkalmas a robot rendszer fedélzeti szűréseinek kontrollált vizsgálatára különböző bemenetek és helyzetek esetén. A robot a kapott értékek és a navigációs célértékek alapján kiszámítja a beavatkozó jeleket, amiket nem csupán az aktuátoroknak továbbít, hanem a visszaküldi a szimulációs programnak is. Ezek a vezérlő értékek lesznek az implementált modell bemenetei, amelyek alapján a szoftver kiszámolja a következő időpillanatnak megfelelő állapotot.

A feladathoz létrehoztam a *SENSORINPUT* üzenet módosított változatát, ahol az üzenet a méréshez szükséges legfontosabb értékeket kapja meg. Az előzőekhez képest új paraméterek:

- szimulált célkoordináta GPS DME formátumban,
- szimulált célsebesség,
- szimulált célmagasság,
- szimulált orientáció három tengelyen,
- szimulált szöggyorsulás értékek,
- szimulált szabályzási paraméterek.

Ezek alapján a robot folyamatosan újraszámolja az adott szabályzási láncot, majd a kimeneteit (aktuátor vezérlő jelek - 2.7. ábra) visszaküldi a Matlab számára, amely frissíti a szimulációt (2.8. ábra).

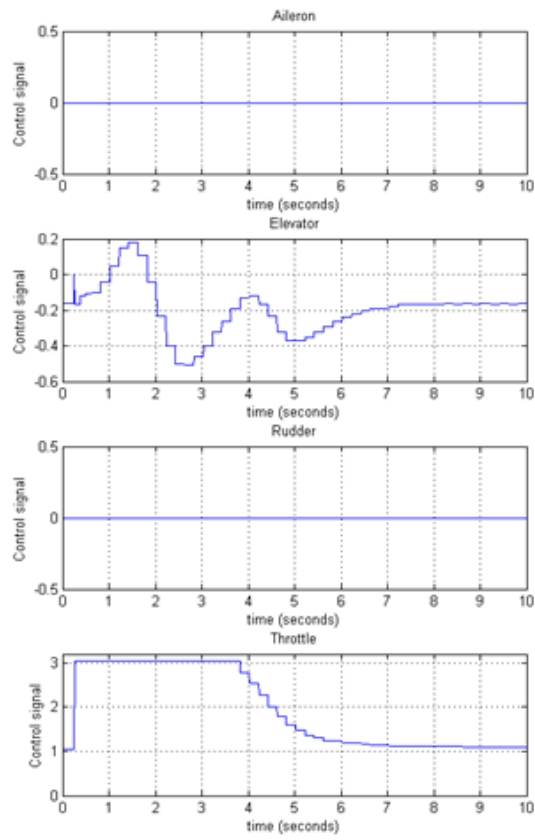
2.5.1. Linearizált repülőgép modell

A rendszer validálásához létrehoztam Tiger60 kísérleti robotrepülőgép Matlab implementációját az *Aerosonde* modelljét alapul véve és azt átalakítva. A Tiger60 robotrepülőgépről rengeteg tapasztalat és mérés áll rendelkezésre, így ideális alanyul szolgált. A kontrollált tesztkörnyezetben végzett szimuláció kimutatta ugyanazokat a valós működésre jellemző tipikus szabályzási offszet hibákat, amelyeket a valós tesztrepüléskor is észlelni lehetett (2.9. ábra).

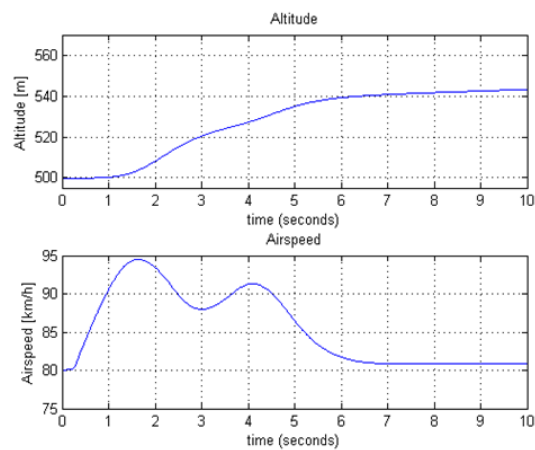
2.5.2. Fedélzeti egység tesztkörnyezetbe való integrálása

A matematikai modell implementációja, a szimuláció folytonos, a robot viszont diszkrét idejű (5-50Hz) a valóságnak megfelelően. Ezeket felhasználva létrehoztam olyan repülési szimulációkat, ahol a robot vagy az ideális szenzorjelek alapján számol, vagy a valóságnak megfelelően zajos alapjelekkel, így össze tudtam hasonlítani az ideális és valós repülési jellemzőket.

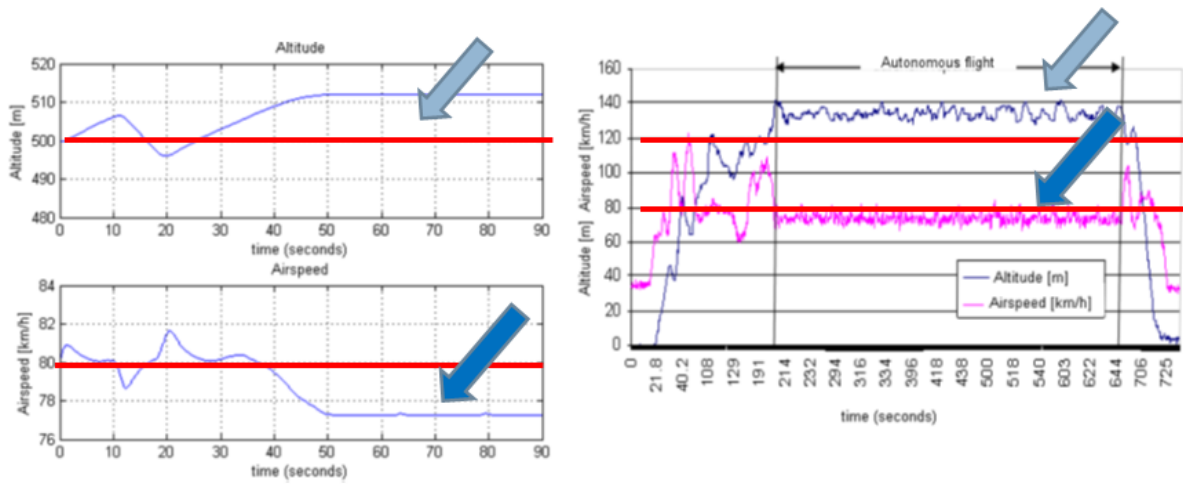
A valós szenzorok zaját vizsgálva létrehoztam az ideális jeleket felhasználva olyan szimulált szenzorjelet, amely a valóságnak megfelelően zajos (2.10. ábra), majd ezeket felhasználva különféle szűrési eljárásokat vizsgáltam meg [73][74], melyek közül a legjobbakat implementáltam a robotpanelen (2.11. ábra), és valós idejű méréseket végeztem vele különböző frekvencián (5-50Hz).



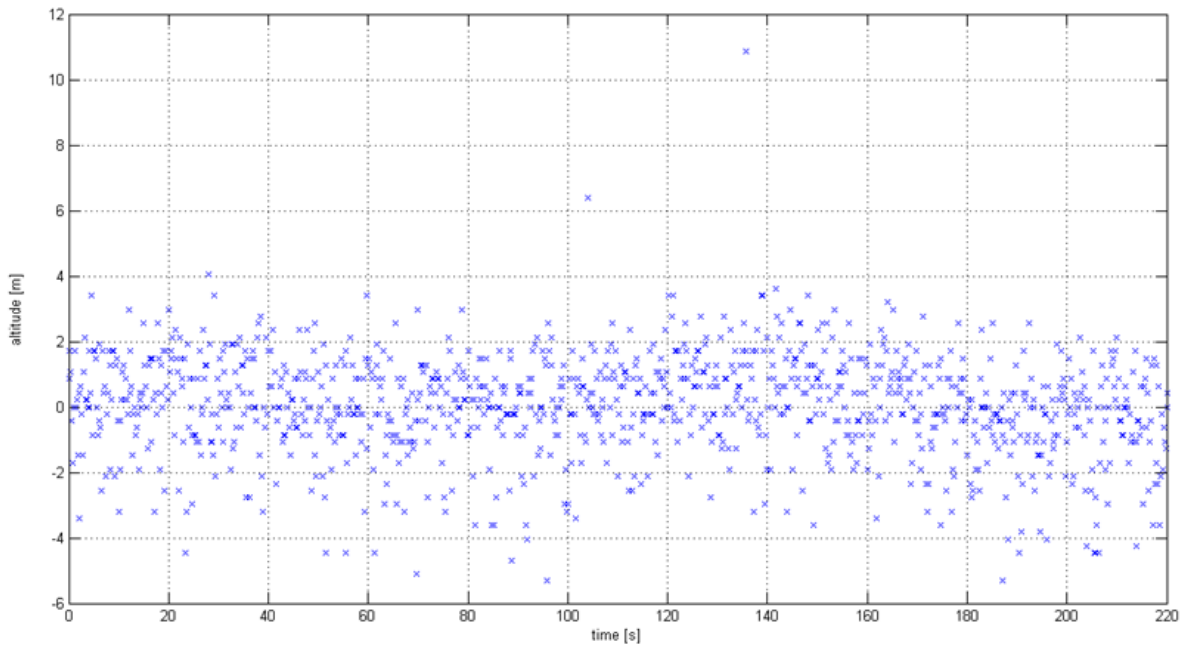
2.7. ábra. Aktuátorok vezérlőjelei



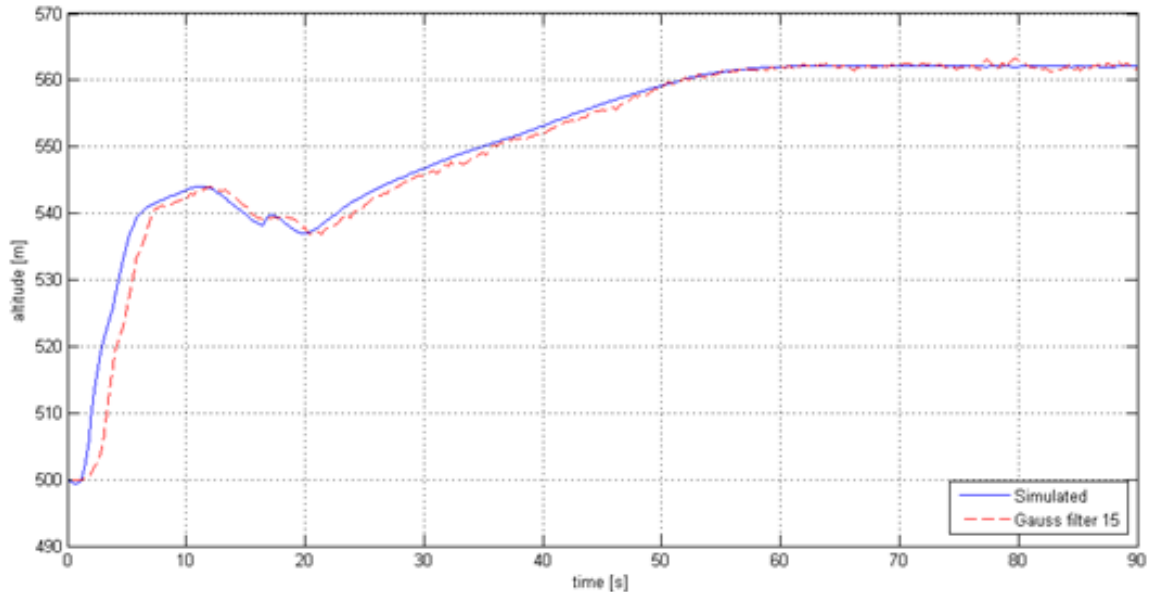
2.8. ábra. Megvalósult repülési értékek — magasság és sebesség



2.9. ábra. Kontrollált tesztkörnyezetben végzett szimuláció validálása. Bal oldalon a szimulált, jobb oldalon a mért értékek



2.10. ábra. Barometrikus magasság szenzor zajos mérési értékei



2.11. ábra. Barometrikus magasság szenzor ideális (piros) és szűrt (kék) értékei

2.6. Következtetések

Az AeroSim csomag és az Aerosonde elemzése alapján az alábbi megállapításokat teszem:

- Az AeroSim csomag a mellékelt 6 szabadsági fokú modell implementációjával **ideális szimulációs környezetet** biztosít repülésdinamikai, szabályázatechnikai és navigációs eljárások teszteléséhez.
- A mellékelt Aerosonde modell implementációja alapján **megtervezhető egy tetszőleges, klasszikus felépítésű kísérleti repülőgép hat szabadsági fokú modell implementációja.**
- Az AeroSim csomag felhasználásával valós idejű kontrollált tesztkörnyezet készíthető, mely alkalmas robotrepülőgépek irányításának, szabályzásának és navigációjának **biztonságos és ellenőrzött körülmények között történő valós idejű szimulációjára.**

Megalkottam egy **modell alapú szimulációs kontrollált tesztkörnyezetet**, melynek segítségével a robotrepülőgépek irányítását, szabályzását és navigációját biztonságos és ellenőrzött körülmények között lehet tesztelni.

A kidolgozott rendszer lehetőséget nyújt rejtett logikai illetve szoftver hibák előzetes detektálására, valamint vészhelyzetek, veszélyes manőverek biztonságos tesztelésére ideális vagy zajos környezetben.

3. fejezet

Fedélzeti autonóm robotpilóta rendszer tervezése

A pilóta nélküli légi járművek fedélzeti robotrendszereinek kialakítása során rendkívüli jelentőséggel bír e rendszerek robusztus kialakítása. A robotrepülőgépnek folyamatosan alkalmazkodnia kell az állandóan változó közeghez, amelyben repül, oly módon, hogy a repülés biztonságát eközben meg kell őriznie. Különböző parciális rendszerhibák esetén megengedhetetlen, hogy a repülőgép irányíthatatlanná váljon. Ennek érdekében a fedélzeti robotrendszereket úgy kell kialakítani, hogy azok a különböző szoftveres vagy hardveres (pl. szenzor-, program- vagy beavatkozó szerv hiba) meghibásodások esetén is képesek legyenek a feladatuk végrehajtására [A3].

Témavezetőm, *Dr. Molnár András* doktori munkájának [6] kutatása során megalkotta az Aerobot fedélzeti autonóm irányítási egységet egy 8 bites PIC mikrokontroller felhasználásával. A végleges áramkör megkapta az AERObot V2 nevet.

Kutatómunkám során munkájának eredményét felhasználva illetve az általa körvonalazott biztonsági kritériumokat szem előtt tartva terveztem meg saját fedélzeti autonóm irányítási rendszeremet, mely névválasztásakor megtartottam az **AERObot** nevet.

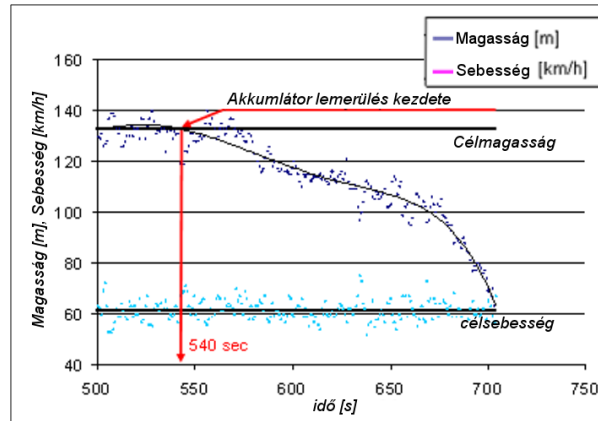
A repülőgépek zuhanásának és törésének leggyakoribb oka a vezérlésben illetve a hajtásláncban bekövetkező hibákban keresendő.

3.1. Hajtáslánc hibák és azok megfelelő kezelése

Amennyiben a tervezett útvonal hosszabb, mint amennyit a robotrepülőgép meg képes tenni, vagy ha a hajtásláncban valamilyen hiba lép fel, akkor a motorteljesítmény lecsökken, vagy megszűnik. A gép sérülése illetve törése megelőzhető ebben az esetben is.

A hagyományostól eltérően a robotpilóta a sebességet a magassági kormányval, a magasságot pedig a motorral szabályozza. Ha a magassági kormány nyomva van (és a motor fordulatszámja állandó), a gép süllyedni kezd, de sebessége növekszik, ha húzva van, akkor emelkedni kezd, viszont lelassul.

Amennyiben emelkedni szeretnénk, a robotpilóta gázt ad, ezáltal megnő a sebesség. A sebesség tartás erre reagálva meghúzza a magassági kormányt, hogy ne növekedjen a sebesség. Az eredmény az, hogy a gép a tartandó sebességgel emelkedni kezd, és az



3.1. ábra. Akkumulátor lemerülés magassági és sebességi diagramja [B8]

emelkedés ellenére sem lassul. Látható, hogy a szabályzási rendszer összetett, **indirekt módon hat egymásra a sebesség- és magasságtartás.**

Így kiküszöbölhető az átesés, amennyiben a motor meghibásodna, vagy az akkumulátor lemerülne, hasonlóan, mint a vitorlázó repülőgépek esetében [B1].

Az AERObot a gép helyzeti energiáját alakítja át mozgási energiává a magassági kormányval történő sebesség szabályzással. Ennek köszönhetően valósul meg a hatásos sebességszabályzás meghajtás nélkül, mivel a felhajtóerő (C_L) a repülési sebesség négyzetével arányos. Az 3.1. ábra egy olyan tesztrepülés magassági és sebességi diagramját ábrázolja, ahol az 540. másodpercben megkezdődik a LiPo akkumulátorokra kimerüléskor jellemző hirtelen teljesítménycsökkenés. Jól látható, hogy a gép repülési magassága innentől folyamatosan csökken, de a repülési sebesség állandó, még teljesen kimerült állapotban ($t = 670s$) is.

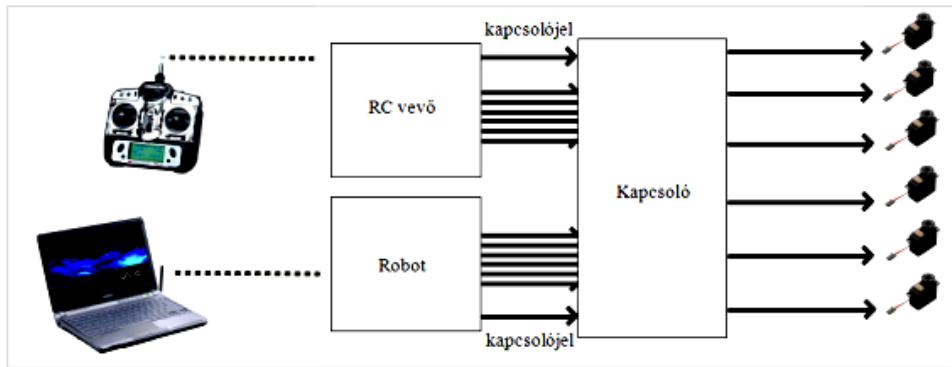
Mivel a gép továbbra is hatásosan irányítható, lehetőség nyílik kényszerleszállás végrehajtására, melyet a fedélzeti autonóm irányítási rendszer automatikusan végre tud hajtani, így megelőzi a géptörést.

3.2. Autonóm - manuális üzemmód váltás

A robotrepülőgép fejlesztelése során a tesztrepülések alkalmával kiemelt szerepet kap a manuális irányítás. Annak érdekében, hogy a fedélzeti szenzorokat, telemetriát be lehessen kalibrálni, szükséges több kézi repülés végrehajtása. Csak azután lehet a különböző szabályzókat behangolni, miután rendelkezésre állnak a megfelelő pontosságú és felbontású szenzoros értékek. A manuális irányítás biztonságát szem előtt tartva szükséges kettő darab, lehetőleg különböző frekvenciájú rádió-távírányító (RC) vevő elhelyezése a repülőgépen, oly módon, hogy a vevőantennáik egymással 90 fokos szöget zárjanak be.

A két vevőt egy vevő közösítővel kell összekötni, amelyik a vevők failsafe (35MHz analóg rendszerek esetén PCM — Pulse-code modulation — vagy bármely 2,4GHz digitális rendszer) csatornáját figyelve mindig azt a modult teszi aktívvá, amelyiknek jobb a vétele.

Manuális repüléssel kellő mennyiségű mérési adat gyűjthető a szenzorok ellenőrzéséhez és kalibrációjához. Amint ez megtörtént, következhet a szabályzókat egymástól



3.2. ábra. Aktuátor interfész vázlata

független hangolása (sebesség-, magasság- és iránytartás) a hossz-, kereszt- valamint vertikális tengely mentén [A3]. Erre a **szabályozók egymásra** való **hatása** miatt van szükség. A sebesség és magasságtartás szorosan kapcsolódnak egymáshoz, pl. emelkedéshez többlet motorteljesítményre szükséges, vagy iránytartáskor, fordulóban a bedőlés miatt lecsökken a gép effektív felhajtóereje, és így azt kompenzálni kell.

A fedélzeti autonóm irányítási rendszerem a fejlett, 32 bites központi **ARMv7 Coretex M3 (STM32F103)** mikrokontrollernek köszönhetően alkalmas a szabályozástechnikai eszközök valós idejű megvalósítására, parciális rendszerhibák intelligens hibakezelő technikáinak végrehajtására.

A robotpilóta platformot kiegészíti egy aktuátor interfész panel, amely egy összetett kapcsoló áramkör. Az interfész intelligenciáját **kezdetben** egy 8 bites PIC 12F505-ös mikrokontroller biztosította, amely a központi mikroszámítógéptől függetlenül működött. A robotpilóta a földi kezelőállomás felől érkező parancsok alapján képes vezérelni a mikrokontrollert. Tetszés szerint lehet kiválasztani a robotpilóta illetve az ember vezette kormányfelületeket vegyesen, akár repülés közben is (3.2. ábra). Nincs szükség a kábelezésen változtatni, szerelni. A telemetrián keresztül a földi állomásról a robotpilóta megkapja az aktuális beállításokat. Ezeket továbbítja a szervó interfésznek, amely ezen beállítások szerint átállítja az analóg/digitális kapcsoló IC-k vezérlőjeleit.

Ezeken felül a gépet felügyelő berepülő pilóta a saját RC távirányítóján keresztül is képes kapcsolni a vezérlési módok között. Az interfész független működése ezen felül egy biztonsági faktort visz a rendszerbe, mivel képes érzékelni az ARMv7 hibás működését, és automatikusan vissza tudja kapcsolni a manuális irányítást.

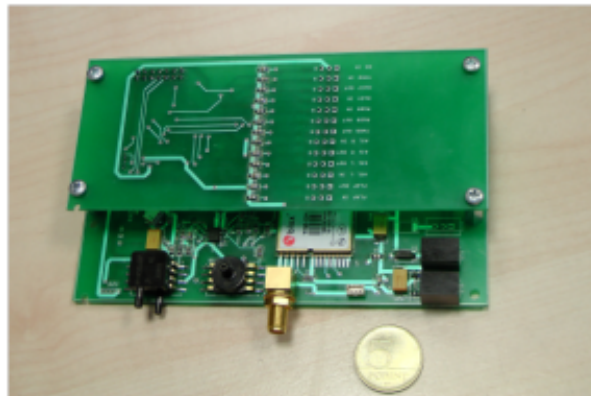
A szabályzókörok független teszteléskor a robotrepülőgép kormányfelületeit részben az robotpilóta, részben pedig az emberi berepülőpilóta irányítja (pl. magasságtartás esetén a robot vezérli a motor csatornát, a többi pedig az emberi pilóta), célszerű, hogy a csatornák jelének forrását tetszőlegesen lehessen, akár repülés közben is, állítani. Ehhez egy autonóm/manuális kapcsoló interfészre van szükség.

Az interfésznek három bemenete van. Az egyik a vevő közösítő kimenete, a második pedig a robotpanelről érkező vezérlőjelek. A harmadik bemenete egy kiválasztó - kapcsoló logika, amely meghatározza, hogy az aktuális kormányfelületre melyik bementi vezérlő jel kerüljön. Ezt a földi állomásról küldött parancsokkal lehet konfigurálni a robotpanelen keresztül [B3].

Az interfész kimenetére a repülőgép kormányfelületeit vezérlő aktuátorok vannak

csatlakoztatva. A kapcsolót lehetőség szerint diszkrét áramköri elemekből célszerű összeállítani processzoros feldolgozás helyett, megelőzve a szoftveres hiba miatti komoly károkat [A3].

Ezeknek megfelelően készült el az AERObot V3 és az elektronikailag javított és kicsinyített változata az AERObot V4 (3.3. ábra).



3.3. ábra. AERObot V4

3.3. A repülésbiztonság növelése

Természetesen az autonóm repüléskor is biztosítani kell a redundáns működést [75]. Nem elég csupán kettő ekvivalens robotpilóta alkalmazása (pl. több vezérlő processzor), hanem a teljes fedélzeti rendszert duplikálni kell (3.4. ábra).

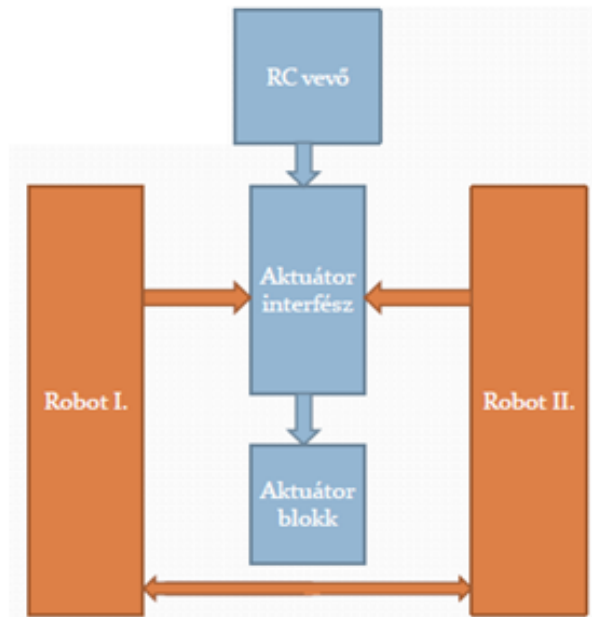
3.3.1. Repülésbiztonsági kérdések

Ugyan a járműiparban olykor elegendő a kétszeres redundancia is (kellő biztonsággal eldönthető, melyik vezérlő egység a hibás) [76], az utasszállító repülőgépeken minden rendszer háromszoros redundanciával van ellátva, így bármely rendszer meghibásodása esetén is biztosítani lehet a repülést.

Munkám során megvizsgáltam a szakirodalomban fellelhető redundáns robotrendszereket. A kisméretű robotrepülőgépek kategóriájában az első, és idáig egyetlen redundáns robotvezérlő a 2010 őszen megjelent MicroPilot MP2128^{3X}. Ez a robotpilóta egy háromszorosan redundáns vezérlő, mely az MP2028 családra épül. Egy közös panelra csatlakoznak a vezérlők. Ezen a **közös panelen kaptak helyet a GPS modulok, illetve a redundáns tápegységek**. A vezérlők között **rangsor** van, ha a rangsorban elől álló meghibásodik, az azt követő veszi át a helyét.

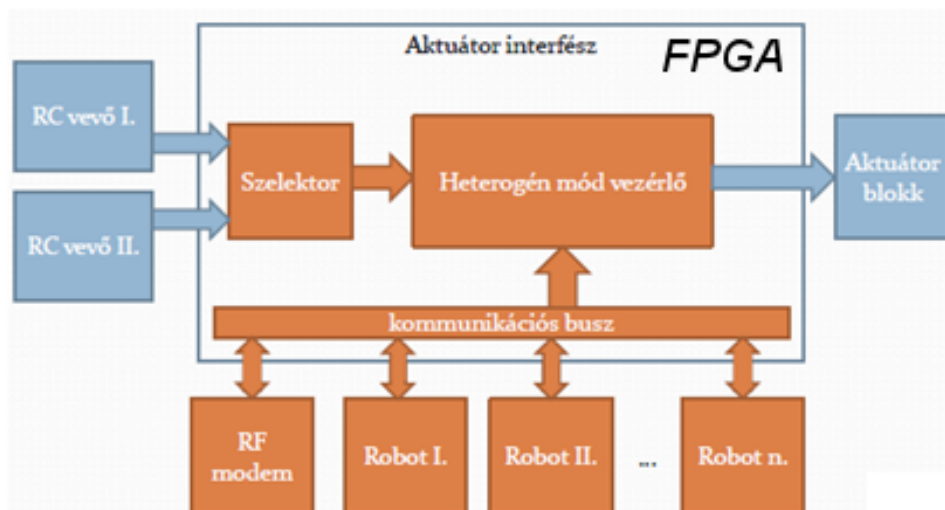
3.3.2. Redundáns fedélzeti irányítási rendszer

Több független robotpanelre van szükség, amelyek mindegyikének komplett rendszert kell alkotnia, különálló táprendszerrel és szenzorblokkal (GPS, barometrikus szenzorok stb.) kell rendelkeznie. Ehhez az interfész panelt ki kell egészíteni oly módon, hogy több ekvivalens robotpanel lehessen csatlakoztatni hozzá. Az egyik panel a „mester”, a másik



3.4. ábra. Redundáns robotvezérlő

a „szolga”. A robotpanelek egymással alacsony szinten kommunikálnak, és hiba esetén a „szolga” el tudja venni az irányítást a „mestertől”. Kettő panel alkalmazása esetén, nem lehet megfelelő biztonsággal eldönteni, hogy melyik robot a hibás, csak összetett központi szavazó algoritmus alkalmazásával. Az egyszerű áramkörtől felépített interfész panel további bővítése viszont az alkatrészsűrűséget és bonyolultságot túlzott mértékben növeli. Rendszeremben a központi kapcsoló szerepét egy **logikai kapumátrix** (Field-programmable gate array) áramkör látja el (3.5. ábra), mely gyakorlatilag egy huzalozott áramkörnek tekinthető. Ezáltal **megbízhatósága nagyobb, összetettsége viszont kisebb**, mint egy szofisztikált szavazó algoritmusnak.



3.5. ábra. Fejlett robotvezérlő

Ehhez a központi interfészhez csatlakozik a két RC vevőegység analóg (9 PWM —

Pulse-width modulation — csatorna) módon, valamint egy közös buszrendszerre a több (min. 3) független robotpanel és az RF modem. A buszrendszeren történik a robotok közti valamint a robot és föld közötti kommunikáció, és az érvényre jutó robot jelének kiválasztása. Az azonos adatot mérő robotok figyelmen kívül tudják hagyni a hibásat.

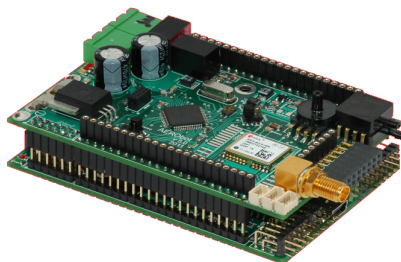
Ennek megfelelően született meg az AERObot aktuális legfrissebb, V5 verziószámú változata (3.6. ábra).

Robotrendszerem több ponton is fejlettebb az MP2128^{3x}-től. Az általam fejlesztett rendszerben minden egyes robotpilóta egy komplett rendszert alkot, külön szenzorblokkal (köztük GPS) és robotonként duplán redundáns tápegységgel. A robotvezérlők, hasonlóan a MicroPilot rendszeréhez, önmagukról képesek eldönteni, hogy működésük hibás, vagy helyes. **A vezérlők a szenzorjeleket elemezve** (zaj, határértékeken kívül eső mérések, irreális változás) **képesek megállapítani**, hogy mennyire jó értékekkel dolgoznak, milyen a **saját jószáguk**. A robot egy megfigyelőn keresztül a korábbi bemeneti szenzorértékek illetve a rendszer válasza alapján képes a következő értékek megbecslésére. Amennyiben ezek az értékek nagy eltérést vagy nulla értéket mutatnak, a robot lerontja a saját jószág értékét, mely egy analóg PWM jelként jelenik meg a központi kapcsoló oldalán.

Ezen felül szoftveres hibára ún. watchdog eljárás figyel, melytől szintén függ a vezérlők jósága. A kapcsoló a legjobb jóságú robotot választja, mint elsődleges vezérlőt. A rendszer képes egy vagy több robotpilóta panellel együttműködni.

A robotok között egy FPGA-hoz hasonló, CPLD (Complex programmable logic device) logikai áramkör kapcsol, melynek a megbízhatósága magasabb, mint a szoftveres (mikrokontrolleres) kapcsoló panelé, mivel gyakorlatilag huzalozott áramkörnek tekinthető. A szoftveres kapcsolót – ekkora bonyolultságnál – a lehetséges, rejtett programhibák miatt nehezebb teljes mértékben letesztelni, validálni, mint a huzalozott áramkört.

A megalkotott rendszer előnye, hogy a különböző robotok esetenként más és más kísérleti (pl. szabályozási vagy navigációs) eljárásokat alkalmazhatnak, ahol új szoftver hiba bekövetkezte esetén a már kitesztelt (*backup*) rendszer át tudja venni a gép fölött az irányítást emberi beavatkozás nélkül.

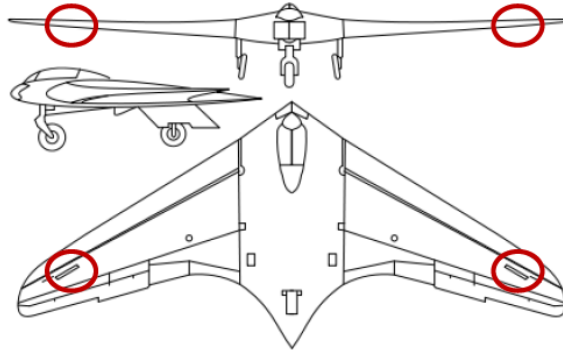


3.6. ábra. AERObot V5 fejlett robotvezérlő

Az AERObot V5 főbb tulajdonságai:

- ARMv7 Coretex M3 (STM32F103) mikrokontroller
- Moduláris hardver kialakítás, széles körű alkalmazhatóság

- xStream, xBee és xTend (868/900 MHz, 2.4 GHz) rádiómodem port a valós idejű kétirányú telemetria számára
- USB kapcsolat
- Fedélzeti adatrögzítés microSD kártyára
- Xsens, MicroStrain és Razor9DOF kompatibilis IMU port
- Redundáns fedélzeti tápellátás (2s-4s lipo)
- Opcionális nagy áramú külső BEC csatlakozó
- CAN busz
- Redundáns PPM/PCM vevő port
- EagleTree barometrikus sebesség- és magasságmérő csatlakozás (3rd party módban)
- Elektromos és robbanómotoros meghajtás támogatása
- Integrált uBlox GPS külső nagy nyereségű antennával
- Integrált barometrikus sebesség és magasság mérő
- Integrált árammérő (100A-ig)
- Integrált karakteres OSD
- Külső ultrahangos magasságmérő leszálláshoz (0-7m)
- Automatikus fel- és leszállás
- Útvonal navigáció (100db útvonalpont)
- Lokális szélérő és irány számítás
- Fedélzeti akkumulátor feszültség mérés
- Opcionális kapcsolható kimenetek
- Opcionális analóg bemenetek
- RSSI mérés mindkét vevőn és rádiómodemen



3.7. ábra. A Ho229 és az alkalmazott drag rudder ⁷

3.4. Hibakereső és izoláló rendszerek

Kisméretű pilóta nélküli légi járművekben általában szabványos RC modell szervó motorokat alkalmaznak. Még a legjobb minőségű, drága digitális, fém fogaskerekes szervók is könnyen meg tudnak sérülni pl. leszálláskor. Sérült szervóval történő repülés pedig könnyen végzetes lehet a gépre nézve. A gáz, oldalkormány (vertikális szabályzás) vagy egy csűrő (hossztengely szerinti szabályzás) meghibásodása a gépek kialakításából adódóan jóval kevésbé végzetes, mint a magassági kormány (laterális és sebesség szabályzás) elvesztése. Egy átlagos, hagyományos kialakítású repülő egyetlen magassági kormánnyal rendelkezik, melyet egyetlen dedikált aktuátor vezérel. Ennek az elvesztésével a fedélzeti autonóm irányítási rendszer képtelen a gépet tovább vezérelni, kivéve egy különleges kialakítású — csupaszárny — repülő szerkezet, mivel ezek a gépek ún. elevonokkal (magassági és csűrőkormány keresztezése) rendelkeznek.

A csupaszárny repülőgépek általában nem rendelkeznek függőleges vezérsíkkal, maximum csak a szárnyvégen elhelyezkedő kisméretű függőleges stabilizátorral, ún. winglettel. Ebből kifolyólag nem rendelkezik hatásos oldalkormányval sem.

A különleges kialakítású kísérleti gépeimhez fejlesztettem egy drag rudder (oldalkormány-féklap) eljárást. A drag rudder alapvetően egy forgatónyomatékot kiváltó légfék rendszer, amelyet szárnyanként (oldalanként) lehet vezérelni.

3.4.1. Csupaszárny oldalkormány eljárások

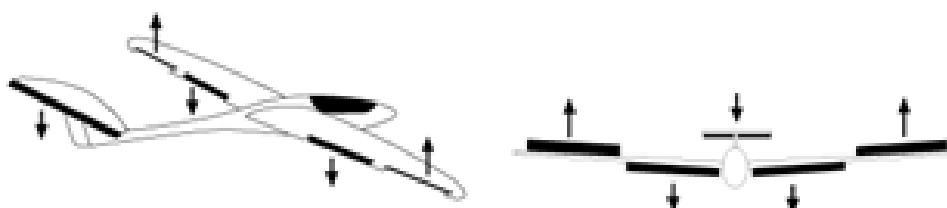
A Horten 229 (3.7. ábra) a második világháborúban fejlesztett csupaszárny katonai repülőgép prototípus. Első repülése 1944-ben volt. Jó repülési tulajdonságokkal rendelkezett, kivéve a laterális stabilitását [80]. Ez a csupaszárnyakra jellemző, aktív (elektronikusan vezérelt) stabilizálás nélkül nem kiküszöbölhető hiba.

Laterális kormányzásnak a szárnyvégeken, a profil egyharmadában elhelyezett, külön-külön vezérelhető osztott féklapokat (drag rudder) használták. Ezek nyitott állapotban az adott oldalon fékhatást keltenek, mely hatással van a laterális irányra (forgatónyomaték). Kitérésük fel-le irányba szimmetrikus

⁷Az ábrát a forrás (http://en.wikipedia.org/wiki/Horten_Ho_229) felhasználásával a szerző készítette



3.8. ábra. YB-35 és az alkalmazott drag rudder ⁸



3.9. ábra. Madárfék vitorlázó modellen

A Northrop YB-35 (3.8. ábra) szintén a második világháború alatt fejlesztett géptípus, első repülése 1946-ban volt. Oldalkormányok osztott féklapot használtak, amelyek a csűrőkormányok szélén, a kilépő élen helyezkedtek el, és oldalanként lehetett vezérelni ezeket [81]. Kitérésük fel-le irányba szimmetrikus.

Alapvetően mindkét eljárás klasszikus felépítésű repülőkon alkalmazott légfék (jobb és bal oldali féket egyszerre használva). Vitorlázó repülőgépeken szoktak alkalmazni ún. madárféket, ahol a szárnyközépen lévő féklapok nagymértékben lefele ($45 - 80^\circ$), a szárny szélén lévő csűrőkormányok pedig kisebb mértékben felfele ($5 - 25^\circ$), valamint a magassági kormány enyhén lefele térnek ki (3.9. ábra).

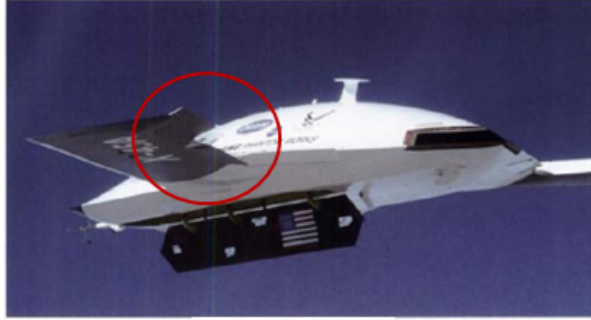
A nagymértékben nyitott féklap miatt a szárny állásszöge megnő, így a gép felfele térne ki. Ezt kompenzálja az enyhe magassági nyomás.

Hasonlóan működik a Boeing X45A UCAV (unmanned combat aerial vehicle) repülőgépe (3.10. ábra). Sajnos a fékszárnyak működéséről a dokumentált álló és mozgóképeken kívül **semmilyen konkrét információ nem áll rendelkezésre** [82].

Az irodalomban fellelhető autonóm rendszerek az YB-35-ön is alkalmazott **osztott féklapos drag rudder** eljárást alkalmazzák, melynek az a hátránya, hogy a szárnyvégeken addicionális kormányfelületeket és az azokat mozgató aktuátorokat kell elhelyezni. A **mozgó alkatrészek növelésével a potenciális hibaforrások száma is nő**.

A madárfék rendszert alapul véve készítettem el saját drag rudder megoldásomat csupaszárny repülőgépekre (3.11, 3.12, 3.13. ábra), mely nem igényel új kormányfelületek beépítését.

⁸Az ábrát a forrás (<http://www.allmystery.de/themen/uf71629>) felhasználásával a szerző készítette



3.10. ábra. Boeing X45A UCAV és az alkalmazott drag rudder⁹



3.11. ábra. Csűrőkormány működése csupaszárny repülőn hátulnézetből, bal fordulóban, egyenes repülésben és jobb fordulóban



3.12. ábra. Magassági kormány működése csupaszárny repülőn hátulnézetből, emelkedésben, egyenes repülésben és süllyedésben



3.13. ábra. Drag rudder eljárás csupaszárny repülőn hátulnézetből, bal oldalra nyitott féklappal, egyenes repülésben és jobb oldalra nyitott féklappal

A szárnyon közepén két magassági, a szélén pedig két csűrőkormány van, alapesetben mindkettő felfele van íelve 3-4mm-t. A csűrő és magassági kormány mérete azonos. Adott irányú fordulóban csak az adott irányú csűrő az oldalkormány parancsának megfelelően 100%-ban felfele, a magassági pedig 50%-ban lefele tér ki (3.1) [A4].

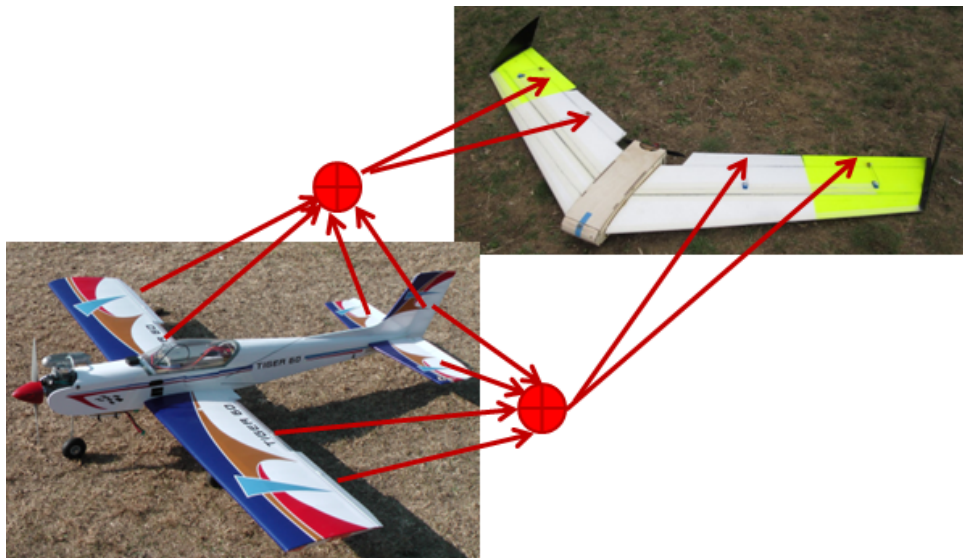
$$\begin{aligned}
 D_L &= \begin{cases} \text{ha } \delta_{RuddCMD} < 0, \text{ akkor } 1 \\ \text{egyébként } 0 \end{cases} \\
 D_R &= \begin{cases} \text{ha } \delta_{RuddCMD} > 0, \text{ akkor } , 1 \\ \text{egyébként } 0 \end{cases} \\
 \delta_{EleL} &= \delta_{EleCMD} - \frac{\delta_{RuddCMD}}{2} D_L \\
 \delta_{EleR} &= -\delta_{EleCMD} - \frac{\delta_{RuddCMD}}{2} D_R \\
 \delta_{AilL} &= \delta_{AilCMD} + \delta_{RuddCMD} D_L \\
 \delta_{AilR} &= \delta_{AilCMD} + \delta_{RuddCMD} D_R
 \end{aligned} \tag{3.1}$$

⁹Az ábrát a forrás (<http://www.dfrc.nasa.gov/Gallery/Photo/X-45A/HTML/EC03-0047-4.html>) felhasználásával a szerző készítette

ahol:

- δ_{EleL} : Bal oldali magassági kormány kitérés mértéke,
- δ_{EleR} : Jobb oldali magassági kormány kitérés mértéke,
- δ_{AilL} : Bal oldali csűrő kormány kitérés értéke,
- δ_{AilR} : Jobb oldali csűrő kormány kitérés értéke,
- δ_{AilCMD} : Csűrő kormány vezérlő parancsa,
- δ_{EleCMD} : Magassági kormány vezérlő parancsa,
- $\delta_{RuddCMD}$: Oldalkormány vezérlő parancsa.

Ezzel az eljárással sikeresen lehet csűrő és magassági kormányt drag-rudderként (oldalormány-féklapként) használni. Így a robotpilóta a forduló ívét pontosabban tudja megrepülni, valamint egyenes repülésben, a csupaszárnyakon jelentkező laterális instabilitást aktívan csökkenteni tudja. Ily módon **klasszikus repülőgépek** összesen **hat kormányfelülete ekvivalens módon leképezhető a csupaszárnyak négy darab kormányfelületére** (3.14. ábra).



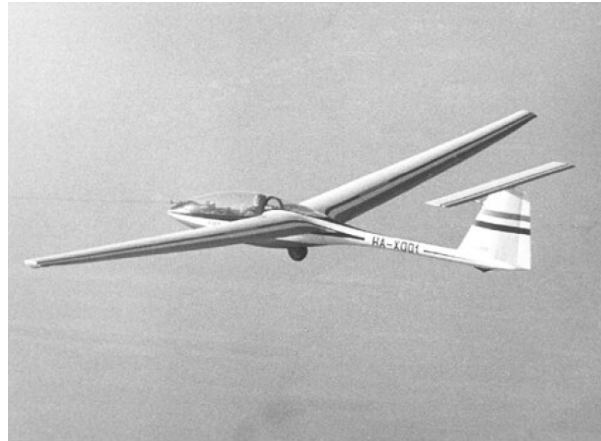
3.14. ábra. Klasszikus irányítás leképezése csupaszárny gépre

Ezt a kormányzást fel lehet használni hibatűrő szabályzás újrahangolás esetén is (fault tolerant control reallocation). Fly-by-wire rendszerrel rendelkező utasszállítók (elsőként Airbus vezette be) esetén alkalmaznak FDI (hibakereső és izoláló) rendszereket [77], melyek a gyakorlatban is képesek a vezérlést úgy áthangolni, hogy kormányfelület hiba esetén is irányítható marad a repülőgép.

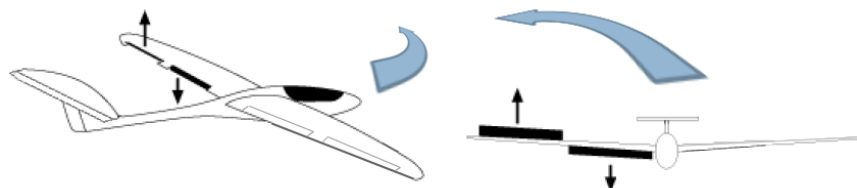
Kisméretű robotrepülőgépek esetén az idáig alkalmazott eljárások a gyakorlatban bizonyítottak ugyan, de rendkívül összetettek [83][84].

3.5. Hibatűrő irányítás újraelosztó rendszer

Kísérleteket végeztem klasszikus felépítésű repülőgépeken a csupaszárny repülőgépekkel megszerzett tapasztalatok alapján. Klasszikus felépítésű repülőgépeket is lehet **hasonlóképpen és egyszerűen** irányítani, mint a csupaszárnyakat, ahogyan azt a KM 400-as magyar fejlesztésű kísérleti repülőgép [78][79] esetén ki is használták (3.15. ábra). (Szárnyon elhelyezett csűrők és magassági kormány – ún. elevonok használatával) .



3.15. ábra. Kesselyák Mihány KM400-as kísérleti repülőgépe [78]



3.16. ábra. Klasszikus felépítésű gép csupaszárny jellegű irányítása oldalkormány hiba esetén - bal forduló

Az oldalkormány illetve magassági kormány vezérlésének elvesztése esetén is meg lehet tartani a gép irányítását és meg lehet előzni a katasztrófát, oly módon, hogy a csupaszárnyakra kidolgozott leképezést alapul véve a főszárny hibátlan kormányfelületei átveszik a hibás magassági és oldalkormány szerepét (3.17. ábra). A (3.2) szimmetrikus kitérésű féklappal rendelkező, a (3.3) pedig féklap nélküli repülőgépekre adja meg az irányítás újraelosztást (bár utóbbi esetbe a vertikális tengely irányításának minősége elmarad a féklappal rendelkező gépektől):

$$\begin{aligned}
D_L &= \begin{cases} \text{ha } \delta_{RuddCMD} < 0, \text{ akkor } 1 \\ \text{egyebkent } 0 \end{cases} \\
D_R &= \begin{cases} \text{ha } \delta_{RuddCMD} > 0, \text{ akkor } 1 \\ \text{egyebkent } 0 \end{cases} \\
\delta_{FlapL} &= \delta_{EleCMD} - \frac{\delta_{RuddCMD}}{2} D_L \\
\delta_{FlapR} &= -\delta_{EleCMD} - \frac{\delta_{RuddCMD}}{2} D_R \\
\delta_{AiLL} &= \delta_{AiLCMD} + \delta_{RuddCMD} D_L \\
\delta_{AiLR} &= \delta_{AiLCMD} + \delta_{RuddCMD} D_R \\
\delta_{Ele} &= 0 \\
\delta_{Rudd} &= 0
\end{aligned} \tag{3.2}$$

illetve,

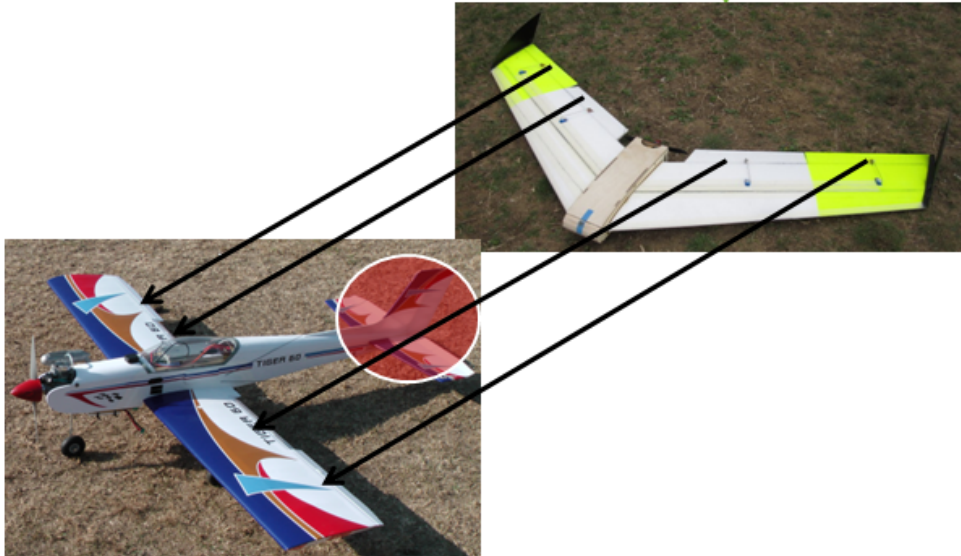
$$\begin{aligned}
D_L &= \begin{cases} \text{ha } \delta_{RuddCMD} < 0, \text{ akkor } 1 \\ \text{egyebkent } 0 \end{cases} \\
D_R &= \begin{cases} \text{ha } \delta_{RuddCMD} > 0, \text{ akkor } 1 \\ \text{egyebkent } 0 \end{cases} \\
\delta_{AiLL} &= \delta_{EleCMD} + \delta_{AiLCMD} + \delta_{RuddCMD} D_L \\
\delta_{AiLR} &= -\delta_{EleCMD} + \delta_{AiLCMD} + \delta_{RuddCMD} D_R \\
\delta_{Ele} &= 0 \\
\delta_{Rudd} &= 0
\end{aligned} \tag{3.3}$$

ahol:

- δ_{Ele} : a magassági kormány kitérés mértéke,
- δ_{Rudd} : a oldalkormány kitérés mértéke,
- δ_{FlapR} : a jobb oldali féklap kitérés mértéke,
- δ_{FlapL} : a bal oldali féklap kitérés mértéke,
- δ_{AiLL} : a bal oldali csűrő kormány kitérés értéke,
- δ_{AiLR} : a jobb oldali csűrő kormány kitérés értéke,
- δ_{AiLCMD} : a csűrő kormány vezérlő parancsa,
- δ_{EleCMD} : a magassági kormány vezérlő parancsa,
- $\delta_{RuddCMD}$: az oldalkormány vezérlő parancsa.

A kontrollált tesztkörnyezetben szimulációs méréseket végeztem egy négy fordulópontból álló négyzet alakú folytonos pályán.

A szimulált repülés 570. másodpercében magassági kormány hibát detektált a rendszer, és azonnal áthangolta az irányítást (3.17. ábra). Az új magassági kormány vezérlőjel 0 értéket (középállás) vette fel, a főszárnyon lévő csűrőkormányok pedig elevonként lettek definiálva. Mivel az elevonok keresztirányú vezérlése hasonló, mint a magassági kormányé, ezért az irányítás többi paraméterét (szabályzók erősítése stb.) szándékosan nem változtattam meg. A kialakításuk és az eltérő erőkarok miatt természetesen nem ekvivalensek, amely látszódik is rendszer megnövekedett beállási idején, de az eljárás működőképességét így is igazolja. A gép megtartotta a repülési sebességét és magasságát, valamint továbbra is a kijelölt pályán repült.

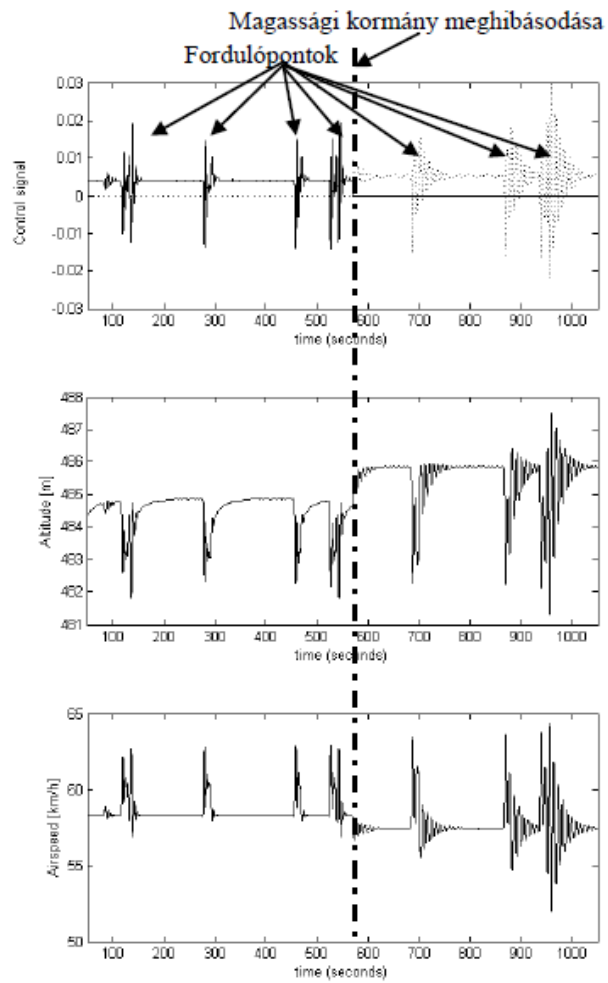


3.17. ábra. Saját fejlesztésű hibatűrő irányítás újraelosztó rendszer működési vázlatja

3.6. Következtetések

Munkám során megterveztem a fedélzeti autonóm irányítási rendszeremet. A kutatás során elemeztem az autonóm és manuális irányítási lehetőségeket, illetve megalkottam saját eljárásomat valamint bevezettem az ún. **heterogén üzemmódot**. Megvizsgáltam a kisméretű robotrepülőgépek üzemeltetése során felmerülő legfontosabb repülésbiztonsági kérdéseket. Megalkottam egy **többszörösen redundáns fedélzeti irányítási rendszert**, mellyel a pilóta nélküli légi járművek üzemeltetésének **biztonsága a jelenleg alkalmazott rendszerekét jelentősen meghaladja**.

- Az általam megalkotott **csupaszárny féklap-oldalkormány eljárás** alkalmas különleges kialakítású kísérleti repülőgépek **stabil vertikális irányítására**.
- Az általam megalkotott **csupaszárny féklap-oldalkormány eljárás** alkalmas **klasszikus kialakítású** kísérleti repülőgépek irányítására, amennyiben azokon magassági vagy oldalkormány hiba lép fel.
- Elemeztem a repülésben alkalmazott hibakereső és izoláló rendszereket. A megalkotott fedélzeti autonóm irányítási rendszerem és az kontrollált tesztkörnyezet



3.18. ábra. Saját fejlesztésű hibatűrő irányítás újraelosztó rendszer szimulációs tesztje [B8]

segítségével megterveztem egy **hibatűrő irányítás újraelosztó rendszert**, mely addig csak nagy utasszállító és katonai repülőgépek körében létezett.

4. fejezet

Fedélzeti navigációs és irányítási rendszer

Kisméretű robotrepülőgépek esetén a navigáció általában 2D vagy 3D fordulópontok alapján történik. A fedélzeti autonóm irányító rendszer rendelkezésére áll az a lista, amely a pontok szélességi és hosszúsági fokait tartalmazza, illetve a hozzájuk tartozó célsebességet, célmagasságot, esetleg a pontokhoz tartozó végrehajtási parancsot (várakozás, leszállás, hazatérés stb.) [B1].

A vizsgált kategóriába tartozó pilóta nélküli légi járművek szinte kivétel nélkül elsősorban GPS navigációt alkalmaznak. Előnye, hogy gyakorlatilag a föld bármely pontján alkalmazható, hátránya, hogy csupán 3-5m-es pontosság érhető el alkalmazásával.

Ember vezette repülőgépeken lehetőség van VOR/DME rádió navigációs műszeres repülésre, de az eszközök nagy mérete és repülőtér függőségük miatt ebben az esetben nem lehet ezeket használni.

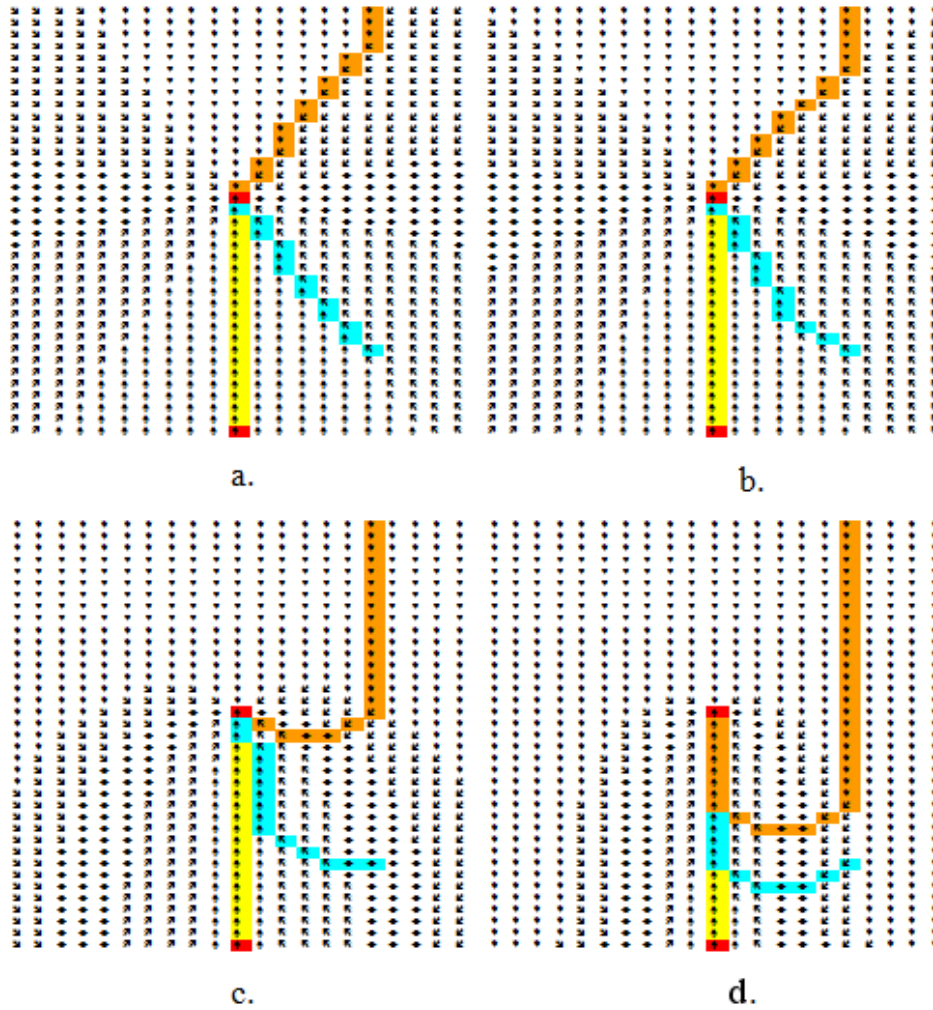
A technológia rohamos fejlődésével az utasszállító repülőgépeken is általánosan alkalmazzák a GPS navigációt, amely lassan kezdi háttérbe szorítani a fizikai korlátokkal rendelkező rádió navigációs rendszereket.

Lehetőség van inerciális navigációs rendszer alkalmazására, amely a pontosságot és a pozíciófrissítési gyakoriságot javítani tudja, de önmagában nem tudja helyettesíteni a GPS-t, mivel hibái időben kumulálódnak.

4.1. Klasszikus navigációs modell javítása

Az 1.4 és 1.5. fejezetekben bemutatott klasszikus navigációval és nemlineáris harmadfokú szabályozóval a gyakorlati repüléseket megelőzően részletes elemzések készültek az egyes függvények hatásainak megismerése céljából. A 4.1. és 4.2. ábrákon megfigyelhető a repülés egy szakasza környezetének diszkrét pontjaiban, a szabályzó függvény által kikényszerített repülés irány. Az ábrák értelmezése a következő: a repülőgép az ábra alsó részének közepén látható kiindulási pontból halad az ábra közepén látható célpont felé. Ezt az utat jelöli a két pontot összekötő világos mező. Az ábrán látható nyilak az egyes pontokban a nulla hibajelhez kiszámított repülési irányok. A sötét mezővel jelzett nyomvonalak egy-egy repülési pályát szemléltetnek.

Az 4.1. ábrásorozat a 4.1-as függvény hatását szemlélteti eltérő h_0 és h_1 paraméterek esetén. Jól látható, hogy az útvonaltól való eltérés figyelmen kívül hagyása esetén ($h_1 =$



4.1. ábra. A klasszikus navigáció hatásvázlata különböző paraméterek esetében (a: $h_0 = 0,1$; $h_1 = 0$ b: $h_0 = 0,05$; $h_1 = 0,05$ c: $h_0 = 0,05$; $h_1 = 0,5$ d: $h_0 = 0,05$; $h_1 = 1$) [B6]

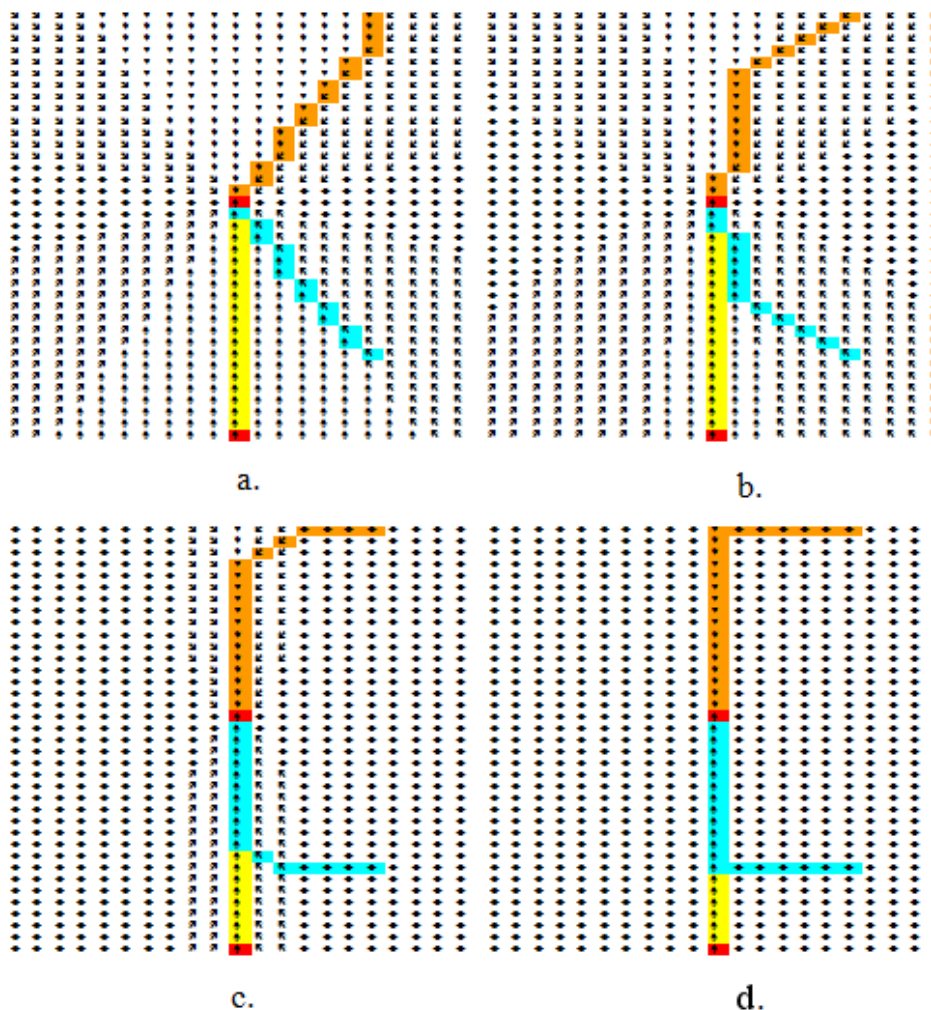
0) a szabályzó a már említett módon csak a célpont elérését biztosítja, de a tervezett útvonal követését nem. h_1 növelése hatására megtörténik az útvonalra történő szabályzás is.

A függvény egy érdekessége, hogy hajlamos a repülőgépet a tervezett cél irányától akár 90 fokkal is eltéríteni. Így alakul ki nagy h_1 érték esetén egy nem kívánatos *visszafordulás* (4.1./d. ábra). A gyakorlati tesztek során több alkalommal lett végrehajtva sikeres útvonalrepülés az 4.1./c. ábrán látható beállításokkal.

Az elemzésből kiderül, és a tesztek is igazolták, hogy az útvonaltartás abban az esetben valósul meg hatékonyan, ha a repülőgép autonóm módba kapcsolása a tervezett útvonal közelében történt. Ekkor a szabályzó még széles időben is jól működött, de nagy távolságból az útvonal megtalálása már bizonytalan volt.

A szabályzó hatásának erősítése ugyan javítja az útvonalon tartást, de csökkenti a kritikus távolságot, amin túl már nem tér vissza a repülőgép az eredeti nyomvonalra. Ezt a hibát a szabályzó távolsággal arányos tagja (l) okozza. Mivel ez a tag csak a tervezett útvonaltól mért távolsággal arányos, nem veszi figyelembe a repülőgép

pillanatnyi haladási irányát. A 4.1. összefüggés a 1.9-as szabályzó módosítása, melyben a távolságot reprezentáló tag kiegészül a gép pillanatnyi haladási irányával.



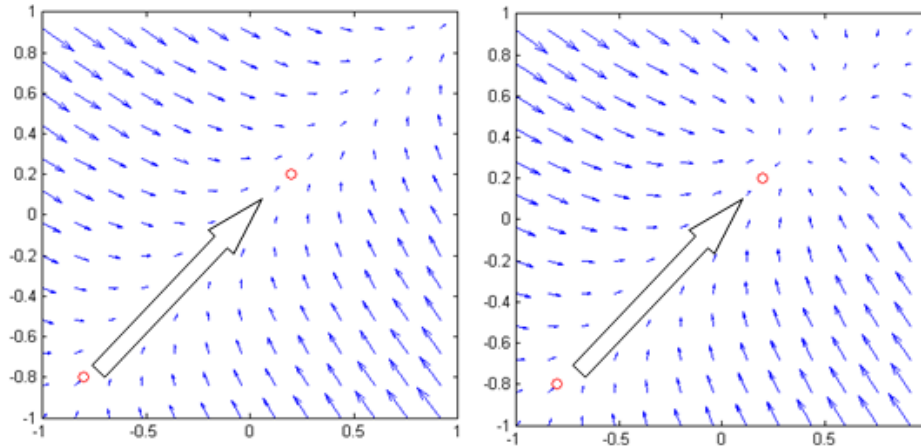
4.2. ábra. A módosított klasszikus navigáció hatásvázlata különböző paraméterek esetében

(a: $h_0 = 0,1$; $h_1 = 0$ b: $h_0 = 0,05$; $h_1 = 0,05$ c: $h_0 = 0,05$; $h_1 = 0,5$ d: $h_0 = 0,05$; $h_1 = 0,5$) [B6]

$$K_h = \begin{cases} \text{ha } (((\alpha - \beta)h_0 + l(90^\circ + \beta + |\alpha - \beta|)h_1)h_2)^3 > \max, & \text{akkor } \max \\ \text{ha } (((\alpha - \beta)h_0 + l(90^\circ + \beta + |\alpha - \beta|)h_1)h_2)^3 < \min, & \text{akkor } \min \\ \text{egyébként } (((\alpha - \beta)h_0 + l(90^\circ + \beta + |\alpha - \beta|)h_1)h_2)^3 & \end{cases} \quad (4.1)$$

A 4.2. ábrásorozat a 4.1 függvény hatását szemlélteti. Látható, hogy a módosítás hatására a repülőgépet a szabályzó a tervezett nyomvonalra kényszeríti. A h_1 paraméter növelése erősíti az útvonal követését, de nem következik be a 1.9 függvéynél megismert *visszafordulási* hajlam.

Fontos megjegyezni, hogy a 4.1 [B6] függvény továbbra is csak a GPS készülék által szolgáltatott alapadatokat tartalmaz, azaz nincs szükség további repülési paraméterek mérésére.



4.3. ábra. Hibás és javított útvonaltartás a cél fordulópont közelében

Az elemzés alapján látható, hogy a 4.1 szabályzó függvény nagy távolságból is képes a repülőgépet a tervezett útvonalra vezetni. Ennek gyakorlati jelentősége az, hogy a távirányított repülőgépet bármikor autonóm módba lehet kapcsolni, szemben a klasszikus 1.9 szabályzó függvénnyel, ahol az átkapcsolás a tervezett nyomvonal közelében kellett, hogy megtörténjen.

Az AERObot navigációja alapvetően fordulópontok alapján történik. A gép mindig a cél fordulópont felé halad a megelőző és a cél fordulópontot összekötő egyenes mentén.

Fordulópont érintésnek számít, amikor az repülőgép a pont egy előre meghatározott környezetébe ér (gyakorlatban 75m). Mivel a szabályzás az útvonal követését biztosítja minimális hibával, ezért szélmentes, illetve gyengén szeles időben ez megfelelően működik.

Abban az esetben viszont, ha nagy szél van, és a fordulópontok közötti távolság kicsi ($<100\text{m}$), a szabályzó az előző fordulópont teljesítése után még nem áll be a kívánt irányba elfogadható hibával, így előfordulhat, hogy a célpont mellett a kívántnál nagyobb távolságban halad el, így az érintés nem teljesül. Ekkor a gép az útvonalon halad tovább, de a célponttól távolodva (a szabályzó kör nem detektálja fordulópont elvétését).

A szabályzó kör Matlabban elkészített vektormezős implementációjával szemmel láthatóvá vált a hiba (4.3. ábra), melyet egy újabb komponens bevezetésével lehet orvosolni.

A hibát a klasszikus navigáció újabb módosításával küszöböltem ki (4.2, 4.3) [B6]. Harmadik összetevőként bekerült az irány szabályzásba az útvonal, illetve a cél fordulópont és az aktuális pozíció által meghatározott egyenes közötti szög, mely a fordulópont érintése előtt maximum 90° ($\alpha_m = \alpha$). A pont elvétele esetén $\alpha_m = -\alpha$. Ez biztosítja a gép számára a fordulópontra történő visszafordulást, melyet a kontrollált tesztkörnyezetben végrehajtott sikeres tesztekkel ellenőriztem.

$$K_h = \begin{cases} \text{ha } ((\alpha_m h_0 + l h_1) h_2)^3 > \text{max}, & \text{akkor } \text{max} \\ \text{ha } ((\alpha_m h_0 + l h_1) h_2)^3 < \text{min}, & \text{akkor } \text{min} \\ \text{egyébként } ((\alpha_m h_0 + l h_1) h_2)^3 & \end{cases} \quad (4.2)$$

, ahol

$$\alpha_m = \begin{cases} \text{ha } |\beta| > 90, & \text{akkor } -\alpha \\ \text{egyébként } & \alpha \end{cases} \quad (4.3)$$

4.2. Új navigációs modell

A navigáció alapvető forrás szenzora a GPS. Biztosítja a fedélzeti irányítórendszer számára a pozíciót, a földhöz mért sebességet (SOG - Speed Over Ground), haladási irányt, illetve sok más olyan értéket, amelyet a navigációs rutinok felhasználhatnak.

A legnagyobb hátránya viszont a maximális adatfrissítésben rejlik, amely a ma kereskedelmi forgalomban kapható legjobb moduloknak is csupán 10Hz. Ez az érték a pontos útvonalrepüléshez önmagában nem elég. A Xeno csupaszárny sokkal érzékenyebb nagyobb társainál, részben tömegéből, részben pedig kialakításából adódóan, így az alacsony navigációs frissítési idő komoly hibát okozott repülése alatt.

Az eredeti haladási irány az aktuális és az azt megelőző pozíció által meghatározott vektorból került eddig kiszámításra. Alternatívaként rendelkezésre áll a GPS modul által küldött haladási irány illetve az IMU által kiszámított vertikális irány (mely a sok fém, mágneses és elektromos alkatrész miatt megbízhatatlan).

Az alkalmazott, gyárilag 4Hz-es uBlox TIM5H GPS modult túlhajtva 5Hz-en kérte le az irányítási rendszer az adatokat. A modultól sűrűn, kb 3-5 másodpercenként érkezett ellenőrző összeg hibás pozíció, amely használhatatlan. Mivel a navigáció ennek a mondatnak az érkezése után frissül, így a gép a levegőben rángatta a kormányokat.

A rendszerhiba nagyobb gépeken (1,8-3,5m fesztávolság, 4-14 kg) a nagyobb tehetetlenségük illetve a klasszikus kialakításuk miatt nem volt észlelhető. Csupaszárny kialakításából adódóan az oldal irányú mozgás is a csűrőkormányokra van leképezve, így hirtelen irányváltások miatt a gép folyamatosan erősen billeg és rángat kereszt- és hosszszelvény mentén.

Mivel a 4-5 Hz-es navigáció önmagában is rendkívül alacsony, ha ebből kimarad, az meghússítja az érdemi iránytartást.

4.2.1. Haladási irány becslése

Mindenképpen szükség van a kimaradt pozíciók becslésére, illetve a köztes pozíciók számítására. A megoldás a folyamatos (50-100Hz) iránytartás, melyet a haladási irány folyamatos becslésével lehet elérni.

Ehhez fel kell használni az IMU által adott vertikális tengelyű szöggyorsulást és a GPS haladási irányt. Az IMU megadja az UAV Euler szögein kívül az X,Y,Z tengelyű szöggyorsulásokat is. Ezt felhasználva két érvényes GPS haladási irány érkezése közötti időben jó közelítéssel ki lehet számítani az éppen aktuális haladási irányt. Nem egy teljes értékű inerciális navigációs rendszer (INS) megalkotása a célom, amivel GPS nélkül is lehet navigálni, hanem a jelenlegi navigáció minőségi paramétereinek a javítása.

$$\theta_e = \theta + \dot{\Psi}t_s \quad (4.4)$$

Az aktuális becsült haladási irányt (θ_e) minden időpillanatban a legutolsó ismert GPS haladási irány θ és a vertikális szögsebesség $\dot{\Psi}$ alapján lehet becsülni (4.4) a mintavételezési idő (t_s figyelembe vételével) [A1].

Új érvényes GPS haladási iránynál a θ_e felveszi az új értéket.

Ezzel a módszerrel került tesztelésre a Xeno repülőgép. Repülés közben az új eljárás folyamatosan és jól becsülte az aktuális haladási irányt, mellyel el lehetett kezdeni az iránytartás beállítását.

Az IMU által megadott θ_{IMU} haladási irány gyakran használhatatlan, részben a gép oldal irányú csúszása, részben pedig az elektromos hajtáslánc által gerjesztett elektromágneses zavar miatt, mely megzavarja a szenzor mágneses iránytűjét.

4.2.2. Pozíció becslés

A navigáció során nem csak a haladási irányt használja fel a robotpilóta, hanem az aktuális útvonaltól való távolságot, amit a pozícióból számít ki. Emiatt szükséges a pozíciót is becsülni (4.5, 4.6)[A1] egy, a tengeri navigációban alkalmazott összefüggés [89] felhasználásával. Minden egyes beérkezett GPS mondattal frissül az aktuális pozíció és SOG. A haladási irány az előző részben bemutatottak szerint számítható. Mivel két érvényes GPS pozíció megérkezése közben nagyjából 200ms telik el (ha kimarad egy-kettő, akkor is 1sec alatti időről beszélünk), ezért az időegység alatt megtett út becsléshez a GPS-től kapott SOG-ot lehet felhasználni. Ezzel ugyan pontatlanabb lesz a számítás, de mivel nem egy komplett INS rendszer készítése a cél, amely minimális hibával rendelkezik [90][91][92], hanem a navigáció finomítása, ezért ez a hiba a rövid mintavételezési idő miatt elhanyagolható ebben az esetben (4.4. ábra). Minden t időpillanatban rendelkezésre áll az előző pozíció (Lat_1, Lon_1), becsült haladási irány, a földhöz képes mért sebesség által becsült megtett út, d , valamint a Föld átmérője, R .

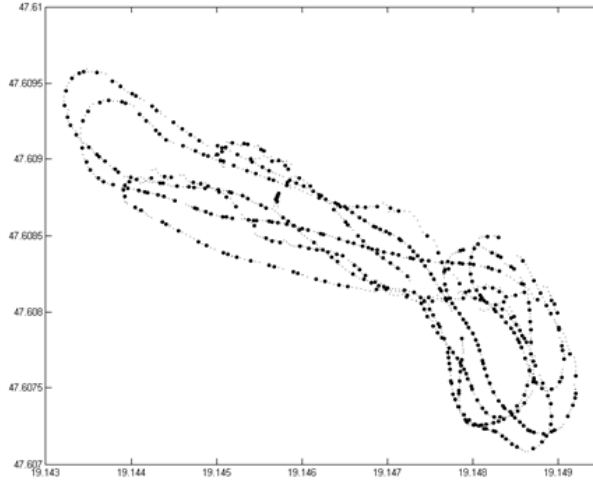
$$Lat_e = a \sin\left(\sin(Lat_1) \cos\left(\frac{d}{R}\right) + \cos(Lat_1) \sin\left(\frac{d}{R}\right) \cos(\theta_e)\right) \quad (4.5)$$

$$Lon_e = Lon_1 + a \tan 2\left(\sin(\theta_e) \sin\left(\frac{d}{R}\right) \cos(Lat_1), \cos\left(\frac{d}{R}\right) - \sin(Lat_1) \sin(Lat_e)\right) \quad (4.6)$$

Abban az esetben, ha GPS pozíciót elveszti a repülőgép, a rendszer alkalmas a gép hazavezetésére a legrövidebb úton. Mivel ebben az esetben az útvonal az "Haza" irányába történő forduláson kívül nem tartalmaz egyéb fordulót, az időben összegződő hiba ellenére is nagyjából a megfelelő útvonalon vezeti a fedélzeti irányítórendszer a gépet.

4.2.3. Vektormezős navigáció

A klasszikus navigáció és az arra alapuló eljárások hátránya, hogy több független paraméterrel rendelkeznek, melyek beállításához intuíció és nagymértékű gyakorlat szükséges. További hátránya, hogy nem lehet könnyen vizualizálni az adott pozícióhoz és útvonalhoz tartozó mindenkori kívánt haladási irányt, csupán részparaméterek elhagyásával.



4.4. ábra. Pozícióbecslés — nagy pont a mért, kicsi a becsült pozíció (*csökkentett frissítési frekvenciával*)

Az általam kidolgozott navigációs eljárás ezeket a hibákat kívánja kiküszöbölni, úgy, hogy a közben a minőségi jellemzői ne romoljanak.

A navigáció minden egyes adott (számított) koordinátapárhoz hozzárendel egy kívánt haladási irányt, amely függ a forrás és cél fordulópontoktól, illetve az általuk meghatározott útvonaltól való eltéréstől.

Ez legegyszerűbben egy vektormezőként fogható fel. A kívánt haladási irány (φ_d) függ a repülő pozíciójától, a cél fordulópont irányától (φ_T), az útvonal irányától (φ_R) és az attól való távolságtól (D_{CT}) (4.7, 4.8, 4.9) [A1].

$$\delta = \sqrt[k_d]{|D_{CT}K_c(\varphi_T - \varphi_R)|} \text{sign}(D_{CT}) \quad (4.7)$$

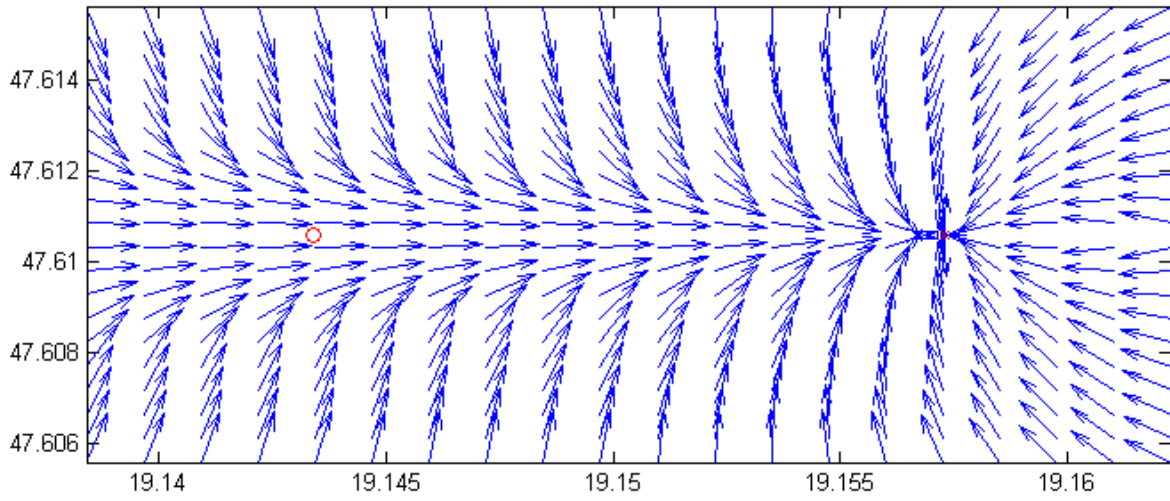
$$\gamma = \min(1, D_T) \quad (4.8)$$

$$\varphi_d = \varphi_T + \delta\gamma$$

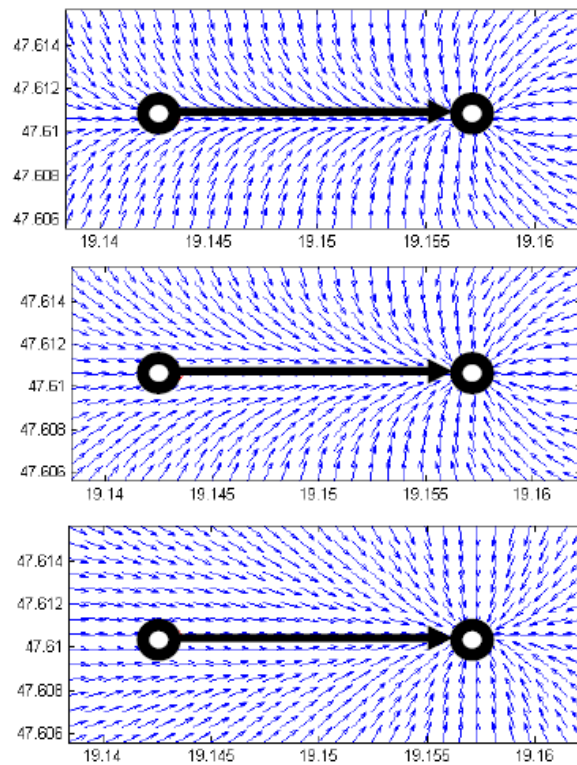
(4.9)

K_c paraméterrel lehet az útvonalon tartás erősségét állítani (4.6. ábra), K_d paraméterrel pedig az útvonalra történő rávezetés erősítését lehet finomítani (4.7. ábra), γ pedig a célponttól való távolság (D_T) alapján biztosítja annak mindenkorai elérését (4.8. ábra).

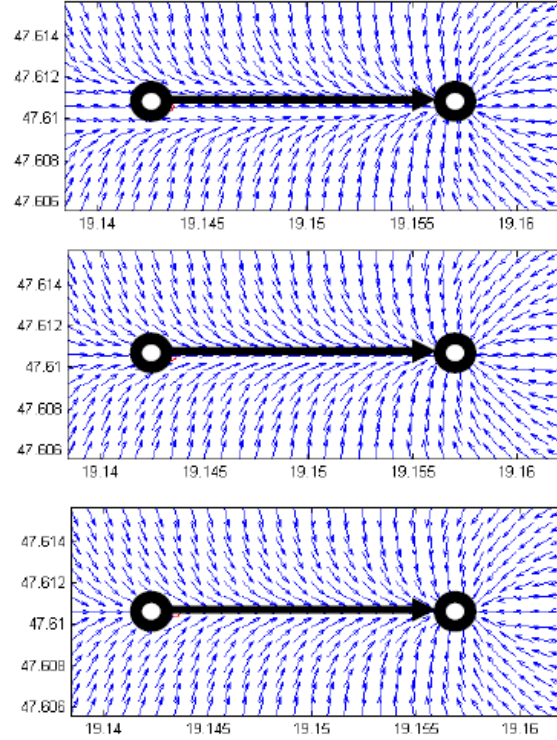
Robotrepülőgépek esetén gyakori hiba, hogy a gép az adott célpontot elvéti, azaz nem sikerül azt az előírt sugarú rádiuszban megközelíteni, így arra vissza kell fordulnia. Ennek a hibának a kiküszöbölésére γ a fordulóponthoz közeledve fokozatosan lecsökkenti nullára az útvonalra tartást. Csak a csillag irányú célpontra tartást juttatja érvényre, így biztosítva annak mindenkorai elérését. Az előnye a navigációnak, hogy előre beállított K_c ($10, 0$), K_d ($0, 5$) értékek mellett (4.5. ábra) csak egy kimenete van, a φ_d kívánt haladási irány az eddig alkalmazott útvonaltól való eltérés és útvonal szöghiba helyett.



4.5. ábra. Vektormezős navigáció beállított értékek mellett



4.6. ábra. K_c paraméter hatása különböző értékekkel (10, 1, 0)



4.7. ábra. K_d paraméter hatása különböző értékekkel (1, 0.5, 0.3)

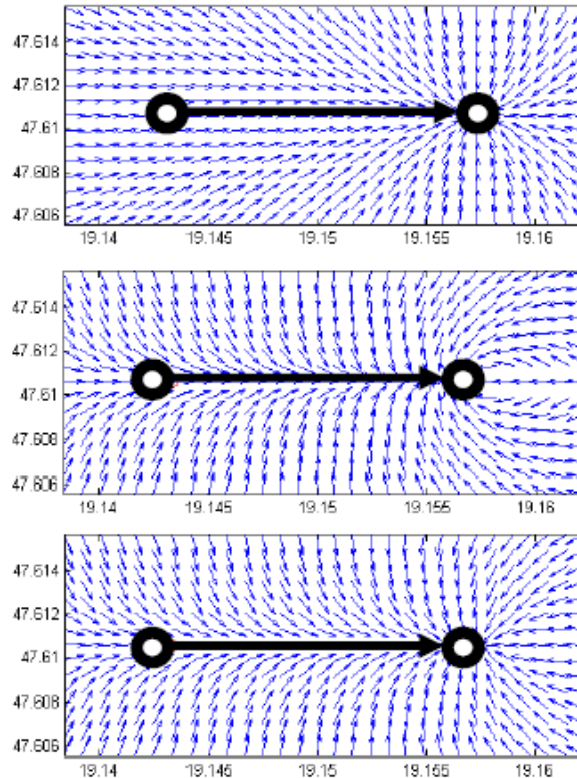
Ehhez a navigációhoz, mivel összesen csak egy értéket (kívánt és a megvalósult haladási irány különbségét) kell minimalizálni, egyszerű különféle szabályzók illesztése (pl. harmadfokú nem lineáris, PID, fuzzy). További előny, hogy az összefüggés minimális változtatással (4.10) alkalmas a célpont felett körkörös navigációra (4.9. ábra), amely alkalmas egy adott terület hosszan tartó megfigyelésére.

$$\varphi_d = \varphi_T + \frac{\pi}{2} + \min\left(|D_{CT}K_c|, \frac{\pi}{2}\right) \text{sign}(D_{CT}) \quad (4.10)$$

ahol:

- D_{CT} Útvonaltól (fordulópont rádiustól) való távolság,
- φ_d Kívánt haladási irány,
- φ_T Célpont irányszöge az UAV-hoz képest.

A csupaszárny repülőgépek esetén nagy méretű aerodinamikai stabilizátor (függőleges vezérsík) és automatikus oldalkormány stabilizálás nélkül a gép irány stabilitása gyenge, a pilótának folyamatosan korrigálnia kell a haladási irányt, kompenzálva a légköri zavaró tényezőt. A fedélzeti autonóm irányítási rendszerben alkalmazott haladási irány és pozíció becslésével, valamint a vektormezős navigációval e gépek iránystabilitása jelentősen javul (4.10. ábra).



4.8. ábra. γ hatása különböző értékekkel ($0, 1, \min(1, D_T)$)

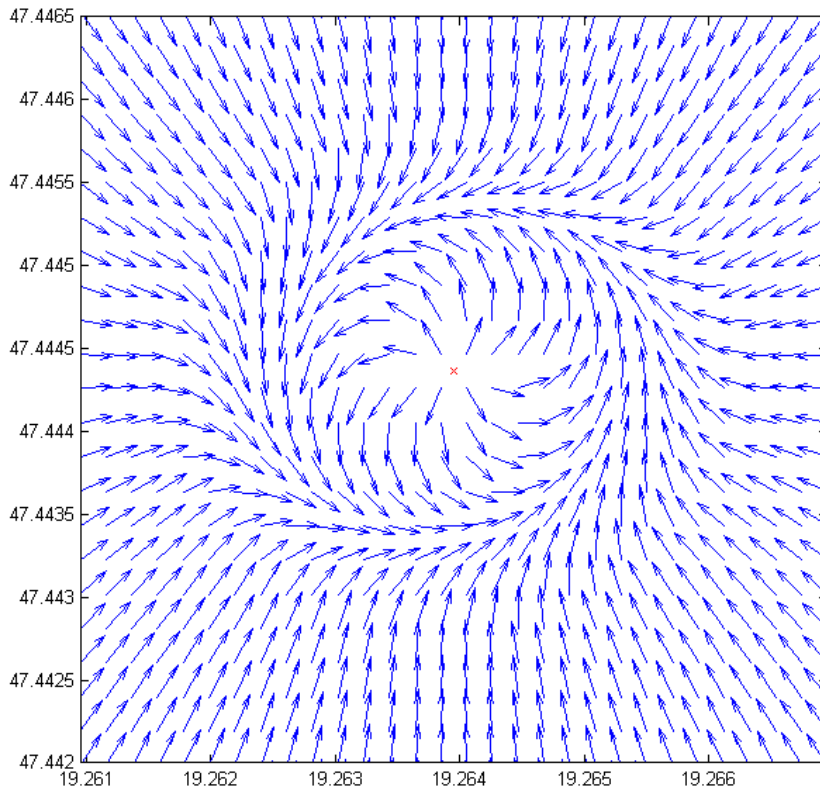
4.3. Irányítási rendszerek

Az AERObot autonóm fedélzeti irányító rendszerben több különálló szabályzórendszer lett implementálva és tesztelve. Ezek között akár repülés közben is tud váltani. A robotrepülőgéphez illesztett szabályzók igen szerteágazóak lehetnek. Készültek klasszikus irányítástechnikát, állapotter elméletet vagy éppen fuzzy szabályzót alkalmazó rendszerek.

Rendszeremet úgy alakítottam ki, hogy több, egymástól független szabályzóval is képes legyen megfelelő működésre, ezért implementáltam a már bemutatott PID, nemlineáris harmadfokú és fuzzy szabályozási eljárásokat.

Alapvetően három szabályzó van a robotrepülőgépben. Ezek a sebesség-, magasság- és irányszabályzók. A sebességet a magassági kormányval, a magasságot a motor fordulatszámával, az irányt pedig az oldal- és csűrőkormányokkal vezérem. A repülési sebesség és magasság célértékeket a fordulópontok tárolják, bár általánosságban elmondható, hogy repülés egész tartalma alatt a célsebesség állandó. Az aktuális haladási irányt a vektormezős navigáció határozza meg.

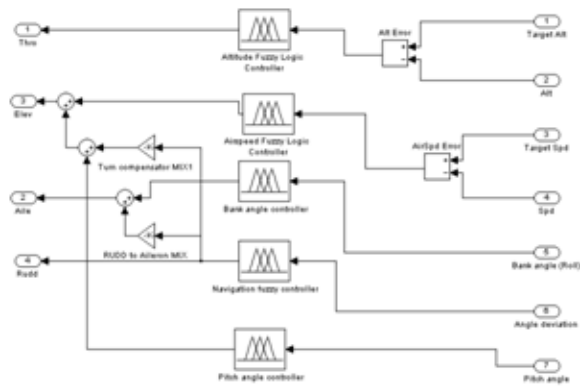
A ezen szabályzókon felül (melyek lehetnek PID, nemlineáris harmadfokú illetve fuzzy) szerepel a rendszeremben egy ún. forduló kompenzátor és egy lineáris stabilizátor. A forduló kompenzátor a fordulóban létrejövő magasságvesztést igyekszik ellensúlyozni, a stabilizátor pedig a gépet három tengelye mentén igyekszik a légköri zavarok leküzdésére az IMU értékei alapján.



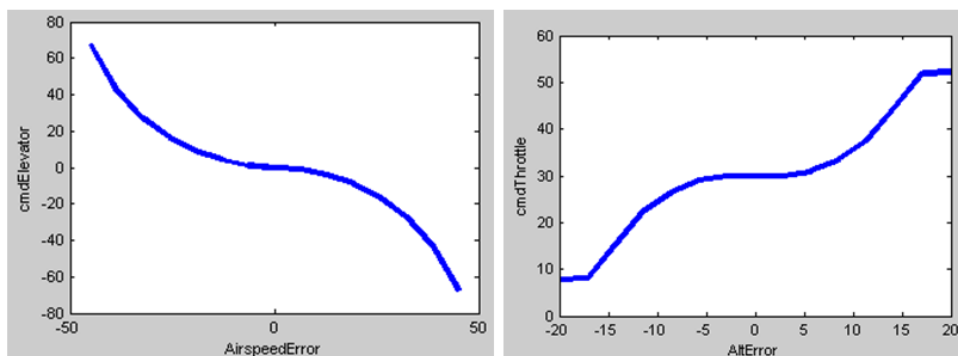
4.9. ábra. Körkörös navigáció



4.10. ábra. Navigáció haladási irány és pozíció becslés nélkül és becsléssel (pirossal az autonóm, késsel a manuális útvonal [B7])



4.11. ábra. Fuzzy pilóta nélküli légi jármű szabályzó [B7]



4.12. ábra. Két és három "háromszög" tagsági függvénnyel rendelkező Mamdani szabályzók átviteli diagramja [B7]

4.3.1. Fuzzy szabályzó

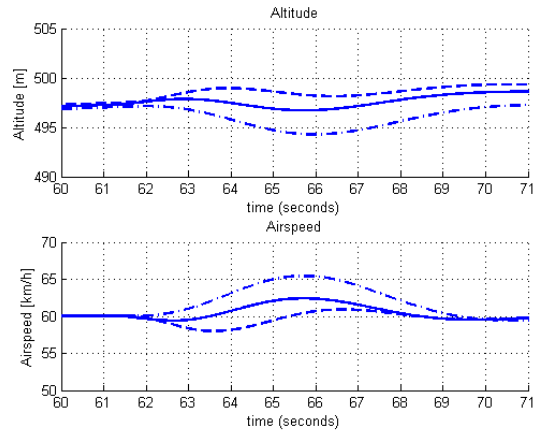
Az UAV fuzzy szabályzóját a Matlab fuzzy toolbox-szal hoztam létre. A szabályzó bemenetei megegyeznek a harmadfokú szabályzó bemeneteivel (célssebesség, célmagasság, aktuális sebesség, aktuális magasság, orientáció, irányszög-hiba). A kimenetek is azonosak (a repülőt mozgató kormányfelületek és gáz csatorna).

Összesen öt darab egyszerű fuzzy szabályzókörből illetve két lineáris kompenzátorból áll a szabályzó doboz (4.11. ábra). A három klasszikus (sebesség, magasság, irány) szabályzóköron kívül két stabilizáló szabályzókör (kereszt és hossztengety) is implementálva lett, amelyek a harmadfokú szabályzó esetében az előzőekbe vannak ágyazva.

Mindegyik szabályzó kör egyszerű felépítésű, két vagy három „háromszög” tagsági függvénnyel rendelkező egy be- és egy kimenetű Mamdani szabályzó "centroid" defuzzifikációs eljárással [85].

A szabályzó kör bemeneti szélsőértékei minden csatornán azok az értékek, amelyek a harmadfokú szabályzás esetében (pl. magasság hiba: ± 20 m). A kimenetek maximuma $\pm 100\%$, de csatornánként ez változó lehet.

Az alkalmazott két és három „háromszög” tagsági függvénnyel rendelkező Mamdani szabályzó érdekessége, hogy az átviteli diagramjuk (4.12. ábra) hasonló a harmadfokú szabályzóéhoz, így a kezdeti értékek megadásakor a harmadfokú szabályzóból ki lehet

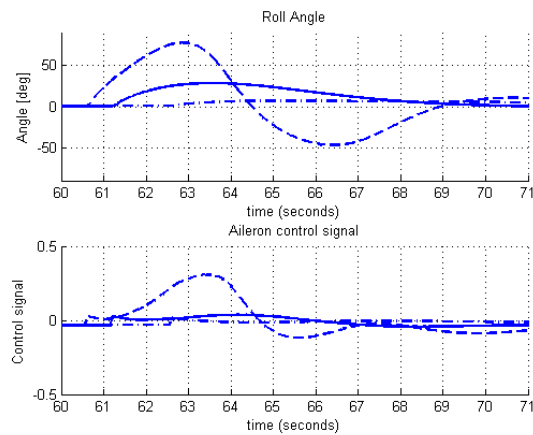


4.13. ábra. Oldalkormány-magassági kompenzátor különböző értékekkel [B7]

indulni.

A bemenetek szélsőértékei azok az értékek, amelyek között szeretnénk, hogy a szabályzó működjön. Amennyiben a szabályzás gyenge, ezt a tartományt szűkebbre kell venni. Ha a szabályzás túl erős, gerjed, akkor vagy tágabbra vesszük a tartományt, vagy a kimeneti $\pm 100\%$ -ot csökkentjük, a kívánt eredmény függvényében.

A szabályzó csatornák és a kimenetek között kap helyet a két lineáris kompenzátor (4.13, 4.14. ábra). Bizonyos esetekben, általában **nagyobb robotrepülőgépeknél** nemlineáris kompenzátorokat is lehet használni, melyek kimenete függ a sebességtől illetve a hossz tengely szerinti bedőlési szögtől. A kereszt- és hossz tengely szabályzók használatával és a kompenzátorok pontos beállításával ezekre nincs szükség.

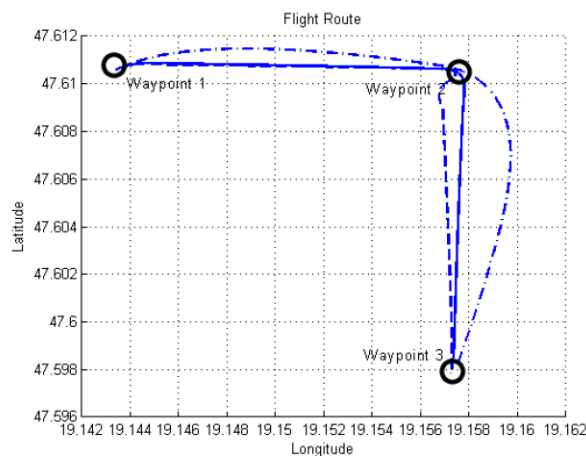


4.14. ábra. Oldalkormány-csűrő kompenzátor különböző értékekkel [B7]

Navigáció esetében a oldalkormány-csűrő kompenzátorra azért van szükség, mivel e nélkül a gép nem bírna döntött fordulót végrehajtani, így a végrehajtott forduló sugara nagy, akár több mint 100m is lehet. A csűrőkormány alkalmazásával az a sugár akár 10m-re is le tud csökkenni.

Természetesen a kompenzátor értékének összhangban kell lennie a magassági kormány kompenzátorral (vagy függenie kell a hossz tengely szerinti szögelfordulástól). Túl nagy

érték esetén a navigáció fordulóban, illetve egyenesben gerjedhet, ellenkező esetben viszont nem valósul meg az útvonal tartás (4.15. ábra).



4.15. ábra. Oldalkormány-csűrő kompenzátor hatása a repült útvonalra különböző értékek mellett [B7]

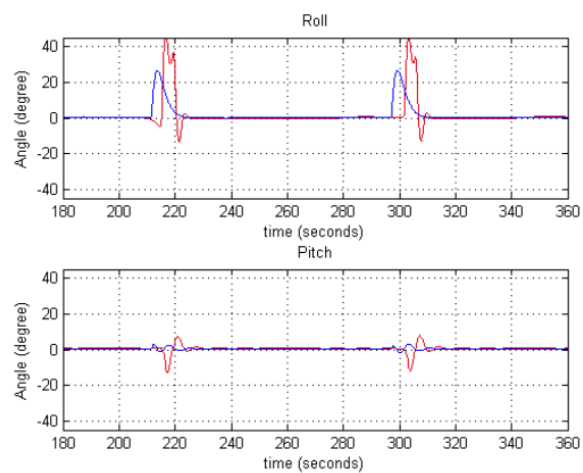
Kontrollált tesztkörnyezetben végzett szimulációval teszteket végeztem azonos körülmények között, azonos fordulópontokkal mind a hagyományos harmadfokú, mind pedig az új fuzzy szabályzóval.

A fuzzy szabályzó érdekessége, hogy a harmadfokú szabályzás paramétereiből, tapasztalataiból kiindulva felállított kezdeti beállításokkal is kielégítő eredményt adott a rendszer. A kompenzátoroknak köszönhetően fordulóban a gép keresztengelyen stabilabb, valamint a hosszengelyen kevésbé agresszíven fordul (4.16. ábra).

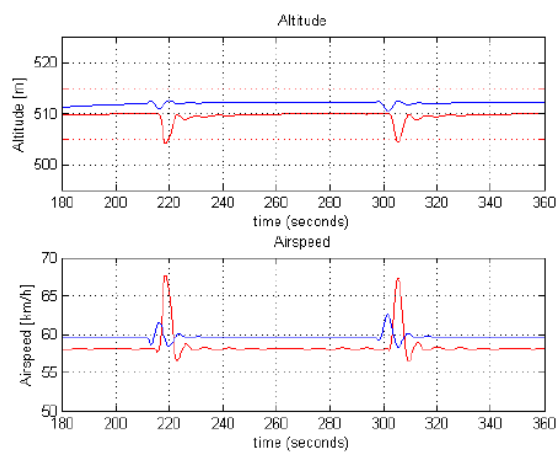
A fuzzy szabályzás kisebb túllövással képes volt a fordulóban a repülőgépet irányítani, mint a harmadfokú (4.17. ábra).

A navigáció (iránytartás) esetében a repült útvonal (4.18. ábra) stabilabb, oszcilláció mentes. Azonban az útvonaltól való távolság hiba nagyobb, mint a klasszikus esetben. Ezen bizonyos mértékig lehet javítani a oldalkormány-csűrő kompenzátor értékének a növelésével, illetve az iránytartás erősítésével.

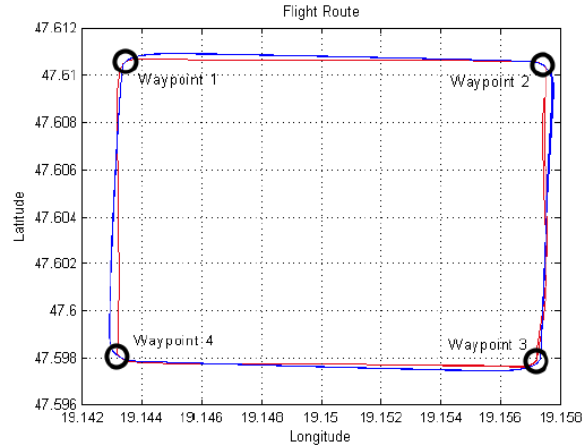
Ugyan az átviteli diagramjuk hasonló, a fuzzy szabályzó a szimulációk alapján mégis jóval stabilabban irányítja a robotrepülőgépet, mint a harmadfokú szabályzó. Fordulókban kisebb túllövással, egyenesekben pedig stabilabb iránytartással képes vezérelni. A szabályzók további finomításával a minőségi paramétereik még tovább javíthatóak, illetve az útvonaltartás hibája tovább csökkenthető.



4.16. ábra. Szabályzók összehasonlítása - stabilitás (piros: harmadfokú, kék: fuzzy szabályzó) [B7])



4.17. ábra. Szabályzók összehasonlítása - fordulópont érintése (piros: harmadfokú, kék: fuzzy szabályzó) [B7])



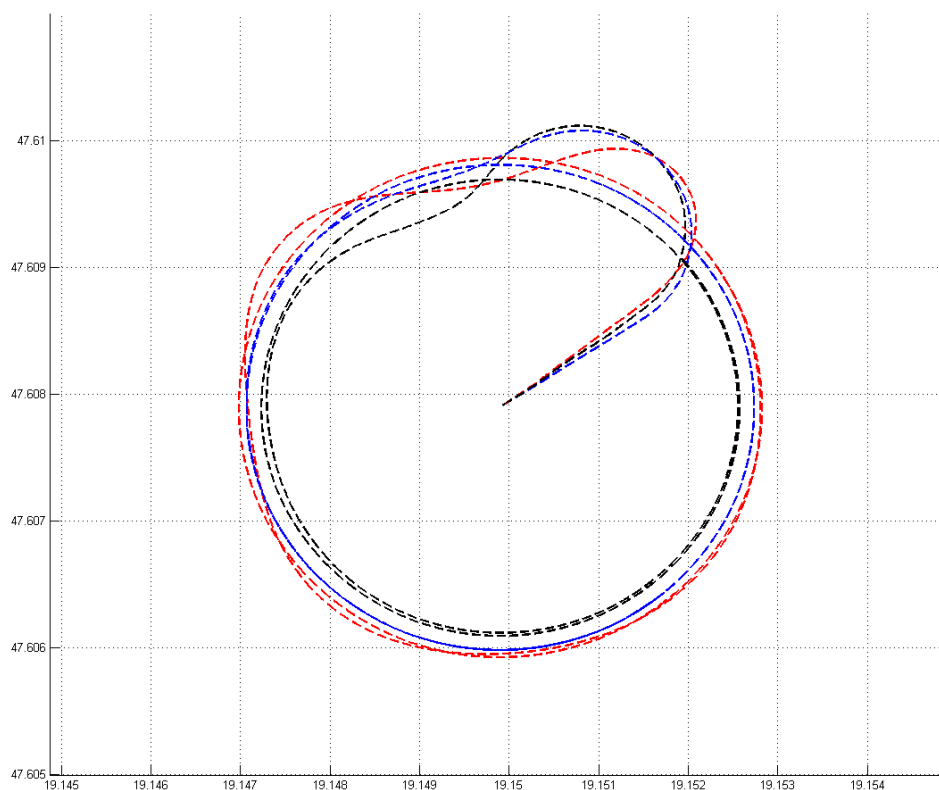
4.18. ábra. Szabályzók összehasonlítása - repült útvonal (piros: harmadfokú, kék: fuzzy szabályzó) [B7])

4.3.2. Irányítási rendszerek minőségi összehasonlítása

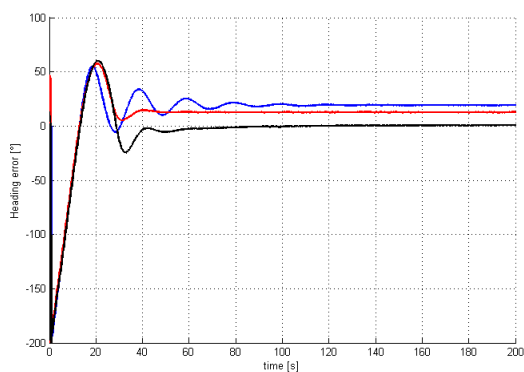
A szimulációs tesztkörnyezet segítségével összehasonlítást végeztem a három implementált szabályozási rendszerről. A pálya egy 400 m sugarú körpálya volt, melyen a vektormezős navigáció módosított változatával, a kör középpontjából (4.19, 4.20, 4.21. ábra) indulva kellett a gépnek 100 m-es repülési magasságot (4.22. ábra) és 60 km/h sebességet (4.23. ábra) tartania. Az eredményeket a 4.1. táblázat foglalja össze, melyből kiderül, hogy mindhárom szabályozó kielégítően működik, a kívánt értékek és a körpályán való haladás durván 30 s alatt állandósulnak, habár meg kell jegyezni, hogy a nemlineáris harmadfokú szabályozó teljesít mindhárom közül a leggyengébben. A tesztelés alatt a $t = 20s$ környékén tapasztalható magasságcsökkenés mindhárom szabályozó esetében a lineáris fordulókompensátor (oldalkormány \rightarrow magassági kormány mix) elégtelen működésére utal, melyet az erősítési tényezőjük növelésével lehet javítani.

	Harmadfokú	Fuzzy	PID	Harmadfokú	Fuzzy	PID
	repülési magasság			repülési sebesség		
Beállási idő (5%) [s]	82,47	25,97	23,51	21,73	23,43	35,3
Offszet hiba beállást követően	-2,66 m	4,5 m	1,1 m	0,97 km/h	-1,42 km/h	0,05 km/h
	haladási irány			középpont távolság		
Beállási idő (5%) [s]	60,1	27,4	38,8	48,4	26,8	37,6
Offszet hiba beállást követően	19,15°	12,53°	0,53°	19,2 m	12,6 m	0,6 m

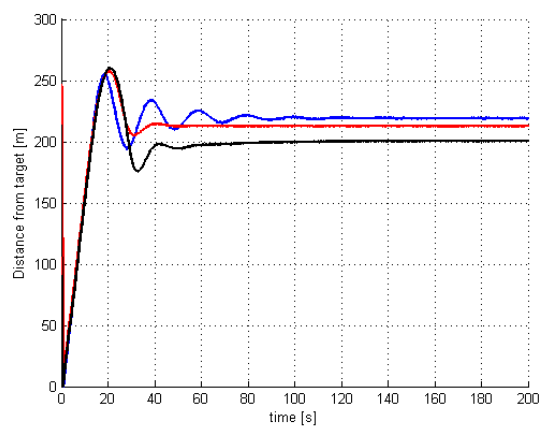
4.1. táblázat. Szabályozók összehasonlítása



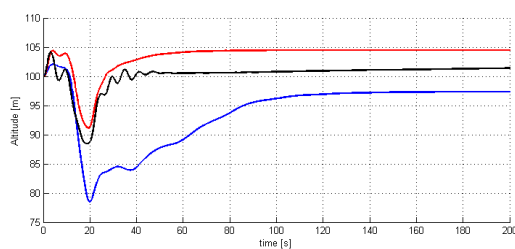
4.19. ábra. Szabályzók összehasonlítása - körpályán repült útvonal (kék: nemlineáris harmadfokú-, piros: fuzzy-, fekete: PID szabályozó)



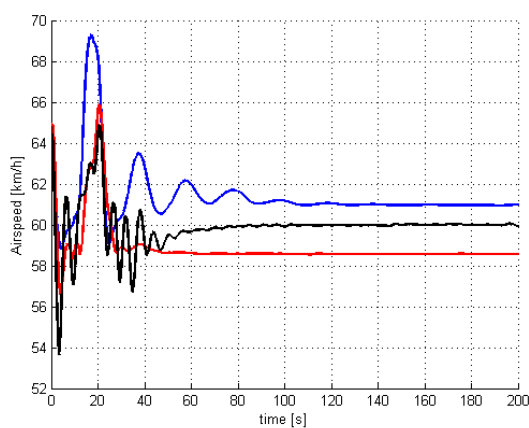
4.20. ábra. Szabályzók összehasonlítása - körpályán repült útvonal haladási irány hibája(kék: nemlineáris harmadfokú-, piros: fuzzy-, fekete: PID szabályozó)



4.21. ábra. Szabályzók összehasonlítása - körpályán repült útvonal távolsága a középponttól mérve (kék: nemlineáris harmadfokú-, piros: fuzzy-, fekete: PID szabályozó)



4.22. ábra. Szabályzók összehasonlítása - körpályán repült útvonal magasság diagramja (kék: nemlineáris harmadfokú-, piros: fuzzy-, fekete: PID szabályozó)



4.23. ábra. Szabályzók összehasonlítása - körpályán repült útvonal sebesség diagramja (kék: nemlineáris harmadfokú-, piros: fuzzy-, fekete: PID szabályozó)

4.4. Következtetések

Munkám során elemeztem a fedélzeti navigációs és irányítási rendszereket. Megvizsgáltam a civil globális pozicionáló rendszer (GPS) és inerciális navigációs rendszerek alkalmazhatóságát. **Elemeztem** az eddig széles körűen alkalmazott, **több paraméteres klasszikus navigációs eljárást**, **létrehoztam** annak kétféle **módosított** változatát, amelyek **kiküszöbölik** annak bizonyos hibáit, majd megalkottam **saját, egy paraméteres vektormezős navigációs eljárásomat**, mely kiküszöböli a klasszikus eljárások hibáit.

Az elkészített vektormezős navigáció a haladási irány és a pozíció becslésekkel nagymértékben javítja a kis méretű és kis tömegű gépek iránytartását, különös tekintettel a **csupaszárny repülőgépek vertikális stabilitására**.

Megvizsgáltam a kisméretű robotrepülőgépeken alkalmazható klasszikus és modern irányítási rendszereket (nemlineáris harmadfokú illetve fuzzy). Fedélzeti irányítási rendszeremet úgy alkottam meg, hogy **több, különböző irányítási rendszert képes legyen kezelni**, és akár köztük a levegőben, repülés közben váltani.

5. fejezet

Fel- és leszállás

A repülés legveszélyesebb szakaszai a fel- és a leszállás. A legtöbb sérülés illetve törés ekkor keletkezik. Mind a két manőverre több lehetőség áll rendelkezésre a repülő méretétől és kialakításától függően. Ezeket a manővereket általában szembe szélben kell végrehajtani, miáltal a szél sebessége hozzáadódik a gép kezdeti földi sebességéhez, mely nagyobb légsebességet jelent, így a gép könnyebben fel tud emelkedni.

Feltétlenül szükséges fel- és leszállás előtt megbizonyosodni a lokális szélirányról és szélerősségről. Amennyiben a gép egy távoli ponton száll le, és nincsen lehetőség a pontos és aktuális széljárás adatok megszerzésére, a gépnek a fedélzeten kell kiszámítania azokat a leszálláshoz.

5.1. Lokális szélirány és szélesebbesség mérés

A földön tapasztalható légmozgások közül a kisméretű robotrepülőgép esetében elsődlegesen a helyi légmozgásokat kell figyelembe venni. Ezeket a légmozgásokat részben a légköri frontok, részben a helyi földrajzi viszonyok alakítják. Tekintettel a gép méreteire és sebességére a helyi viszonyok hatása igen jelentős. Ebből következik, hogy a robotrepülőgép üzemeltetése során nem elegendő az általában rendelkezésre álló regionális meteorológiai jelentés. Szükség van a fel és leszállás helyén megmérni a légmozgás jellemzőit. Ezek a jellemzők a szél iránya, a szél sebessége és annak változása. Mivel a talaj közeli légáramlás sosem egyenletes, így az előbb említett adatok statisztikai elemzése szükséges, ami végül megad egy jellemző irányt, egy jellemző sebességet és szórását, amit itt lökésességnek neveznek.

A repülés során a gép az őt körülvevő közeghez képes mozgást végez. Ez azt jelenti, hogy szélcsendes időben, azaz a földhöz képest mozdulatlan közegben a repülőgép sebessége a földi járművekhez hasonlóan értelmezhető. Szeles időben azonban a repülőgépet körülvevő levegő áramlási sebessége vektoriálisan hozzáadódik a repülőgép sebességéhez. A robotrepülőgép sebességmérése két, mérési elvében is eltérő szenzorral történik. Az egyik sebességmérő szenzor a GPS. Ez a földhöz viszonyított elmozdulás alapján számítja a sebességet. A másik szenzor a Pitot-Prandtl-csőhöz kapcsolt nyomásszenzor, amivel a torlónyomás alapján számítható a levegőhöz viszonyított sebesség. A két sebességérték szélcsendes időben azonos, de szeles időben eltérő (5.1. ábra) Ezt a különbséget kiszámítva megállapítható a pillanatnyi haladási irányban mérhető szélesebbesség. Amennyiben a mérést 360 fokban, egyenletes felbontással (pl. 10 fokként)



5.1. ábra. Repülés szélcsendes időben és erős szélben [B4]

elvégezzük, akkor megkaphatjuk a repülőgép környezetében uralkodó szélirányt és annak mértékét.

A SOG és a légsebesség előjeles differenciáját 0-360-os polárkoordináta-rendszerben ábrázolva kiszámítható az aktuális szélerősség illetve szélirány. A mérési eredményekből az aktuális haladási irányhoz tartozó sebesség differenciát egy 0 – 360°-ot lefedő adatbázisba fel kell venni. A gyorsabb számításhoz a teret 36 szeletre lehet bontani. Minden egyes szelet egy-egy különálló n elemű FIFO pufferként működik.

A pufferben lévő adatokat egy csúszó ablakos átlagoló szűrővel kell finomítani. Ezzel megkapható az adott szelethez tartozó átlagos SOG – légsebesség differencia. A differencia szélsőértékei ideális mérés esetén abszolút értékben közel azonosak, irányaik közel 180°-ot zárnak be egymással, valamint a teljes polárkoordináta rendszer 1-1 ténnyedét töltik ki. A maradék két ténnyedben lévő értékek az uralkodó szélirányra merőleges irányú repüléshez tartoznak. Ezek nulla közeli, amennyiben a szélirány közel állandó, így elhanyagolhatóak.

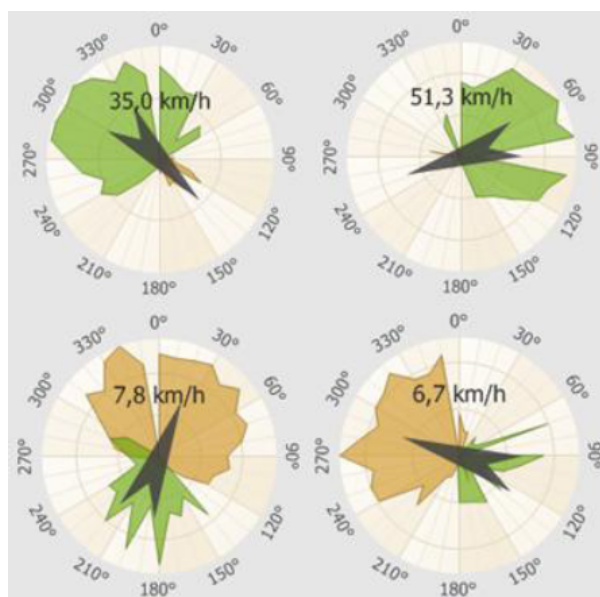
A térszeletekhez tartozó differencia értékeket csökkenő sorba rendezve az abszolút értékben mért legmagasabb m elem átlaga mindig a legfrissebb mérések szerinti átlagos szélerősség.

A térszeletekhez tartozó differenciából képzett irányvektorok közül a nulla közeli elhanyagolva kiszámítható a negatív és pozitív irányban mért eredő vektor. Ezek átlaga adja meg az uralkodó szélirányt.

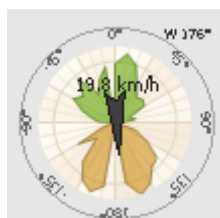
Amennyiben elegendő mérési adat származik hátszélben és szembe szélben történő repülésből, úgy az eredmények egyértelműek. Amennyiben viszont a repülőgép sokáig közel egyenes útvonalon halad (nem repül egyaránt hát- és szembe szélben), vagy még nem áll rendelkezésre minden irányról megfelelő mennyiségű adat, a méréseken eredménye pontatlan lesz (5.2. ábra).

5.2. Felszállási technikák

Felszállás előtt a fedélzeti robotpilótát fel kell programozni az útvonallal, amely tartalmazza a kívánt útvonalat, a célmagassággal és célsebességgel. Az első fordulópont a starthely, ahonnan a gép végrehajtja a felszállást. A többi a küldetéshez tartozó fordulópont. Általában a kis méretű robotrepülőgépek nem igényelnek kifutópályát vagy repteret felszálláshoz. Egy kicsi 50-100m hosszú 10-30m széles tisztás elég egy átlagos biztonságos felszálláshoz. Ilyen esetben nincsen semmilyen vizuális azonosító a területen,



5.2. ábra. , Különbféle időjárási viszonyok során mért széladatok [B4]



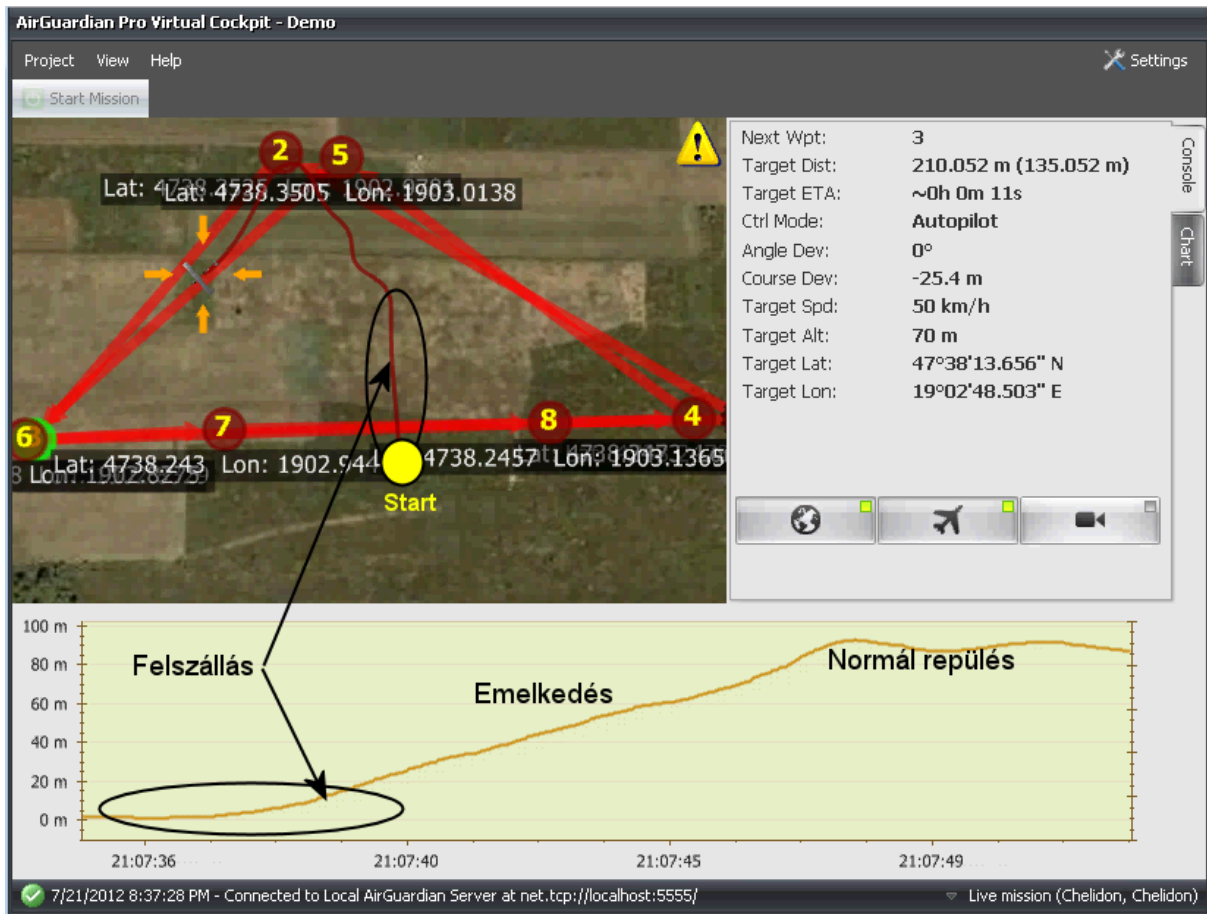
5.3. ábra. Széltérkép a felszállás teszt alkalmával [A2]

amit pl. fedélzeti képfeldolgozási eljárásokkal követni lehetne. Csak a GPS-t [93] és az IMU-t lehet felhasználni.

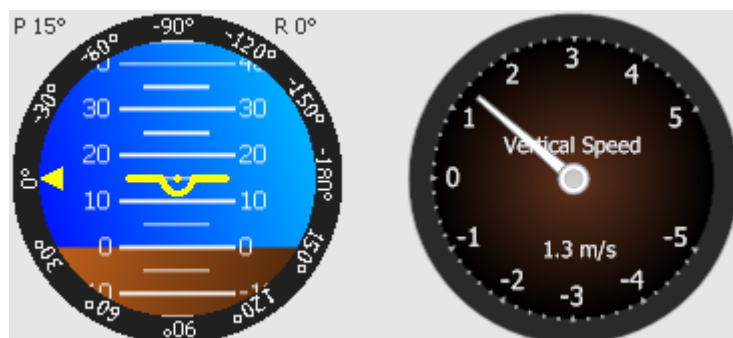
A robotrepülőnek szembe szélben kell állnia, amikor kiadják a virtuális pilótafülkén keresztül a *felszállás* parancsot. A mellékelt 5.3. ábrán a felszállás teszt végrehajtásakor 20 km/h északi szél fúj, mely igen jelentős, tekintve a FunCub utazósebességét. A parancs hatására a fedélzeti irányítási rendszer beállítja a felszállási irányt és engedélyezi a felszállást. A felszállás alatt a motor maximális fordulaton üzemel, a keresztengelyt a magassági kormány vezérli a vertikális- és hosszengelyt pedig az oldal- illetve csűrőkormányok. Miután a motor elérte a maximális fordulatszámot a gép végrehajtja a felszállást és elkezd emelkedni egy biztonságos emelkedési szögben (5.1) (5.5. ábra) amíg el nem érte a biztonsági magasságot (általában 25m). Ebben a magasságban a robot átkapcsol fordulópont navigációra, a második fordulópont felé veszi az irányt (5.4. ábra) és tovább emelkedik a célmagasságba (általában $70\text{-}300\text{ m}$ térképészeti és felderítési célra). Fordulópont navigáció alatt (vektormezős navigáció) a légsebességet a magassági kormány, a repülési magasságot pedig a motor fordulatszáma szabályozza [B6].

$$H_{desired} = \tan \theta_{takeoff} D_{StartWP} \quad (5.1)$$

ahol



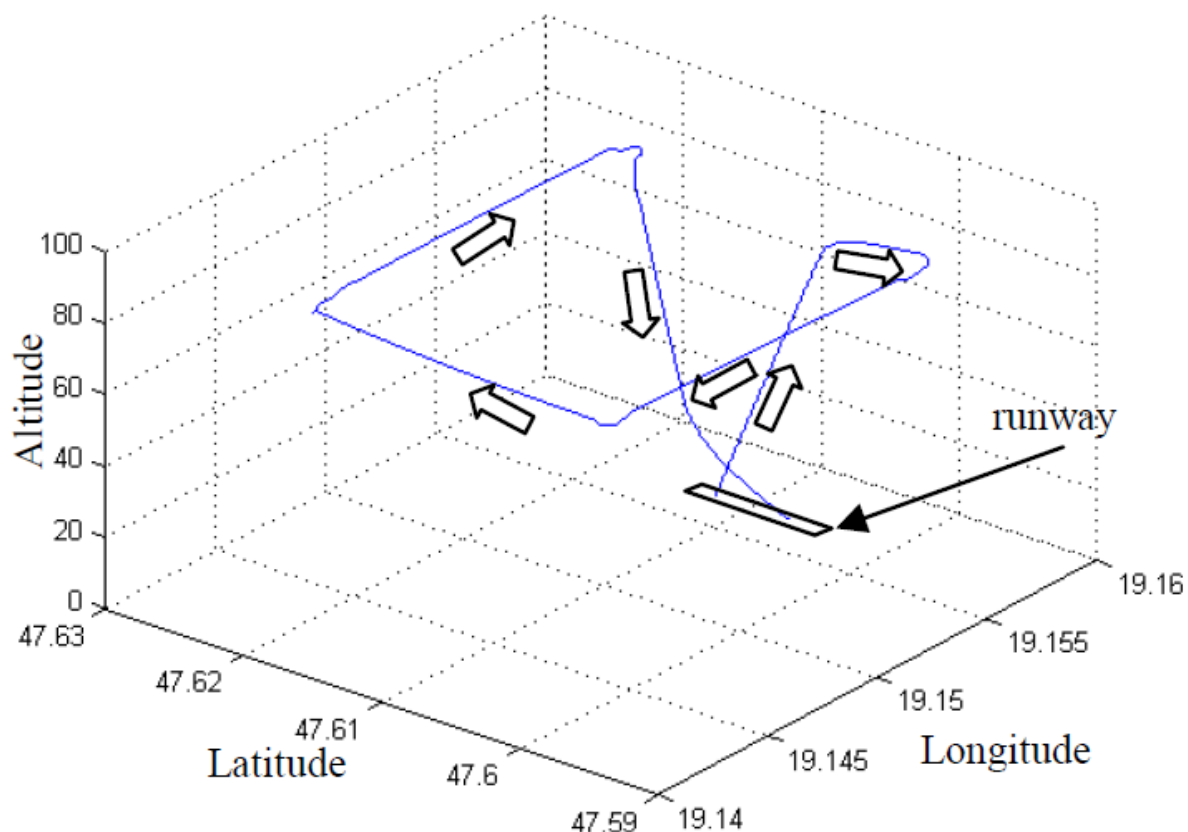
5.4. ábra. Felszállás szembeszélben [A2]



5.5. ábra. 15 fokos biztonságos emelkedési szög 1.3 m/s emelkedési sebességgel [A2]

- $H_{desired}$ a kívánt célmagasság,
- $\theta_{takeoff}$ a biztonságos emelkedési szög,
- $D_{StartWP}$ pedig a starthelytől mért távolság.

Felszállás alatt az emelkedési szöget vagy a klasszikus PID vagy a nemlineáris harmadfokú szabályzóval lehet irányítani (5.6. ábra).



5.6. ábra. Szimulált fel és leszállás, megközelítéssel és kilebegtetéssel [A2]

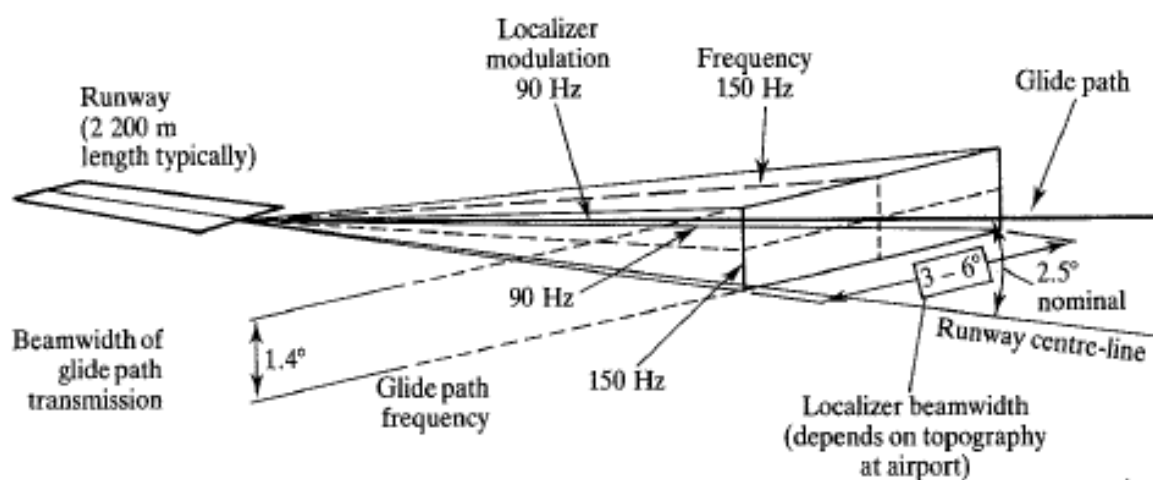
5.3. Leszállási technikák

Mivel a kutatásom kisméretű repülő eszközöket célozt meg, nem lehetséges a fedélzeten elhelyezni olyan vevő egységeket, melyek általánosan alkalmazottak nagy repülőgépek leszállítása során (pl. ILS). További célkitűzés volt, hogy a fel- és leszállás ne igényeljen semmilyen kiegészítő földi telepítést. A repülőgépnek a lehető legegyszerűbben kell működnie akár egy füves területen, ahol nincsenek jól azonosítható pálya elemek (aszfalt vagy beton kifutó, festés, stb.).

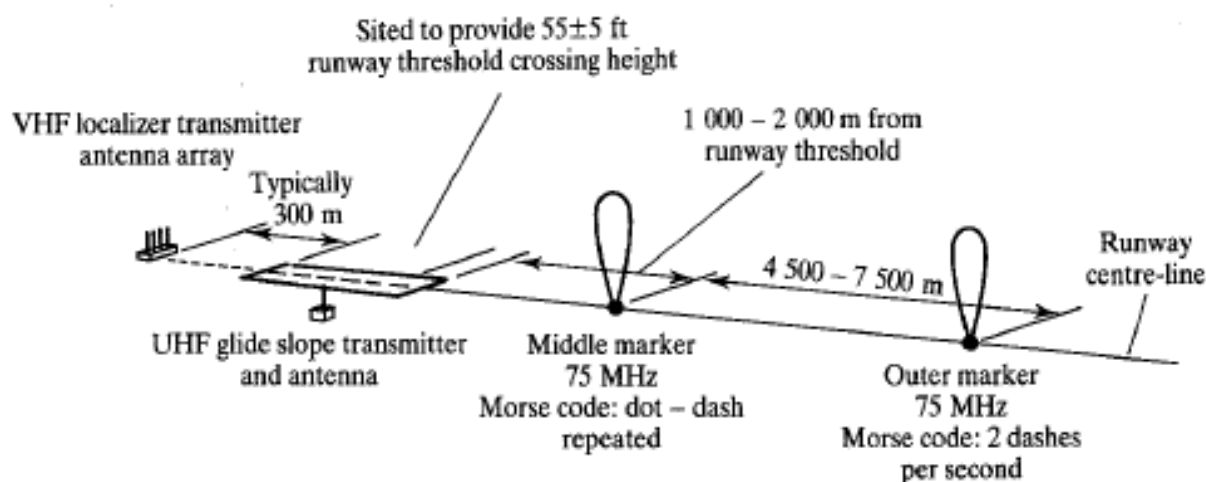
5.3.1. Instrument Landing System - ILS

Az ILS-t a nagygépes repülésben széles körben elterjedt, nagyon pontos és megbízható földre telepített műszeres megközelítő rendszer. Részét képezi a rádiófrekvenciás illetve fény jeladók a reptéren telepítve, valamint a rádióvevő eszköz a gép fedélzetén [86][87].

Az ILS irányítványadó egy VHF hullámhosszú adó és antenna rendszer, amely általában a reptér végén helyezkedik el. Két jelet sugároz VOR jeladók sávjában (108.10 MHz és 111.95 MHz között). Az egyik 90Hz-el van modulálva a másik 150Hz-el. A két sugár metszete biztosítja a futópálya középsávját, melyet követni kell. A siklási szög jeladó vertikális iránymutatást ad a megközelítés alatt (5.7. ábra). Ennek az adónak az antennája a kifutó oldalán helyezkedik el. Az ILS jelzők távolság információval szolgálnak, meghatározott pontokban (külső, középső, belső) a kijelölt pálya mentén (5.8. ábra).



5.7. ábra. ILS leszállító rendszer irányszög jeladói és a meghatározott pálya [1]



5.8. ábra. ILS leszállító rendszer távolság markerei [1]

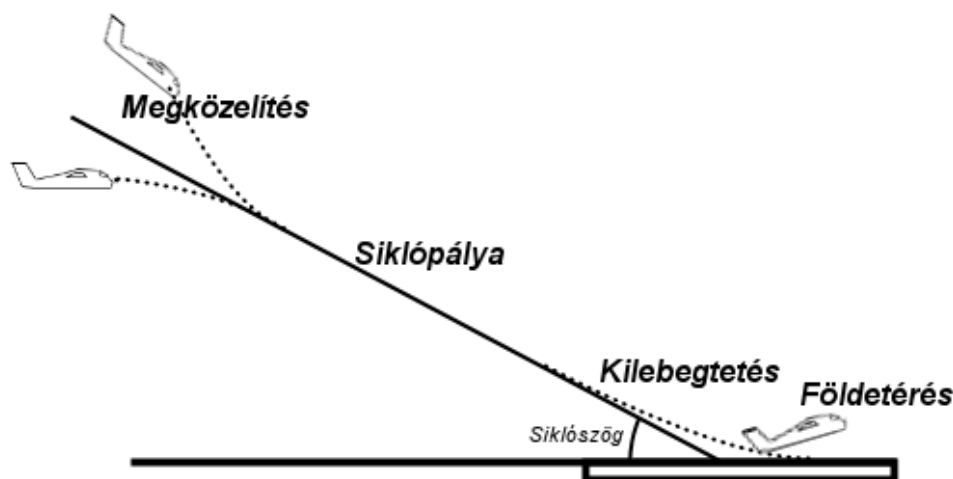
A rádiófrekvenciás jeladókon kívül több különböző fényjelzés is segíti a leszállást egy

nagygépes kifutópályán: ilyen az Approach Light System (ALS), Sequenced Flashing Light (SFL), Touchdown Zone Lights (TDZ) és a kifutó közepét jelző fények.

Mivel az ILS-t a nagygépes repülésben alkalmazzák [88], méreteiből és reptérfüggőségéből adódóan nem lehet alkalmazni az általam vizsgált kategóriában. A kis méretű robotrepülőgépek általában jelöletlen mezőről szállnak fel, illetve le, ahol nincsen semmilyen előre telepített földi irányító berendezés, valamint a maga a gép is kicsi ilyen berendezés szállítására.

5.4. A saját leszállási eljárásom

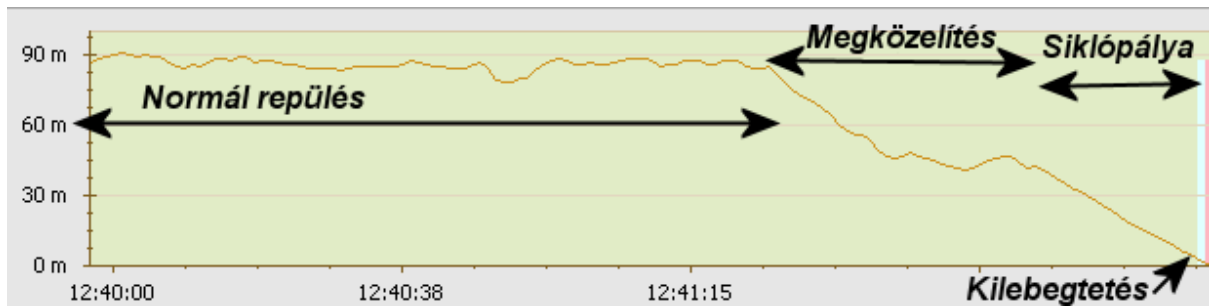
A leszállást a felszálláshoz hasonlóan szembe szélben kell végrehajtani a legjobb eredmény eléréséhez. Számos robusztus, komplex és precíz eljárás létezik [94][95][96][97], de kis méretű robotrepülőgépekhez ezek túlságosan és főlegesen komplexek. Ezeknél egy jóval egyszerűbb, ILS-hez hasonló eljárást dolgoztam ki (5.9. ábra), mely mellőz minden földi illetve fedélzeti egyéb kiegészítő műszert illetve szenzort. Az eljárás az ILS-hez hasonló siklószöget határoz meg, de a felhasznált értékeket a fedélzeten már jelen lévő szenzorok alapján (GPS, IMU, barometrikus magasság- és sebességmérő) számít ki (5.10. ábra).



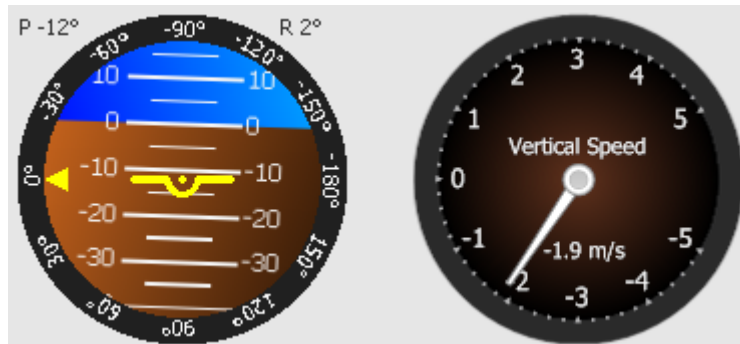
5.9. ábra. Siklopálya ILS mintára[A2]

5.4.1. Megközelítés

Miután a pilóta nélküli légi jármű teljesítette az utolsó küldetéshez tartozó fordulópontot, megközelíti a leszállási zónát. Ez lehet a felszállási ponttal azonos, vagy attól eltérő. Amennyiben azonos, akkor felszállási irányt figyelembe véve történik a megközelítés. Ha különböző, akkor vagy kézzel kell megadni a leszállási irányt és pozíciót, vagy a fedélzeti szélirány számításától függően automatikusan történik. Automatikusan számított esetben az utolsó küldetéshez tartozó fordulópont után három, a fedélzeten kiszámított



5.10. ábra. Tesztrepülés — Leszállás magassági diagramja [A2]



5.11. ábra. Tesztrepülés — Megközelítés szöge és süllyedési érték (variométer) [A2]

fordulópont jön létre. Az első összeköti a küldetés útvonalát a leszállási zónával, a második rávezeti a gépet a végső leszállási irányba és beállítja a megközelítési magasságot 30...100m közé (5.11. ábra).

Megközelítés alatt a gép irányítási rendszerei a fordulópontok között történő navigációval azonos, csupán a célmagasság alacsonyabb.

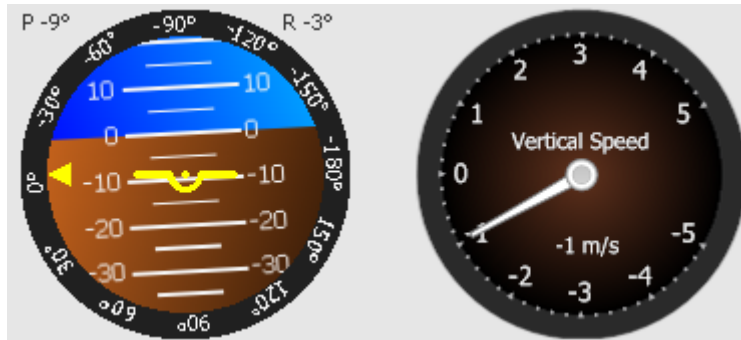
5.4.2. Siklópálya

Miután a gép elérte a második leszállási fordulópontot megkezdzi az ereszkedést a meghatározott (-10°) siklópályán (5.12. ábra). Ebben a szakaszban a vertikális tengelyt az oldalkormány és a csűrők, a sebességet pedig a motor és a féklapok a magasságot ($H_{desired}$ — az ereszkedési szög $\theta_{glideslope}$ és a leszállási pont közötti távolság $D_{LandingWP}$ függvényében) pedig a magassági kormány vezérli, hasonlóan a felszálláshoz (5.2).

$$H_{desired} = \tan \theta_{glideslope} D_{LandingWP} \quad (5.2)$$

5.4.3. Kilebegtetés

Amikor a robotrepülő eléri a kilebegtetési manőver [98][99] kezdőmagasságát (5-10m) az autonóm irányító rendszer leállítja a motort. A leszállást ezen pont eléréséig lehet megszakítani, a továbbiakban erre nincsen lehetőség. Ez a leszállás legvégső szakasza, ahol már nincsen specifikus irány, sebesség vagy magasság szabályzás, csupán hossz-, kereszt-



5.12. ábra. Tesztrepülés — -10° -os siklászög [A2]

és vertikális tengelyen végrehajtott stabilizálás egy meghatározott állásszög elérésével (amivel a gép sebessége lecsökken földet érés előtt).

5.5. Következtetések

- Megvizsgáltam a nagygépes repülésben alkalmazott fel- és leszállási technikákat. Ezeket alapul véve **kidolgoztam saját** kisméretű robotrepülőgépekben alkalmazható egyszerű, de precíz **fel és leszállási algoritmusomat**, mely mellőz mindenféle – a nagygépes üzemben nélkülözhetetlen – külső és belső repülőtéri kiegészítőt. Működésében az ILS rendszerhez hasonlít, de mellőzi annak nélkülözhetetlen alkotórészeit.
- Az éles tesztrepülések kimutatták, hogy a rendszer **robosztus**, a robotrepülőgép sebességével egy nagyságrendben lévő erős szélben is megfelelően működik.

6. fejezet

Összefoglalás

Kutatásom során folyamatosan több különböző méretű és kialakítású kísérleti robotrepülőgépet készítettem, melyeket az AERObot V3, V4 és V5 fedélzeti autonóm irányítási rendszer vezérelt.

Céлом egy általánosan alkalmazható irányítási rendszer megalkotása volt, mellyel a teljes kis méretű robotrepülőgép osztályt — mérettől és kialakítástól függetlenül — ki lehet szolgálni különösebb átalakítás nélkül.

6.1. Klasszikus kialakítású kísérleti repülőgépek

A korai kísérleti repülőgépeim klasszikus kialakításúak voltak, mivel ezekkel kapcsolatban korábbi munkáimból és modellező múltamból kifolyóan nagy tapasztalattal rendelkezem.

6.1.1. Tiger60

A Tiger60 (6.1. ábra, 6.1. táblázat) volt az első olyan repülőgép, melyen az AERObot V3 első verzióját teszteltem. A sárkányszerkezet egy modellboltban megvásárolható alsó szárnyas ún. *trainer* típusú modellrepülőgép. A *trainer* azt jelöli, hogy a gép kifejezetten kezdő modellezőknek ajánlott, mivel jóindulatú, lassú illetve nem hajlamos átesésre, dihedrál szárnyainak köszönhetően enyhén önstabil [6]. A gép jó tulajdonságai és nagyméretű, üreges törzse miatt ideális robotrepülőgép platform.

A legnagyobb kihívást a robbanómotor által keltett rezonancia jelentette. A repüléskor

Tiger60	
Fesztávolság	1,8 m
Tömeg	4,5 kg
Hasznos teher	0,5 kg
Repülési idő	30 perc
Repülési magasság	2000 m
Utazósebesség	75 km/h
Meghajtás	12cm ³ alkoholos kétütemű robbanómotor

6.1. táblázat. Tiger60 paraméterei



6.1. ábra. Tiger60 - a szerző saját fényképe

az IMU (Inertial Measurement Unit - Inerciális Mérőegység) által szolgáltatott jeleknek döntő szerepe van a repülésstabilitásra, a szenzor maga viszont jellegéből (MEMS szenzorok) adódóan rendkívül érzékeny a rezonanciára. A megoldást az IMU mechanikai rezgéscsillapítóba történő ágyazása jelentette.

Ez a gép szolgált alapjául a klasszikus navigáció és a nemlineáris harmadfokú szabályzók (sebesség, magasság és irány) elsődleges teszteléséhez (bővebben a 1.5.4. fejezetben), illetve a lokális szélirány és szélerősség meghatározásául szolgáló méréseknek (bővebben a 5.1. fejezetben). A 6.2. ábrán egy 2009 őszi tesztrepülés nyomvonala látható, amely egy három pontból álló útvonalon történt a gödöllői repülőtéren.

6.1.2. SkyWalker

A SkyWalker (6.3. ábra) egy kompozit törzsű, balza szárnyú elektromos toló motorral rendelkező modellrepülőgép, melyet hosszú távolságú FPV (First Person View) repülésre gyártanak. A toló motor a szárny közepén, a törzs tetején helyezkedik el. Ez a kialakítás azt eredményezi, hogy csak nagy fordulátú (1800 fordulat / volt) külső forgórészes elektromos motort lehet alkalmazni a korlátozott légcsvár méret miatt (maximum 9").

Fedélzetén egy nagyméretű 11,1V névleges feszültségű 6600mAh kapacitású LiPo akkumulátor biztosította a meghajtás számára, két darab 2200mAh kapacitású 7,4V feszültségű LiPo akkumulátor a fedélzeti elektronika illetve egy darab 1100mAh kapacitású 11,1V feszültségű LiPo akkumulátor a lesugárzó számára az energiát.

A gép orrában helyt kapott egy kéttengelyes (kereszt és hossz tengely) kamerastabilizáló platform, melyet az AERObot V5 vezérelt. A platformon egy 520 TV soros panelkamera biztosította az élőképet a földi állomás számára, melyet az AERObot képfelirattal (OSD - 6.4. ábra) látott el. A képen a repüléshez tartozó legfontosabb paraméterek szerepelnek, így biztonságosan tesztelhető a robotrepülőgép látótávolságon túl is.

Sajnos nagy tömege és kis szárnya, illetve a korlátozott légcsvár méret miatt a fogyasztása nagyon magas (közel 60A), így repülési ideje alacsony (15 perc - 6.2. táblázat). A gép szolgált alapul a föld közeli, alacsony magasságú tesztrepülésekhez, amelyhez ultrahangos magasságmérővel láttam el. A szenzorral 0,5 és 7m távolság között 10 cm pontossággal képes detektálni a földet. A teszt kritikus információval szolgált az



6.2. ábra. Tiger60 stabil útvonalrepülése klasszikus navigációval és harmadfokú nemlineáris szabályozóval[B4]



6.3. ábra. SkyWalker - a szerző saját fényképe



6.4. ábra. SkyWalker OSD kameraképe

SkyWalker	
Fesztávolság	1,6 m
Tömeg	4,5 kg
Hasznos teher	0,5 kg
Repülési idő	15 perc
Repülési magasság	500 m
Utazósebesség	60 km/h
Meghajtás	elektromos, 500W teljesítményű

6.2. táblázat. SkyWalker paraméterei

automatikus leszállórendszer megalkotásához.

6.1.3. FunCub

A FunCub (6.5. ábra) repülőgép elapor alapanyagú gyári habrepülő. Anyagának köszönhetően rendkívül ellenálló, jól viseli a durva leszállásokat, enyhe zuhanásokat. Igen nagy méretű kerekkel (tundra gumi) rendelkezik, melyek megkönnyítik a durva talajon, magas fűben a le- és felszállást.

Ez a repülőgép szolgált a fel- és leszállási manőverek, valamint a kezdeti vektor navigációs eljárások tesztalányául ellenálló képessége és jó repülési tulajdonságai miatt (6.3. táblázat).

A hajtáslánc számára az energiát egy 11,1V feszültségű 3300mAh kapacitású LiPo, a fedélzet számára pedig két darab 7,4V feszültségű 450mAh kapacitású LiPo akkumulátor szolgáltatta.

6.1.4. Chelidon

A Chelidon (6.6. ábra) robotrepülőgép egy egyedi gyártású kísérleti repülőgép. Megalkotásakor célkitűzés volt a hosszú repülési idő, nagy repülési magasság illetve nagy teherhordó képesség. Szerkezetét tekintve (6.4. ábra) alapvetően vitorlázó repülőgép, nagy fesztávolsággal és magas oldalarányal ($AR = 12,4$) rendelkezik. A magas



6.5. ábra. FunCub - a szerző saját fényképe

FunCub	
Fesztávolság	1,4 m
Tömeg	1,5 kg
Hasznos teher	0,2 kg
Repülési idő	30 perc
Repülési magasság	500 m
Utazósebesség	50 km/h
Meghajtás	elektromos, 500W teljesítményű

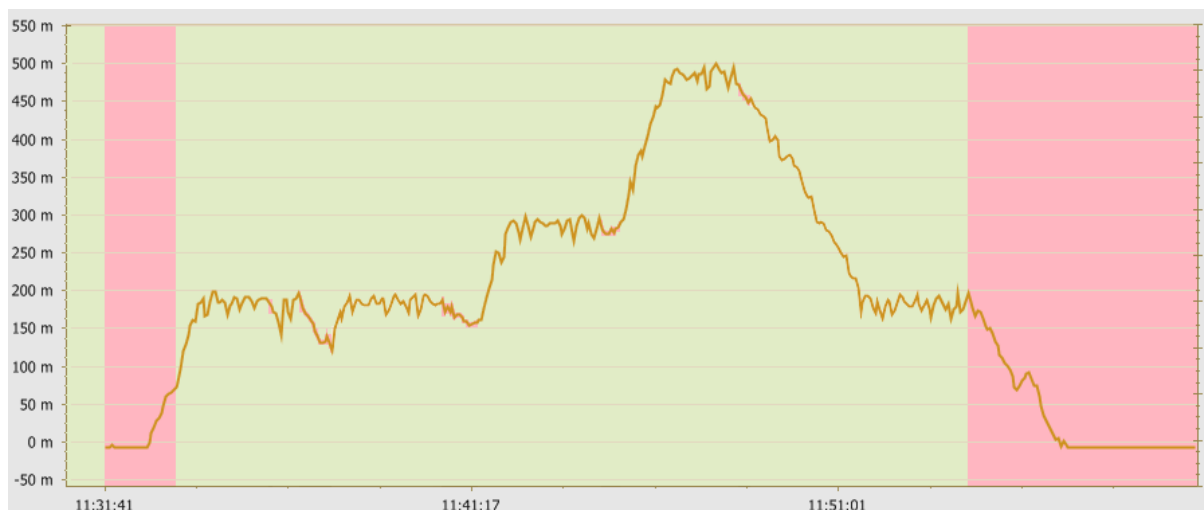
6.3. táblázat. FunCub paramétere



6.6. ábra. Chelidon - a szerző saját fényképe

Chelidon	
Fesztávolság	3,6 m
Tömeg	6 kg
Hasznos teher	1,5 kg
Repülési idő	50-100 perc
Repülési magasság	4000 m
Utazósebesség	50 km/h
Meghajtás	elektromos, 1300W teljesítményű

6.4. táblázat. Chelidon paraméterei



6.7. ábra. Chelidon lépcsős magassági tesztrepülése 500 m magasságig harmadfokú nemlineáris szabályozóval

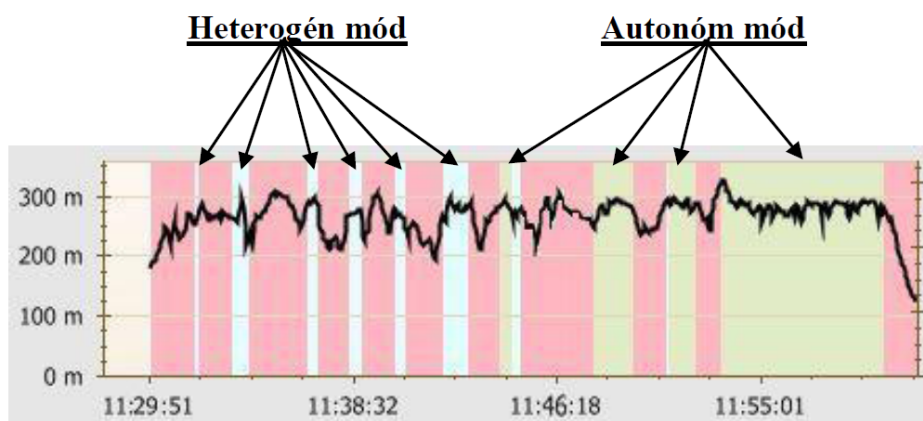
oldalarányból következik, hogy kisebb a gép C_D (7.2) légellenállás tényezője, mint egy azonos szárnyfelületű, de alacsonyabb oldalarányú (pl. trainer) repülőgépek.

A gép törzse is áramvonalas, a légcsavarkúphoz teljesen illeszkedik, a motort körbeveszi, közepén a szárny illesztésénél kiszélesedik, majd hátrafelé összeszűkül. Mindezeknek köszönhetően szinten tartó repüléshez mindössze 5-7A-t fogyaszt 22,2V-os feszültségen.

Fedélzetén egy nagyméretű 22,2V névleges feszültségű 11000mAh kapacitású LiPo akkumulátor biztosította a meghajtás számára, két darab 2200mAh kapacitású 7,4V feszültségű LiPo akkumulátor a fedélzeti elektronika illetve egy darab 1100mAh kapacitású 11,1V feszültségű LiPo akkumulátor a lesugárzó számára az energiát. Egyetlen meghajtó akkumulátorral a repülési idő (a repülési magasság elérésével együtt) 50 perc, de két akkumulátor párhuzamos használatával ez az idő eléri a 100 percet is (6.4. táblázat).

A magasságrepülési tesztek kimutatták, hogy a repülőgép tartós vertikális emelkedési értéke meghaladja a $3m/s$ -t. Süllyedéskor, motor nélkül ez az érték $-2m/s$. Ezek alapján elmondható, hogy a 4000m-es célmagasságot nagyjából 22-25 perc alatt éri el.

Az első robotrepülési kísérletet megelőzte egy robot nélküli berepülés. Ennek célja a repülőgép repülési képességének megállapításán túl a kormánysszervek finomhangolása (trimmelés). Ezt követően a robot alapbeállításait a kitrimmelt kormányokhoz kellett



6.8. ábra. Chelidon berepülésének magassági idődiagramja

igazítani. A tényleges robotrepülés során be kell állítani a rendszer összes szabályzóköretét, majd végül az autonóm repülés során további finomításokkal lehet elérni a repülőgép kívánt viselkedését. A szabályzók kezdeti beállítása egymástól függetlenül történik, hogy az egymásra hatások ki legyenek zárva. Ez a módszer azonban nem biztosítja a teljes rendszer optimális működését. Ezért van szükség az autonóm repülések során további finomításokra.

A 6.8. ábra szemlélteti a Chelidon robotbeállításának időbeli lefolyását. A diagram egy startot ábrázol, aminek a végére a repülőgép képes volt három kijelölt fordulópont között tartós autonóm repülésre (6.9. ábra). A diagramon a rózsaszín területek a repülőgép kézi vezetését ábrázolják. A repülés ezen szakaszaiban történ a szabályzók állítása földi állomáson (AirGuardian) keresztül. Látható, hogy a repülés első felében, mintegy 6 alkalommal került sor részleges (heterogén) robotvezetésre.

Ebben a szakaszban történt az egyes szabályzók (irány és sebesség: nemlineáris harmadfokú szabályzó, irány: PID szabályzó) egymástól független beállítása. A repülés második felében négy alkalommal történt teljes robotvezetés. Látható, hogy az első három átkapcsolás rövid idejű volt, mivel a szabályzók még nem voltak alkalmasak a tartós, autonóm repülésre. A negyedik, viszonylag hosszú idejű robotrepülés során a szabályzók már biztonságosan vezették a repülőgépet.

A folyamatból jól látható, hogy a repülőgép autonóm repülésének beállítására mintegy 30 percre volt szükség. Ez a rövid idő azért is figyelemre méltó, mert a Chelidon egy teljesen új repülő szerkezet volt, azaz nem álltak rendelkezésre a típusra jellemző ismeretek. A kísérlet jól alátámasztja azt a megállapítást, hogy az AERObot rendszer igen robusztus, beállítása gyors és hatékony.

6.2. Különleges kialakítású kísérleti repülőgépek

A csupaszárny repülőgépek általában nem rendelkeznek függőleges vezérsíkkal, legfeljebb csak a szárnyvégen elhelyezkedő kisméretű függőleges stabilizátorral, ún. winglettel. Ebből kifolyólag nem rendelkeznek hatásos oldalkormányval sem, viszont folyamatos iránykorrekcióra szorulnak a vertikális tengely mentén. Ezekből adódóan irányításuk jelentősen eltér a klasszikus kialakítású repülőgépektől.



6.9. ábra. Chelidon három fordulópontból álló tervezett és megvalósult autonóm útvonala vektormezős navigációt felhasználva

6.2.1. Xeno

Munkám során az első csupaszárny robotrepülőgép, amelyet készítettem a Xeno (6.10. ábra) volt. A géptest gyártója és alapanyaga azonos a FunCub-ével. Építése során az alja közepén meg lett erősítve két réteg $50g/m^2$ üvegszövettel, illetve készítettem hozzá egy nagy méretű kabintetőt, ami alatt kényelmesen elfér a hajtáslánc és a fedélzeti elektronika (6.11. ábra).

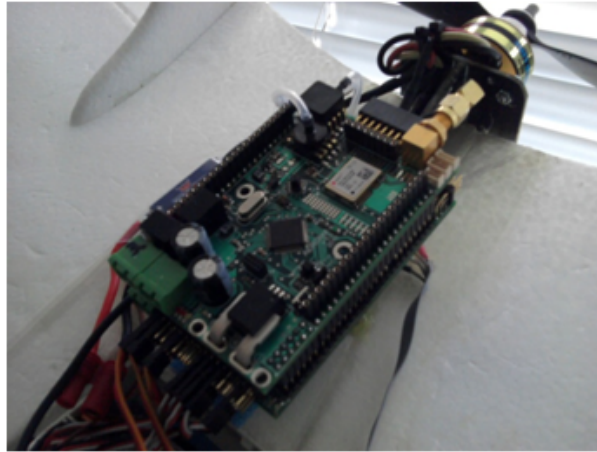


6.10. ábra. Xeno - a szerző saját fényképe

A kísérleti repülőgép összesen két darab kormányfelülettel, az ún. elevonokkal rendelkezik.

Sor került a robotrepülőgép részletes vizsgálatára. A tesztrepülések alkalmával kiderült, hogy a Xeno tömege a szárnyfelületéhez képest túl nagy (6.5. táblázat), ezáltal repülés közben instabil, folyamatosan nagy sebességgel kell repülnie, hogy irányítható maradjon. A robot elektronika minden kiegészítővel (modem, kábelek, 2db 500mAh 7,4V-os LiPo akkumulátor, GPS antenna, Pitot-cső) együtt 337g.

A gép sokkal érzékenyebb, mint a nagyobb társai, részben tömegéből, részben pedig kialakításából adódóan.



6.11. ábra. Hajtáslánc és a fedélzeti elektronika a Xeno kísérleti robotrepülőben - a szerző saját fényképe

Xeno	
Fesztávolság	1,24 m
Tömeg	1,2 kg
Hasznos teher	0 kg
Repülési idő	15 perc
Repülési magasság	300 m
Utazósebesség	60 km/h
Meghajtás	elektromos, 300W teljesítményű

6.5. táblázat. Xeno paraméterei

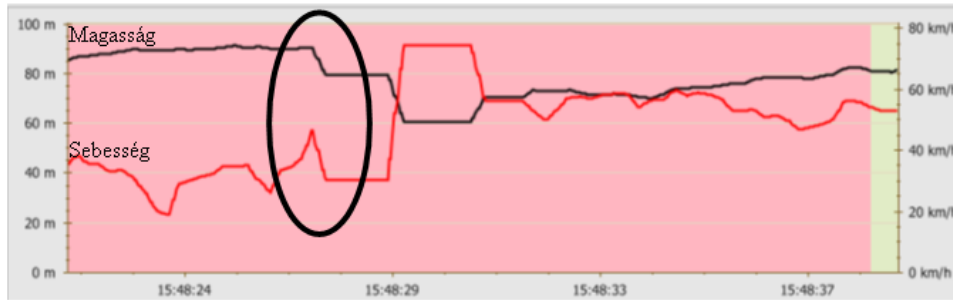
A gép a fenti összeállításban repülőképes volt ugyan, de a felületi terhelése a gyári érték ($18,4g/dm^2$) közel duplája ($37,5g/dm^2$). Ezért folyamatosan nagy sebességgel és nagy gázállással volt csak képes repülni. Döntött fordulóban kisebb sebességgel erősen hajlamos volt átesni (6.12. ábra). Indításkor is nagy sebességre volt szüksége, amit kézből dobva még maximális gázállással sem mindig lehetett elérni szélcsendes időben.

Mindezen problémák miatt egy másik, nagyobb csupaszárny robotrepülőgépet készítettem az Xeno elektronikáját felhasználva.

6.2.2. StyroWing

Az új csupaszárny repülő (6.13. ábra) méretében és tömegében jelentősen nagyobb az elődjétől (6.6. táblázat). Alapjául egy kis szériában gyártott gyári modell szolgált. A fedélzeti elektronika, illetve a meghajtás változatlan, némi kiegészítéssel. Az új gép már négy darab kormányfelülettel rendelkezik a szárny teljes hosszában, amely lehetővé teszi az ún. drag rudder (oldalkormány-féklap) kormányzást.

A gép a közel 20 százalékkal kisebb felületi terhelés ($30,2g/dm^2$) miatt, a nagyobb tömeg ellenére is sokkal jobb repülési tulajdonságokkal bír. A gép alkalmas motor nélküli indításra, amely a toló légcsovar miatt az indító számára biztonságosabb. A gép kb. 50%-os gázállással képes szinten tartó repülésre, nem érzékeny a fordulókra, nem hajlamos az átesésre. A nagyobb törzs miatt a fedélzeti elektronika mellett a repülőgép alkalmas



6.12. ábra. Xeno átesése fordulóban



6.13. ábra. StyroWing - a szerző saját fényképe

a súlypontjában egy kompakt digitális fényképezőgép szállítására (Canon A2200, 14,1 megapixel, tömege 135g akkumulátorral)

6.3. Következtetések

Megalkottam kísérleti robotrepülőgép platformjaimat, melyek segítségével tesztrepüléseket hajtottam végre. Különböző méretű és kialakítású gépeket készítettem, melyekkel éles tesztrepülések sorozatával igazolni tudtam rendszerem rugalmasságát és sokoldalúságát. A kísérleti gépek között van klasszikus "T" vezérsíkkal rendelkező (Trainer60, SkyWalker), illetve speciális, csupaszárny kialakítású (Xeno, StyroWing) különleges légi jármű.

Az AERObot és az általam megalkotott eljárások jóságára jellemző, hogy a StyroWing különleges kialakítású kísérleti repülőgép első teljesen autonóm repüléséhez nem volt

StyroWing	
Fesztávolság	1,6 m
Tömeg	1,41 kg
Hasznos teher	0,3 kg
Repülési idő	15 perc
Repülési magasság	1000 m
Utazósebesség	50 km/h
Meghajtás	elektromos, 300W teljesítményű

6.6. táblázat. StyroWing paraméterei

szükség előzetesen heterogén (félautonóm) módban a szabályzókörök éles tesztelésére. A gépet manuális üzemmódból egyből autonóm módba kapcsolva a gép hiba nélkül többször is megrepülte a három fordulópontból álló pályát (6.14. ábra). Az eredményt csak emeli az a tény, hogy az időjárás a berepülésre közel alkalmatlan volt, mivel igen nagy (közel 30km/h) sebességű turbulens szél fújta a teszt alatt.



6.14. ábra. StyroWing berepülése (kékkel a manuális, pirossal az autonóm nyomvonal)

A kísérleti repülő paraméterei csak előzetesen, a földön lettek beállítva (kívánt szabályzó erősítési tényezők, egymásra hatások, kormányfelület kitérések és középértékek).

Az AERObot V5 az általam kidolgozott eljárásokkal alkalmas hagyományos és különleges kialakítású kísérleti repülőgépek autonóm irányítására egy jól meghatározott geometriai tulajdonságokkal bíró útvonalakon.

7. fejezet

Összegzett következtetések

Kutatási tevékenységem során tanulmányoztam a kisméretű robotrepülőgépek viselkedését és irányítási lehetőségeit. Felállítottam egy olyan komplex rendszert, amely segítségével egy hat szabadsági fokú robotrepülőgép mozgását, navigációját és szabályzását lehet hatékonyan, a valós repülésnek megfelelően szimulálni. Kifejlesztettem saját redundáns és hibatűrő robotrepülőgép rendszeremet.

Értekezésemben megvizsgáltam a már létező és külföldi pilóta nélküli légi járműveket és tanulmányoztam azok autonóm irányítási rendszereit. Kategorizáltam e rendszereket méret és tömeg szerint, részletesen bemutatva a kisméretű robotrepülőgép osztályt. Ezen katonai és civil repülőgépek tömege 1-10 kg, szárnyfesztávolságuk 1-3 m, meghajtásuk jellemzően elektromos, akciórádiuszuk 5-10 km, maximális repülési idejük 1-2 óra. A kutatás során kiemelt figyelmet fordítottam a különleges légi járművek, ezek belül a 'delta' és 'csupaszárny' kialakítás elemzésére, előnyeire és hátrányaira, robotikai felhasználására.

Megalkottam kísérleti robotrepülőgép platformjaimat, melyek segítségével tesztrepüléseket hajtottam végre. Különböző méretű és kialakítású gépeket készítettem, melyekkel éles tesztrepülések sorozatával igazolni tudtam rendszerem rugalmasságát és sokoldalúságát. A kísérleti gépek között van klasszikus 'T' vezérsíkkal rendelkező (Trainer60, SkyWalker, Chelidon), illetve speciális, csupaszárny kialakítású (Xeno, StyroWing) különleges légi jármű.

Munkám során megterveztem a fedélzeti autonóm irányítási rendszeremet. A kutatás során elemeztem az autonóm és manuális irányítási lehetőségeket, illetve megalkottam saját eljárásomat valamint bevezettem az ún. heterogén üzemmódot. Megvizsgáltam a kisméretű robotrepülőgépek üzemeltetése során felmerülő legfontosabb repülésbiztonsági kérdéseket.

Megalkottam egy többszörösen redundáns fedélzeti irányítási rendszert, mellyel a pilóta nélküli légi járművek üzemeltetésének biztonsága a jelenleg alkalmazott rendszerekét jelentősen meghaladja.

Megalkottam egy modell alapú szimulációs kontrollált tesztkörnyezetet, melynek segítségével a robotrepülőgépek irányítását, szabályzását és navigációját biztonságos és ellenőrzött körülmények között lehet tesztelni. A kidolgozott rendszer lehetőséget nyújt rejtett logikai illetve szoftver hibák előzetes detektálására, valamint vészhelyzetek, veszélyes manőverek biztonságos tesztelésére ideális vagy zajos környezetben.

Munkám során elemeztem a fedélzeti navigációs és irányítási rendszereket. Megvizsgáltam a civil globális pozicionáló rendszer (GPS) és inerciális navigációs

rendszerek alkalmazhatóságát. Elemeztem az eddig széles körűen alkalmazott, több paraméteres klasszikus navigációs modelleket, majd megalkottam saját, egy paraméteres vektormezős navigációs modelletemet. Megvizsgáltam a kisméretű robotrepülőgépeken alkalmazható klasszikus és modern irányítási rendszereket. Fedélzeti irányítási rendszeremet úgy alkottam meg, hogy több, különböző irányítási rendszert képes legyen kezelni, és akár köztük a levegőben, repülés közben váltani.

Megvizsgáltam a nagygépes repülésben alkalmazott fel- és leszállási technikákat. Ezeket alapul véve kidolgoztam saját kisméretű robotrepülőgépekben alkalmazható fel- és leszállási algoritmusomat, mely mellőz mindenféle – a nagygépes üzemben nélkülözhetetlen – külső és belső repülőtéri kiegészítőt.

Elemeztem a repülésben alkalmazott hibakereső és izoláló rendszereket. A megalkotott fedélzeti autonóm irányítási rendszerem és az ellenőrzött tesztkörnyezet segítségével megterveztem egy hibatűrő irányítás újraelosztó rendszert, mely addig csak nagy utasszállító és katonai repülőgépek körében létezett.

7.1. Új tudományos eredmények

• 1. Tézis:

Olyan új vektormezős navigációs modellt vezettem be, amelynek segítségével jelentősen csökkenthető a nemlineáris rendszereknél alkalmazott eljárások független paramétereinek száma, miközben a navigáció minőségi jellemzői a klasszikus megközelítés jellemzőihez képest nem romlanak, s amely azzal jellemezhető, hogy

- kifejezetten kisméretű autonóm irányítású robotrepülőgépekre specifikus,
- a hagyományos háromparaméteres (útvonaltól való távolság, útirány és haladási irány közti szöghiba, illetve globális erősítés) megoldásokkal szemben, amelyek mindhárom paraméterre külön-külön alkalmaznak visszacsatolást, egyetlen visszacsatoló jelet állít elő,
- ezáltal elkerüli a fordulópont elvétésekor a hagyományos megoldás mellett előforduló visszafordulási-hajlam hiányt, továbbá
- bármely pozícióban egyértelmű haladási irányt határoz meg, és
- a tervezett útvonaltól nagy távolságban autonóm irányítási módba átkapcsolva a hagyományos eljárásokhoz képest kevesebb ingadozással, ezáltal rövidebb útvonalon közelíti meg a célt. [A1][A4][B7]

• 2. Tézis

A navigációs eljárások (a klasszikus, valamint azok általam kidolgozott kétféle módosítása, az új, vektormezős navigációs módszer, illetve a fel- és leszállás) tesztelése céljából kifejlesztettem egy olyan új szimulátort, amelyhez hasonló rendeltetésű a kereskedelmi forgalomban a dolog jellege miatt korlátozottan vagy egyáltalán nem hozzáférhető, a valódi kisméretű repülőgépekhez csatlakoztatható, képes a környezeti hatások és tetszőleges szenzorhibák rugalmas szimulálására, a repülő teljes állapotának ellenőrzésére. [B2][B5][B6]

- **3. Tézis**

Olyan autonóm fedélzeti repülésirányító rendszert hoztam létre, amely egyrészt a fedélzeti robothardver részegységei, másrészt meghatározott beavatkozó szervek meghibásodása esetén képes a meghibásodás következményeinek kompenzálására úgy, hogy a repülési feladat továbbra is végrehajtható marad. Az általam kidolgozott és megvalósított megoldás a következő jellemzőkkel rendelkezik:

- a rendszerben minden egyes robotegység olyan egyenértékű részrendszert képez, melyek közt nincs előre definiált hierarchikus sorrend,
- olyan fékszárny-oldalkormány eljárást alkalmaz, amelynek segítségével hatásosan lehet kisméretű csupaszárny repülőgépeket irányítani a vertikális tengely körül, függőleges vezérsík és kormány nélkül, valamint
- alkalmas hagyományos kialakítású repülőgép irányítására a magassági- és oldalkormányban bekövetkezett hiba esetén oly módon, hogy a főszárnyon lévő kormányfelületek működését a csupaszárny működéséhez hasonlóan használja. [A3][B1][B3][B8]

- **4. Tézis**

Kisméretű robotrepülőgépek adott, repülőtér-független pozícióba való leszállítására olyan eljárást dolgoztam ki, amely a nagygépes műszeres automatikus leszállítórendszerektől jelentősen különbözik abban, hogy kizárólag a fedélzeti mérőeszközökre támaszkodva biztonságos sikló pályán leszállítja a gépet. Ez a rendszer jelentősen növeli a robotrepülőgépek működési megbízhatóságát. [A2][B4]

7.2. Az eredmények hasznosítási lehetősége

Az általam megalkotott fedélzeti autonóm repülésirányító rendszer, a kidolgozott eljárásaimmal több mint tíz kisméretű, különböző tömegű és kialakítású robotrepülőgépben sikeresen bizonyított az elmúlt pár év kutatása során. Az Óbudai Egyetem magyar és külföldi partneri sikerrel alkalmazták eljárásaimat több, különböző kialakítású kisméretű pilóta nélküli légi járműben.

Függelék

Az AeroSim légügyi szimulációs csomag paraméterei és főbb aerodinamikai összefüggései

A modell kezdeti értékeiként meg kell adni a következőket:

- Kezdeti pozíció vektor $[Lat Lon Alt]^T$ (szélesség, hosszúság, magasság)
- Kezdeti sebesség vektor föld koordináta rendszerben $[V_N V_E V_D]^T$
- Kezdeti irány Euler-Rodrigues kvaternió szerint $[e_0 e_x e_y e_z]^T$
- Kezdeti szögsebesség $[p q r]^T$.
- Kezdeti üzemanyag tömeg $[kg]$
- Kezdeti hajtómű fordulatszám $[rad/s.]$
- Repülési magasság a felszínhez képest
- Közepes tengerszint magasság a repülő pozíciójában
- Mágneses mező koefficiens fájl elérési út
- Szimulációs dátum
- Mintavételezési idő t_s

A modell bemenetei:

- Controls = hét elemű vektor, amely a kormányok vezérlő jeleit tartalmazza $[flap elevator aileron rudder throttle mixture ignition]^T$ (féklap, magassági-, csűrő-, oldalkormány, gázállás, keverék, gyújtás)
- Winds = háromelemű vektor amely a szélerősséget adja meg $[W_N W_E W_D]^T$
- Reset

A modell kimenetei:

- States =15 elemű állapot tömb $[V_N V_E V_D p q r e_0 e_x e_y e_z Lat Lon Alt m_{fuel} \Omega_{eng}]^T$

- Sensors = 18 elemű tömb, amely a szenzorok értékét adja meg
 $[Lat\ Lon\ Alt\ V_N\ V_E\ V_D\ a_x\ a_y\ a_z\ p\ q\ r\ p_{stat}\ (Pitot\ cső\ statikus\ nyomás)\ p_{dyn}\ (Pitot\ cső\ torló\ nyomás)\ OAT\ (külső\ levegő\ hőmérséklet)\ H_x\ H_y\ H_z\ (mágneses\ mező\ test\ koordináta\ rendszerben)]^T$
- VelW = szél szerinti jármű sebesség $[V_a\ \beta\ \alpha]^T$ (légsebesség, csúszás, állásszög)
- Mach = Mach szám
- Angular Acc = három elemű tömb, mely megadja a szöggyorsulásokat
 $[\dot{p}\ \dot{q}\ \dot{r}]^T$.
- Euler = gép orientációja Euler szögek szerint $[\phi\ \theta\ \psi]^T$
- AeroCoeff = 6 elemű tömb, amely a mozgásegyenletben később előforduló aerodinamikai együtthatókat
 $[C_D\ C_Y\ C_L\ C_l\ C_m\ C_n]^T$
- PropCoeff = Háromelemű tömb, mely a légszárny együtthatóit adja meg $[J\ C_T\ C_P]^T$.
- EngCoeff = ötelemű tömb, amely a hajtómű együtthatóit adja meg
 $[MAP\ m_{air}\ m_{fuel}\ BSFC\ P]^T$
- Mass = jármű össztömege
- ECEF = a jármű pozíciója Föld koordináta rendszerben $[X\ Y\ Z]^T$.
- MSL = tengerszint feletti magasság
- AGL = talajszint feletti magasság
- REarth = föld átmérő a jármű pozíciójában
- AConGnd = Jármű a földön jelzőbit

Aerodinamikai blokk

Az aerodinamikai blokk számítja ki a bemeneti paraméterek alapján a gépen az aktuális aerodinamikai együtthatókat és erőket. Ezek közül a legfontosabbak C_l, C_d, C_D, C_Y, C_L .

$$C_L = C_{L0} + C_L^\alpha \alpha + C_L^{\delta_f} \delta_f + C_L^{\delta_e} \delta_e + \frac{c}{2V_a} (C_L^{\dot{a}} \dot{a} + C_L^q q) C_L^M M \quad (7.1)$$

A felhajtóerő tényező (adott szárnyprofilra jellemző C_L - 7.1 [70]) függ a 0° állásszögű szárny felhajtóerő tényezőjétől (C_{L0}), az adott állásszögre jellemző felhajtóerő tényező varianciájától - elsőrendű deriváltjától (C_L^α), és annak az állásszög szerinti időbeli deriváltjától ($C_L^{\dot{a}}$), a féklap kitérésével módosított C_L -től ($C_L^{\delta_f}$), a magassági kormány kitérésével módosított C_L -től ($C_L^{\delta_e}$), a kereszt tengely szerinti szögsebesség (q) szerinti felhajtóerő tényezőtől (C_L^q), a mach szám szerinti C_L -től (C_L^M), illetve az átlagos szárny húr hosszától (M).

A légellenállás tényezőt (C_D) a 7.2 összefüggés adja meg [70].

$$C_D = C_{D0} + \frac{(C_L - C_{L0})^2}{\pi e AR} + C_D^{\delta f} \delta_f + C_D^{\delta e} \delta_e + C_D^{\delta a} \delta_a + C_D^{\delta r} \delta_r + C_L^M M \quad (7.2)$$

ahol:

- C_{L0} - a legkisebb légellenálláshoz tartozó felhajtóerő tényező.
- C_{D0} - a repülő legkisebb légellenállás tényezője
- $C_D^{\delta f}$ - a fékszárnyval módosult légellenállás tényező varianciája
- $C_D^{\delta e}$ - a magassági kormányval módosult légellenállás tényező varianciája
- $C_D^{\delta a}$ - a csűrőkormány által módosult légellenállás tényező varianciája
- $C_D^{\delta r}$ - az oldalkormány által módosult légellenállás tényező varianciája
- C_D^M a Mach szám szerinti légellenállás tényező varianciája
- $C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi e AR}$ Oswald együttható – amely megadja az indukált ellenállást, amely függ e -től (szárny hatásfoka)
- b - szárny fesztávolság
- $AR = \frac{b^2}{S}$ - Oldalarány, mely függ a szárnyfelülettől (S)

A kereszttengety szerinti nyomaték együtthatót (C_m) a 7.3 összefüggés írja le [70]:

$$C_m = C_{m0} + C_m^\alpha \alpha + C_m^{\delta f} \delta_f + C_m^{\delta e} \delta_e + \frac{c}{2V_a} (C_m^{\dot{\alpha}} \dot{\alpha} + C_m^q q) + C_m^M M \quad (7.3)$$

ahol:

- C_{m0} a 0° állásszöghöz tartozó bólintó nyomaték
- C_m^α az állásszög szerinti bólintó nyomaték variancia.
- $C_m^{\delta f}$ a féklap szerinti bólintó nyomaték variancia
- $C_m^{\delta e}$ a magassági kormány szerinti bólintó nyomaték variancia
- $C_m^{\dot{\alpha}}$ az állásszög időbeli deriváltja szerinti bólintó nyomaték variancia
- C_m^q a kereszttengetyű szögsebesség szerinti bólintó nyomaték variancia
- C_m^M a Mach szám szerinti bólintó nyomaték variancia
- M az átlagos szárnymélység

A hossz tengely szerinti nyomaték együtthatót (C_l) a 7.4 összefüggés írja le [70]:

$$C_l = C_l^\beta \beta + C_l^{\delta a} \delta_a + C_l^{\delta r} \delta_r + \frac{b}{2V_a} (C_l^p p + C_l^r r) \quad (7.4)$$

ahol:

- C_l^β a hossz tengely szerinti varianciája a csúszás szöge szerint
- $C_l^{\delta a}$ a hossz tengely szerinti varianciája a csűrőkormány kitérése szerint
- $C_l^{\delta r}$ a hossz tengely szerinti varianciája az oldalkormány kitérése szerint
- C_l^p a hossz tengely szerinti varianciája a hossz tengely menti szögsebesség (p) szerint
- C_l^r a hossz tengely szerinti varianciája a vertikális tengely menti szögsebesség (r) szerint
- b szárnyfeszítávolság

A vertikális tengely szerinti nyomaték együtthatót (C_n) a 7.5 összefüggés írja le [70]:

$$C_n = C_n^\beta \beta + C_n^{\delta a} \delta_a + C_n^{\delta r} \delta_r + \frac{b}{2V_a} (C_n^p p + C_n^r r) \quad (7.5)$$

ahol:

- C_n^β a vertikális tengely szerinti varianciája a csúszás szöge szerint
- $C_n^{\delta a}$ a vertikális tengely szerinti varianciája a csűrőkormány kitérése szerint
- $C_n^{\delta r}$ a vertikális tengely szerinti varianciája az oldalkormány kitérése szerint
- C_n^p a vertikális tengely szerinti varianciája a hossz tengely menti szögsebesség (p) szerint
- C_n^r a vertikális tengely szerinti varianciája a vertikális tengely menti szögsebesség (r) szerint
- b szárnyfeszítávolság

Hajtómű blokk

A hajtómű blokk megadja többek között a légsavár tolóerejét és nyomatékát. Lehetőség van robbanómotoros, illetve egyszerűsített (elektromos) meghajtás szimulációjára állítható illetve fix légsavarral. A légsavár tolóerejét (F_p) és nyomatékát (M_p) a 7.6 és 7.7 összefüggések adják meg [70]:

$$F_p = \frac{4}{\pi^2} \rho R^4 \Omega^2 C_T \quad (7.6)$$

$$M_p = -\frac{4}{\pi^3} \rho R^5 \Omega^2 C_P \quad (7.7)$$

ahol:

- R légcsavar átmérő
- Ω légcsavar fordulatszáma
- ρ légsűrűség az adott magasságban
- C_t légcsavarra jellemző tolóerő együttható
- C_p légcsavarra jellemző teljesítmény együttható

Irodalomjegyzék

- [1] D. McLean: "Automatic Flight Control Systems", Prentice-Hall International Ltd., 1990, ISBN: 978-0130540089
- [2] V.I. Arnold: "A Mechanika matematikai módszerei", Műszaki Könyvkiadó, Budapest, 1985. ISBN 963 10 4850 0
- [3] Szabolcsi R.: "Modern automatikus repülésszabályozó rendszerek", Zrínyi Miklós Nemzetvédelmi Egyetem, 2011, ISBN 978-963-7060-32-8
- [4] B.W. McCormick: "Aerodynamics, Aeronautics, and Flight Mechanics", Wiley, 1979, ISBN: 978-0471575061
- [5] Jereb G.: "Vitorlázó repülőgépek", Műszaki Könyvkiadó, Budapest, 1977, ISBN: 963 10 1711 7
- [6] Molnár A.: "A polgári és katonai robotjárművek fejlesztésében alkalmazott új eljárások és technikai megoldások", PhD értekezés, 2006, Zrínyi Miklós Nemzetvédelmi Egyetem, Budapest
- [7] R. Prazenica, A. Kurdila, R. Sharpley, J. Evers: "Vision-based geometry estimation and receding horizon path planning for UAVs operating in urban environments", American Control Conference, 2006
- [8] J. S. Jang, D. Liccardo: "Small UAV Automation Using MEMS", Aerospace and Electronic Systems Magazine, IEEE , vol.22, no.5, pp.30-34, May 2007
- [9] P. Ortner, L. Re: "Autopilot design comparison and flight experiments for a small UAV", Asian Control Conference, 2009. ASCC 2009. 7th, pp.314-319, 27-29 Aug. 2009
- [10] D. Han, J. Kim, D. Lee, K. Cho, S. Cho: "Autonomous flight test using angle of UAV's velocity vector", Control, Automation and Systems, 2008. ICCAS 2008. International Conference, pp.312-315, 14-17 Oct. 2008
- [11] N. Ceccarelli, J.J. Enright, E. Frazzoli, S.J. Rasmussen, C.J. Schumacher: "Micro UAV Path Planning for Reconnaissance in Wind", American Control Conference, 2007. ACC '07, pp.5310-5315, 9-13 July 2007
- [12] B. Min et. al.: "Unmanned autonomous helicopter system design and its flight test", Control, Automation and Systems, 2007. ICCAS '07. International Conference, pp.2090-2095, 17-20 Oct. 2007

- [13] K.B. Ariyur, K.O. Fregene: "Autonomous tracking of a ground vehicle by a UAV", American Control Conference, 2008, pp.669-671
- [14] T. Yamasaki, S.N. Balakrishnan: "Sliding mode based pure pursuit guidance for UAV rendezvous and chase with a cooperative aircraft", American Control Conference (ACC), 2010, pp.5544-5549,
- [15] B. Vanek, T. Peni, J. Bokor, G. Balas: "Practical approach to real-time trajectory tracking of UAV formations", American Control Conference, 2005. pp. 122- 127 vol. 1, 8-10 June 2005
- [16] N. Moldovanyi: "Model Predictive Control of Crystallisers", PhD Thesis, University of Pannonia, Hungary, 2008
- [17] L. Singh, J. Fuller: "Trajectory generation for a UAV in urban terrain, using nonlinear MPC", American Control Conference, 2001. Proceedings of the 2001 , vol.3, pp.2301-2308 vol.3, 2001
- [18] S. Fekri, G. Dawei, I. Postlethwaite: "Lateral imbalance detection on a UAV based on multiple models": Decision and Control, 2009 held jointly with the 2009 28th Chinese Control Conference. CDC/CCC 2009, pp.8488-8493, 15-18 Dec. 2009
- [19] D.H. Shim, C. Hoam, S.S. Sastry: "Conflict-free navigation in unknown urban environments", Robotics and Automation Magazine, IEEE , vol.13, no.3, pp.27-33, Sept. 2006
- [20] Y. Li, K.H. Ang, G.C.Y. Chong: "PID control system analysis and design", IEEE Control Systems Magazine 26(1):pp. 32-41, 2006
- [21] Y. Shengyi, L. Kunqin, S. Jiao: "Optimal tuning method of PID controller based on gain margin and phase margin", International Conference on Computational Intelligence and Security, 2009, pp. 634 - 638, ISBN: 978-1-4244-5411-2
- [22] B. Zuo; Y. Hu; J. Li: "PID controller tuning by using extremum seeking algorithm based on annealing recurrent neural network" Knowledge Acquisition and Modeling (KAM), 2010 3rd International Symposium on , vol., no., pp.132-135, 20-21 Oct. 2010
- [23] Z. Dexuan; L. Haikuan; G. Liqun: "A modified global harmony search algorithm for robust PID controller tuning", 2011 30th Chinese Control Conference (CCC), pp.2158-2163, 22-24 July 2011
- [24] K. Turkoglu, U. Ozdemir, M. Nikbay, E.M. Jafarov: "PID Parameter Optimization of an UAV Longitudinal Flight Control System", WCSET 2008 World Congress on Science, Engineering and Technology, ICCARV 2008 International Conference on Control, Automation, Robotics and Vision, 21-23 November 2008, Laval, France
- [25] A. Manouchehri, H. Hajkarami, M.A.S. Ahmadi: "Hovering control of a ducted fan VTOL Unmanned Aerial Vehicle (UAV) based on PID control" Electrical and Control Engineering (ICECE), 2011, pp.5962-5965, 16-18 Sept. 2011

- [26] F. J. Cheng, T. Ye, S. Wei: "Control System Design for Silicon MEMS-based Micro UAV" Computational Engineering in Systems Applications, vol.2, pp.2137-2140, 4-6 Oct. 2006
- [27] V. Kargin: "Design of an Autonomous Landing Control Algorithm for a Fixed Wing UAV", MS Thesis, Middle East Technical University, Ankara, Turkey, 2007
- [28] J. Amahah: "The Design of an Unmanned Aerial Vehicle Based on the ArduPilot", Georgian Electronic Scientific Journal: Computer Science and Telecommunications, 2009, No.5(22), pp. 144-153
- [29] H. Chao, Y. Luo, L. Di and Y. Chen: "Fractional order flight control of small fixed-wing UAV: Controller design and simulation study", Proceedings of the ASME 2009 International Design Engineering Technical Conferences and Computers and Information in Engineering Conference, 2009, pp. 621-628, ISBN: 978-0-7918-4900-2
- [30] R. Precup, S. Preitl, J.K. Tar, M.L. Tomescu, M. Takács, P. Korondi, P. Baranyi: "Fuzzy control system performance enhancement by iterative learning control" IEEE Transactions on Industrial Electronics, 55(9), 3461-3475.
- [31] Lantos B.: Fuzzy systems and genetic algorithms, 2001, Műegyetemi kiadó, Budapest
- [32] K. Bickraj, T. Pamphile, A. Yenilmez, M. Li, I.N. Tansel: "Fuzzy Logic Based Integrated Controller for Unmanned Aerial Vehicles", Florida Conference on Recent Advances in Robotics, FCRAR 2006
- [33] S. Kurnaz, O. Çetin: "Autonomous Navigation and Landing Tasks for Fixed Wing Small Unmanned Aerial Vehicles", Acta Polytechnica Hungarica Vol. 7, No. 1, 2010, pp. 87-102
- [34] Csáki F.: "Korszerű szabályozáselmélet", Akadémiai Kiadó, Budapest, 1970
- [35] Szabolcsi R.: "Korszerű szabályozási rendszerek számítógépes tervezése", Zrínyi Miklós Nemzetvédelmi Egyetem, 2011, ISBN 978-615-5057-26-7
- [36] J.K. Tar, L. Nádai, I.J. Rudas, K. Eredics: "Új irányzat a Modell-referenciás Adaptív Szabályozók kialakításában: a Lyapunov-függvények kiváltása Robusztus Fixpont Transzformációkkal", Innováció és fenntartható felszíni közlekedés – konferencia (IFFK-2010). Budapest, Hungary, 02/09/2010-04/09/2010, Budapest: Magyar Mérnök Akadémia, pp. 1-11.
- [37] J. Somló, B. Lantos, P.T. Cat: "Advanced robot control", Akadémiai Kiadó, 2002.
- [38] O. Solomon: "Model Reference Adaptive Control of a Permanent Magnet Brushless DC Motor for UAV Electric Propulsion System", Industrial Electronics Society, 2007. IECON 2007. 33rd Annual Conference of the IEEE, pp.1186-1191, 5-8 Nov. 2007
- [39] V. Patel et al: "L1 Adaptive Controller for Tailless Unstable Aircraft", Proceedings of the 2007 American Control Conference, 2007, ISBN: 1-4244-0988-8, pp. 5272-5277

- [40] Y. Pan, K. Furuta, S. Suzuki, S. Hatakeyama: "Design of variable structure controller-from sliding mode to sliding sector", *Decision and Control*, vol.2, pp.1685-1690, 2000
- [41] Y.H. Chang; C. Tomlin, K. Hedrick: "Biologically-inspired coordination of multiple UAVs using sliding mode control", *American Control Conference (ACC)*, 2011,, pp.4123-4128
- [42] Bokor J., Gáspár P.: "Írányítástechnika járműdinamikai alkalmazásokkal", Typotex, 2008, ISBN: 978 963 279 001 5
- [43] W. MacKunis, Z.D. Wilcox, M.K. Kaiser, W.E. Dixon: "Global Adaptive Output Feedback Tracking Control of an Unmanned Aerial Vehicle", *Control Systems Technology*, IEEE Transactions, vol.18, no.6, pp.1390-1397, Nov. 2010
- [44] Kovács L.A.: "Új elvek és céladekvált algoritmusok kidolgozása az inzulinszabályzásra I-es típusú cukorbetegség esetében", PhD értekezés, BME, 2007
- [45] B. Kulcsár : "Design of Robust Detection Filter and Fault Correction Controller", PhD dissertation, BME, Hungary, 2005
- [46] K. Natesan, D. Gu, I. Postlethwaite, J. Chen: "Design of Flight Controllers based on Simplified LPV model of a UAV", *Decision and Control*, 2006 45th IEEE Conference on Decision and Control, pp.37-42, 2006
- [47] Z. Szabó, P. Gáspár, J. Bokor: "A novel control-oriented multi-affine qLPV modeling framework", *Control and Automation (MED)*, 2010 18th Mediterranean Conference on Control and Automation, pp.1019-1024, 23-25 June 2010
- [48] P. Baranyi: "TP model transformation as a way to LMI-based controller design," *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, vol.51, no.2, pp. 387- 400, April 2004
- [49] P. Baranyi, L. Szeidl, P. Varlaki, Y. Yam: "Definition of the HOSVD based canonical form of polytopic dynamic models", *IEEE International Conference on Mechatronics*, pp.660-665, 3-5 July 2006
- [50] B. Takarics : "TP Model Transformation Based Sliding Mode Control and Friction Compensation", PhD dissertation, BME, Hungary, 2011
- [51] F. Kolonic, A. Poljungan, I. Petrovic: "Tensor Product Model Transformation-based Controller Design for Gantry Crane Control System – An Application Approach", *Acta Polytechnica Hungarica* Vol. 3, No. 4, 2006
- [52] S. Leven, J. Zufferey, D. Floreano: "A minimalist control strategy for small UAVs", *Proc. IROS*, 2009, pp. 2873-2878.
- [53] Kovács L., Ványa L.: "Pilóta nélküli repülőgépek a terrorizmus elleni harcban", *Repüléstudományi Közlemények különszám*, Szolnok, 2007, április 10.

- [54] Koncz M. Zs.: "A Meteor-3R célrepülőgép alkalmazása és elektronikai rendszerei", PhD értekezés, 2009, Zrínyi Miklós Nemzetvédelmi Egyetem, Budapest
- [55] G. J. Holland et al.: "The Aerosonde Robotic Aircraft: A New Paradigm for Environmental Observations", Bulletin of the American Meteorological Society, Vol. 82, No. 5, May 2001, pp. 889-901
- [56] T. McGeer: "The first atlantic crossing by unmanned aircraft", The Insitu Group, 1999, elektronikus kiadvány
- [57] J. A. Curry, J. Maslanik, G. Holland, J. Pinto: "Applications of Aerosondes in the Arctic American Meteorological Society", 2004, pp.1855-1861
- [58] S. Stolle, R. Rysdyk: "Flight path following guidance for unmanned air vehicles with pan-tilt camera for target observation" Digital Avionics Systems Conference, 2003. DASC '03. The 22nd , vol.2, no., pp.8.B.3-81-12 vol.2, 12-16 Oct. 2003
- [59] D. Johnson, G. Brooker: "Research radar for unmanned navigation" Radar, 2008 International Conference on RADAR, vol., no., pp.165-170, 2-5 Sept. 2008
- [60] S. Stolle, R. Rysdyk: "Flight path following guidance for unmanned air vehicles with pan-tilt camera for target observation" Digital Avionics Systems Conference, 2003. DASC '03. The 22nd , vol.2, no., pp. 8.B.3- 81-12 vol.2, 12-16 Oct. 2003
- [61] J.C. Rubio, S. Kragelund: "The trans-pacific crossing: long range adaptive path planning for UAVs through variable wind fields" Digital Avionics Systems Conference, 2003. DASC '03. The 22nd , vol.2, no., pp.8.B.4-81-12 vol.2, 12-16 Oct. 2003
- [62] F. Bateman, H. Noura, M. Ouladsine: "Fault Diagnosis and Fault-Tolerant Control Strategy for the Aerosonde UAV" Aerospace and Electronic Systems, IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems , vol.47, no.3, pp.2119-2137, July 2011
- [63] S. Samar, D. Gorinevsky, S.P. Boyd: "Embedded estimation of fault parameters in an unmanned aerial vehicle" Computer Aided Control System Design, 2006 IEEE International Conference on Control Applications, 2006 IEEE International Symposium on Intelligent Control, 2006 IEEE , vol., no., pp.3265-3270, 4-6 Oct. 2006
- [64] Z. Yang; X. Qi; G. Shan: "Simulation of flight control laws design using model predictive controllers" Mechatronics and Automation, 2009. ICMA 2009. International Conference on , vol., no., pp.4213-4218, 9-12 Aug. 2009
- [65] W.T.M.S. Tennakoon, S.R. Munasinghe: "Design of a fully fledged uav test-bed with internal and external pilot" Industrial and Information Systems (ICIIS), 2009 International Conference on Industrial and Information Systems 2009, vol., no., pp.574-579, 28-31 Dec. 2009

- [66] D. Gibbins, P. Roberts, L. Swierkowski: "A video geo-location and image enhancement tool for small unmanned air vehicles (UAVs)" Intelligent Sensors, Sensor Networks and Information Processing Conference, 2004. Proceedings of the 2004 , vol., no., pp. 469- 473, 14-17 Dec. 2004
- [67] P. Ortner, L. Re: "Autopilot design comparison and flight experiments for a small UAV" Asian Control Conference, 2009. ASCC 2009. 7th , vol., no., pp.314-319, 27-29 Aug. 2009
- [68] B. Sundaram, M. Palaniswami, S. Reddy, M. Sinickas: "Radar Localization with multiple Unmanned Aerial Vehicles using Support Vector Regression" Intelligent Sensing and Information Processing, 2005. ICISIP 2005. Third International Conference on , vol., no., pp.232-237, 14-17 Dec. 2005
- [69] S. Drake, K. Brown, J. Fazackerley, A. Finn: "Autonomous Control of Multiple UAVs for the Passive Location of Radars" Intelligent Sensors, Sensor Networks and Information Processing Conference, 2005. Proceedings pp. 403- 409, 5-8 Dec. 2005
- [70] "AeroSim Blockset User's Guide", Unmanned Dynamics LCC,USA, 2004, elektronikus kiadvány
- [71] Y. C. Paw, G. J. Balas: "Parametric uncertainty modeling for LFT model realization", 2008 IEEE Int Symposium on Computer-Aided Control System Design, USA, September 3-5, 2008
- [72] W. F. Phillips, C. E. Hailey, G. A. Gebert: "Review of Attitude Representations Used for Aircraft Kinematics", Journal of Aircraft, 38:718–737, 2001.
- [73] Michelberger P., Szeidl L., Várlaki P.: "Alkalmazott folyamatstatisztika és idősoranalízis", Typotex Kft, Budapest, 2001, ISBN 963 9132 44 6
- [74] S. Gisbert: "MATLAB", Budapest, Typotex Kft, 2005, ISBN 963 9548 49 9
- [75] I. Makkay: "Design the Advanced Avionics for "FanWing" UAV", Repüléstudományi Közlemények különszám, Szolnok, 2010
- [76] Fülep T.: "Design Methods of Safety-critical Systems and Their Application in Electronic Brake Systems", PhD thesis, BME, Hungary, 2007
- [77] G. J. J. Ducard: "Fault-tolerant Flight Control and Guidance Systems Practical Methods for Small Unmanned Aerial Vehicles", Springer-Verlag London Limited, 2009, ISBN 978-1-84882-560-4
- [78] Jereb G.: "Magyar vitorlázó repülőgépek", Műszaki Könyvkiadó, Budapest, 1988, ISBN: 963 10 7126 X
- [79] M. Kesselyák.: "An Improved-Performance Control System for Low-Speed Flight", AIAA Paper No. 74-1039. Cambridge. Mass. USA 1974.
- [80] E. T. Maloney: "Northrop Flying Wings", World War II Pubns, 1980, ISBN: 0-915464-00-4

- [81] D. Myhra: "Horten Ho 9/Ho 229: Technical History", Schiffer Publishing Ltd, 2004, ISBN: 978-0764316678
- [82] B. Yenne: "Attack Of The Drones: A History Of Unmanned Aerial Combat", Zenith Press, 2004, ISBN: 0-7603-1825-5
- [83] S. Fekri, D. Gu; N. Khan, I. Postlethwaite: "Fault detection, isolation, and accommodation in a UAV longitudinal control system", Control and Fault-Tolerant Systems (SysTol), 2010, pp.245-250, 6-8 Oct. 2010
- [84] Y. Zhang, V.S Suresh, B. Jiang, D. Theilliol: "Reconfigurable Control Allocation against Aircraft Control Effector Failures", Control Applications, 2007. CCA 2007. IEEE International Conference on Control Applications, pp.1197-1202, 1-3 Oct. 2007
- [85] K. M. Passino, S. Yurkovich: "Fuzzy Control", Addison Wesley Longman, 1998
- [86] F. Roepcke: "ILS - past and present", Aerospace and Electronic Systems Magazine, IEEE, Volume: 5, Issue: 5, May 1990, pp. 9 - 11.
- [87] R.H. McFarland: "ILS - A Safe Bet for Your Future Landings", Aerospace and Electronic Systems Magazine, IEEE, Volume: 5, Issue: 5, 1990, pp. 12-15.
- [88] W. Rui, Z. Zhou, S. Yanhang: "Robust Landing Control and Simulation for Flying Wing UAV", Proceedings of the 26th Chinese Control Conference, 2007, China, pp600 - 604.
- [89] F. Ucan, D.T. Altılar: "Navigation and Guidance Planning for Air Vehicles", 20th IEEE International Conference on Tools with Artificial Intelligence, ICTAI 2008, vol.2, no., pp. 534-538.
- [90] Q. Li, Z. Fang, H. Li: "The Application of Integrated GPS and Dead Reckoning Positioning", Automotive Intelligent Navigation System, Journal of Global Positioning Systems, s2004 Vol. 3, No. 1-2: 183-190.
- [91] P. Davidson, J.Hautamäki, J. Collin: "Using Low-Cost MEMS 3D Accelerometers and One Gyro to Assist GPS Based Car Navigation System", Proceedings of 15th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, May 2008.
- [92] L. Zhao, W.Y. Ochieng, M.A. Quddus, R.B. Noland: "An Extended Kalman Filter algorithm for Integrating GPS and low-cost Dead reckoning system data for vehicle performance and emissions monitoring", Journal of Navigation, 2003, 56: 257-275.
- [93] A. Cho et al.: "Fully automatic taxiing, takeoff and landing of a UAV using a single-antenna GPS receiver only", Control, Automation and Systems, 2007. ICCAS '07. International Conference, pp.821-825, 17-20 Oct. 2007.
- [94] G. Saini, S.N. Balakrishnan: "Adaptive critic based neurocontroller for autoland of aircrafts", American Control Conference, 1997., vol.2, pp.1081-1085 vol.2, 4-6 Jun 1997.

- [95] J. Sprinkle, J.M. Eklund, S.S. Sastry: "Deciding to land a UAV safely in real time", American Control Conference, 2005., pp. 3506- 3511 vol. 5, 8-10 June 2005.
- [96] A. Miele, T. Wang, W.W. Melvin: "Optimization and Guidance of Penetration Landing Trajectories in a Windshear", American Control Conference, 1988, pp.1428-1439, 15-17 June 1988.
- [97] S. Singh, R. Padhi: "Automatic path planning and control design for autonomous landing of UAVs using dynamic inversion", American Control Conference, 2009. ACC '09., pp.2409-2414, 10-12 June 2009.
- [98] P. Serra, F. Le Bras, T. Hamel, C. Silvestre, R. Cunha: "Nonlinear IBVS controller for the flare maneuver of fixed-wing aircraft using optical flow", Decision and Control (CDC), 2010 49th IEEE Conference on Decision and Control, pp.1656-1661, 15-17 Dec. 2010.
- [99] I. Kammer, P.P. Khargonekar: "Design of the flare control law for longitudinal autopilot using H_∞ synthesis", Decision and Control, 1990., Proceedings of the 29th IEEE Conference on Decision and Control, vol., no., pp.2981-2986 vol.6, 5-7 Dec 1990.

Publikációs lista

Folyóirat cikkek

- [A1] **D. Stojsics**: “Autonomous Waypoint Navigation Methods for Small Size Unmanned Aerial Vehicles”, Acta Polytechnica Hungarica, 2012. év, 4. szám, Budapest, ISSN 1785-8860 (megjelenés alatt)
- [A2] **D. Stojsics**, A. Molnár: “Autonomous Takeoff and Landing guidance for Small Size Unmanned Aerial Vehicles”, Computing and Informatics, 2012, ISSN 1335-9150 (megjelenés alatt)
- [A3] Molnár A., **Stojsics D.**: “Kisméretű robotrepülőgépek fedélzeti robotrendszereinek robosztus kialakítása”, Hadmérnök, V. Évfolyam 4. szám, 2010. December, Budapest, ISSN 1788-1919, pp.227-234.
- [A4] **D. Stojsics**, A. Molnár: “AirGuardian – UAV hardware and software system for small size UAVs”, International Journal of Advanced Robotic Systems, 2012, Croatia, ISSN 1729-880 6 (megjelenés alatt)

Konferenciakiadványban megjelent cikkek

- [B1] **Stojsics D.** – Léczfalvy Á.: „Katasztrófavédelmi és kárelhárítási célú robotrepülőgép rendszer”, XXIX OTDK, Műszaki Tudományi Szekció, Miskolc, 2009, I. helyezés
- [B2] Molnár A. - **Stojsics D.**: „HIL szimuláció a robotpilóta fejlesztésben”, Repüléstudományi Konferencia, Repüléstudományi közlemények különszám, 2011, Szolnok
- [B3] **D. Stojsics**: “Heterogenous control of small size unmanned aerial vehicles”, Proceedings of 10th International Symposium of Hungarian Researchers on Computational Intelligence and Informatics, ISBN: 978-963-7154-96-6, Budapest, Hungary, 2009, pp.745-752.
- [B4] A. Molnár, **D. Stojsics**: “New approach of the navigation control of small size UAVs”, Proceedings of 19th International Workshop on Robotics in Alpe-Adria-Danube Region, IEEE Catalog Number: CFP1075J-CDR, ISBN: 978-1-4244-6884-3,

Budapest, Hungary, 2010, pp.125-129.
Digital Object Identifier: 10.1109/RAAD.2010.5524598

- [B5] **D. Stojsics**, L. Somlyai: "Improvement methods of short range and low bandwidth communication for small range UAVs", 8th IEEE International Symposium on Intelligent Systems and Informatics, ISBN: 978-1-4244-7394-6, Subotica, Serbia, September 10-11, 2010, pp.93-97.
Digital Object Identifier: 10.1109/SISY.2010.5647224
- [B6] A. Molnár, **D. Stojsics**: "Fixed-wing small-size UAV navigation methods with HIL simulation for AERObot autopilot", 9th International Symposium on Intelligent Systems and Informatics, ISBN: 978-1-4577-1975-2, Subotica, Serbia, 8-10 Sept. 2011, pp.241 - 245
Digital Object Identifier: 10.1109/SISY.2011.6034331
- [B7] **D. Stojsics**: "Fuzzy controller for small size unmanned aerial vehicles", 10th Jubilee International Symposium on Applied Machine Intelligence and Informatics, ISBN: 978-1-4577-0195-5, Herl'any, Slovakia , January 26-28, 2012, pp.91-95
Digital Object Identifier: 10.1109/SAMI.2012.6208935
- [B8] **D. Stojsics**: "Flight safety improvements for small size unmanned aerial vehicles", IEEE 16th International Conference on Intelligent Engineering Systems 2012, Lisbon, Portugal, ISBN: 978-1-4673-2693-3 (pendrive); 978-1-4673-2692-6 (printed), pp.483-487
Digital Object Identifier: 10.1109/INES.2012.6249882