

**ZRÍNYI MIKLÓS NEMZETVÉDELMI EGYETEM
BOLYAI JÁNOS KATONAI MŰSZAKI KAR
KATONAI MŰSZAKI DOKTORI ISKOLA**

KONCZ MIKLÓS TAMÁS

**A METEOR-3R CÉLREPÜLŐGÉP ALKALMAZÁSA ÉS
ELEKTRONIKAI RENDSZEREI**

DOKTORI (PHD) ÉRTEKEZÉS

**TUDOMÁNYOS TÉMAVEZETŐ:
DR. KOVÁCS LÁSZLÓ MÉRNÖK ŐRNAGY, PHD
EGYETEMI DOCENS**

BUDAPEST, 2009.

TARTALOMJEGYZÉK

TARTALOMJEGYZÉK	2
BEVEZETÉS	4
KUTATÓI HIPOTÉZISEK	5
KUTATÁSI CÉLKITŰZÉSEK	5
KUTATÁSI MÓDSZEREK	6
AZ ÉRTEKEZÉS FELÉPÍTÉSE	7
1. FEJEZET: A MISTRAL LÉGVÉDELMI RAKÉTAKOMPLEXUM CÉLREPÜLŐGÉPEI	9
1.1 A MISTRAL LÉGVÉDELMI RAKÉTAKOMPLEXUM.....	9
1.1.1. A MISTRAL légvédelmi rakétakomplexum feladata.....	9
1.1.2. A MISTRAL légvédelmi rakétakomplexum harcászati-technikai paramétereit.....	9
1.2. CÉLREPÜLŐGÉPEK ÁLTALÁNOS ÁTTEKINTÉSE	11
1.2.1. Célrepülőgépek meghatározása.....	11
1.2.2. Célrepülőgépek legfontosabb jellemzői	11
1.2.3. Célrepülőgépek osztályozása meghatározó fizikai paramétereik alapján	12
1.2.4. Célrepülőgépek és egyéb célanyagok osztályozása helyváltoztatás és az indítás módja szerint.....	13
1.2.5. Célrepülőgépek hasznos terhe és fedélzeti célimitációs eszközei.....	14
1.3. A MISTRAL LÉGVÉDELMI RAKÉTAKOMPLEXUM CÉLREPÜLŐGÉPEI	17
1.3.1. A MISTRAL komplexum célrepülőgépeinek követelményrendszere.....	17
1.3.1.1. A MISTRAL komplexum célanyagára vonatkozó – a rakétakomplexum paramétereinek figyelembevételével kialakított – idealizált követelményrendszer	17
1.3.1.2. A MISTRAL komplexum célanyagára vonatkozó minimális követelményrendszer	18
1.3.2. A MISTRAL komplexum európai célrepülőgépeinek összehasonlítása.....	19
1.3.3. A MISTRAL komplexum hazai gyártású célrepülőgépei.....	22
1.3.3.1. A METEOR-3 célrepülőgép kifejlesztésének háttere	22
1.3.3.2. A METEOR-3 célrepülőgép harcászati-technikai paramétereit.....	22
1.3.3.3. A modernizált METEOR-3 célrepülőgéppel szemben támasztott követelmények	23
1.3.3.4. A METEOR-3R célrepülőgép	24
1.3.3.5. A METEOR-3 repülőgépeken alkalmazott, realisztikus támadó repülőgép imitációját biztosító eszközök	25
1.3.3.6. A METEOR-3R javasolt módosításai.....	27
1.3.3.7. A METEOR-3 típuscsalád továbbfejlesztési lehetőségei	28
KÖVETKEZTETÉSEK.....	31
2. FEJEZET: CÉLREPÜLŐGÉPEKEN ALKALMAZOTT RÁDIÓLOKÁCIÓS VISSZAVÉRŐ FELÜLET NÖVELŐ ESZKÖZÖK.....	34
2.1. A RÁDIÓLOKÁCIÓS VISSZAVÉRŐ FELÜLET	35
2.1.1. A rádiólokációs visszaverő felület definíciója.....	36
2.2. A RÁDIÓLOKÁCIÓS VISSZAVÉRŐ FELÜLET NÖVELÉSÉRE ALKALMAS LUNEBERG-REFLEKTOROK ISMERTETÉSE	36
2.2.1. Luneberg-lencsék működése	36
2.2.2. Luneberg-reflektorok osztályozása	38
2.3. A CÉLREPÜLŐGÉPEK LUNEBERG-REFLEKTORAINAK ALKALMAZÁSI ALAPELVEI, VALAMINT RÖVID ÖSSZEHASONLÍTÁSA MÁS RÁDIÓLOKÁCIÓS FELÜLET NÖVELŐ ESZKÖZÖKKEL	38
2.3.1. Célrepülőgépeken alkalmazott Luneberg-reflektorok rövid összehasonlítása más rádiólokációs felület növelő eszközökkel	39
2.3.1.1. Szögvisszaverők	39
2.3.1.2. Luneberg-reflektorok.....	40
2.3.1.3. Rádiólokációs válaszjel adó.....	41
2.3.1.4. Aktív válaszpulzus adó.....	42
2.3.2. Luneberg-reflektorok alkalmazási alapelvei a célrepülőgépeken.....	43
2.3.3. Rádiólokációs visszaverő felület növelő eszközök összefoglalása.....	44
2.4. „ISMERTLEN” LUNEBERG-REFLEKTOR RÁDIÓLOKÁCIÓS VISSZAVÉRŐ FELÜLETÉNEK MEGÁLLAPÍTÁSA ÖSSZEHASONLÍTÓ FDR MÓDSZERREL	45
2.4.1. rádiólokációs visszaverő felület meghatározásának módszere	45
2.4.2. A megvalósított kísérleti mérési összeállítás ismertetése.....	46
2.4.3. Mérési eredmények elemzése	48

KÖVETKEZTETÉSEK.....	52
3. FEJEZET: A METEOR-3R CÉLREPÜLŐGÉP FEDÉLZETI ELEKTRONIKAI RENDSZEREI	57
3.1. METEOR-3R PILÓTANÉLKÜLI REPÜLŐGÉP FEDÉLZETI AUTOMATIKA RENDSZERÉNEK GYAKORLATI MEGVALÓSÍTÁSA	58
3.2. INFRAVÖRÖS HELYZETSTABILIZÁCIÓS ALRENDSZER	59
3.2.1. Az infravörös helyzetstabilizációs rendszer fejlesztési lehetőségei	64
3.3. VÉGREHAJTÓ SZERV INTERFÉSZ	65
3.3.1. Megvalósított kompenzációs és mixelési funkciók	68
3.3.2. A végrehajtó szerv interfész funkcionális leírása	69
3.4. TELEMETRIA RENDSZER	71
3.5. KÖZPONTI EGYSÉG	73
3.5.1. A központi egység hardver felépítése	73
3.5.2. A központi egység szoftverének rövid ismertetése	77
3.6. JAVASOLT SEBESSÉG ÉS MAGASSÁG TARTÓ ALGORITMUS	80
3.7. MAGASSÁG ÉS LÉGSEBESSÉG MÉRŐ RENDSZERREL KAPCSOLATOS GYAKORLATI MEGFONTOLÁSOK	81
KÖVETKEZTETÉSEK.....	85
4. FEJEZET: A METEOR-3R CÉLREPÜLŐGÉP ALKALMAZÁSA ÉS PÁLYATERVEZÉSE A MISTRAL LÉGVÉDELMI RAKÉTAKOMPLEXUM GYAKORLATAIN.....	88
4.1. A DRÉGELYPALÁNKI GYAKORLATOK PÁLYA KIALAKÍTÁSA	89
4.2. KECSKEMÉTI ÉS USTKAI GYAKORLATOK PÁLYAKIALAKÍTÁSA	91
4.3. A LÉGVÉDELMI RAKÉTAKOMPLEXUM GYÁRTÓJÁNAK A CÉLREPÜLŐGÉP PÁLYÁJÁRA VONATKOZÓ AJÁNLÁSAI.....	94
4.4. ÁLTALÁNOS, GYAKORLATI SZEMPONTOKAT FIGYELEMBE VEVŐ PÁLYATERVEZÉSI IRÁNYELVEK	96
4.5. CÉLREPÜLŐGÉPEK PÁLYATERVEZÉSE RADARRENDSZEREK KÖVETELMÉNYEINEK FIGYELEMBEVÉTELÉVEL.....	97
4.5.1. Doppler-radarok célyanyaggal szemben támasztott sebesség követelményei.....	99
4.5.2. A kitérő egyenes pályán mozgó repülőgép leírása.....	100
4.5.3. Rádiólokációs felderíthetőséget biztosító pályatervezési elvek bemutatása a Luneberg-reflektorral felszerelt METEOR-3 típusú célrepülőgépen.....	103
4.6. A CÉLREPÜLŐGÉP FIZIKAI TULAJDONSÁGAIT FIGYELEMBE VEVŐ PÁLYATERVEZÉS	106
4.7. PÁLYATERVEZÉSI IRÁNYELVEK FIGYELEMBE VÉTELÉVEL TERVEZETT CÉLREPÜLŐGÉP PÁLYA	109
KÖVETKEZTETÉSEK.....	110
ÖSSZEGZETT KÖVETKEZTETÉSEK	113
ÚJ TUDOMÁNYOS EREDMÉNYEK	115
AJÁNLÁSOK	116
FELHASZNÁLT IRODALOM.....	117
1. FEJEZET	117
2. FEJEZET	122
3. FEJEZET	126
4. FEJEZET	131
JEGYZÉKEK	132
ÁBRÁK JEGYZÉKE	132
KÉPEK JEGYZÉKE.....	133
TÁBLÁZATOK JEGYZÉKE.....	133
MELLÉKLETEK JEGYZÉKE.....	134
RÖVIDÍTÉSEK JEGYZÉKE	134
PUBLIKÁCIÓS JEGYZÉK.....	137
MELLÉKLETEK.....	139

BEVEZETÉS

A rendszerváltás után megkezdett haderőreform keretében, az Országgyűlés 1995. évben úgy határozott, hogy a magyar légvédelem földközeli és kis magasságú oltalmazási képességét meg kell erősíteni. Így a Honvédelmi Minisztérium Beszerzési Hivatala még 1995. évben meghívásos nemzetközi pályázatot írt ki, amely sikertelen volt. A pályázat kiírását 1996-ban megismételték, amire öt, világszerte ismert, fegyvergyártó cég tett érvényes ajánlatot. Az 1994-98 évi Országgyűlés honvédelmi bizottsága egyöntetűen javasolta a francia MISTRAL légvédelmi rakétakomplexum beszerzését. 1997. április elején a honvédelmi miniszter a versenytárgyalás győzteseként a francia fejlesztésű MISTRAL-2 légvédelmi rakétarendszert nevezte meg. Az 1998. év elején megkezdett szállítás értéke, akkori értéken elérte a 28 milliárd forintot¹, amely magába foglalt 180 db MISTRAL-2-es rakétát, 45 db ATLAS² indítóállványt, valamint 9 db MCP³ és 54 db Mercedes gyártmányú Unimog szállítójárművet. A fő szállító a francia-brit Matra Bae Dynamics⁴, a SHORAR⁵ radart az Oerlikon-Contraves svájci cég szállította. A magyar HM Arzenál Rt. végezte a szállító járművek átalakítását⁶, a tűzvezető radar integrálását, valamint a rendszert alkalmazható tette a K-1P tűzvezető rendszerrel való együttműködésre. Több átszervezés és áthelyezés után a MISTRAL légvédelmi rakétakomplexumot a győri 12. Arrabona Légvédelmi Rakétaezred üzemelteti a KUB kis, valamint az IGLA közeli hatótávolságú rakétákkal együtt. A WEAG⁷ 1998. évi jelentésében deklarálta, hogy a MISTRAL-2 légvédelmi rakétakomplexum 20 évig rendszerben tartható, így hosszú távon meg kell oldani üzemeltetését és célanyag ellátását.

A nagy volumenű beruházás Magyarország érdekeit csak akkor szolgálja megfelelően, ha a fegyverrendszer műszaki állapota, a kezelő állomány felkészültsége és kiképzettsége lehetővé teszi annak azonnali, az elvárt oltalmazó és elrettentő képességgel történő, bevetését. A bevetetőség rutinszerű fegyverkezelési ismereteinek kialakításával, és annak folyamatos gyakorlással történő szinten tartásával biztosítható. A kiképzés gyakorlatok, éleslövészetek alkalmazásával és/vagy az ATLAS indítópad tantermi szimulátorával valósítható meg. Ugyanakkor sem a rakétakomplexum kezelésének maradéktalan elsajátításához szükséges, a gyártó által ajánlott célrepülőgépet, sem a tantermi szimulátort nem szerezték be a beruházás során. Célrepülőgépként a gyártó a Meggitt Defence Systems BANSHEE (brit) típusát, vagy a CAC Systemes (EADS) FOX-TS3 (francia) típusát ajánlja. Mindkettő többszöri felhasználású, magas minőségi és költség kategóriába tartozó célrepülőgép. Az első gyakorlatokon és az 1999. évi nagyorosi (Drégelypalánk) tartott nyilvános rendszerbeállító éleslövészetben a meglévő METEOR-1 és METEOR-2 célrepülőgépek szolgálták célanyagul, több-kevesebb sikerrel.

Az éleslövészetek tapasztalatai alapján bebizonyosodott, hogy a meglévő, hagyományos célrepülőgépek alkalmatlanok a MISTRAL komplexum célanyagául, mivel kisméretűek, vizuálisan nehezen észlelhetők, nem vezethetők ki megfelelő távolságra, képtelenek célimitációs eszközök hordozására (például hosszú égésidőjű piropatron, 18 cm átmérőjű Luneberg-reflektor). Ugyanakkor a célanyag fejlesztését, gyártását és üzemeltetését hazai erőből, kis költséggel kellett megoldani.

A fenti okok vezettek a Görög György (Aero-Meat Kft.) által tervezett METEOR-3 típusú célrepülőgép kifejlesztéséhez. A METEOR-3, kifejezetten a MISTRAL igényeit figyelembe vevő, ugyancsak rádió-távírányítású célrepülőgép tervezésénél alapvető szempont a megfelelő

¹ 100 millió USA dollár, 28 milliárd forint 1998. évi értéken.

² ATLAS – Advanced Twin Launcher Anti-air Strikes: korszerű ikerindító légcsapások ellen

³ MCP – MISTRAL Coordinating Post: MISTRAL vezetési pont, magába foglalja a SHORAR radart

⁴ MBD – Matra BAe Dynamics: francia-brit védelmi cég

⁵ SHORAR – Short-range Anti-aircraft Defence Radar: közeli hatótávolságú légvédelmi radar [121]

⁶ ATLAS Interface Platform: ATLAS interfész felépítmény

⁷ WEAG – Western European Armaments Group: Nyugat-Európai Fegyverkezési Csoport

terhelhetőség, a jó láthatóság, a moduláris orrkúp kialakítása és az imitációs eszközök hordozásának biztosítása volt. A METEOR-3 célrepülőgéppel végzett repülések és gyakorlatok során egyértelműen igazolódott, hogy noha alapvetően megfelelő MISTRAL célanyag, mégsem teszi lehetővé az élethű, távolról közeledve támadó harci repülőgép imitációját, továbbá bizonyos körülmények mellett (tenger feletti éleslövészetek) váltott pilótás vezetése megoldhatatlan.

A kutatás-fejlesztés fenti fordulópontján, 2000. év nyarán kapcsolódtam a repülőgépet fejlesztő csapathoz, majd szembesültem a komplex probléma körrel. A kutatás-fejlesztés első fázisa egy fedélzeti videó kamera jelét a földi irányító központba juttató, magasság mérésre képes adóberendezés, valamint elektronika megépítése volt. Később egy GPS vevőn alapuló telemetria komputert építettem, amely lehetővé tette, hogy a pilóta egy zárt kabinból műszerek segítségével, önállóan képes legyen a repülőgép irányítására, és előre kijelölt pályán való végigvezetésére. A fejlesztés következő fázisát az automatikus pályakövetéshez szükséges fedélzeti elektronikai rendszer kifejlesztése jelentette, amelyet 2003. év elején kezdtem tervezni az Aero-Target BT. megbízásából. A METEOR-3R célrepülőgép kísérleti példányával **2004. december 28-án végzett sikeres tesztrepülés** megalapozta a METEOR-3 célrepülőgép modernizálását, így az alacsony költségű, új kihívásoknak megfelelő, teljes egészében magyar gyártású célanyag szolgáltatást. Az automatikus irányítású célrepülőgép rugalmasan megválasztható szakaszokból álló, valamint a hagyományoshoz képest meghosszabbított pályakialakítást tett lehetővé, így biztosítva a hiteles célimitációt.

Értekezésemben, a magyar – elsősorban a MISTRAL légvédelmi rakétakomplexum igényeit kiszolgáló – célrepülőgépek alkalmazására és fejlesztésére irányuló, alkalmazott kutatás-fejlesztésemnek az egyes lépéseit és eredményeit ismertetem.

KUTATÓI HIPOTÉZISEK

1. Feltételezem, hogy a METEOR-3R célrepülőgép alkalmas a MISTRAL légvédelmi rakétakomplexum számára, mint célrepülőgép.
2. A METEOR-3R célrepülőgép célimitációs eszközökkel ellátva alkalmas realiztikus támadó harci repülőgép, célimitációs eszközök nélkül pedig pilóta nélküli repülőgépek támadásának imitációjára.
3. A METEOR-3 típuscsaládba tartozó célrepülőgépek rádiólokációs felülete megfelel a specifikációban megadottnak, és biztosítja annak rádiólokációs felderíthetőségét.
4. A célrepülőgépek üzemeltetéséhez elengedhetetlen a megfelelő pályatervezési elvek betartása.
5. A METEOR-3R célrepülőgép fedélzeti elektronikai rendszerei teljesítik a METEOR-3 modernizálására kiírt követelményrendszert.

KUTATÁSI CÉLKITŰZÉSEK

1. A nyílt forrásokból rendelkezésre álló adatok alapján értékelni az európai gyakorlatban alkalmazott célrepülőgép típusokat és összevetni a hazai – különös tekintettel a MISTRAL – légvédelmi rakétakomplexumok célanyag igényével, majd ezek alapján kidolgozni egy hazai gyártású harcászati, valamint gazdaságossági követelményeknek megfelelő célrepülőgép harcászati-műszaki követelményeit.
2. Megvizsgálni a METEOR-3 célrepülőgép harcászati-technikai paramétereit és feltárni azokat a hiányosságokat és problémákat, amelyek alkalmazhatóságát hátrányosan befolyásolják a MISTRAL légvédelmi rakétakomplexum gyakorlatain, majd mindezek figyelembe vételével javaslatot tenni célrepülőgép továbbfejlesztésére.

3. Kidolgozni egy mérési eljárást, amely lehetővé teszi a METEOR-3 célrepülőgép rádiólokációs visszaverő felületének és a visszaverő felület oldalszög függésének meghatározását, majd a mérési eredmények és az alkalmazás specifikus kritériumok elemzésével javaslatot tenni alternatív rádiólokációs felület növelő eszközökre.
4. Javaslatot tenni és megvalósítani egy olyan fedélzeti elektronikai eszközt, amely az előre programozott paraméterek alapján biztosítja az automatikus pályakövetést, és megfelel a METEOR-3R célrepülőgép alkalmazás specifikus követelményeinek.
5. Igazolni a célrepülőgépek pályatervezésének szükségességét, a velük szemben támasztott kritériumokat, és ezek alapján megvizsgálni a METEOR-3 célrepülőgép eddig alkalmazott pályatervezését, majd kidolgozni a METEOR-3R célrepülőgép pályatervezési módszerét, amely figyelembe veszi az automatikus pályakövetés lehetőségeit, biztosítja a fedélzeti célimitációs eszközök megfelelő üzemét, valamint a realiztikus célimitációt az üzemeltési, élet- és vagyonvédelmi szempontok figyelembevételével.

KUTATÁSI MÓDSZEREK

Annak érdekében, hogy kitűzött kutatási céljaimat elérjem, széles körűen tanulmányoztam a **hazai és nemzetközi szakirodalmat**, beleértve a legfrissebb elektronikus formában hozzáférhető adatbázisokat, folyóiratokat, kiadványokat, gyártók ismertetőit és adatlapjait. Az elektronikus formában hozzáférhető és felhasznált irodalmakat magán **archívumomban** megőriztem.

Piackutatást végeztem az európai célrepülőgép piaci szereplői között. Megvizsgáltam és **osztályoztam** termékeiket harcászati technikai paramétereik, gazdaságossági megfontolások és a felhasználó fegyverrendszer tulajdonságai alapján. Ezek közül néhány a MISTRAL légvédelmi rakétakomplexum célfeladatainak ellátására alkalmas célrepülőgépet kiválasztottam, és technikai- és harcászati paramétereit alapján **összehasonlítottam**.

Előadásokon, konferenciákon vettem részt, ahol megismertem a téma hazai kutatóit, akikkel széleskörű tapasztalat- és információ csere keretében megosztottuk egymás kutatási eredményeit.

A Magyar Honvédség 12. Arrabona Légvédelmi Rakétaezred és az MH LEP⁸ TACEVAL⁹ szakembereivel **konzultáltam**, a feladatok kitűzésénél, és a megoldásban véleményüket, ajánlásait és tapasztalataikat figyelembe vettem.

Számos gyakorlati, repüléssel egybekötött **bemutatón**^{10,11,12}, **gyakorlaton**¹³, **katasztrófavédelmi gyakorlaton**¹⁴, **éleslövészet**^{15,16} és **tesztrepülésen** vettem részt, ahol a magyarországi UAV fejlesztőkkel és **felhasználókkal** (katasztrófavédelem, tűzoltóság, erdészet, polgárőrség, természetvédelem, stb. szakemberei) megismerkedtem, fejlesztéseim legújabb eredményeit¹⁷ bemutattam, működésük helyességéről és megbízhatóságáról tanúbizonyságot

⁸ Magyar Honvédség Légierő Parancsnokság (MHLEP)

⁹ TACEVAL – Tactical Evaluation: harcászati értékelés és elemzés

¹⁰ Jakabszállás, 2006-11-22, Katonai Attasétalálkozó, szervezte és rendezte QUALI-TOP KFT, Rinyu Ferenc

¹¹ Természetvédelmi bemutató: Hortobágyi Nemzeti Park, 2003-09-03.

¹² UAVNET WORKSHOP, szervezte: Szendrői tűzoltóság és ZMNE, Szendrő, 2005-09-23

¹³ „LENDÜLŐ KARD–2005”, III. szakasz, Magyarország, Kecskemét

¹⁴ „NEREIDA – 2007” irányítási rendszer gyakorlat Miskolc, 2007-03-29, szervezte és rendezte QUALI-TOP KFT, Rinyu Ferenc

¹⁵ Nyílvános éleslövészet, Nagyoroszi, 2003-04-16

¹⁶ „LENDÜLŐ KARD–2005”, IV. szakasz „BALTI-2-2005” légvédelmirakéta-éleslövészettel egybekötött harcászati gyakorlat, Ustka, Lengyelország, 2005. június 21.

¹⁷ „HUMMINGBIRD”, „MAYFLY ONE”, „MAYFLY TWO” rendszereimet sikerrel alkalmaztuk ezeken az eseményeken.

tettem. Az általam fejlesztett pályakövető automatika rendszer vezette METEOR-3R¹⁸ típusú repülőgépet, a Magyar Honvédség sikeresen alkalmazta a MISTRAL légvédelmi rakétakomplexum célrepülőgépeként. A rendszert alkalmazó UAV pilótákkal, a Magyar Honvédség illetékeseivel, valamint további felhasználókkal folyamatosan konzultáltam, azok **kritikáit** és észrevételeit közösen és/vagy önállóan **kiértékeltem**, a levont következtetések alapján az előfordult hibákat korrigáltam.

Kutatásaim jelentősebb lépéseit **dokumentáltam**, azokról **jegyzeteket, videó- és képfelvételeket** készítettem, az olyan információkat, amelyek a szakma számára értékesek lehetnek, **publikáltam**.

A megismert probléma, az elvégzett irodalomkutatás és elgondolásaim alapján új megoldásokat **szintetizáltam**, a felmerült kérdéseket a **dedukció** módszerével megválaszoltam.

A műszaki, technikai kérdések, problémák megválaszolásához és **megoldásához matematikai modellt** alkottam, annak helyességét **számítógépes szimulációkkal, kísérletekkel és mérésekkel igazoltam**.

A tapasztalatok és a kidolgozott kísérleti eljárások eredményeit **összehasonlítottam**, azokból **következtetéseket** vontam le, és **megoldást javasoltam** a gyakorlatban felmerült problémákra.

A rádiólokációs visszaverő felület méréséhez egy olyan eljárást dolgoztam ki, és gyakorlatban teszteltem, amely lehetővé teszi annak egyszerű **kvantitatív** meghatározását. A méréshez egy olyan szoftvert készítettem, amellyel a módszer működése **szimulálható**, ellenőrizhető és tulajdonságai **analizálhatók**. A mérési eredményeket feldolgozó szoftver biztosítja a nagy pontosságú céltárgy helyzet és rádiólokációs visszaverő felület kiszámítását.

A megalkotott repülésirányító **algoritmusokat szimulációkkal** teszteltem, majd a több általam megtervezett és legyártott (illetve legyártatott), bemért hardveren, **C programozási nyelven implementáltam**. Alkalmaztam az ANSI¹⁹ C programozás egységes szabályait, és a programot PC-s környezetben ellenőriztem, szimuláltam a kódrészleteket. Az algoritmusok hardveren történő tökéletes működéséről **hardver szimulátor** és **szoftver emulátor** alkalmazásával meggyőződtem, majd működését a hardveren összetett tesztprogramokkal, célszoftve-ekkel és általam kifejlesztett céleszközökkel ellenőriztem. Az ellenőrzés során szükséges **villamos méréseket** végeztem, a rendszer helyes működésének megállapítására.

A laborkörülmények között működő és ellenőrzött algoritmusok, valamint digitális repülésszabályozók hangolását, gyakorlati tesztjeit, kollégáimmal együtt, **terepi kísérletek** során végeztem el. A repülés szabályozók beállítása folyamatos heurisztikus hangolással történt.

Az automatika-rendszer prototípusát **megterveztem, majd megépítettem**. Ezt követően **megszerveztem** a rendszer kissorozatú gyártását. A gyártási széria bemérését, javítását és végső ellenőrzését **elvégeztem**.

Tapasztalataimat, a fejlesztés eredményeit, valamint az időközben újabb kutatásokat igénylő kérdéseket, illetve az ezekre általam javasolt megoldásokat, a témában érdekelt szakemberek számára, folyamatosan publikáltam, eredményeimet **hasznosításra** valamint **továbbgondolásra átadtam**.

AZ ÉRTEKEZÉS FELÉPÍTÉSE

Elvégzett kutatásaimat az értekezés **négy fő** fejezetében foglaltam össze, melyek felépítése munkámat tükrözik.

Az **első fejezetben** a célrepülőgépet definiáltam, meghatározó jellemzőik alapján osztá-

¹⁸ METEOR-3 (M) a hivatalos típusnév a Magyar Honvédséggel kötött szerződéseken, amit Görög György adott a repülőnek (az M a keresztneveből adódott), de az értekezésemben a METEOR-3R típusnevet használom (Robot).

¹⁹ ANSI – American National Standards Institute: Amerikai Nemzeti Szabványügyi Intézet

lyoztam. A célrepülőgépek – mint pilóta nélküli repülőgépek egy csoportjának – jellemző tulajdonságait és azok lehetséges hasznos terhet vázoltam. A MISTRAL légvédelmi rakétakomplexum harcászati-technikai tulajdonságaiból kiindulva meghatároztam az ideális, valamint a minimum feltételeknek megfelelő célrepülőgép paramétereit. Bemutattam az európai célrepülőgép piac szereplőit, majd összefoglaltam és összehasonlítottam a MISTRAL komplexum számára kiválasztott célrepülőgépek harcászati-technikai adatait, felhasználási lehetőségeit. A fejezetben nem tértem ki az Európán kívüli (USA, Izrael, stb.) célrepülőgép gyártók, egyébként minden szempontból kiemelkedő, gyártmányaira, mivel ez jelentősen meghaladta volna az értekezés terjedelmét. Végül összegeztem a METEOR-3 és METEOR-3R tulajdonságait a Magyar Honvédség minimális MISTRAL célanyag követelményének tükrében. A jelenlegi célanyagok korlátainak és lehetőségeinek elemzése után, megadtam egy lehetséges jövőbeli MISTRAL célanyag követelményrendszerét és a célimitációs eszközök kialakítására vonatkozó ajánlásokat.

A **második fejezetben** a MISTRAL légvédelmi rakétakomplexum MCP-SHORAR tűzvezető és radar rendszer célrepülőgép felderítési és követési problémáját elemeztem. Átfogó képet adtam a célrepülőgépen alkalmazott rádiólokációs visszaverő felület növelő eszközökről, azokat röviden összehasonlítottam. A METEOR-3 célrepülőgép specifikációjában, valamint a Magyar Honvédség célrepülőgéppel szemben támasztott minimális követelményrendszerében szereplő rádiólokációs visszaverő felület nagyságát összevettem a METEOR-3 orrkúpjának általam megmért értékével. A kidolgozott mérési módszer alapján igazoltam, hogy a METEOR-3 rádiólokációs visszaverő felülete megfelel egy valódi támadó repülőgép rádiólokációs visszaverő felületének. Alternatív megoldásokat adtam a jelenleg használt Luneberg-reflektor kiváltására, valamint feltártam a problémák további forrását.

A **harmadik fejezetben** röviden ismertettem az általam tervezett – a METEOR-3 célrepülőgép modernizálását lehetővé tevő – automatikus pályakövető rendszert, annak történetét, tervezési elveit, működését, felépítését. Fedélzeti automatika rendszerem előnyeinek túl, bemutattam annak hibáit és hátrányos tulajdonságait, amelyek többségére megoldást nyújtottam, valamint vázoltam az általam elképzelt fejlesztési lehetőségeket.

A **negyedik fejezetben** összefoglaltam a célrepülőgépek pályatervezésével kapcsolatos tapasztalataimat, ezek alapján megalkottam egy kritériumrendszert, amely ajánlást ad a célrepülőgépek biztonságos, a fegyverrendszer tulajdonságait figyelembe vevő olyan pályatervezésre, amely biztosítja a rádiólokációs visszaverő felület növelő és egyéb célimitációs eszközök megfelelő üzemét anélkül hogy életerőt vagy anyagi javakat veszélyeztetne. A pályatervezési alapelveket a MISTRAL légvédelmi rakétakomplexum pályaterv példáin, valamint egy körültekintően megtervezett pályán a hibák és előnyök kihangsúlyozása mellett bemutattam.

1. FEJEZET: A MISTRAL LÉGVÉDELMI RAKÉTAKOMPLEXUM CÉLREPÜLŐGÉPEI

A nagy értékű, kiemelt fontosságú objektumok védelme a támadó helikopterek, repülőgépek, cirkáló robotrepülőgépek valamint egyéb pilóta nélküli repülőgépek ellen összehangolt, integrált, több szintű légvédelmet igényel, amelynek az egyik magyarországi alappillére a MISTRAL közeli hatótávolságú légvédelmi rakétakomplexum. Azonban a legmodernebb légvédelmi fegyverrendszerek mit sem érnek kiképzett, gyakorlott, a rendszert jól ismerő, felkészült, rutinos kezelő állomány nélkül, ezért rendszeres felkészítő gyakorlatokkal és éleslövészetekkel lehet fenntartani a fegyver bevetettségét.

A fejezetben összefoglalom a MISTRAL komplexum főbb jellemzőit, különös tekintettel azokra, amelyek fontosak a célrepülőgép tervezők, gyártók és beszerzők szempontjából. Továbbá meghatározom a célrepülőgépet, és áttekintem azok általános tulajdonságait, valamint a feladataik ellátásához szükséges fedélzeti célimitációs eszközöket és hasznos terhet. A MISTRAL komplexum releváns paramétereinek ismeretében megadom annak célrepülőgépekkel szemben támasztott követelményrendszerét, majd az európai célrepülőgép gyártók termékei közül összehasonlítom azokat, amelyek a követelmények alapján alkalmasak a Magyar Honvédség által rendszeresített MISTRAL légvédelmi rakétakomplexum célfeladatainak ellátásához. Végül röviden összefoglalom a hazai fejlesztésű és gyártású METEOR-3 típuscsalád fejlesztésének állomásait és fontosabb technikai paramétereit.

1.1 A MISTRAL LÉGVÉDELMI RAKÉTAKOMPLEXUM

A MISTRAL rendszer számára megfelelő célrepülőgép szolgáltatás érdekében, szükséges a rakétakomplexum jellemzőinek ismerete és részletes elemzése, ezért főbb harcászati-technikai adatainak összefoglalása mellett, megvizsgálom annak a célrepülőgéppel szemben támasztott technikai és üzemeltetési követelményeit, az üzemeltető elvárásait.

1.1.1. A MISTRAL LÉGVÉDELMI RAKÉTAKOMPLEXUM FELADATA

A **közeli hatótávolságú MISTRAL légvédelmi rakétakomplexum feladata** – nemzeti és szövetségi kötelékben (NATO és EU) – kis kiterjedésű, polgári objektumok, közigazgatási épületek, kiemelt szerepű ipari-energetikai létesítmények, közlekedési csomópontok, nagy fontosságú, terror fenyegetett nemzeti, nemzetközi politikai valamint társadalmi rendezvények helyszínének, valamint katonai objektumok, szárazföldi, határvédelmi erők csoportosításának, vezetési pontjainak, harcálláspontjának, stb. oltalmazása, csapat légvédelmének ellátása a földközeli és kismagasságú, közeli (< 6 km), nagysebességű, infravörös önrávezető rendszere által érzékelhető hőkisugárzással rendelkező célok ellen ([75], [79], [83], [84], [85]).

1.1.2. A MISTRAL LÉGVÉDELMI RAKÉTAKOMPLEXUM HARCÁSZATI-TECHNIKAI PARAMÉTEREI

A célanyag szempontjából a rakétakomplexum következő harcászati-technikai (1. táblázat) adatai és tulajdonságai kiemelendők:

- a rakéta a 3 ÷ 5 µm hullámhossz tartományban üzemelő, hűtött – a hűtőegység felhelyezésétől számított 45 s működőképes, újratöltési idő 2 perc (5 s hűtési idő) – **passzív infravörös önrávezető** fejjel rendelkezik, ami kb. **6 000 m** távolságból érzékeli a sugárhajtóműves repülőgépeket vagy kb. **4 000 m** távolságról a kisebb hőkibocsátású helikoptereket;
- az ATLAS ikerállvány két rakéta közvetlen egymás utáni indítására alkalmas;
- az ATLAS állványt ellátták **infravörös kamerával**, amelynek segítségével éjszaka

vagy rossz látási körülmények között repülőgépek **9 ÷ 10 km**, helikopterek 6 ÷ 8 km távolságból felderíthetők;

- a rakéta **300 m** minimális és **6 000 m** maximális ferde hatótávolságban képes célmegsemmisítésre;
- a cél minimálisan **5 m**, maximálisan **3 000 m** magasan lehet;
- a légvédelmi rakétakomplexum maximum **300 m/s** (1080 km/h) sebességgel távolodó és **400 m/s** (1440 km/h) sebességgel közeledő célt képes megsemmisíteni;

1. táblázat: MISTRAL-2 légvédelmi rakéta főbb harcászatechnikai adatai
([79], [84], [85], [86], [87], [88], szerkesztette: Koncz Miklós)

Felhasználási mód	„Tüzelj és felejtse el” (Fire and forget type)
Rakéta tömege	18,7 kg
Rakéta hossza	1,86 m
Rakéta átmérője	92,5 mm
Irányító szárnyak fesztávolsága	180 mm
Harci rész	3 kg össztömegű, 1 800 db Volfrám golyóval (2 kg)
Maximális ferde hatótávolság	5 000 ÷ 6 000 m (6 500 m)
Minimális ferde hatótávolság	300 m
Maximális hatómagasság	3 000 m
Minimális hatómagasság	5 m
Maximális célsebesség közeledő cél esetén	400 m/s (1440 km/h)
Maximális célsebesség távolodó cél esetén	300 m/s (1080 km/h)
Rávezetés	passzív infravörös önrávezetés: <ul style="list-style-type: none"> • érzékenységi tartománya: 3 ÷ 5 μm (MWIR²⁰); • többcellás hűtött, nagy érzékenyséű InAs²¹ szenzor; • 8 szögletű MgF₂²² gúla dómmal; • 2 tengelyű giroszkóp; • aktiválási és lehűtési idő: 5 s; • készenléti idő maximum: 45 s; • látószöge: $\pm 38^\circ$.
Rakéta elrendezése	kacska elrendezés
Meghajtás	kétfokozatú szilárd üzemanyagú rakétahajtómű
Maximális sebesség	2,5 Mach (kb. 800 m/s (2880 km/h))
Gyújtó	lézer közelségi és csapógyújtó
Működési környezeti feltételek	<ul style="list-style-type: none"> • hőmérséklet tartomány: -46 °C ÷ +71 °C; • légnedvesség: maximum 95 %; • ellenáll erős vibrációnak; • intenzív oldalszélnek.
Megsemmisítési valószínűség	tűznyitások 93 % talált (SSKP ²³ , 1 500-ból)

- a rakéta a célt 3 kg harci rész felrobbanásakor szétrepülő 1 800 db, 2 kg össztömegű Volfrám golyó segítségével küzdi le (nem a robbanás maga);
- a rakéta gyújtója maximum 2 m távolságból hatásos, vagy közvetlen találat esetén inicializálja a harci rész működését;
- a SHORAR 2,5 D radar maximálisan **25 km** (28 km [121]) ferdetávolságon és maxi-

²⁰ MWIR – Mid-wave infrared: közepes hullámhosszú infravörös tartomány, az itt megtalálható légköri ablaknak megfelelő tartomány

²¹ InAs – Indium-arszenid érzékelő cellák

²² MgF₂ – Magnézium-fluorid optika

²³ SSKP – Single-Shot Kill Probability: egylövéses elpusztítási valószínűség

- málsan **4 km** magasságig 20 darab (+1 zavaró) cél követésére képes ([91], [92], [93], [121]);
- a lokátorral egybeépített tűzvezetési rendszer (MCP) képes a 10 indítóállvánnyal együttműködve, a felderített célokat automatikusan feldolgozva, célmegjelölést végezni ([91], [92], [93]);
 - a MISTRAL légvédelmi rakétakomplexum képes:
 - önállóan (autonóm módon) célelfogást végrehajtani, amikor az ATLAS indítóállványok a célt **vizuálisan** felderítik (látható, infravörös távcső), és azt önállóan megsemmisítik, az úgynevezett „vadász” üzemmódban [93];
 - az MCP alá több ATLAS állvány beintegrálódik, az MCP a megsemmisítendő célokat **radarjával** felderíti, azokat az állványok között szétosztva, szakasz vagy ütegszintű tűzirányítást végrehajtva [93];
 - **vegyes légvédelmi-rakéta csoportosításban** (klaszter²⁴, 1. és 2. rakétaosztály), ahol a magyar fejlesztésű K-1P tűzvezető rendszerrel való együttműködésre képes az MCP számítógépes munkahelye egy terminálon keresztül [75], [76]. Így a légi helyzetről az MCP megbízható (SZT-68U²⁵, P-18) információt kap. A célok között annak magassága, sebessége, helyzete, típusa alapján a centralizált tűzvezetés meghatározza a rakétaosztályok tűztevékenységét.
 - a SHORAR radart ellátták egy **IFF**²⁶ berendezéssel, amit 2008. évben korszerűsítettek, [81], [125]), lehetővé téve a MISTRAL ütegek nemzetközi válságkezelési műveletekben való részvételét.

A fenti felsorolásban röviden áttekintettem a MISTRAL komplexum harcászati-technikai adatait, amely alapján későbbiekben elvégzem célrepülőgépeinek specifikációját.

1.2. CÉLREPÜLŐGÉPEK ÁLTALÁNOS ÁTTEKINTÉSE

A fejezetben meghatározom a célrepülőgépeket, bemutatom azok jellemzőit, hasznos terhet és célimitációs eszközeit.

1.2.1. CÉLREPÜLŐGÉPEK MEGHATÁROZÁSA

A **cél pilóta nélküli légi járművek** (Target Unmanned Aerial Vehicle – TUAV) olyan speciális eszközökkel ellátott – elsősorban merevszárnyú – légi járművek, amelyek valódi célokat imitálnak (támadó vadász repülőgépek, vadászbombázók, helikopterek²⁷, levegő-föld rakéták, UAV-k, stb.), ezáltal lehetővé teszik különféle fegyverrendszerek tesztelését, azok technikai paramétereinek meghatározását valamint visszaellenőrzését, a kezelő állomány begyakoroltatását, katonai gyakorlatok végrehajtását, úgy hogy az ne veszélyeztessen élőerőt, és minimálisan csökkentse a végrehajtás költségeit.

A merevszárnyú célanyagulat szolgáló pilóta nélküli légi járműveket szokás **célrepülőgépeknek** nevezni.

1.2.2. CÉLREPÜLŐGÉPEK LEGFONTOSABB JELLEMZŐI

A célanyagok fejlődése, fejlesztése során általában két fejlődési irányt lehet megkülönböztetni, amelyek általánosan jellemzőek a felhasználó ország gazdasági helyzetére. Gazdaságilag kevésbé fejlett országok hadseregei gyakran gyártanak/gyártatnak egyszerű, saját célanyag-

²⁴ Cluster – klaszter: csoportosítás

²⁵ Rendeltetése: kis magasságon repülő, kis visszaverő felülettel rendelkező légi célok felderítésére (S-sáv).

²⁶ IFF – Identify Friend and Foe: barát-ellenség felismerő rendszer

²⁷ Az ellenséges szándékú légi járművek különösen akkor jelentenek fenyegetést, ha nagy sebességűek, nehezen megsemmisíthetőek, így a helikopterek imitációja is történhet nagy sebességű merevszárnyú célrepülőgéppel.

kat a sokszor drágán vásárolt fegyverrendszereikhez, így csökkentve az amúgy is magas üzemeltetési költségeket. Jelentős gazdasági potenciállal rendelkező országokban sokszor egyes repülőgépgyártók specializálódnak a célrepülőgépek gyártására, amelyeknek a termékskálája igen széles: az egyszerű, egyszer használható célszállóktól a bonyolult, szuperszonikus, többször felhasználható célokig. A két irányvonalban közös, hogy mindketten távirányítású gépekkel kezdtek, azonban a professzionális gyártóknak volt lehetőségük, és ebből eredően tapasztalatuk valódi repülőgépek távirányításúvá alakításában²⁸.

A célrepülőgépek egyik meghatározó tulajdonsága alapján két fő csoportba sorolhatóak: a **közvetlen találatra** szánt (direct kill), ezért így is tervezett²⁹, valamint a **többszöri felhasználásra** szánt (ezért drágább és több fedélzeti elektronikát hordozó) repülőket. A gyakorlat azt mutatja, hogy az 50 kg feletti össztömegű (felszállási tömegű) repülőgépek nagyrészt többszöri felhasználásúak, amit előállítási költségük indokol (természetesen több kivétel is van, például a MIRACH 100/5). A költségek relatív megítélése erősen függ az adott ország gazdasági helyzetétől, valamint katonai kiadásainak nagyságától. A gyártók ritkán adják meg konkrétan, milyen típusú az adott cél (például a DO-DT35 elpusztítható cél), csak az alacsony költségű jelzőből lehet erre következtetni. A megsemmisíthető célok előnye, hogy sokkal jobban készítetik a kiképzendő állományt a jó eredmény elérésére (mintegy trófeát jelent a megsemmisített repülő).

1.2.3. CÉLREPÜLŐGÉPEK OSZTÁLYOZÁSA MEGHATÁROZÓ FIZIKAI PARAMÉTEREIK ALAPJÁN

A célrepülőgépeket különféle szempontok alapján osztályozhatjuk, azonban figyelembe kell venni, hogy a gyártók a specifikációkat különbözően adják meg, sokszor más és más feltételek mellett. Ugyanakkor egyes célrepülőgépek adatainak egy része hiányos vagy titkos adat, különösen igaz ez a célrepülőgépek bekerülési- és üzemeltetési költségére. Alapvető konstrukciós kérdés a célrepülőgép felhasználási területe, milyen fegyver vagy fegyverrendszer cél szimulációjára szánták, és az adott támadó- vagy védelmi rendszernek milyen lehetséges ellenséges eszközöket kell leküzdeni.

A kiszolgált fegyverrendszerek fő – célrepülőgépek szempontjából jellemző – sajátossága a hatótávolság és a cél lehetséges maximális sebessége (adott elfogási valószínűséggel). Ezen kívül számos olyan tulajdonsággal rendelkeznek, amelyek alapján a fegyverrendszer és az ezúton meghatározott célrepülőgép minősíthető, osztályozható. Az ilyen jellegű osztályozást egy előző publikációmban megtettem [127]. A célszálló sebességének az imitált cél sebességének tartományába kell esnie, ezért a célszállók összehasonlításánál elsődleges szempont a célrepülőgép maximális sebessége. E paraméter alapján a célrepülőket **alacsony, közepes hangsebesség alatti és hangsebesség tartományba** osztályozhatjuk. A felosztás szerint, alacsony sebességű tartományba a 460 km/h-nál kisebb, közepes sebességű tartományba a 460 és 925 km/h közötti, a 925 km/h feletti, pedig a hangsebesség tartományába eső maximális sebességű célszállókat soroljuk [6]. A célrepülőgépek költsége exponenciálisan nő az elérhető maximális sebességgel ([6], 3. melléklet). Nagyobb sebesség eléréséhez nagyobb fajlagos tolóerővel rendelkező (egységnyi hajtómű tömegre vagy egységnyi üzemanyag fogyasztásra vonatkoztatott fajlagos tolóerő) hajtómű szükséges, amely gazdaságosan csak költséges gázturbinával érhető el, de ennek alkalmazása további – később ismertetésre kerülő – előnyökkel jár.

A sebesség mellett meg kell említeni a célszálló **mozgékonyosságát, manőverező képességét**

²⁸ Az egyik első UAV-nek tekinthető repülő (DH82 Queen Bee) egy átalakított rádió-távirányítású vadászgép volt, melynek felszálló tömege ugyakkora, mint az eredeti repülőgépe.

²⁹ Az egyszerű felhasználású célrepülőgépek tervezésénél ugyanúgy előtérben kell tartani a megbízhatóságot, mivel az utolsó bevetésig, hiba nélkül kell akár több 100 órát repülniük.

gét, fordulékonyágát. Természetesen egy valódi vadászrepülőgépnél más a manőverező képessége, mint egy csapatszállító repülőgépnél, ezért a kiszolgált fegyverrendszer és a szimulált objektum határozza meg a célszállító elvárt mozgékonyágát, sebességét.

A fenti tulajdonságok jól mutatják a célrepülőgépek sokrétűségét, széles tartományban változó paramétereiket és eltérő alkalmazásukat, amelyet egy, az elérhető maximális sebesség és az ahhoz tartozó bevetési költségvetés, ábrával szemléltetünk (3. melléklet).

1.2.4. CÉLREPÜLŐGÉPEK ÉS EGYÉB CÉLANYAGOK OSZTÁLYOZÁSA HELYVÁLTOZTATÁS ÉS AZ INDÍTÁS MÓDJA SZERINT

A egyes fegyverrendszerek célszállítóként vontatott (towed), szállító repülőgépről indított vagy önálló célrepülőgépek (free-flying) szolgálhatnak. A **vontatott célszállítók** lehetnek zsákos (sleeve), ilyen például a SACEPAM TAXAN, vagy torpedószerű szilárd vázúak (hard target) [2], amelyeket 1 500 ÷ 6 000 m hosszú kötéllel vontatnak harci vagy polgári repülőgépek [3]. A szilárd vázú vontatott célok egy részét széleskörűen ellátják fedélzeti elektronikával és célimitációs eszközökkel (TLX1). A vontatott célszállítók alkalmazásának legnagyobb veszélye a pilóta életének kockáztatása [4], ami mellett számos más negatív tényezőt is meg lehet említeni, mint például a vontató repülőgép magas üzemeltetési költsége, kicsi manőverező képessége, előre megjósolható közeledése, és talán a legfontosabb: egyáltalán **nem hasonlítanak** repülőgépre. Egyes célszállítókat pilóta nélküli repülőgépekkel vontatnak (például: SNIPE [37]), így csökkentve a fenti kockázatokat, többévtől téve a költséges pilóta nélküli repülőgép felhasználhatóságát, valamint biztosítva újrahajthatóságukat. A vontatott célszállítókat hátrányos tulajdonságaik miatt tovább nem részletezem.

Léteznek olyan célrepülőgépek, amelyek egy másik TUAV-t hordoznak és gyorsítanak megfelelő sebességre (DO-DT25 és DO-DT55 páros). **Nagy sebességű célszállítók** alacsony költségű változatai sokszor vadászgépek függesztményeként érik el a kívánt sebességet, és azokról leválva, amikor kitérő pályán már eltávolodtak az anyagéptől, akkor nyitnak rájuk tüzet (például: DO-SK10). Ezek lehetnek beépített hajtóművel rendelkezők vagy a szállító járműről leválva, csak vitorlázva – saját irányító rendszerrel – végrehajtva feladatukat (GT-400) [5].

Itt említem meg azokat a célszállítókat alkalmazott, **nem repülőgép** kategóriába eső, **rákétákat**, amelyeket vagy ilyen céllal gyártottak (STAR³⁰), vagy légvédelmi fegyverekből alakítottak át (KUB, ZM-9³¹) [6]. A rakéta eredeti robbanófejének helyére egy repülésirányító egységet építenek be, valamint ellátják infracsapda szűrővel, önmegsemmisítővel, rádiólokációs válaszjel adóval. Az ilyen célszállító alacsonyan repülő nagysebességű légi fenyegetést szimulálhat, beleértve a precíziós fegyvereket és radar elhárító raketákat (ARM³²). Léteznek olyan típusú raketák (STAR), amelyeket célrepülőgépek hordoznak és indítanak.

A fentiekhez hasonló tulajdonságú az a módosított **tüzérségi lőszer**, ami tüzérségi lövegéből indítható, majd ballisztikus pályán, rakéta meghajtással halad. Ennek hátránya a rövid repülési idő valamint a nehéz érzékelhetőség (Ilyen felépítésű ICP-M 14-es, lengyel célszállítót alkalmaztak több-kevesebb sikerrel az IGLA légvédelmi rakéta célszállítóként, a „BALTI 2 2005” hadgyakorlaton [62]).

A célrepülőgépek egy részénél (MIRACH) a gyors, megbízható indítás elősegítésére raketát (RATO³³), pneumatikus (DO-DT25, DO-DT35), gumis katapultot (METEOR-1, METEOR-2) vagy csörlőt használnak (METEOR-3, METEOR-3R).

³⁰ STAR – Supersonic Target Rocket: szuperszónikus raketák

³¹ Amelyek rendszerből kivontak vagy élettartamuk végén járnak.

³² ARM – Anti-Radiation Missile: radarelhárító rakéta

³³ RATO – Rocket Assisted Take-Off: indítóraketával megkönnyített felszállás

1.2.5. CÉLREPÜLŐGÉPEK HASZNOS TERHE ÉS FEDÉLZETI CÉLIMITÁCIÓS ESZKÖZEI

A célrepülőgépek minősíthetők az alapján, hogy mennyire képesek az adott fegyverrendszer:

- a célrepülőgép felderítésére (target detection);
- a célrepülőgép azonosítására (target acquisition / target evaluation);
- a célrepülőgép követésére (target tracking);
- a célrepülőgép megsemmisítésére (target intercept) [6].

A célanyag fenti tulajdonságait úgy lehet az elvárásoknak megfelelővé tenni, ha tudjuk, milyen technológiával történik az adott fegyverrendszer célérzékelése, célfelderítése, azonosítása, követése és megsemmisítése. A fegyverrendszerek és a velük leküzdhető ellenséges célok **kölcsönösen** meghatározzák egymást, így **indirekt** módon, az adott rendszerhez alkalmazandó célrepülőgép is specifikálható [127]. Ugyanakkor méretükből adódóan a célrepülőgépek **fizikai tulajdonságai eltérnek** a valódi céloktól, ezért felszerelik őket olyan valódi célok tulajdonságait imitáló eszközökkel, amelyek elősegítik a nagyobb valószínűségű céldetektálást a fegyverrendszer érzékelői által. A TUAV felderíthetőségi kritériuma merőben eltér a legtöbb katonai alkalmazású UAV-tól, ugyanis az utóbbiaknál előnyt jelent a minél nehezebb felderíthetőség, amiben **fenyegetésük** megnyilvánul. A rávezetés és a rávezető rendszer érzékelési módja alapján a következő szerint csoportosíthatók a légvédelmi fegyverrendszerek [6]:

- passzív infravörös (passive infrared) rávezetés;
- manuális vizuális rávezetésű (CLOS – Command to Line of Sight);
- automatikus vizuális rávezetésű (ACLOS – Automatic Command to Line of Sight);
- passzív radar rávezetés;
- aktív radar rávezetés;
- valamint ezek kombinációja, vagy multispektrális érzékelők alkalmazása.

Természetesen a támadó harci repülőgépek ellentevékenységet folytatnak a légvédelmi rendszerek ellen, próbálják elfedni saját árulkodó kisugárzásait, vagy megtéveszteni, megzavarni az ellenség különféle szenzorjait. A fejlett célrepülőgépeket, hasonlóan valódi társaikhoz, összetett elektronikai ellentevékenységre készítik fel, hogy segítségükkel tesztelni lehessen a légvédelmi rendszerek működését a fedélzeti zavaró berendezések üzeme esetén.

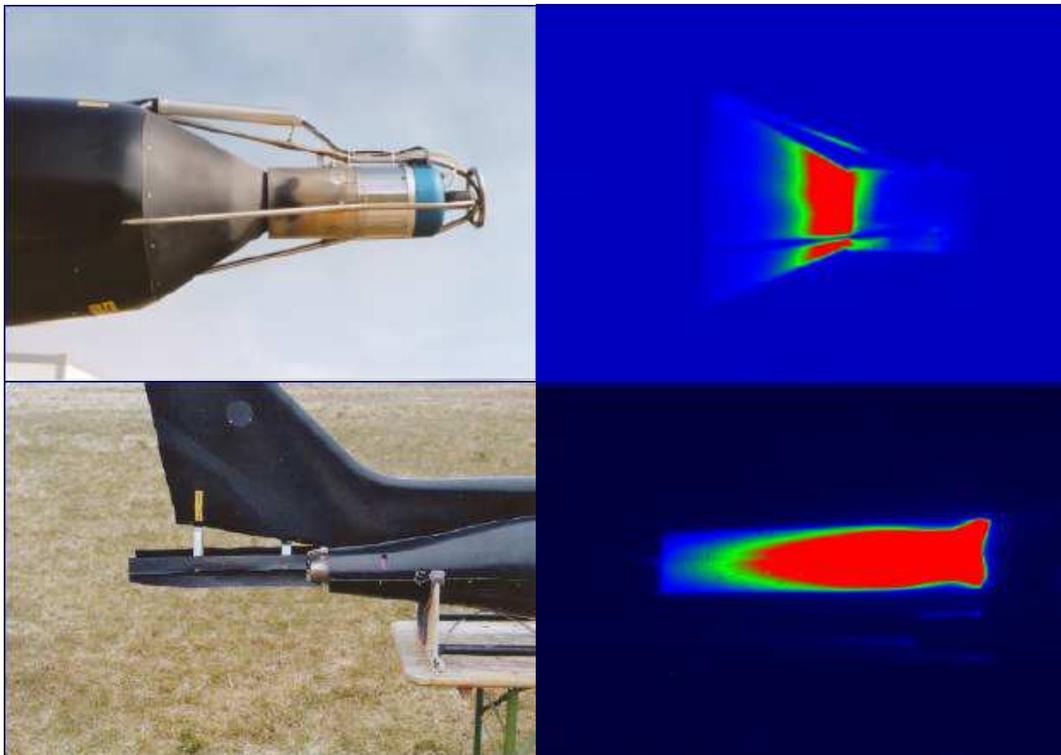
A fenti okok miatt a célrepülőgépeket különféle, őket a valódiakhoz hasonlóvá tevő, vagy az operátorok felkészítését, és a felkészültség értékelését segítő, eredmény kijelző vagy egyéb – a **hasznos teher** kategóriába eső – eszközökkel látják el [6]:

- találati pontosság jelző (MDI – Miss Distance Indicator);
- infravörös, hősugárzás növelő eszközök (IRSS – Infrared Sensor Stimulator);
- vizuális felderíthetőség és követhetőség növelése;
- rádiólokációs visszaverő felület növelő és rádiólokációs válaszjel módosító eszközök (RSS – Radar Signature Simulator);
- infravörös zavaró rendszer (IRCM – Infrared Countermeasures);
- elektronikai zavaró berendezések (ECM – Electronic Countermeasure);
- ellenség felismerő, sajátérő azonosító rendszer (IFF – Identification Friendly or Foe);
- robbanófej érzékelőinek működését segítő eszközök.

A fejlett, többszöri felhasználásra szánt, nagy értékű célrepülőgépeket legtöbbször felszerelik **találati pontosság jelző** elektronikával (MDI); a rakétákat pedig késleltetett gyújtóval látják el, így védve meg a célanyagot a megsemmisüléstől ([8], [9], [59]). Tüzérségi lövészeteken, a célrepülőgépeken hasonló berendezést alkalmaznak, a lövedékek kisebb találati valószínűsége miatt [10]. Működésük akusztikai, Doppler vagy egyéb elven alapul, a hangsebes-

ség feletti lövedék által keltett lökéshullámot érzékelik. Egyes változataik csak az elhaladó lövedék és a célrepülőgép közti távolságot, mások a találati szektort és a távolságot tudják mérni, majd az információkat rádiós összeköttetéssel eljuttatni a kiértékelőkhöz.

A fedélzeti találati pontosság jelző rendszer alternatívája földi telepítésű optikai találati pontosság értékelő (VMDI – Visual Miss Distance Indicators), amely egy összetett, magasság és távolság mérését lehetővé tevő, kettős optika (3D értékelés).



1. kép: DO-DT25 célrepülőgép orrkúpjára és hajtóműjére szerelt infravörös sugárzó [6]
(szerkesztette: Koncz Miklós)

A légvédelmi rakéták infravörös rávezető fejének (passzív infravörös önrávezetés) manipulálására a célrepülőgépeket felszerelik olyan eszközzel, vagy eszközökkel, amelyek infravörös sugárzását, hő kibocsátását hasonlóvá teszik a valós repülőgépekéhez. A harci repülőgépek valamint a helikopterek túlnyomó részének hajtóműve gázturbina, ezért magas, több száz fokos kiáramló gázhőmérséklettel ($500 \div 700 \text{ }^\circ\text{C}$) rendelkeznek. A célrepülőgépekre különféle **pirotechnikai**, gázégős, elektromosan hevített, vagy egyéb **hőforrásokat** telepítenek, hogy megnöveljék a célrepülőgép gyenge hőszugárzását, amit a belsőégésű motor kelt. Az ilyen eszközöket két fő kategóriába lehet sorolni: pirotechnikai és feketetest sugárzók.

A **pirotechnikai** eszközök, piropatronok töltete magas égési hőmérsékletű fémek (magnézium, alumínium), oxidálószer, lángszínező fémsók (például stroncium-sók, bárium-sók, de a fémsók egyben oxidálószer is lehetnek, például: stroncium-nitrát), kötőanyag, stabilizátor és adalék anyagok elegyéből áll, amelyet egy keménypapír hengerbe töltenek, és elektromos gyutaccsal látnak el ([11], [12]).

A **feketetest sugárzók** egyik típusa egy propán gázégő által hevített, izzó, fém orrgömbből áll [14], egy másik esetén az elektromos áram által hevített sugárzót, egy cink-szulfid lencse mögé rejtik, ami csökkenti a repülés közben a körülötte erősen áramló levegő hűtő hatását [15].

Más rendszerek külön erre a célra egy független kisméretű **gázturbinát** (1. kép) vagy **üzemanyag égetőt** [13] alkalmaznak, amely a hajtóműtől független üzemanyag ellátó rendszerrel működik. Némely megoldás hőálló kúpos, vagy más alakos, magas hőmérsékleten izzó, a turbina kiáramló sugárnyalábjában elhelyezkedő lángterelővel növeli a repülő infravö-

rös sugárzását (1. kép, 2. kép, [6]).

A legkézenfekvőbb megoldás, amely az üzemeltetést megkönnyíti (nem szükséges külön, pirotechnikai anyag kezelésében jártas, valamint engedéllyel rendelkező szakember), ha a repülőgép által kibocsátott saját infravörös és ultraibolya spektrum közelebb áll egy valós repülőgéphez, mint a belső égésű motor és a piropatron együttes infravörös sugárzása [54]. A legegyszerűbben ez úgy érhető el, ha a megfelelően nagy sebességhez amúgy is szükséges, sugárhajtóművet³⁴ alkalmaznak a repülőgép meghajtására.

A **sugárhajtóműből** kiáramló forró gáz sugárzása megfelel a legtöbb infravörös önráveztető szenzor **spektrális érzékenységének** (1. kép). Az ilyen hajtómű alkalmazása hatékony megoldás jelent, ha olyan modern, két hullámhosszon működő, fegyver számára kell célt imitálni, amelyik szenzor feje infravörös és ultraviola tartományban, vagy két infravörös sávban érzékel, így képes megkülönböztetni a valós repülőgép és az infracsapdák hőképét [6]).

A fegyverrendszerek egy részénél előírás a **vizuális** célfelderítés, követés és a cél azonosítása tűznyitás előtt. A jobb láthatóság érdekében a célrepülőgépeket feltűnő színűre festik (gyakran narancs vagy piros), a távirányított változatoknál, pedig szárnyvégeket megkülönböztető színnel kiemelve (fehér-piros csíkok), hogy a pilóta számára megkönnyítsék a repülő térbeli helyzetének érzékelését.

A jobb vizuális célfelderítést elősegíti a pirotechnikai **füst gyertyák**, vagy **füst generátorok** (SMOKE – füst) installációja a repülőre, amelyek nagy hőmérsékleten füstképző, ködképző anyagot párologtatnak el [16]. Ugyanez a hatás elérhető a kipufogó, vagy a kiáramló gázáramba porlasztott ködképző folyadékkal.

A nagytávolságú célfelderítés és célkövetés radarral történik, ezért a TUAV-k **rádiólokációs visszaverő felületét** (radar cross section) legtöbbször növelni szükséges. A célrepülők legtöbbször kompozit anyagból, kevés fémes anyag felhasználásával készül, így önmagukban nehéz a rádiólokációs felderítésük. A rádiólokációs visszaverő felületet az alábbi eszközökkel növelhető [116]:

- szögvisszaverők;
- Luneberg-reflektor [17];
- rádiólokációs válaszjel adó;
- aktív válaszimпульzus adó (RSS).

A rádiólokációs visszaverő felület növelő eszközöket – fontosságuk miatt – egy külön, későbbi fejezetben ismertetem („*Célrepülőgépeken alkalmazott rádiólokációs visszaverő felület növelő eszközök*” című fejezet).

A harci repülőgépeket felkészítik az infravörös és rádiólokációs rávezetésű rakéták elleni védelemre, ellátják **infracsapda** és **dipolszóró** berendezéssel. Hasonló eszközök megtalálhatóak a TUAV-knál is (infracsapda szóró függesztmény – infrared decoy dispensing pods, dipolszóró függesztmény – chaff decoy dispenser pod).

A célrepülők egy része **zavarókonténerrel**, zavaró **berendezéssel** (ECM) is felszerelt vagy felszerelhető, amely alkalmas a légvédelmi rendszer radarjának, kommunikációjának zavarására, modellezve egy valódi harci helyzetet.

Az adott fegyver harci fejét becsapódáskor, vagy adott megközelítési távolságon belül inicializálni kell, ami történhet **csapó gyújtóval** becsapódáskor és/vagy **közelségi gyújtóval**. A közelségi gyújtó lehet lézeres, rádiós vagy egyéb elven működő. A gyújtók helyes működése érdekében, a repülőgépeket el kell látni a gyújtók érzékelőit stimuláló eszközzel, például lézeres közelségi gyújtók esetén **lézervisszaverő** fóliával.

A radaros célmeghatározó, megjelölő rendszerek működésének ellenőrzése érdekében,

³⁴ Célrepülőgépeken nem terjedt el a légszavarturbinás (turbo-prop) vagy egyéb teljesítmény kiegészítési mód, szinte kizárólag sugárhajtóműként alkalmazzák.

szükség lehet az eszközök ellenség-barát felismerő képességének tesztelésére, ezért a célrepülőket elláthatják **ellenségazonosító rendszer transzponderrel (IFF)**. Így lehetséges több, ismeretlen cél közül az ellenséges kiválasztásának, megsemmisítésének gyakorlása (Az egyik nincs felszerelve IFF-vel, vagy idegen kódot sugároz vissza).

A professzionális, jelentős anyagi és műszaki háttérrel rendelkező repülőgépgyártók termékei között jelentek meg először a különféle **helyzetstabilizáló** elektronikai megoldások, majd ezeket követte a digitális szabályzókon alapuló, GPS³⁵ navigációval rendelkező saját (in house) **robotpilóta** rendszerek ([18], [19]). Azonban kisebb cégek is fejlesztenek saját, belső használatú repülésszabályozó, irányító fedélzeti elektronikát³⁶, vagy kereskedelmi forgalomban kapható robotpilóta rendszerrel korszerűsítik régi [20], vagy ilyen rendszerrel fejlesztik új repülőiket [21]. Az avionika segítségével jellemzően egyidejűleg 4 ÷ 8 darab levegőben lévő repülőgépet tudnak a földről az irányító központban egyszerre követni [22], távfelügyelni, valamint a telemetria adatokat és a találati pontosságot kiértékelni [23].

Az **automatikus navigáció** képessége lehetővé teszi a célrepülőgépek olyan pályán való mozgását, amely közel hasonló egy támadó repülőgép lehetséges **útvonalához**, így sokrétűen alkalmazhatóvá váltak katonai gyakorlatokon. A NATO DIRECTIVE ACE 80-2 direktívája szerinti valós, összetett légihelyzet szimulációja kizárólag automatikus pályakövetésű célanyagokkal valósítható meg [24].

1.3. A MISTRAL LÉGVÉDELMI RAKÉTAKOMPLEXUM CÉLREPÜLŐGÉPEI

Az alfejezetben a MISTRAL légvédelmi rakétakomplexum harcászati-technikai adatainak elemzésével megadok, egy a célrepülőgépekkel szemben támasztott, olyan követelményrendszert, amely alkalmas a gyártók megfelelő típusainak kiválasztására, vagy a célrepülőgép fejlesztés célkitűzéseinek rögzítésére. A kidolgozott követelményrendszer segítségével kiválasztott néhány európai célrepülőgépet összehasonlítok, és felvázolom a fejlődés irányvonalát a célrepülőgépek piaci szegmensében. Továbbá röviden ismertetem a MISTRAL komplexum hazai célrepülőgép fejlesztésének történetét és a METEOR-3R célrepülőgép fejlesztésének fázisait, beleértve a továbbfejlesztésének lehetőségeit.

1.3.1. A MISTRAL KOMPLEXUM CÉLREPÜLŐGÉPEINEK KÖVETELMÉNYRENDSZERE

Célrepülőgépek beszerzése vagy fejlesztése kapcsán szükség van egy olyan követelményrendszerre, ami alapján több gyártó termékeiből kiválasztható egy megfelelő típus, vagy az új repülőgép fejlesztésének irányvonala megadható. A megfelelő specifikáció kialakítása sokszor egy a fejlesztő-gyártó cég szakemberei és a katonai szakértők között lejátszódó interaktív-iteratív folyamat eredménye. Az alfejezetben a MISTRAL komplexum célanyagára vonatkozó ideális és minimum követelményrendszert állítok fel.

1.3.1.1. A MISTRAL komplexum célanyagára vonatkozó – a rakétakomplexum paramétereinek figyelembevételével kialakított – idealizált követelményrendszer

A felhasználók részéről a célrepülőgépek specifikálása kompromisszumot jelent a költségek és a műszaki paraméterek között. Elvonatkoztatva a gazdasági megszorításoktól, és kizárólag a műszaki szempontokat szem előtt tartva, a MISTRAL légvédelmi komplexum előzőleg ismertett technikai paramétereinek alapján, megalkottam egy idealizált célrepülőgép paraméterrendszert. A MISTRAL légvédelmi rakétakomplexum **idealizált** célrepülőgépe feleljen meg a következő kritériumoknak:

³⁵ GPS – Global Positioning System: globális helymeghatározó rendszer

³⁶ AERO-TARGET BT. elsőként fejlesztett ilyen működő elektronikát Magyarországon.

- automatikus pályakövetéssel – a radarrendszer teljes körű tesztelhetősége érdekében – **40 km távolságra**, és **4 km magasságra** lehessen kivezetni;
- maximális sebessége érje el a **400 m/s** (1 440 km/h) csúcsebességet;
- folyamatos utazási sebessége legyen nagyobb, mint 250 m/s;
- maximális repülési ideje érje el a **30 percet**, ha folyamatos utazási sebességgel repül;
- egy valódi támadó repülőgéppel (vadászgép, helikopter, stb.) összemérhető infravörös sugárzást biztosítson, azaz a **3 ÷ 5 μm** hullámhosszúságú tartományban legalább **120 s** működőképes, **150 W/sr** intenzitású³⁷ infravörös sugárzót hordozzon [96]. A szerelt, működő infravörös sugárzó teljes térszög tartomány legalább 70 %-át sugározza be (kitakarás mentesség). A sugárzó **holttere** ne essen az indítóállványok irányába a pálya aktív szakaszán!;
- rádiólokációs felderíthetősége egy valódi támadó repülőgépnek feleljen meg, azaz a közeledő célrepülőgép legalább **4 m² rádiólokációs** visszaverő felülettel rendelkezzen az X-sávban, a teljes térszög tartomány legalább 50 %-át sugározza be, és ez a tartomány a repülőgép fő síkjába essen. Az oldalszög függvényében vett visszaverő felület legyen egyenletes nagyságú és nullhely- és kitakarásmentes;
- felszínét borítsa a lézeres közelségi gyújtó biztonságos működését elősegítő legalább **2 m² lézervisszaverő felület**;
- rendelkezzen fedélzeti **IFF** transzponder³⁸ berendezéssel, a cél azonosítása érdekében, több cél esetén, az ellenséges megkülönböztethetőségére (összetett légi helyzet szimulációja, NATO ACE DIRECTIVE 80-2 [24]);
- a fenti ismérveket költséges célrepülőgép teljesíti, ezért rendelkezzen **MDI** berendezéssel ([8], [9], [59]).

A fenti kritérium rendszer, csak a MISTRAL légvédelmi rakétakomplexum tulajdonságait veszi figyelembe, olyan paraméterekkel, amely lehetővé teszi a **gyártó specifikációjának visszaellenőrzését**, tesztelését. A kritériumok nem térnek ki a repülőgép egyéb technikai és kiszolgálásával kapcsolatos adataira, követelményeire. A **MIRACH 100/5** típusú célrepülőgép rendszer [103], minden paraméterében megfelel fenti követelménynek. Véleményem szerint, magyarországi viszonylatban egy ilyen rendszer alkalmazása **feleslegesen túlméretezett**, valamint szükségtelenül megnövelné a gyakorlatok költségét!

1.3.1.2. A MISTRAL komplexum célanyagára vonatkozó minimális követelményrendszer

A METEOR-3R fejlesztése során – a magyar MISTRAL komplexumot üzemeltetők és a célrepülőgép fejlesztők egyetértésével – kialakult egy célrepülőgépekre vonatkozó minimális követelményrendszer. Véleményem szerint, ennek a kritérium rendszernek a segítségével kiválaszthatóak azok a potenciális európai célrepülőgépek, amelyek alkalmasak lehetnek a hazai MISTRAL komplexum kiképzési feladatainak **elégséges** ellátásához. Mindezek alapján szükséges egy minimális követelményrendszer megfogalmazása. A Magyar Honvédség által elfogadott a célrepülőgéppel szemben támasztott minimum követelmények a következők ([126], [129]):

- **20 km** távolságra és **1 km** magasságra lehessen kivezetni;
- maximális sebessége érje el a **42 m/s** (150 km/h) csúcsebességet;
- maximális repülési ideje érje el a **15 percet**;
- infravörös sugárzást biztosítson a **3 ÷ 5 μm** hullámhosszúságú tartományban;
- a célrepülőgép legalább **1 m² rádiólokációs** visszaverő felülettel rendelkezzen az

³⁷ Aktív térszög tartományában, az egységnyi térszögre vonatkoztatott infravörös sugárzás teljesítménye.

³⁸ Transzponder – válaszadó

X-sávban;

- felszínét borítsa a lézeres közelségi gyújtó biztonságos működését elősegítő legalább 1 m^2 lézervisszaverő felület.

A minimum kritériumok alapján látható, hogy az nem szigorún specifikálja az elvárt paramétereket, így engedményt adva a célrepülőgépek kiválasztásához. Azonban vannak olyan paraméterek, amelyek meghatározása nehézkes. Ilyen a fordulékonyosság, manőverező képesség, amely tulajdonságok kiemelten fontosak az élethű célimitációhoz. Fontos megjegyezni: a célszám specifikálása és megvalósítása, mint minden műszaki feladat, **kompromisszumos** döntések sorozata. Ezek közül a legfontosabb kérdés mennyire legyen a célszám realizisztikus, azaz egy harci repülőgépet **agresszív manőverekkel** utánzó, vagy mennyire legyen **könnyű** annak **felderítése, megsemmisítése**. Ennek a szempontnak a megítélése kiképzési feladattól függően is változhat, de a különféle elképzeléseket legtöbbször gazdasági szempontok limitálják.

A döntéshozó, döntést előkészítő szakemberek számára elengedhetetlen az adott piacszegmens áttekintése, nemzetközi téren a potenciális versenytársak termékeinek összehasonlítása, valamint a célrepülőgép gyártója versenyképes árat és terméket csak úgy tud kialakítani, ha ismeri a piacszegmens hasonló termékeit. Ezért a következő alfejezetben, a MISTRAL komplexum célrepülőgépre vonatkozó követelményrendszer alapján, néhány jelentős európai gyártású célrepülőgépet röviden bemutatok és harcászati-technikai adatai alapján összehasonlítok.

1.3.2. A MISTRAL KOMPLEXUM EURÓPAI CÉLREPÜLŐGÉPEINEK ÖSSZEHASONLÍTÁSA

A Magyarországon rendszeresített MISTRAL légvédelmi rakétakomplexum számára célrepülőgépként a gyártó a Meggitt Defence Systems gyártmányát a **BANSHEE** (Brit) típusú, vagy a CAC Systèmes (EADS) gyártmányát a **FOX-TS3** (Francia) típusú célrepülőgépet ajánlja. Mindkettő többszöri felhasználású, magas minőségi kategóriájú célrepülőgép. A két kiemelt repülőgép mellett áttekintek néhányat a MISTRAL komplexum számára alkalmas európai gyártású célrepülőgépek közül.

A **BANSHEE** célrendszer a világ 30 országában szolgál, előnye a modulárisan megválasztható kiépíthettség, felszereltség [38]. Ezen túl piacvezető a szektorban (2004). A MEGGITT cég – a felhasználó igényeinek figyelembe vételével – folyamatosan fejlesztette célrepülőgépét, így létezik vizuálisan vagy GPS alapú digitális robotpilótával felszerelt (MEGGITT gyártmányú) változata. A modern típust DGPS³⁹-szel valamint telemetriával is ellátták, a tenger feletti alacsony magasságú repülést (sea-skimming) magasságmérő radar biztosítja. Maximális repülési magassága 6 000 m. Az fedélzeti automatika rendszer precíz repülési profilt tesz lehetővé a maximális 100 km-es hatótávolságon belül. A fedélzeti elektronika biztosítja az automatikus felszállást és landolást. A földi kiszolgáló rendszer egyszerre négy levegőben tartózkodó repülőgép üzemeltetését tudja biztosítani. Mint a célrepülőgépek többsége, a BANSHEE szintén toló-légcsavaros, továbbá az opciótól függően 3 típusú motorral szállíthatják. Motortól függően, maximális sebessége 320 ÷ 430 km/h közé eshet, felszállási tömege körülbelül 100 kg. A felszállást katapulttal, a misszió végén a földetérés ejtőernyővel történik. A BANSHEE tipikus hasznos terhe maximum 24 db füstgyertya a vizuális követés megkönnyítésére; 16 db infra piropatron, forró orrkúpos feketetest infrasugárzó; infracsapda és dipólszóró függesztmény; maximum 3 db 190 mm átmérőjű Luneberg-reflektor; magasságmérő radar tengersizint feletti repülést biztosító modullal; valamint akusztikus és Doppler-radaros MDI. A modulok nagy részét egyszerre is szállíthatja a repülőgép.

³⁹ DGPS – Differential Global Positioning System: differenciális helymeghatározó rendszer

A **FOX-TS3** jelenleg is alkalmazott a francia hadseregben, hasonlóan a BANSHEE-hoz, többszöri felhasználásra tervezett TUAV [33], [34], [35], [36]. Indítása hidraulikus vagy pneumatikus katapulttal, landolása ejtőernyővel történik. Meghajtása belső égésű farmotor, tolólégcsavarral, fesztávolsága: 2,6 m, hossza 3,15 m, üres tömege 75 kg, felszállási tömege 115 kg. Maximális sebessége 468 km/h, repülési magassága 4 000 m, repülési ideje 50 perc. GPS alapú pályakövető robotpilóta rendszerrel van ellátva.

A FOX TUAV helyét az EADS programjában a **DO-DT25** (2. kép), eredetileg DORNIER fejlesztésű repülőgép vette át. Ez a repülőgép iker gázturbinás meghajtású (hajtómű maximum tolóerő 320 N), föld-levegő, levegő-levegő rakéták, légvédelmi gyakorló repülőgépe, optimalizált láthatósággal, megnövelt infravörös sugárzással valamint rádiólokációs visszaverő felülettel [6]. Bevetési ideje igen hosszúnak számító 100 perc, ami lehetővé teszi a többszörös célmegfogatást és a hosszú idejű célkövetést.



2. kép: EADS/Dornier DO-DT25 célrepülőgép Luneberg-reflektorral és segéd turbinás feketetest sugárzóval felszerelt orrkúpja [25] (forrás: EADS)

A hasznos teherszállítási képessége biztosítja nagysebességű célanyagok szállítását. Széles sebességtartományban működik, maximális sebessége 450 km/h. Felszállása pneumatikus katapulttal, visszatérése ejtőernyős landolással történik. Hossza 2,95 m, fesztávja 2,55 m, üres tömege 30 kg, hasznos terhe 15 kg, üzemanyag kapacitása 40 l, felszállási tömege 85 kg. Maximális sebessége eléri a 450 km/h-t, maximális emelkedési sebessége 31 m/s (111,6 km/h). Maximális bevetési magassága elérheti a 7 000 m-t. A fedélzeti telemetria hatótávolsága 100 km, és GPS alapú robotpilóta rendszerrel van felszerelve. Hasznos teherként a következőket viheti magával: MDI, IRSS, RSS, IRCM, ECM, IFF, SMOKE. A kibocsátott infravörös sugárzás megnövelése érdekében, egy külön gázturbinát szereltek az orrába, amelynek gázsugarában egy hőálló kúpot helyeztek el, amely felizzva, feketetest sugárzóként működik, ugyanígy két hőálló alakos fémlemez található a két hajtómű gázsugarában. (1. kép, 2. kép)

Az első három repülőgép sebessége a 400 ÷ 500 km/h tartományba esik, felszereltségük maximálisan kiszolgálja a MISTRAL légvédelmi rakéta igényeit, azonban egyiket sem elpusztítható célanyagnak szánták, így bekerülési költsége megfizethetetlen egy kisebb országnak⁴⁰.

⁴⁰ A célrepülőgépek gyártói termékeik árát üzleti titokként kezelik (BANSHEE - MDSUK), így csak a repülő kiépítéséből, színvonalából és hasonló repülőgépek árából lehet következtetni rá.

Jól bizonyítja ezt a belga légierő saját, **ULTIMA** típusú megsemmisíthető, vizuális vezetésű, **távírányított** célrepülőgépe, amelyet a **MISTRAL** célanyagául fejlesztettek [28], [29], [30], [31]. A vizuális vezetés maximum 4,5 km távolságból lehetséges, állványos távcsövekkel valamint repülést segítő sebesség és helyzetstabilizáló elektronikával. A tüzérségi lövészeteken ellátják MDI rendszerrel a találatok értékelésére. Sebessége alacsony, maximum 160 km/h (egyres források szerint 120 km/h). Kézből indítható, hasra landol, így üzemeltetése egyszerű, olcsó. Össztömege 9 kg, ebből 1 l üzemanyag lehet, meghajtása 35 cm³-es kétütemű benzín üzemű orrmotor normál, húzólégcsavarral. Maximális repülési ideje **20 perc**. Anyaga faerősítésű kompozit, fizikai méretei: 2 m hossz, 1,9 m fesztáv. A láthatóság növelésére, valamint a megfelelő infravörös sugárzás érdekében a szárnyvégre 2 db infra piropatront és 2 db füstgyertyát lehet rögzíteni, és távirányítással működtetni. Az alap repülőgép ára 2 000 Euró körüli, amely olyan alacsony, hogy elfogadhatóvá teszi szerény képességeit, így a mai napig alkalmazzák a kréai NAMFI⁴¹ katonai gyakorló bázison tartott éleslövészeteken [26].

Hasonló megfontolásokkal készült a hazai **METEOR-3R** repülőgép, amely képes **automatikus pályakövetésre**, bár sebessége maximálisan csak 140 km/h, de üzemideje akár **40 perc** is lehet. Maximum 4 db piropatront szállíthat, de ezek egy része lecserélhető füstgyertyára. Opcionálisan ellátható 6 km hatótávolságú rádiotelemetriával, amely az aktuális pozíciót a központba továbbítja. Szállíthat még egy 180 mm-es **Luneberg-reflektort** a célkövető radar számára, megnövelve a repülőgép rádiolokációs visszaverő felületét. A rakéta közelségi gyújtójának megfelelő működésének érdekében, a felülete több helyen is lézer visszaverő fóliával borított. Ára 5 000 Euró alatti. Alacsony sebessége csökkenti a célimitáció hitelességét, egy valódi támadó repülőgép jóval nagyobb sebességgel hajtja végre a megközelítő manővert, ezért született az új **METEOR-4R**⁴² (Ugly-Duckling) típusú repülőgép, amelynek sebessége várhatóan megközelíti a **300 km/h-t**, ezen felül hasonlóan kedvező árral és tulajdonságokkal fog rendelkezni, mint a METEOR-3R.

Az EADS „direct kill” TUAV-je a **DO-DT35**, amely alacsony költségű (repülőgép modellezők számára gyártott) ikerturbina meghajtással [6]. Végsebessége igen magas, elérheti a 650 km/h-t, tömege kicsi 40 kg, maximális üzemideje teljes gáznál 30 perc, tipikusan 90 perc. A hosszú üzemidő és a széles sebesség tartomány igen jó célrepülőgéppé teszi. Indítása, magas egyszeri költségű, pneumatikus katapulttal történik, nem igényel drága és felszállást megdrágító, körülményesen kezelhető indítórakétákat (RATO). Maximális repülési magassága 7 000 m. Automatikus repülési profilt valamint pályakövetést lehetővé tevő robotpilóta rendszerrel és 100 km hatótávolságú telemetriával látták el. Hasznos teherként képes szállítani füstképzőt, rádiolokációs válaszjel adót, infravörös sugárzás növelőt, MDI-t. E tulajdonságok az egyik legsokrétűbb célanyagává teszik Európában. Hasonló sikert a **MIRACH 100/5** ért el a nagysebességű kategóriában [48].

A célanyagok **ára**⁴³ széles tartományban változhat, az **ULTIMA** 2 000 Eurós árától a **VOODOO** 80 000 Eurós áráig (3. melléklet, [40]). Ez utóbbit a közepes sebességű sugárhajtóműves célrepülőgépek alacsony költségű alternatívájaként hirdetik. A **VOODOO** ára 4 ÷ 5-ször alacsonyabb, mint a hasonló tudású professzionális sugárhajtóműves gépeké [39]. Azonban a célrepülőgépek piacán kialakulóban van egy új irányvonal, amit a **kisméretű, olcsó és alacsony üzemeltetési költségű** modell gázturbinákkal felszerelt, elpusztítható célrepülőgépek jellemeznek (SCRAB, CARINE [58], EVA [58], DO-DT25, DO-DT35).

Emellett a célrepülőgépek piacán is megjelentek a **kommersz fedélzeti automatika rendszerek** (például: MICROPILOT[®]). A célrepülőgépek számára gyártott „egyszer felhasználható” típusok ára lecsökkent ([56], [57]), ami annak köszönhető, hogy egy-egy ilyen

⁴¹ NAMFI - NATO Missile Firing Installation: NATO rakéta gyakorlótér

⁴² METEOR-3MA névvel is szerepel ajánlatokban ([130], [131]).

⁴³ Az ár legtöbbször bizalmas adat, legtöbbször nem ismert.

„autopilot” rendszer csak korlátozott számú felszállás esetében használható (pay-per-flight – repülésenkénti fizetés)⁴⁴. Az árcsökkenés lehetővé tette kisebb költségű, nagysebességű TUAV-k gyártását (SCRAB). Ugyanakkor a felszállások korlátozott száma súlyos problémát jelenthet, amennyiben nem áll rendelkezésre elegendő számú célrepülőgép (amely jelentős áruk miatt valószínűsíthető), így a gyakorlatok dinamikus végrehajtását megakadályozhatja egy-egy kisebb műszaki hiba vagy hibák sorozata. Ezért az ilyen célrepülőgépek alkalmazását kockázatosnak tartom.

1.3.3. A MISTRAL KOMPLEXUM HAZAI GYÁRTÁSÚ CÉLREPÜLŐGÉPEI

1.3.3.1. A METEOR-3 célrepülőgép kifejlesztésének háttere

Az 1999-es nyilvános rendszerbe állító éleslövészet során, a METEOR-1 és METEOR-2 rádió-távírányítású célrepülőgépeket alkalmazták – több-kevesebb sikerrel – a MISTRAL légvédelmi rakétakomplexum célanyagául. A gyakorlatok valamint az éleslövészetek során a célrepülőgépek felderítése és megsemmisítése elégtelen volt. Véleményem szerint a probléma a következő okokkal magyarázható [98], [99]:

- a METEOR-1 célrepülőgép kisméretű, ezért **nagyobb távolságra nem vezethető ki** (kis sziluett miatt az RC⁴⁵ pilóta vizuálisan képtelen vezetni);
- a METEOR-1 **alkalmatlan** nagy tömegű (4 ÷ 6 kg) teher szállítására, így nem képes hosszú égésidejű (2 perc) **piropatron és rádiólokációs visszaverő felület növelő eszközök szállítására** (viszont sebessége magas, elérheti a 180 ÷ 200 km/h-t);
- a METEOR-2 mérete nagyobb, képes rádiólokációs szögvisszaverőt szállítani, azonban kis mérete nem teszi lehetővé fedélzeti elektronika, vagy a gyártó által ajánlott **18 cm átmérőjű Luneberg-reflektor szállítását**;
- az állomány elégtelen felkészültsége, kevés és nem megfelelő gyakorlási lehetőség;
- a beruházó nem gondoskodott – a gyártó által ajánlott (**BANSHEE**) – külföldi célanyag beszerzéséről.

A fenti okok vezettek a METEOR-3 típusú, kifejezetten a MISTRAL igényeit figyelembe vevő, ugyancsak rádió-távírányítású célrepülőgép kifejlesztéséhez⁴⁶.

1.3.3.2. A METEOR-3 célrepülőgép harcászati-technikai paraméterei

A METEOR-3 tervezésnél fő szempont, a megfelelő terhelhetőség, jó láthatóság, moduláris orrkúp, könnyű kezelhetőség, és imitáló eszközök hordozásának biztosítása volt. A táblázat (2. táblázat) bemutatja a METEOR-3 harcászati-technikai paramétereit.

A METEOR-3 célrepülőgéppel történt repülések és gyakorlatok igazolták, hogy a célrepülőgép **alapvetően megfelel** a MISTRAL légvédelmi rakétakomplexum célanyagának, de a váltott pilótás vezetés („*A drégelypalánki gyakorlatok pálya kialakítása*” című alfejezetben részletezem) kényelmetlen, bizonyos körülmények között megoldhatatlan (tenger feletti éleslövészetek), valamint nem teszi lehetővé az élethű, nagy távolságból közeledő, támadó harci repülőgépek imitációját. A rakéta gyártójának ajánlása szerint a pálya aktív szakaszának 1 500 ÷ 4 000 m távolság között kell elhelyezkednie az ATLAS állványok felállítási helyétől. A hagyományos, vizuálisan vezetett METEOR-3 ezeknek a feltételeknek nem tudott megfelelni.

⁴⁴ Például a teljes értékű MP2028g típus ára 5 500 USA dollár; az MP2028^{XP} limitált változat ára pedig „csak” 1 900 USA dollár, plusz felszállásonként 100 USA dollár (2007 első negyedéves árak), de minimum 5 felszállást meg kell vásárolni ([56], [57]).

⁴⁵ RC – Remote Control: Távírányítás

⁴⁶ Görög György (Aero-Meat Kft.) által tervezett METEOR-3.

1.3.3.3. A modernizált METEOR-3 célrepülőgéppel szemben támasztott követelmények

Az előző alfejezetben vázolt okok és hiányosságok vezettek a modernizált METEOR-3R típusú célrepülőgép kifejlesztéséhez. A célrepülőgép a Magyar Honvédség tulajdonában lévő METEOR-3-as átalakítására épült, kihasználva a fedélzeti elektronika nyújtotta előnyöket. Az átalakított célrepülőgép megfelel a MISTRAL légvédelmi rakétakomplexum célrepülőgépére vonatkozó **minimális követelménynek**, és alkalmas célfeladatainak elégséges ellátására („A MISTRAL komplexum célszármazékára vonatkozó minimális követelményrendszer” című alfejezet).

2. táblázat: METEOR-3 technikai paraméterei
([49], [97], [128], szerkesztette: Koncz Miklós)

Feladat	Cél imitáció, hasznos teher hordozása moduláris orrkúpban.
Alkalmazás	Légvédelmi rakéták számára cél imitáció gyakorlatokon, éleslövészeteken.
Célzássegítő eszközök	<ul style="list-style-type: none"> • 18 cm-es Luneberg-reflektor, rádiólokációs visszaverő felület: $\pm 50^\circ$ kúpszögben $\geq 4 \text{ m}^2$; • Lézer visszaverő fólia: $0,5 \text{ m}^2$; • 4 db egyperces vagy 2 db 2 perces piropatron.
Maximális pályahossz	20 ÷ 30 km
Akció sugár	<ul style="list-style-type: none"> • szabad szemmel: 1 200 m; • váltott pilótával: 2 400 m; • optikai eszközzel: 2 500 m; • kamerával: 5 000 m.
Bevetési időtartam	15 ÷ 20 perc
Hasznos teher	Maximum 3 kg
Üzemanyag	Maximum 2 l (de az üzemanyag és a hasznos teher együttes tömege nem haladhatja meg a 3 kg-ot)
Maximális sebesség	130 ÷ 150 km/h (szélsebesség függő)
Névleges sebesség	100 km/h
Fesztáv	2,7 m
Hossz	1,8 m
Üres tömeg	11 kg (beleértve a Luneberg-reflektort)
Meghajtás	30 cm ³ -es belső égésű diesel motor
Üzemanyag	Metanol, ricinusolaj
Irányítás	PCM/RC ⁴⁷ .
Felszállás	Csörlővel,
Felszálló igény	100 m x 50 m
Leszállás	Csőtálcakra
Maximális szélsebesség	40 km/h
Időjárási körülmények	Minden, a repülőgép láthatóságát nem befolyásoló, európai időjárási körülmény közt alkalmas repülésre

Ugyanakkor a hagyományos METEOR-3-mal történt repülések során megfogalmazódtak az igények egy teljesen új célrepülőgépre, valamint körvonalazódtak annak harcászati-technikai követelményei. A követelmények egy része alkalmazói szemszögből, „ideális” célszármazékra vonatkozik, ami hosszú távú fejlesztéssel valósítható meg, de nagyobb anyagi befektetéssel, továbbá magasabb üzemeltetési, szolgáltatási költséggel jár. A Magyar Honvédség igényeinek teljes körűen megfelelő MISTRAL célszármazék harcászati-technikai paraméterei a következők [62]:

- „A centralizált tűzirányítás folyamata érdekében a célszármazék legyen **kivezérelhető** min. 7 000 m távolsáig a célpályára állás előtt, ami 20 000 ÷ 30 000 m hatótávolságot kö-

⁴⁷ PCM/RC – digitális modulációt alkalmazó rádió-távírányítás

vetel meg.”

- „**Több cél** egy időben, történő levegőben tartása esetén biztosítsa az egymáshoz képesti repülést távolságban 75 m, szögben, vízszintes síkban min. $1,8^\circ$ értéken belül.”
Megjegyzésem: a célanyag szög szerinti felbontása nem értelmezhető, távolság függvényében, az így megadott specifikáció nullától végtelenig terjedő oldalirányú távolságtartást követelhet meg, azaz a célanyag nem specifikálható radarhoz hasonlóan.
- „Legyen képes a cél a **levegőben** egy feltöltéssel 15 percet tartózkodni utántöltés nélkül.”
- „A cél **sebessége** min. $(350 \div 400 \text{ km/h})$ legyen, a sebesség a célröppálya egész szakaszán ne essen 16 m/s alá.”
- „Biztosítsa a széles **környezeti** alkalmazás feltételeit (hőmérséklet, szél, csapadék, felhőalap, páratartalom, vibrációs terhelések).”
- „A célanyag legyen képes maximum. $3\ 000 \text{ m}$ szolgálati **magasság** elérésére.”
- „A lokátoros felderítés biztosítása érdekében rendelkezzen megfelelő, **hatásos visszaverő felülettel** ($S_{\text{eff}} = 1 \text{ m}^2$).”
- „Biztosítsa a MISTRAL rakéta $0,9 \mu\text{m}$ hullámtartományú, 90° -os nyaláb elhajlású, 2 m hatótávolságú félvezető lézer dióda **közelségi gyújtó** működésbe léptetését.”
- „A célanyag **infra forrása** biztosítsa a rakéta $3 \div 5 \mu\text{m}$ hullámtartományú működési spektrumát (francia javaslat $3,8 \div 4,2 \mu\text{m}$ hullámtartomány).”

A fenti felsorolás egyik része a repülőgépre vonatkozik (sárkányszerkezet, meghajtás, üzemanyag, irányítás), a másik része a célimitáció követelményét fogalmazza meg. A repülőgépre vonatkozó előírások alapján a maximális **pályahosszra** valamint a legtávolabbi **fordulópontra** vonatkozó előírás kizárólag automatikus pályakövetésre és irányításra alkalmas célrepülőgéppel teljesíthető. Különösen igaz ez a megállapítás éleslövészetek és/vagy tenger felett végrehajtott gyakorlatok esetén.

A minimális követelményszintet összevetve a MISTRAL komplexumot üzemeltetők igényeivel, az előző csak a **maximális magasság, továbbá a sebesség** paraméterre tesz engedélyt, de ezek a hagyományos METEOR-3 által adott és teljesíthető technikai paraméterek. Mivel a hagyományos METEOR-3 sárkányszerkezete nem teszi lehetővé nagyobb sebesség elérését, ezért a fejlesztés irányvonala kettévált, ahol az egyik a meglévő METEOR-3 repülőgépek átalakítására irányul és METEOR-3R⁴⁸ típusnéven fut, a másik egy teljesen új METEOR-4R⁴⁹ típusnevű célrepülőgép létrehozása, egy merőben eltérő sugárhajtóművel meghajtott sárkányszerkezet kialakításával.

1.3.3.4. A METEOR-3R célrepülőgép

A **maximális kivezetési- és hatótávolság** paraméterek kivételével a minimális követelmény szerint teljesítendő paramétereknek a hagyományos célrepülőgép megfelel, de nem alkalmas automatikus pályarepülésre, valamint nem rendelkezik elegendően nagy akció rádiusszal [129]. Emiatt a következő átalakításokat kellett elvégezni a repülőgépeken⁵⁰:

- eredeti üzemanyagtartály nagyobbra cserélése (4 l);
- törzs megerősítése;
- oldalkormányok és végrehajtó szervek beépítése (szervók);
- fedélzeti automatika rendszer legyártása, bemérése, tesztelése, szoftvermódosítások, kábelkonfekcionálás;
- földi kiszolgáláshoz infrastruktúra megteremtése;

⁴⁸ Szerződésben METEOR-3M néven szerepel [129].

⁴⁹ METEOR-3MA néven is szerepel ([130], [131]).

⁵⁰ Az Aero Target BT. végezte az átalakításokat, amelyben részt vettem.

- infravörös helyzetstabilizáló és fedélzeti repülésirányító automatika rendszer beszerelése;
- fedélzeti energiaellátás kibővítése (plusz NiCd⁵¹ akkumulátorok);
- repülőgépek beállítása, berepülése, tesztelése.

A METEOR-3R modernizált célananyag, a táblázat (3. táblázat) szerint, néhány paraméterében túlteljesíti a minimális követelményrendszert, és a tesztrepülések alkalmával – a hazai katonai szakértők – megfelelőnek minősítették.

3. táblázat: METEOR-3R típusú célrepülőgép modernizáció után módosult technikai paraméterei [63] (szerkesztette: Koncz Miklós)

Feladat	Automatikus pályakövetésű célrepülőgép, célimitáció, hasznos teher hordozása moduláris orrkúpban.
Alkalmazás	Légvédelmi rakéták számára célimitáció gyakorlatokon, éleslövészeteken.
Célzássegítő eszközök	Luneberg-reflektor, Lézer visszaverő fólia, 4 darab egyperces vagy 2 darab 2 perces piropatron.
Maximális pályahossz	40 ÷ 60 km
Akció sugár	20 ÷ 30 km (legtávolabbi pont)
Bevetési időtartam	30 ÷ 40 perc
Hasznos teher	4 kg (maximum 4 l üzemanyagot benne foglalva)
Irányítás	PCM/RC, GPS alapú robotpilóta, infravörös helyzetstabilizáló rendszerrel, képátvitel és telemetria lehetőségével.
Időjárási körülmények	Európai időjárás, kivéve erős eső, hó, köd és felhővel teljesen fedett ég, fel- és leszálló pálya biztosítandó (100 x 50 m)

Az uszkai lövészetre 8 darab METEOR-3 átalakítását rendelte meg a Magyar Honvédség, amelyek a kiszállításra rendben elkészültek. Szállításuk – **szabványos konténerekben** – vasúton történt.

1.3.3.5. A METEOR-3 repülőgépeken alkalmazott, realisztikus támadó repülőgép imitációját biztosító eszközök

A METEOR-3 méreténél fogva kevéssé hasonlít valódi (3. kép), nagysebességű, támadó harci helikopterhez vagy vadászgéphez, ezért el kellett látni olyan **imitációs eszközökkel**, amelyek biztosítják és/vagy megnövelik:

- vizuális felderíthetőségét;
- infravörös tartománybeli felderíthetőségét;
- lézervisszaverő felületét és lézervisszaverő képességét;
- rádiólokációs felderíthetőségét.

Véleményem szerint, napjainkban – a **terrorizmushoz** köthetően – a valódi harci repülőgépekhez képest nehezebben felderíthető **pilóta nélküli** repülőgépekkel végrehajtott **támadások** egyre valószínűbbek, egy ilyen támadás jól modellezhető imitációs eszközök nélküli célrepülőgéppel. Egyes célananyagok – a METEOR-3 típuscsaládot beleértve – alkalmasak a légvédelem felkészítésére, UAV támadások elhárítására. Így megállapítom, hogy szükséges a magyar MISTRAL rendszer **tesztelése** imitációs eszközök nélküli, alacsony infravörös sugárzású célanaggal, mivel a gyártó ajánlja nagysebességű UAV-k ellen oltalmazásra [87].

A METEOR-3 láthatóságát (3. kép) az **élénkpiros-fehér színű** festés valamint lézervisszaverők növelik. A lézervisszaverők egyben a MISTRAL-2 rakéta lézeres közelségi gyújtójának megbízható működését segítik, mivel a célrepülőgép eredetileg kis optikai visszaverő felülete nem reflektálja eléggé a fényt, a gyújtó üzembiztos működéséhez. A METEOR-3

⁵¹ NiCd – Nikkel-kadmium akkumulátor

szárnyalja, orrkúpja, törzsének oldala, szárnyfedele a lehető legnagyobb felületen ($0,8 \div 1,2 \text{ m}^2$) öntapadó lézervisszaverő fóliával bevont⁵² [104]. A **lézervisszaverő fólia** olyan mikro-lencséből áll, amelyet lencsékkel azonos refrakciós indexű műanyagba ágyaztak, és műanyag hordozóra vittek fel. Az így előállított fólia retroreflektív tulajdonsággal rendelkezik, azaz a beeső fénysugarakat a forrás irányába veri vissza. Az alkalmazott fólia - 4 fokos beesési szögben maximum $R_L = 900 X$ retroreflexiós indexszel jellemezhető ([104], [113]).

Az infravörös felderíthetőséget valamint a láthatóságot a **színes** (vörös, zöld) **piropatronok** – a pálya aktív szakaszán – automatikus, fordulóponthoz kötött begyújtásával lehet növelni. A METEOR-3R, négy darab egyperces vagy két darab kétperces piropatron hordozására képes. Gyakorlatokon a szárny hátsó kilépő éle alatt rögzített piropatronok közül mindig a légvédelmi rakétához közelebbi oldalon lévőket kell gyújtani, amit elektromosan az interfész kártya végez.



3. kép: METEOR-3R raj a 2005. évi uszkai éleslövészet napján
(fényképezte: Koncz Miklós)

A METEOR-3 alacsony rádiólokációs visszaverő képességű kompozit anyagok felhasználásával készült. A hagyományos harci repülőgépek többsége fém törzsű (alumínium ötvözetek), és nem lopakodó technológiával gyártott (nem törekedtek a rádiólokációs visszaverő felület csökkenésével járó ferde gyémánt alakzatokból álló felület kialakításra, és felülete nem radarelnyelő anyagokkal borított). A vadászipülőgépek, helikopterek valamint a cirkáló robotrepülőgépek rádiólokációs visszaverő felülete $0,05 \div 400 \text{ m}^2$ -ig terjedhet [150]. Véleményem szerint, mérvadó az **F-16 Fighting Falcon** vadászipülőgép $4 \div 5 \text{ m}^2$ -es tipikus **rádiólokációs visszaverő felülete**, amit a METEOR-3 célrepülőgépnek a MISTRAL MCP üzembiztos működéséhez biztosítani kell. Ennek érdekében a célrepülőgép egy – a MISTRAL gyártójának ajánlása szerinti – 18 cm átmérőjű, monosztatikus rektilineáris **Luneberg-reflektort** hordoz az orrkúpjában (6. kép, 12. kép). Ennek ellenére gyakorlatok, tesztrepülések és éleslövészetek alatt folyamatos **rádiólokációs felderítési és követési gondok** adódtak ([66], [67]), amelyek okát a mai napig nem tisztázták. „Az MCP SHORAR lokátorral a célkövetése bizonytalan volt. Nem tudunk olyan egyértelmű megállapítást tenni – a korábban taglaltakon felül –, hogy konkrétan az eredményes célkövetést mi biztosította, illetve mi volt az

⁵² 3M™: Scotchlite™, High Gain Reflective Sheeting, 7610

oka a sikertelen felderítésnek, hisz nincsenek, olyan összefüggések melyek alapján ezt meg lehetne tenniünk. Mindenképpen több tapasztalatra és több információra van szükség (pl.: milyen tulajdonságú, műszaki paraméterű lencse van elhelyezve a célanyagban).” [66], emiatt az értekezésem egyik későbbi fejezetében („Célrepülőgépeken alkalmazott rádiólokációs visszaverő felület növelő eszközök” című fejezetben) a téma bővebb elemzésével és megoldásával foglalkozom.

1.3.3.6. A METEOR-3R javasolt módosításai

A „LENDÜLŐ KARD-2005” gyakorlat sorozat és a METEOR-3R célrepülőgéppel történt tesztrepülések tapasztalatai alapján, a repülőgépen a következő kiegészítéseket és módosításokat elvégzését javaslom:

Repülőgép, sárkányszerkezet, hajtómű;

- a **motor** cseréje négy vagy kétütemű benzín üzemanyagúra (stabilabb, könnyebben indítható, veszélytelen, könnyebben beszerezhető üzemanyag), mivel előfordult a kétütemű metanolos Diesel-motor leállása, valamint nehézkes indítása [66];
- néhány apró mechanikai módosítás (futómű, kormányfelület mozgó rudak, stb.).

Imitációs eszközök:

- Luneberg-reflektor ellenőrzése, esetleg cseréje, **mérése**. A Luneberg-reflektort a Magyar Honvédség biztosította a gyakorlatokon, ezért annak paramétereit nem ismerjük. E munkát elvégeztem, a Luneberg-reflektor rádiólokációs visszaverő felületét megmértem (részletesen a „Célrepülőgépeken alkalmazott rádiólokációs visszaverő felület növelő eszközök” című fejezetben, [116]). Javaslom, **ekvatoriális Luneberg-reflektor** tesztelését, amely megközelítőleg teljes 360 °-os lefedettséget biztosít (kivéve a repülőgép fémrészei által kitakart térrészt);
- a lehető legnagyobb felület bevonását **visszaverő fóliával**, amely a szokásos felületek mellett, a függőleges vezérsíkok külső oldalát, a vízszintes vezérsíkok alsó felét jelenti, így a közelségi gyújtó hiba elkerülhető;
- **füstképzés megoldása** a célanyag jobb láthatósága érdekében, ugyanis a nagy távolságra kivezetett célanyag vizuális felderíthetősége erősen korlátozott [74], ezért a hagyományos robbanómotorral működő repülőgépet fel kell szerelni füstgenerátorral. Javaslom előfűtővel ellátott, a kipufogó dobba egy speciális pumpával beporlasztott füstképző anyaggal (diesel olaj + kerozin) működő füstgenerátor felszerelését a repülőgépre [124]. A füstgenerátort a pálya – vizuálisan felderítendő – távoli szakaszán kell működtetni. A pirotechnikai füstgyertyákkal szemben nincs szükség veszélyesanyag kezelésére, így az üzemeltetés költségei is csökkenhetnek, viszont a gyakorlatok eredményesebbek lehetnek.

Fedélzeti elektronika:

- megbízhatóbb helyzetstabilizátor választása vagy fejlesztése, tesztelése;
- piropatron indítás tökéletesítése, robosztusabb tápellátás;
- barometrikus és differenciális nyomá szenzorok integrációja;
- új algoritmus kidolgozása, tesztelése a **magasság profil** repülés megvalósításához;
- felhasználóbarát fordulópont és pályaadat beviteli interfész (magyar és angol), térképészeti szoftverből adatok feltöltési lehetősége;
- **több pálya** egyidejű tárolása, egyszerű váltás közöttük annak érdekében, hogy a rakétakezelők számára kiszámíthatatlan valamint változatos pályákat biztosíthasson;
- műszaki vagy más kezelői hibákból eredő események esetére vészleszállítási vagy önmegsemmisítési lehetőség beépítése;
- adatgyűjtés;

- apró szoftvermódosítások, javítások (megbízhatóság);
- hardver újratervezése, hibák javítása.

Alkalmazás:

- az élethű légi helyzet modellezése **több cél egyidejű légtérben** tartózkodását követeli meg. Az automatikus pályakövetésű célrepülőgép képes ezt a feladatot teljesíteni, de a gyakorlat azt mutatja, hogy a felszállás valamint a leszállás több fős kiszolgáló személyzetet igényel (ami növeli a szolgáltatás költségét) [76].

A felsorolás alapján javított METEOR-3R megbízható, alacsony költségű, elfogadható paraméterekkel rendelkező célrepülőgépe lehet a magyar MISTRAL komplexumnak.

1.3.3.7. A METEOR-3 típuscsalád továbbfejlesztési lehetőségei

A Magyar Honvédség célrepülőgéppel szemben támasztott követelményei közt található néhány olyan paraméter, amely a jövőbeli fejlesztés irányát adja meg. Ilyen a 3 000 m-es repülési magasság, a 350 ÷ 400 km/h-ás maximális sebesség, amely gazdaságosan sugárhajtómű alkalmazásával érhető el [126]. A nagyobb sebesség igénye felveti a repülőgép sárkányszerkezetének jelentős átalakítását, vagy egy teljesen új repülőgép kifejlesztését.



4. kép: Gázsugárterelővel ellátott ASK-21T típusú H-FÉM 160 KEROSIN sugárhajtású repülőgép infravörös és látható fény tartománybeli képe⁵³ (szerkesztette: Koncz Miklós)

A nagyobb sebesség elérése a repülőgéppel, továbbá a fedélzeti elektronikával szemben szigorú elvárásokat támaszt. A sugárhajtómű alkalmazásával elérhető a maximális 250 ÷ 300 km/h-ás sebesség. Azonban a gázturbina a gépek előállításának **költségét** megközelítőleg megduplázza⁵⁴. Ez alatta marad a megkövetelt 350 ÷ 400 km/h-s sebességnek, de véleményem szerint gazdaságossági és biztonsági megfontolások miatt egy jó **kompromiszsum**. Kizárólag a célrepülőgép maximális sebességének – értelmetlen, vég nélküli – növelése nem biztosítja, hogy a cél radiális sebessége meghaladja a Doppler-radarok (MCP-SHORAR) mozgó tárgy indikátorának (MTI⁵⁵) minimális radiális sebesség határértékét (MCP: 16 m/s (57,6 km/h)). Ugyanakkor a radiális sebesség megfelelő értéke a pályaszakasz egy részén, megfelelő **pályakialakítással** biztosítható, optimális – akár alacsonyabb – végsebesség esetén

⁵³ Horváth János, a Horváth Fémtechnikai Kft tulajdonosának szíveségéből, a MobIR M4 infrakamerát az Antenna Hungária ZRt. biztosította (Spektrális tartomány 8 ÷ 14 μm, Hőmérsékleti tartomány: - 20 °C ÷ + 250 °C).

⁵⁴ 160 ÷ 200 N tólóerejű modell gázturbina ára 500 ÷ 1 200 ezer forint beleértve az elektronikát, szivattyúkat, és egyéb kiszolgáló rendszereket (2007 évi adatok).

⁵⁵ MTI – Moving Target Indicator: Mozgó cél kiválasztás

is.

Az uszkai gyakorlatok kapcsán kiderült, hogy a nagy távolságra lévő célanyag vizuális felderíthetősége erősen korlátozott [67]. Nagyobb sebesség elérésén túl, a sugárhajtómű alkalmazásával a **piropatronok** kiválthatóak, valamint a **vizuális** felderíthetőség javítható a gázturbina működtette füstgenerátorral (5. kép, 4. kép). A füstgenerátor leghatásosabban kivitelezhető a gázturbina nagyhőmérsékletű gázsugarába fecskendezett füstképzővel, amellyel akár színes füst (köd) is előállítható (5. kép).

A piropatronok kiválthatóságának igazolására, H-FÉM 160N KEROZIN⁵⁶ gázturbinával kísérleteket végeztünk a sugárhajtómű infravörös sugárzásának mérésére⁵⁷. A kísérlet eredményeit mutatja a kép (4. kép), amely a sugárhajtómű látható fény, valamint **infravörös** felvételét mutatja. Megfigyelhető hogy a gázsugár hőmérséklete gyorsan csökken a hajtóműtől távolodva. A hajtómű kiömlő nyílásánál, az izzó fúvóka és a gázsugarterelő erős infravörös sugárzását figyeltem meg, amelynek kiterjedése kicsi. Ugyanakkor javaslom, az EADS megoldásához hasonlóan (1. kép), **legalább 1 000 ÷ 2 000 cm² nagyságú hőálló lemez** (lángterelő) elhelyezését a hajtómű gázsugarában, amely átizzás (600 °C) után biztosítja a MISTRAL rakéta infravörös rávezető fejének megfelelő spektrális összetételű és nagyságú infravörös sugárzást. Az ilyen kialakítású feketetest sugárzóval ellátott célrepülőgép alkalmas szelektív spektrális érzékenységu infravörös rávezetőfejekkel rendelkező rakéták célanyagaként.



5. kép: HOFÉM-160 KEROZIN gázturbina és füstgenerátor tesztje (bal oldali kép) és füstgenerátorral ellátott, gázsugár hajtóműves L-39 Albatrosz élethű modell, repülés közben (jobb oldali kép)⁵⁸, (bal oldali felvételt Kovács Tibor, a jobb oldali képet Koncz Miklós fényképezte)

A MISTRAL rakéta infravörös rávezető fejének érzékenységi hullámhossz tartománya (3 ÷ 5 μm) az atmoszféra infravörös sugárzást átengedő egyik MWIR „ablakába” esik, így a hajtómű vagy a piropatron infravörös sugárzása az azt körülvevő légrétegen – annak vízgőztartalmától függően – áthatol [123]. A piropatron pirotechnikai elegye 2 000 °C körül ég, azonban sugárzásának spektrális összetevői nem felelnek meg egy alacsonyabb hőmérsékletű hajtómű infravörös sugárzásának ([105], [114]), továbbá jelentősen növelik a felszállások költségét⁵⁹. A piropatron előnye a **magas hőmérséklet**, amely a Planck törvény szerint, T^4 -nel (ahol T a feketetest sugárzó hőmérséklete Kelvin-fokban) arányosan növeli a **kisugárzott energia mennyiségét**. Azonban spektrális intenzitás maximuma 1,275 μm-es hullámhossznál van. Egy 600 °C-os hajtómű (gázturbinát elhagyó átlagos gázhőmérséklet) ugyanakkora felülettel, csak 18-ad rész intenzitású infravörös sugárzással rendelkezik a 3 ÷ 5 μm-es spektrum-

⁵⁶ Horváth János a H-FÉM 160N KEROZIN gázturbina gyártója és fejlesztője.

⁵⁷ A sugárhajtómű tesztelésének első fázisában, próbapadjának és dinamikus egyensúlyozó megoldásának kifejlesztésében aktívan részt vettem ([126], [127], [128], [129]).

⁵⁸ Horváth János, a HORVÁTH FÉMTECHNIKAI KFT tulajdonosának szívességéből.

⁵⁹ 2007-ben egy 2 perces piropatron ára eléri a 20 000-30 000 forintot, ehhez jön még a veszélyesanyag (pirotechnikai eszköz) szállítás, kezelés költsége.

sávban, mint a piropatron. A 600 °C-os feketetest sugárzó intenzitás maximuma 3,32 μm -nél található [123]. Ugyanakkor a fejlettebb infravörös rávezető fejjel ellátott rakéták az infracsapdák égése okozta infravörös spektrum alapján képesek különbséget tenni a hajtómű és az infravörös zavaró között, így az ilyen fegyverrendszereknél alkalmatlan a piropatron imitációs eszköznek [54].

A MISTRAL légvédelmi rakétakomplexum és a METEOR-3 célrepülőgéppel végzett teszt sorozat során bebizonyosodott, hogy a komplexum infravörös kamerája, valamint a rakéta infravörös rávezető feje⁶⁰ képes érzékelni és követni kizárólag a célrepülőgép robbanómotorja által kibocsátott infravörös sugárzást. Azonban a jobb láthatóság érdekében **egy darab piropatron** működtetése szükséges és elegendő a gyakorlatokon [66]. Tapasztalataim szerint, amit a 2005-ös kecskeméti gyakorlatok igazolnak, egy vörösén égő piropatron alkalmazása 2 ÷ 3 km távolságból megfelelő vizuális felderíthetőséget biztosít, akár felhős háttér mellett is. Megállapítom, hogy ez a tény lehetőséget ad a gyakorlatok **költségeinek csökkentésére**, ha megfelelő láthatóság biztosított, akkor a piropatronok elhagyhatók és sugárhajtóművel helyettesíthetők.

Kísérleteket végeztünk annak bizonyítására, hogy a gázsugárba porlasztott füstképző anyag, a repülőgép láthatóságát eredményesen növeli, és e-nnek eredménye a képen (5. kép) látható. Az elkészített felvételekkel igazolni tudom, hogy a sugárhajtóműves és füstgéppel felszerelt repülőgép felhőmentes háttérből több kilométer távolságból kiemelkedik, azonban fehér, **felhős** háttérnél – a láthatóság miatt – **színezéket** kell adni a ködképző anyaghoz (5. kép). A füstgenerátor negatívuma, hogy nagy mennyiségű (több liter) füstképző (ködképző) anyagot kell a repülőgépnek szállítani, amely jelentősen növeli a felszálló tömeget.. A gázturbina egyik nagy hátránya a viszonylag **rövid élettartam**, ami azt jelenti, hogy 30 ÷ 50 óránként karbantartást és felújítást igényel. A másik hátrány a magas **fogyasztás**, amit a repülőgép nagy sebessége indokol, így 5 l üzemanyaggal, maximális sebességen csak 10 ÷ 15 perc üzemidő lehetséges. Mindezek miatt, a pályatervezésnél meg kell különböztetni **a nagy sebességű aktív szakaszt**, ahol a repülőgép korlátozott ideig, maximális fogyasztással repül, továbbá a többi szakaszt egy jól megválasztott (fogyasztást minimalizálva) sebességgel repüli be. Így elérhető átlagos fogyasztáscsökkenés lehetővé teszi a 20 ÷ 25 perces üzemet. A sugárhajtómű magas bekerülési költségével és bonyolultságával szemben, nagy előnyt jelent annak alacsony üzemeltetési költsége, magas megbízhatósága, automatikus indítása.

A MISTRAL légvédelmi rakétakomplexum teljes értékű IFF berendezéssel van ellátva. A beruházónak kisméretű (maximum 0,5 kg), és teljesítményfelvételű (maximum 20 ÷ 25 W átlag teljesítmény, maximális csúcs 100 W) **IFF transzpondereket** is be kell szereznie a célanyagokhoz, ha a Magyar Honvédség magyar gyártmányú célanyaggal kívánja az éleslövészeteken vagy gyakorlatokon tesztelni az MCP IFF berendezéseit. A célanyag mechanikus kialakításánál helyet kell biztosítani a fedélzeti IFF transzpondernek.

A célanyagnak **ISO 20-as konténerben**⁶¹ [122], összeszerelt vagy szétszerelt állapotban, biztonságosan rögzítetten, szállíthatónak kell lennie.

A fenti ismérvek alapján kijelenthető, hogy hosszú távú fejlesztések kizárólag sugárhajtómű alkalmazásával, és új sárkányszerkezet kialakításával képzelhetőek el. A METEOR-3 repülőgép gyártója⁶² elkészítette a MISTRAL komplexum egyik lehetséges jövőbeli célrepülőgépének prototípusát. A METEOR-4R (6. kép) típusnevű automatikus pályakövetésű, sugárhajtómű meghajtású, a METEOR-3R-nél nagyobb sebességű (de a nemzetközi viszonylatban alacsony sebességűnek számító) célrepülőgép⁶³ [130]. Véleményem szerint, a célrepülőgép harcászati-technikai adatai alapján (1. melléklet), minden paraméterében **megfelel** a Ma-

⁶⁰ Passzív infravörös önrávezető fej

⁶¹ Belső méret 5898 mm x 2350 mm 2390 mm

⁶² AERO-TARGET BT.

⁶³ Az értekezés írásakor tesztelés alatt állt.

gyar Honvédség MISTRAL légvédelmi rakétakomplexum célrepülőgépeivel szemben támasztott elvárásainak [126].

KÖVETKEZTETÉSEK

A nyílt forrásokból rendelkezésre álló adatok alapján elemeztem a Magyarországon rendszerített MISTRAL légvédelmi rakétakomplexum harcászati-technikai paramétereit és alkalmazásának jellegzetességeit, különös tekintettel a célrepülőgépekkel szemben támasztott követelményrendszerére.

A fejezetben meghatároztam a célrepülőgépek fogalmát, ismertettem fontosabb jellemzőit, típusait, főbb fizikai paramétereik alapján osztályozásukat elvégeztem. A célrepülőgépeket legfontosabb ismérvük szerint csoportosítottam. A célszerek az elérhető maximális sebesség alapján **alacsony, közepes hangsebesség alatti** és **hangsebesség tartományba** osztályába, a repülőgép felhasználása alapján **közvetlen találatra** szánt, megsemmisíthető vagy **többszöri felhasználású** célszerek csoportjába sorolhatók. Fontos, döntő tényező lehet a célrepülőgépek **bekerülési- és üzemeltetési költsége**, azonban sokszor, a többi paraméterrel együtt, titkos adatként kezelik a gyártók. A célrepülőgépek felhasználóságát meghatározza az a képessége, hogy mennyire képes a kívánt cél realiztikus imitációjára, mennyire adaptálható a fegyverrendszer és a felhasználó igényeihez. A célrepülőgépek **célimitációs eszközeinek** és hasznos terhének általános áttekintésével bemutattam a célrepülőgépek legtöbb pilótánélküli repülőgéptől eltérő sajátos fedélzeti berendezéseit. A TUAV felderíthetőségi kritériuma mérőben eltér a legtöbb katonai alkalmazású UAV-tól, ugyanis az utóbbiaknál előnyt jelent a minél nehezebb felderíthetőség, amiben **fenyegetésük** megnyilvánul.

Az európai célrepülőgépek összehasonlítása során megszerzett ismereteim alkalmazásával, a MISTRAL komplexum releváns paramétereinek figyelembe vételével, a felhasználókkal történt konzultációk, gyakorlatok és éleslövészetek tapasztalatai alapján, feltártam és meghatároztam a komplexum célszereire vonatkozó ideális és minimum követelményrendszert. Az idealizált követelményekkel meghatározott célrepülőgép alkalmas a MISTRAL légvédelmi komplexum paramétereinek tesztelésére, a **gyártó specifikációjának visszaellenőrzésére**. Azonban egy ilyen célrepülőgép rendszer alkalmazása feleslegesen megnövelné a gyakorlatok költségeit. A METEOR-3R fejlesztése során – a magyar MISTRAL komplexumot üzemeltetők és a célrepülőgép fejlesztők egyetértésével – kialakult egy olyan minimális követelményrendszer, ami kiválaszthatóvá teszi azokat a potenciális európai célrepülőgépeket, amelyek alkalmasak a hazai MISTRAL komplexum kiképzési feladatainak **elégéssé** ellátására.

A kritériumok alapján kiválasztott néhány európai célrepülőgép jellemzőit összevettem, majd a piac szereplőinek áttekintésén túl, felvázoltam a fejlődés irányvonalát a szektorban. A döntéshozó, döntést előkészítő szakemberek számára elengedhetetlen az adott piacszegmens áttekintése, nemzetközi téren a potenciális versenytársak termékeinek összehasonlítása, majd racionális – technikai és gazdaságossági szempontokon alapuló – döntéssel kiválasztani a legmegfelelőbb célrepülőgépet. A célrepülőgép gyártója versenyképes árat csak úgy tud kialakítani, a termékét az adott piacon pozícionálni, ha ismeri terméke más gyártókhoz mért technikai színvonalát, a célpiac résztvevőit és annak ár-kereslet viszonyát. Az európai célrepülőgép piac meglehetősen sokszereplős, gyakorlatilag az összes szegmensre találhatók gyártók, a legegyszerűbb távirányítású géptől az olyanig, amelynek végsebessége a hangsebesség tartományába esik és összetett fedélzeti elektronikával látták el. A belga légierő által sikeresen alkalmazott egyszerű célszere jól mutatja, hogy nem szükséges kimagasló sebességű, bonyolult, kifinomult képességekkel rendelkező célszere a sikeres MISTRAL gyakorlatokhoz, tehát az olcsó, kis teljesítményű repülőgépeknek is van létjogosultsága. A célszerek ára széles tartományban változhat, az **ULTIMA 2 000 Eurós árártól a VOODOO 80 000 Eurós** áráig.

Az utóbbit úgy hirdetik, mint a közepes sebességű sugárhajtóműves célrepülőgépek alacsony költségű alternatíváját. A VOODOO ára 4 ÷ 5-ször alacsonyabb, mint a hasonló tudású professzionális sugárhajtóművel ellátott repülőgépeké.

Az elvégzett vizsgálataim alapján megállapítom, hogy a célrepülőgépek piacán kialakult új irányvonalat a kisméretű, olcsó és alacsony üzemeltetési költségű **modell gázturbinákkal** felszerelt, elpusztítható célrepülőgépek jellemzik (SCRAB, CARINE, EVA, DO-DT25, DO-DT35). Továbbá a célrepülőgépek piacán megjelentek a **kommersz repülésszabályozó** rendszerek, amelyek árcsökkenése lehetővé tette kisebb költségű, nagysebességű, automatikus irányítású TUAV-k gyártását (SCRAB). Ugyanakkor a kis költségű elektronikai rendszer által korlátozott felszállás szám súlyos problémát jelenthet, amennyiben nem áll rendelkezésre elegendő számú célrepülőgép (jelentős árak miatt valószínűsíthető), így a gyakorlatok dinamikus végrehajtását lassíthatja, vagy megakadályozhatja egy-egy kisebb műszaki hiba vagy hibák sorozata. Az előzőek alapján igazoltnak látom, hogy a hazai igények figyelembevételével, **ittthon** fejlesztett **pályakövető automatika** rendszerrel, a költségek csökkentése mellett, rugalmasabban végrehajthatóak a gyakorlatok, továbbá csökkenthető az **exportkorlátozások**⁶⁴ hátrányos hatása.

A MISTRAL rendszer honosítása után kiderült, hogy igény van egy hazai fejlesztésű és gyártású célrepülőgépre, amely megfelel a légvédelmi komplexum célanyag szolgáltatásának. A rendszerbeállító éleslövészet sikertelensége, továbbá a Magyar Honvédség néhány alapvető kritériuma – képes legyen Luneberg-reflektor és piropatronok szállítására, nagy mérete és feltűnő festése tegye lehetővé rádió-távírányítással távoli kivezetését és rendelkezzen elegendő optikai visszaverő felülettel – hívta életre⁶⁵ a METEOR-3 célrepülőgépet. Az új repülőgép a hazai éleslövészeteken jobb eredménnyel szerepelt, mint elődei, azonban kizárólag váltott pilótával, korlátozott hosszúságú aktív szakasszal rendelkező pályán, lehetséges a végigvezetése. A fenti okok miatt kapcsolódtam 2000. évben a METEOR-3 fejlesztésébe, és a hosszú kutatás-fejlesztési folyamat eredményezte a METEOR-3R automatikus pályakövetésű modernizált célrepülőgép létrejöttét. A METEOR-3R legjelentősebb bevetése az ustkai „BAL-TI-2-2005” légvédelmirakéta-éleslövészzel egybekötött harcászati gyakorlat volt, ahol kiemelkedően szerepelt, aminek eredményeképpen a MISTRAL légvédelmi rakétakomplexum hat darab repülőgépet megsemmisített. A gyakorlatok eredményei igazolják a METEOR-3R jelenlegi kiépítésében megfelel a MISTRAL komplexum igényeinek. Ugyanakkor bebizonyosodott, hogy különféle fejlesztéseket igényel a még realiztikusabb célimitációhoz.

A tesztrepülések, gyakorlatok valamint éleslövészetek alkalmával, felmerült az igény egy **nagyobb sebességű**, támadó harci repülőgépet élethűen imitáló, célrepülőgépre. Másrésről, francia és magyar katonai szakértők kifogásolták a célrepülőgép – méretéből adódó – **rossz láthatóságát**, különösen a pálya aktív szakaszán kívül, ahol égő piropatron nem növeli a vizuális és **infravörös felderíthetőséget**. A piropatron alkalmazásakor nehézséget jelent annak magas ára, üzemeltetésénél veszélyesanyag (robbanóanyag) kezelési rendszabályokat kell betartani, valamint infravörös spektruma nem felel meg egy reális hajtóműnek. Másik visszatérő gond az MCP-k tűzirányítás rendszerének rádiólokációs felderítési és követési problémája, amit a szakértők a célrepülőgép elégtelen **rádiólokációs felderíthetőségével** magyaráztak.

Véleményem szerint, napjainkban – a **terrorizmushoz** köthetően – a valódi harci repülőgépekhez képest nehezebben felderíthető **pilóta nélküli** repülőgépekkel végrehajtott **támadások** egyre valószínűbbek, ugyanakkor egy ilyen támadás jól modellezhető imitációs eszközök nélküli célrepülőgéppel. Egyes célanyagok – a METEOR-3 típuscsaládot beleértve – alkalmazásuk a légvédelem felkészítésére az UAV támadások elhárítására.

Doppler-radarok esetén (MCP-SHORAR: 16 m/s) biztosítani kell, hogy a célrepülőgép

⁶⁴ U.S. Export Controls, Dual Use Items – Az USA export korlátozása kettős felhasználású termékekre (polgári – katonai).

⁶⁵ Görög György tervezte, Rábel András volt a gyártásért felelős.

radiális sebességkomponense, legyen nagyobb, mint a mozgó cél indikátor határsebessége. E kritériumot a célrepülőgép sebességének optimális megválasztása mellett a megfelelő pályatervezéssel lehet elérni. Ugyanakkor minél nagyobb a repülőgép sebessége, a pálya annál nagyobb részén elegendő a radiális sebesség komponens.

A fenti problémák megoldásának egy részét egy sugárhajtómű meghajtással rendelkező új sárkányszerkezetű **METEOR-4R**⁶⁶ célrepülőgép jelenthetné, amely megfelel a Magyar Honvédség legszigorúbb elvárásainak. Ennek igazolására áttekintettem a gázturbinás meghajtás előnyét, beleértve a nagyobb sebességet, jobb infravörös felderíthetőséget, a könnyebben kivitelezhető füst generátort. A **H-FÉM 160N KEROZIN**⁶⁷ magyar gyártású sugárhajtóművel kísérleteket végeztünk, annak igazolására, hogy alkalmas a fenti feladatok ellátására. A kísérletek, mérések és számítások alapján megállapítom, hogy a megfelelő kialakítású infravörös **sugárzást növelő gázterelő lemezzel** ellátott sugárhajtómű, alkalmas egy valódi harci repülőgépnek megfelelő nagyságú valamint **spektrális** összetevőjű infravörös sugárzás biztosítására.

Kezdeményezem, a MISTRAL légvédelmi rakéta 6 000 m-es hatótávolságán, történjenek tesztrepülések egy infravörös sugárzóval felszerelt sugárhajtóműves modell repülőgéppel, közeledő (legrosszabb eset), távolodó és kitérő irányú pályákon, annak érdekében, hogy a fentieket egy élethű kísérlettel, dokumentáltan igazolni lehessen. Tesztet végeztünk⁶⁸, a sugárhajtómű gázsugarába kerozint fecskendező **füst generátorral**, a repülőgép láthatóságának növelésére. A fényképek, felvételek és gyakorlati tapasztalatok alapján megállapítom, hogy a füstgéppel ellátott repülőgép láthatósága jelentősen megnövekszik a füstgép nélküli esethez képest, felhőtlen háttér mellett a fehér füst (köd) jól és tartósan látható, a repülőgép pályája követhető. A kísérletek alapján egy **4 ÷ 6 km** – időjárástól függően – távolságból vizuálisan felfedezhetőnek ítélem az ilyen rendszerrel ellátott célrepülőgépet. Kiemelem, hogy **felhős háttér** mellett a **fehér füst** rosszul látható, ezért a ködképző anyagba színezéket kell juttatni, így **vörös** vagy más színű (esetleg **fekete**) **füstöt** (ködöt) előállítani. Megállapítom, ha a megfelelő vizuális és infravörös felderíthetőség sugárhajtóművel és füstgenerátorral biztosított, akkor lehetőség van a gyakorlatok rendszeres **költségének csökkentésére**, a piropatronok elhagyásával. Nagyszámú célrepülőgép bevetés esetén, a piropatronok bevetésenkénti költsége jelentős lehet, így a sugárhajtómű bekerülési költsége megtérül. Ugyanakkor az előállítás magasabb költségei a finanszírozhatóság kérdéseit vetik fel, azaz az ár-értékarány megvizsgálendő, ahol az érték a kiképzés minőségének, továbbá a hatékonyságának az összességéként jelentkezik.

Ha ezen érvek figyelembe vételével megvizsgálom a METEOR-3R és a METEOR-4R célrepülőgépek ár-értékarány viszonyát, üzemeltetési költségét, az általuk nyújtott technikai paramétereket, akkor azok nemzetközi összehasonlításban is megállják a helyüket. Ennek fényében remélem, hogy a **NATO ACE DIRECTIVE 80-2** direktívája szerint, két évente megrendezendő éleslövészeteken az új fejlesztések eredménye meghozza majd a várt sikert.

⁶⁶ Görög György tervezte, Aero-Target BT.

⁶⁷ Horváth Fémtechnikai Kft., Horváth János fejlesztése.

⁶⁸ Horváth János pilótával, a saját tulajdonát képező L-39 Albatrosz élethű modellel.

2. FEJEZET: CÉLREPÜLŐGÉPEKEN ALKALMAZOTT RÁDIÓLOKÁCIÓS VISSZAVERŐ FELÜLET NÖVELŐ ESZKÖZÖK

A "LENDÜLŐ KARD-2005" gyakorlatsorozat kapcsán, és a METEOR-3 valamint a METEOR-3R modernizált automatikus irányítású célrepülőgéppel szerzett többéves üzemeltetés során – a MISTRAL légvédelmi rakétakomplexum hazai üzemeltetője – a győri Magyar Honvédség 12. Arrabona Légvédelmi Rakétadandár⁶⁹-ja és a gyártó, sorozatos **rádiólokációs felderítési és követési gondokkal** küszködött, küszködik. A legutolsó éleslövészetben a rakéta gyártójának szakemberei és francia katonai szakértők vettek részt, valamint magyar TACEVAL tisztek szervezték, ellenőrizték és értékelték a gyakorlatot. Az MBDA⁷⁰ szakemberei meglepéssel szóltak a célyagról, kivéve a célyag **alacsony rádiólokációs visszaverő felületét**, ami véleményük szerint, az MCP-k (radar) rossz működését okozta ([66], [67]). Ezen kívül az előzetes repülési tesztek alkalmával az MCP-SHORAR radarja csak alkalmoszerűen és látszólag véletlenszerűen tudta felderíteni és követni a METEOR-3 repülőgépet. Ellenben az SZT-68U lokátorral, amely folyamatosan képes volt annak követésére [66]. A sokéves rossz tapasztalatok alapján, felvetődött a probléma kivizsgálásának szükségessége, valamint a beépített Luneberg-reflektor vizsgálatának igénye.

Ismert tény, hogy: „*rádiólokátorok üzemében gyakran fordul elő, hogy az adott típusú, sugárirányban távolodó légcél észlelése a **fordulóban** tartósan vagy – kisebb távolságon – időszakosan megszakad: A célt ilyenkor csak a forduló befejezése után, az elvesztésnél kisebb távolságról lehet ismét felderíteni*” [217]. Ezt a jelenséget több tényező együttesen vagy külön-külön is előidézhetheti a repülés alatt, ezek közül néhány fontosabb [217]:

- „*csökkent a reflektált jel kiemeléséhez szükséges integrált impulzusok száma*”;
- „*kiseb lett a céltárgy rádiólokációs visszaverő felülete*”;
- „*a cél a sugárnyalábok holtterébe került*”;
- „*polarizációs torzítás lépett fel*”;
- a cél nem megfelelő sugárirányú sebessége (MTI, vak sebesség).

A célrepülőgép helyes tervezésével és gyártásával csökkenthető a polarizációs veszteségből és a rádiólokációs visszaverő felület csökkenéséből adódó rádiólokációs célvesztés. Jelen fejezetben elsősorban az előző szempontokra összpontosítok, az alkalmazás során betartandó követelményeket az utolsó fejezetben ismertetem („*A METEOR-3R célrepülőgép alkalmazása és pályatervezése a MISTRAL légvédelmi rakétakomplexum gyakorlatain*” című fejezetben).

A célrepülőgépek felépítésükből, méretükből és az előállításuknál alkalmazott kis rádiólokációs visszaverő képességű anyagokból (műanyag, fa, üvegszál vagy szénszál erősítésű kompozit anyagok) adódóan alacsony rádiólokációs visszaverő felülettel rendelkeznek. Ugyanakkor a **hagyományos** – nem lopakodó technológiával gyártott – támadó repülőgépek ([116], [150]) az X-sávban néhány **m²-es** nagyságrendtől néhányszor **100 m²-es** rádiólokációs visszaverő felületűek, ezért, ha a gyakorlatokon, éleslövészeteken a radar rendszerek tesztelése, használatának begyakorlása a feladat, akkor a UAV-kat el kell látni olyan eszközzel/eszközökkel, amelyek additív módon megnövelik rádiólokációs visszaverő felületüket, ezúton javítják felderíthetőségüket.

Az egyik leggyakrabban alkalmazott rádiólokációs felületnövelő eszköz a Luneberg-reflektor, ami a METEOR-3R típusú célrepülőgépen is megtalálható. A **Magyar Honvédség** a MISTRAL légvédelmi rakétakomplexum gyártójának **ajánlása** szerinti **18 cm** átmérőjű

⁶⁹ Jelenleg: 12. Arrabona Légvédelmi Rakétaezred

⁷⁰ MBDA – A brit és a francia Matra BAe Dynamics, francia Aerospatiale Missiles és az olasz Alenia Marconi Systems 2001 évi egyesüléséből létrejött cég, <http://www.mbda.co.uk/>.

Luneberg-reflektort szerzett be, amelyet beépítésre átadott a repülőgép gyártójának⁷¹, hogy biztosítsa annak kívánt – valódi támadó repülőgéppel összemérhető – rádiólokációs visszaverő felületét. Az MCP felderítő radar, a célrepülőgép alacsony rádiólokációs visszaverő felületéből adódó, hibás működésének bizonyítéka vagy ellenbizonyítéka kizárólag – a beépített Luneberg-reflektorral együtt – a célrepülőgép rádiólokációs visszaverő felületének **mérése**. A METEOR-3 célrepülőgép típus feltételezett rádiólokációs visszaverő felülete szemből – szimmetrikus Luneberg-reflektor szerelés esetén – mérve, a szimmetriatengelytől $\pm 50^\circ$ -os fél visszaverő felülettel határolt kúpszögön belül legalább 4 m^2 (2. táblázat, [184], [192]). Az érték megfelel egy F-16-os vadászgép rádiólokációs visszaverő felületének ([116], [150]). Ha méréssel megerősítem a rádiólokációs visszaverő felületének specifikációját, akkor a célrepülőgép megfelel a vele szemben – rádiólokációs visszaverő felület szempontjából – támasztott célimitációs követelményeknek. A célrepülőgép bizonytalan rádiólokációs felderítése és követése, gyakorlatilag a MISTRAL légvédelmi rakétakomplexum **magyarországi üzemeltetésével egyidős**. A hosszú ideje megoldatlan, érdekes probléma mérés technikai és üzemeltetési kérdései felkeltették érdeklődésemet és olyan mérés technikai megoldást kerestem, amely lehetővé teszi a Luneberg-reflektor (vagy más tárgyak) rádiólokációs visszaverő felületének meghatározását. Az antennamérésekre felkészült, jól felszerelt laboratóriumoknak is kihívást jelentenek a hasonló jellegű mérések, amit igazol a számos publikáció, a korszerű valamint a hagyományos mérési elvek ismertetéséről. Azonban ilyen laboratórium nem állt rendelkezésemre, így olyan elérhető műszerezettség kellett a problémát megoldanom, amely szoftveres segítséggel, valamint jól megtervezett mérés sorozattal összehasonlíthatóvá teszi az „ismeretlen” Luneberg-reflektor és a referencia tárgy rádiólokációs visszaverő felületét.

A fejezetben röviden ismertetem a rádiólokációs visszaverő felület méréséhez szükséges meghatározásokat és elméleti háttérrel, valamint a rádiólokációs visszaverő felület méréséhez szükséges mérőparkot, annak működési elvét. A felhasznált műszer, szokatlan funkciójú – a frekvencia tartománybeli reflektometria elvén működő – hordozható kábel és antenna hibahely analízátor. A hasonló méréseket időtartománybeli opcióval rendelkező, vektoriális hálózat analízátorral szokás megoldani, de megfelelő frekvencia tartományú (X-sáv) nem állt rendelkezésemre, ezért az általam kifejlesztett **szoftverrel** és az ANRITSU gyártmányú⁷² **SITEMASTER S820A** [161] műszerrel történt a rádiólokációs visszaverő felület meghatározása. A szoftver alkalmazásához elengedhetetlen a frekvencia tartománybeli reflektometria, így a köré csoportosítható jelfeldolgozási ismeretek megértése és alkalmazása. Ezeket egy **tanulmányomban** már összefoglaltam [116], azonban jelen értekezés keretei nem teszik lehetővé annak teljes ismertetését. Az előtanulmányként elvégzett, rádiólokációs visszaverő felület meghatározására irányuló kísérletek eredményeinek köszönhetően, értekezésemben számszerűsíthető mérési eredményekkel tudom alátámasztani a Luneberg-reflektor és a reflektorral szerelt orrkúp rádiólokációs felderíthetőségét.

Másrészről, a fejezetben **alternatív megoldásokat** mutatok be a célrepülőgépek rádiólokációs visszaverő felületét növelő eszközökre, különféle radar reflektorok alkalmazására, tulajdonságainak összehasonlítására.

2.1. A RÁDIÓLOKÁCIÓS VISSZAVERŐ FELÜLET

A különféle testeket rádiólokációs jel visszaverő képesség szempontjából a rádiólokációs visszaverő felülettel jellemezzük. A rádiólokációs visszaverő felület mérése a **radaregyenletek** alapján történik, amelynek levezetése monosztatikus, azonos polarizációjú adó-vevő antennákra és rektilineáris visszaverő felületre megtalálható több szakirodalomban ([134], [137], [138], [139], [144]).

⁷¹ Aero-Target BT

⁷² <http://www.anritsu.com/>

2.1.1. A RÁDIÓLOKÁCIÓS VISSZAVERŐ FELÜLET DEFINÍCIÓJA

A céltárgyak radarhullám visszaverő képességét a **rádiólokációs visszaverő felülettel** jellemezzük (σ , RCS - Radar Cross Section). A rádiólokációs visszaverő felület definíciója a következő:

$$\sigma = 4\pi \lim_{R \rightarrow \infty} r^2 \frac{|E_R|^2}{|E_b|^2} = 4\pi \lim_{R \rightarrow \infty} r^2 \frac{|H_R|^2}{|H_b|^2} \quad (1)$$

Ahol az E_R és a H_R a szórt térerősség vektor elektromos és mágneses összetevője a céltárgytól R távolságra, míg az E_b és a H_b a céltárgy helyén a beeső értékek. A távoli szórt tér egzakt (síkhullámok) matematikai megoldása csak teljes koordináta felületet alkotó céltárgyak esetén lehetséges [134].

A beeső és visszavert térkomponensek viszonya függ a beeső, a visszavert hullám, valamint a vevőantenna polarizációjától. A céltárgy szórás mátrixa a lineárisan polarizált hullám esetén a térkomponensek közötti kapcsolatot adja meg. A lineárisan polarizált esetre az RCS a következő:

$$\sigma = 4\pi \lim_{R \rightarrow \infty} r^2 \frac{|E_R \mathbf{e}_v|^2}{|E_b|^2} \quad (2)$$

$$E_R = S E_b$$

Ahol az S a céltárgy szórás mátrixa és az \mathbf{e}_v a vevő polarizációját jelző egységvektor ([134], [168]).

A rádiólokációs visszaverő felület megmutatja a cél elektromágneses hullámok visszaverő képességét a vevőantenna irányába, azaz az **egységnyi térszögbe** eső vevő irányába visszavert teljesítmény valamint a tárgyra érkező elektromágneses hullám **teljesítménysűrűség hányadosa** (egységnyi felületre eső teljesítmény). Mértékegysége a m^2 .

2.2. A RÁDIÓLOKÁCIÓS VISSZAVERŐ FELÜLET NÖVELÉSÉRE ALKALMAS LUNEBERG-REFLEKTOROK ISMERTETÉSE

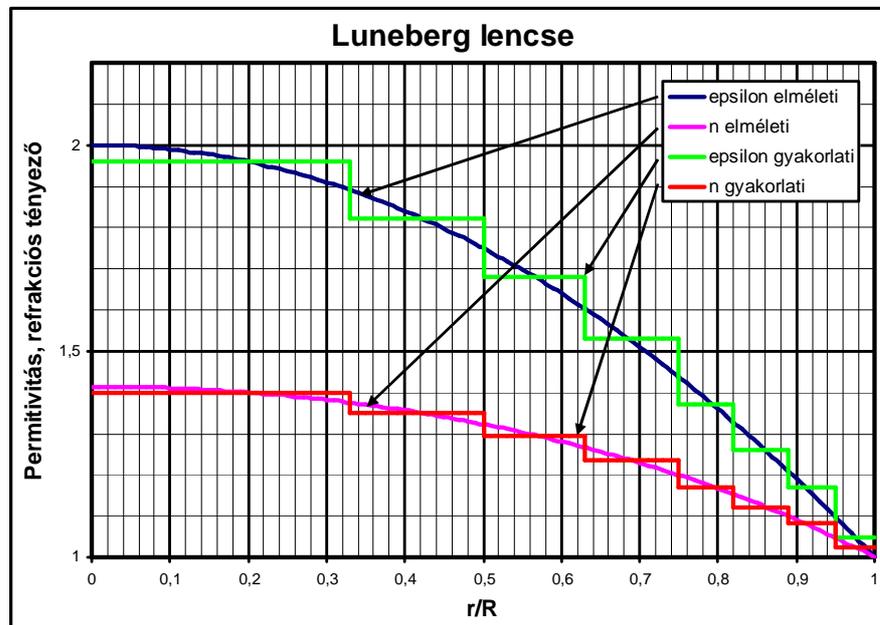
Napjaink célrepülőgépein a leggyakrabban alkalmazott rádiólokációs visszaverő felület növelő eszköz a Luneberg-reflektor, így helyes alkalmazásához, megfelelő típus választásához meg kell ismerni jellemzőit. A következő alfejezetben célrepülőgépeken alkalmazható rádiólokációs felület növelő eszközök előnyös és hátrányos tulajdonságait összevetem a Luneberg-reflektorral.

2.2.1. LUNEBERG-LENCSÉK MŰKÖDÉSE

A **Luneberg-lencse** (az ilyen törésmutató profilt javasló, német származású, Egyesült Államokban kutató, **Rudolf Karl Luneberg** matematika professzor (1903÷1949) neve után) egy olyan koncentrikus, változó dielektromos állandójú (Gradient Index, GRIN) – a gyakorlatban héjából álló – gömb, amely a beeső párhuzamos irányultságú (síkfelületű) rádiófrekvenciás sugárzás irányát a gömb belsejében úgy változtatja meg, hogy az a lencse felületének egy adott pontján koncentrálódik. A lencse, a rávetülő sík rádióhullámokat, azok irányától függően, mindig a besugárzás irányával ellentétes oldalon koncentrálja. Azaz, a lencsének végtelen számú fókuszpontja létezik, nincs egy kiüntetett optikai tengelye, az egyszerű lencsékkel ellentétben.

Azokat a részlegesen fémezett felületű Luneberg-lencsákat, amelyek az adott tárgyra rögzítve, annak rádiólokációs visszaverő felületének passzív, additív növelésére szolgálnak, **Luneberg-reflektornak** nevezik. A Luneberg-reflektorokat egy adott, a rádiófrekvenciás jel beesésével ellentétes oldalon lévő, térszögben, vagy egy ekvatoriális sávban – egy fémezett

felületből álló – reflektorral látják el. A fémezett gömbfelületről, a rádiófrekvenciás jelek párhuzamos nyalábban visszaverődnek annak forrásába. Az első típus a **monosztatikus** Luneberg-reflektor – a fémezés által meghatározott tengelyre – adott térszögben elhelyezkedő forrás jelét – a fémezéssel ellentétes oldalról – visszaveri. A második típus az **ekvatoriális** Luneberg-reflektor, a lencse egyenlítőjének síkjában vagy a síkjától, egy bizonyos maximális szöggel fentebb vagy lentebb lévő forrás jelét visszaveri annak irányába.



1. ábra: Luneberg-lencse permittivitas és törésmutató profilja [196]
(szerkesztette: Koncz Miklós)

A Luneberg-reflektor az optikai törés és visszaverődés elvén, ugyanazt a hatást éri el, mint a sarokreflektor, de annál szélesebb nyílásszöggel működőképes. Az ideális, levegő közegben működőképes, Luneberg-lencse egy olyan R sugarú gömb, amelynek törési indexe (refrakciós index) a felszíntől a magig $n=1$ -től $n=\sqrt{2}$ -ig változik, a (3) kifejezés szerint. A törésmutató elméleti, átmenet nélküli, fokozatmentes változását, koncentrikus héjakat alkotó habosított műanyag dielektromos állandójának fokozatos átmenetével közelítik. A kialakítandó gyakorlati valamint az elméleti törésmutatónak, és az azt meghatározó relatív dielektromos állandónak (permittivitas) a gömb sugara menti alakulását mutatja az ábra (1. ábra). A gömböt alkotó anyagnak/anyagoknak a relatív permeabilitását egységnyinek és állandónak feltételezzük.

$$n(r) = \sqrt{2 - \left(\frac{r}{R}\right)^2} \quad n = \sqrt{\epsilon_r \mu_r} \quad \mu_r = 1 \quad \epsilon(r) = 2 - \left(\frac{r}{R}\right)^2 \quad (3)$$

Ahol az n a refrakciós index, az r a középponttól mért távolság, az R a lencse sugara, az ϵ a permittivitas, a μ a permeabilitás. A Luneberg-lencse csak a külső héjnak megfelelő, $n=1$ **törésmutatóval** rendelkező **közegben** elhelyezve működik megfelelően.

A Luneberg-reflektor rádiólokációs visszaverő felület – optikai közelítéssel – egyenesen arányos a f frekvenciával, továbbá négyzetesen arányos a lencse r átmérőjével (4).

$$\sigma(dBm^2) = -88,63 + 20 \lg(r^2 f) \quad (4)$$

Ahol a σ a rádiólokációs visszaverő felület dBm^2 ($dBsm^{73}$), a reflektor sugara mm , a frekvencia GHz mértékegységben. A kifejezés nem veszi figyelembe a dielektromos és egyéb veszteségeket, így a Luneberg-reflektor rádiólokációs visszaverő felületét felülről becsüli ([199],

⁷³ $dBsm$ – dB square meter: dBm^2

[200]).

2.2.2. LUNEBERG-REFLEKTOROK OSZTÁLYOZÁSA

A rádiólokációs visszaverő felület növelésére szolgáló Luneberg-reflektorokat, a tulajdonságaik alapján, a következőképpen osztályozhatjuk. A Luneberg-reflektor által visszavert jel polarizációja lehet ([94], [184], [186], [187], [197]):

- **rektilineáris:** visszavert jel azonos polarizációjú a besugárzott jelével. A radar rendszerek egy része horizontális polarizációjú, a kisugárzott és vett jel polarizációja megegyezik. Ilyen esetben a rektilineáris polarizációjú lencsét kell alkalmazni. Ezek széles sávú eszközök, a specifikált, teljes frekvenciasávjukban működőképesek ([183], [184], [186], [187]);
- **cirkuláris:** Egyes radar rendszerek cirkuláris polarizációt alkalmaznak a csapadék okozta csepphetás csökkentése érdekében. A cirkuláris Luneberg-reflektorok érzékenyek az esőcseppek okozta polarizációváltozást okozó reflexióra, mert azonos irányú cirkuláris polarizációval verik vissza a radarjelet, ellentétben a trihedrális reflektorokkal és sík felületű visszaverőkkel. Általában keskeny frekvencia tartományban működőképesek, nem fedik le a teljes sávot (Lun`tech szóbeli egyeztetés [185]), ezért az adott radarrendszer frekvenciájára kell gyártatni).

A Luneberg-reflektor által visszavert jel iránya, az adó és vevő antenna egymáshoz viszonyított térbeli pozíciója alapján, a Luneberg-lencse lehet:

- **monosztatikus:** A radar adó és vevő párja azonos helyen van, a beeső és visszavert jel nulla fokos szöget zár be egymással ([94], [184], [192]);
- **ekvatoriális monosztatikus:** Az adó vevő antenna nulla szöget zár be a lencse középpontjával, azaz az adó és a vevő azonos pozícióban van (monosztatikus lencse egy speciális esete). A Luneberg-reflektor fő síkjában, a lencse középpontjába néző pozícióban vagy bizonyos szöggel lentebb vagy fentebb helyezkedhet el a radar adó-vevő párja. Az ekvatoriális lencse gyakorlatilag körbejárható a monosztatikus radarrendszerrel, valamint a síkja által meghatározott övezetben specifikált rádiólokációs visszaverő felülettel rendelkezik [187].
- **bisztatikus:** A radar adó- és vevő antennája térben elkülönül, néhány fokos (bisztatizmus szöge – angle of bistatism) szöget zár be a Luneberg-reflektor középpontja által meghatározott iránnyal. A lencse főirányában rá jellemző térszögben (nyílásszögben) monosztatikusként is alkalmazható, azonban a ráeső rádióhullámot nem csak a beesés szögében veri vissza, hanem a bisztatizmus szögének irányában is. A fő irányban mért monosztatikus és bisztatikus rádiólokációs visszaverő felület között megközelítőleg 2 és 6 közötti arány lehetséges [186];

A Luneberg-reflektorokat osztályozhatjuk a működési frekvencia tartomány (sáv), alkalmazás, nagyság, továbbá egyéb tulajdonságaik szerint is.

2.3. A CÉLREPÜLŐGÉPEK LUNEBERG-REFLEKTORAINAK ALKALMAZÁSI ALAPELVEI, VALAMINT RÖVID ÖSSZEHASONLÍTÁSA MÁS RÁDIÓLOKÁCIÓS FELÜLET NÖVELŐ ESZKÖZÖKKEL

A célrepülőgépek többségén, így a METEOR-3R típuson is, a **légvédelmi rakétarendszer gyártójának ajánlása szerint**, egy 18 cm átmérőjű Luneberg-reflektort alkalmaznak, a kívánt rádiólokációs visszaverő felület elérésére. A Luneberg-reflektor előnye, hogy széles szögterületen egyenletesen nagy rádiólokációs visszaverő felületet biztosít. Napjaink technikai fejlődése – a célrepülőgépeken is alkalmazható méretben és tömegben – új lehetőségeket ad a céltárgyak radar válaszában rugalmas megválasztására. A hagyományos rádiólokációs felület

növelő eszközökkel szemben, programozhatóan képesek különféle repülőgépeket szimulálni. Az alfejezetben a hagyományos reflektorok mellett az új aktív válaszipulzus adók is röviden ismertetésre kerülnek.

2.3.1. CÉLREPÜLŐGÉPEKEN ALKALMAZOTT LUNEBERG-REFLEKTOROK RÖVID ÖSSZEHASONLÍTÁSA MÁS RÁDIÓLOKÁCIÓS FELÜLET NÖVELŐ ESZKÖZÖKKEL

A Luneberg-lencsék széles alkalmazási köréből – az értekezés szempontjából releváns – célrepülőgépek, radar rendszerek által, **nagyobb valószínűségű felderíthetőségét** biztosító, a rádiólokációs visszaverő felület növelésére szolgáló Luneberg-reflektorok és egyéb visszaverő felület növelő eszközök összehasonlító elemzését végzem el.

Célrepülőgépek rádiólokációs visszaverő felületét a következő eszközök alkalmazásával szokásos növelni [116]:

- Luneberg-reflektor;
- szögvisszaverők, ezek közül is a nagy oldal- és magassági nyílásszög tartománnyal rendelkező trihedral, vagy trihedral csoport (cluster), például oktahedral, jöhet számításba;
- rádiólokációs válaszjel adó;
- aktív válaszipulzus adó (RSS).

A tulajdonságok között igen fontos a széles **oldal- és magassági szög** (nyílásszög) tartományban egyenletes, nullhelymentes, megfelelő rádiólokációs visszaverő felület biztosítása. A repülőgép folyamatosan változtatja térbeli pozícióját, ezért zavaró lehet annak időnkénti eltűnése, majd újra megjelenése a radar képernyőjén. A célrepülőgépek pályatervezése során figyelembe kell venni a rádiólokációs felület növelő eszközök tulajdonságait, különös tekintettel az aktív oldal- és magassági szög tartományra. A felsorolt rádiólokációs visszaverő felület növelő eszközök néhány jellemző tulajdonságát mutatom be a következőkben.

2.3.1.1. Szögvisszaverők

A **szögvisszaverők** mechanikusan látszólag a legegyszerűbb szerkezetek, bár gyártási pontosságuk ([166], [207]) nagyban meghatározza az általuk képviselt rádiólokációs visszaverő felületet. Egyedül a széles nyílásszög tartományú derékszögű háromszög lapokból álló **trihedralt** vagy **oktahedralt** alkalmazzák célrepülőgépeken ([116], [203], [206]). A típus néhány kiemelendő tulajdonsága:

- passzív válaszó, **nem igényel külső energiaforrást**;
- nem igényel karbantartást, csak mechanikus sérülés esetén kell kicserélni;
- kisebb válasz nyílásszög tartomány, mint a Luneberg-reflektornál;
- nem áramvonalas, ezért radommal kell ellátni;
- **széles frekvencia tartományban** működőképes, akár S-sávtól X-sávig. A besugárzó radar frekvenciájával négyzetesen nő a rádiólokációs visszaverő felülete ([116], [139], [150], [153], [215]):

$$\frac{4\pi a^4}{3\lambda^2} \approx 4,19 \frac{a^4}{\lambda^2} \quad \lambda < a \quad (5)$$

ahol az a a trihedral (amiből az oktahedral áll) oldalhossza, a λ a radarrendszer hullámhossza. Az S-sávban (10 cm körüli hullámhossz), legalább 100 cm oldalszélességű trihedral esetén elfogadható hibával közelíti a fenti kifejezés (5) a valóságos rádiólokációs visszaverő felület értékét. Egy 18 cm oldalhosszúságú trihedral maximális rádiólokációs visszaverő felülete **3 GHz-en 0,44 m²** körüli (a fenti összefüggést alkalmazva, közelítő érték), **9 GHz-en 4 m²**, **20 °** körüli fél kúpszöggel (fél rádiólokációs

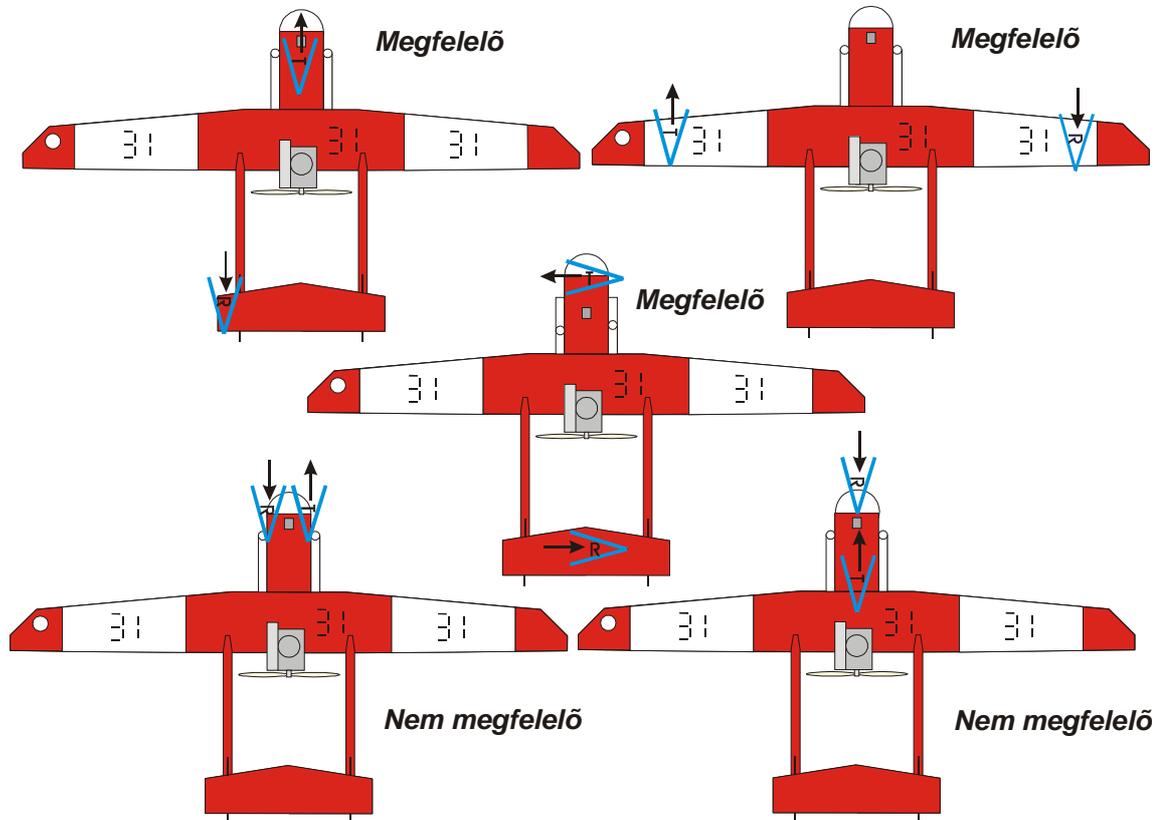
- visszaverő felület);
- ha a széles szögtartomány érdekében visszaverő csoportot alkalmaznak (oktahedral), akkor a radarválasz iránykarakterisztikájában éles csúcsok, mély beszívások és nullhelyek lehetnek ([116], [206]);
 - oldalszög tartományban megfelelő átlagos rádiólokációs visszaverő felület jellemzi, az úgynevezett „esőfogó” pozícióban;
 - látszólag egyszerű mechanikai felépítés, de nagy precizitást igényel a gyártásnál (mérőlegesség);
 - kis tömegű ([116], [206]);
 - nehézkesen rögzíthető;
 - alapvetően monosztatikus, rektilineáris polarizációjú;
 - a trihedral és az oktahedral sarokreflektor páratlan-visszaverődés számú, azaz a polarizációt nem, csak az E tér irányát ellentétesre változtatja. A cirkuláris polarizációjú radarok esetén ellentétes polarizációs iránnyal veri vissza a radarjelet;
 - lineáris polarizációjú radarrendszer esetén polarizációs torzítás okozta, a repülőgép nem vízszintes pozíciójából eredő, látszólagos rádiólokációs visszaverő felület csökkenés nem jelentkezik;
 - trihedral és az oktahedral cirkuláris polarizációjú radarrendszerek esetén nem alkalmazható rádiólokációs visszaverő felület növelőként;
 - alacsony költségű ([116], [206]).

2.3.1.2. Luneberg-reflektorok

A **Luneberg-reflektorok** előnyei valamint a hátrányai – kiemelve a célrepülőgépek szempontjait – a következők:

- homogén radarválasz, széles nyílásszögben ([94], [116], [184], [186], [187], [193], [196], [206], 4. ábra);
- a visszavert rádióhullám polarizációja azonos a beérkezőjével rektilineáris reflektor esetén;
- megfelelően választott reflektorral korlátozott mértékű bisztatizmus megvalósítható;
- megfelelően választott reflektorral cirkuláris polarizációjú reflexió valósítható meg (csapadék védettség);
- **ekvatoriális reflektorral** 360 °-os oldalszög mellett, $\pm 15^\circ$ magassági szögtartomány tartozik fél rádiólokációs visszaverő felülettel határolt aktív térszektorhoz [187];
- három reflektor alkalmazásával, szélesebb magassági szög mellett, mérsékelt beszívásokkal a teljes oldalszög tartomány lefedhető ([201], [206]), de az így létrehozott reflektor csoport mérete és formája megnehezíti, vagy lehetetlenné teszi a repülőgépen való elhelyezést;
- passzív válaszadó, **nem igényel külső energiaforrást**;
- nagy biztonsággal és határozottan kiemeli a megfigyelt tárgy radarképét;
- az egyik legnagyobb nyereségű felület növelő eszköz;
- nem igényel karbantartást;
- a javasolt radommal ellátva mechanikusan szilárd;
- viszonylag **kis tömegű**;
- **aerodinamikailag kedvező** formájú;
- gyári rögzítővel biztonságosan beépíthető;
- a rektilineáris Luneberg-reflektor páratlan-visszaverődés számú, azaz a polarizációt nem, csak az E tér irányát változtatja ellentétesre, cirkuláris polarizációjú radarok esetén ellentétes polarizációs iránnyal veri vissza a radarjelet;

- a cirkuláris polarizációjú Luneberg-reflektor azonos cirkuláris polarizációval veri vissza a radarjeleket;
- lineáris polarizációjú radarrendszer esetén polarizációs torzítás okozta, a repülőgép nem vízszintes pozíciójából eredő, látszólagos rádiólokációs visszaverő felület csökkenés nem jelentkezik;



2. ábra: Rádiólokációs válaszjel adó adóantenna (T) és vevőantenna (R) néhány lehetséges elhelyezésének bemutatása helyes és helytelen példákkal (Lun`tech ajánlása szerint, szerkesztette: Koncz Miklós)

- cirkuláris polarizációjú radarrendszerek esetén csakis cirkuláris polarizációjú Luneberg-reflektor alkalmazható rádiólokációs visszaverő felület növelőként, ilyenkor a polarizációs torzítás okozta, a repülőgép nem vízszintes pozíciójából eredő, látszólagos rádiólokációs visszaverő felület csökkenés nem jelentkezik;
- magas költségű [116], azonban megfontolandó a hajózásban alkalmazott alacsony árú reflektorok – tesztelés utáni – alkalmazása.

2.3.1.3. Rádiólokációs válaszjel adó

A **rádiólokációs válaszjel adó** (Lun`tech, [116]) egy olyan elektronikus eszköz, ami szélessávú, megfelelő polarizációjú és nyílásszögű vevő valamint adóantennából, szűrőkből, erősítőből és programozható csillapítóból áll. Az erősítés változtatásával, széles tartományban változtatható a szimulált rádiólokációs visszaverő felület. Előnyei a következők:

- kisebb méretben, nagyobb rádiólokációs visszaverő felület valósítható meg (Lun`tech: $0,5\text{m}^2 \div 10\,000\text{m}^2$ [116]);
- széles szögtartományban megvalósítható az asztigmatizmus, az antennák elhelyezésétől függően;
- polarizáció az antennákkal és elhelyezésükkel választható;
- lineáris polarizációjú radarrendszer és lineáris polarizációjú válaszjel adó antennák esetén **polarizációs torzítás** okozta, a repülőgép nem vízszintes pozíciójából eredő,

például bedöntött fordulókban jelentkező, látszólagos rádiólokációs visszaverő felület csökkenés számottevő lehet, amely akár rádiólokációs célvesztéssel is járhat;

- cirkuláris polarizációjú radarrendszer és cirkuláris válaszjel adó antennák esetén polarizációs torzítás okozta, a repülőgép nem vízszintes pozíciójából eredő, látszólagos rádiólokációs visszaverő felület csökkenés nem jelentkezik;
- a rádiólokációs visszaverő felületéhez képest a relatív fizikai méret kicsi;
- a vételi és reflektálási szögtartomány az antenna/antennák paramétereitől széles határok között megválasztható;
- a rádiólokációs visszaverő felület – távolság vagy más paraméter függvényében – programozhatóan megválasztható;
- **aktív eszköz**, így tápellátásáról gondoskodni kell, ami plusz terhet jelent a repülőgépen;
- bizonyos típusnál az antennák elhelyezése kritikus, a vevő és adó antennát egymástól fizikailag el kell választani (Lun`tech javaslata szerint, legalább 1 m-re, továbbá ne azonos tengelyt világítson meg a két antenna (2. ábra)), bizonyos hajózásban alkalmazott típusoknál a vevő és adó antenna egy fizikai egységben helyezkedik el. Ez a típus (Sea-Me) teljes oldalszög tartományt le tud fedni ([206], [208]), keskeny (Marineband, $9,32 \div 9,5$ GHz) tengerészeti frekvencia tartományban, de kisebb rádiólokációs visszaverő felülettel ([208], [209]);
- az antennák közötti áthallás (különösen, ha nagy rádiólokációs visszaverő felület elérése a cél) csak az antennák nyílásszögének csökkentésével lehetséges. Így a rádiólokációs visszaverő felület növelése kizárólag kis szögtartományban valósítható meg (Lun`tech: $\pm 35^\circ$ [116]).

A katonai célú változat ára igen magas (Lun`tech, [116]), ellenben a széles vízszintes nyílásszöggel rendelkező hajózási változat ára igen kedvező, de frekvencia tartománya nem felel meg a MISTRAL komplexum radarjának ([116], [208], [209]). A rádiólokációs válaszjel adó továbbfejlesztett változata az aktív válaszipulzus adó.

2.3.1.4. Aktív válaszipulzus adó

Az aktív válaszipulzus adó (RSS – Radar Signature Simulator) egy sokrétű, összetett eszköz, amely elektronikus úton tárolja⁷⁴, majd módosítja a vett és tárolt radarjelet, azután azt visszasugározva éri el a kívánt radarképet. A jel tároló, valamint módosító képessége különbözteti meg a rádiólokációs válaszjel adótól, és teszi képessé összetett radarképek szimulációját. Képes szimulálni [6]:

- különféle Doppler-profil;
- felvillanó, nem tiszta jelet;
- hajtómű modulációt;
- formációs repülést (több repülőgép egymás mögött);
- fedélzeti orrkúp radart.

Az aktív válaszipulzus adó célrepülőgépeken való alkalmazásával széles tartományban tetszőlegesen megválasztható a „virtuális visszaverő felület” nagysága, manipulálható a létrehozott radar ernyőkép. Akár adott repülőgép típus jellegzetes reflektált jele (radar signature) előállítható, ami biztosítja a valósághű cél szimulációt. Az értekezés írásának időpontjában az aktív válaszipulzus adó (RSS) csúcstechnológiát képvisel, így ára nem teszi lehetővé alacsony költségű repülőgépeken való alkalmazását [116].

⁷⁴ DRFM – Digital Radio Frequency Memory: digitális rádiófrekvenciás memória

2.3.2. LUNEBERG-REFLEKTOROK ALKALMAZÁSI ALAPELVEI A CÉLREPÜLŐGÉPEKEN

A METEOR-3 típuscsalád repülőgépeit számos más célrepülőgéphez hasonlóan, Luneberg-reflektorral látták el (2. kép, 6. kép) a kívánt rádiólokációs visszaverő felület és felderíthetőség eléréséhez [127]. Alkalmazásakor figyelembe kell venni néhány alapvető szabályt:

- a reflektor hátsó oldalán lévő fémezés irányával ellentétes főirányban „működőképes” a lencse;



6. kép: British Aerospace 18 cm átmérőjű Luneberg-reflektorának alkalmazása az AERO-TARGET BT. gyártmányú Ugly Duckling és a METEOR-3R típusú TUAV-n (fényképezte: Görög György, Koncz Miklós)

- a Luneberg-reflektor fél rádiólokációs visszaverő felületéhez tartozó nyílásszöge (teljes kúpszög) körülbelül 110° ([184], 4. ábra);
- a 18 cm átmérőjű monosztatikus, rektilineáris Luneberg-reflektor a főirányában az X sáv közepén, körülbelül $5,5 \text{ m}^2$ ([192], [184]) rádiólokációs visszaverő felülettel rendelkezik, ami megfelel egy F-16-os vadászgépnek ([116], [150]);
- ha a repülőgép orrkúpjába szerelik, akkor csak a közeledő TUAV rádiólokációs felderíthető (6. kép);
- ha közeledő, távolodó repülőgép rádiólokációs felderíthetősége a cél, akkor – a repülőgép megfelelő kialakítása mellett – az orrkúpba és a farkúpba is szükséges egy-egy Luneberg-reflektort elhelyezni [202];
- a Luneberg-reflektor egyik tervezési feltétele a körülvevő médium dielektromos állandója (levegő vagy a **radom**), ezért a beépítő szerelvény kiválasztásánál a gyártó erre vonatkozó ajánlását be kell tartani;
- a Luneberg-reflektort mindig a saját **szerelvényeivel** és radomjával ajánlott szerelni, a megfelelő mechanikus rögzítés, valamint elektromos tulajdonságokra való tekintettel⁷⁵;
- a külső burkolat védi a lencsét a mechanikus hatástól, nagysebességű repülőknél a menetszél **eróziós** hatásától, ezért a radom nélküli Luneberg-reflektor alkalmatlan nagysebességű (200 km/h feletti) repülőgépekhez;
- a radom részben megvédi a lencsét az időjárás hatásától, az **átnedvesedett** (a polisztirol hab enyhén nedvszívó tulajdonságú) lencse működésképtelen, a víz dielektromos állandója igen nagy⁷⁶, és **tartósan** megváltoztatja a tervezett dielektromos gradienst;
- a radom nem véd a csapadékos időben, a **felületén felhalmozódó víz**, dielektromos gradienst megváltoztató hatásától, de legalább megakadályozza az előző problémát;
- a szállítás és alkalmazás során óvni kell a lencsét mechanikus behatásoktól, a puha polisztirol hab rétegek méretbeli, továbbá alakj torzulásától;
- az egyszer komolyabb **sérülést szenvedett** lencse alkalmatlan megbízható színvonalas

⁷⁵ A METEOR-3 esetén a **Magyar Honvédség által beszerzett** Luneberg-reflektort alkalmaztuk, amihez a beszerző semmilyen gyári szerelvényt sem vett meg.

⁷⁶ víz $\epsilon_r = 80,1$ 20°C -on

szolgáltatásra;

- a Luneberg-reflektort célszerű szimmetrikusan vagy a pályatervezés során kapott átlagos magassági szögnek megfelelően (nehézség a pontos szög beállítása) rögzíteni a repülőgép orrkúpjában.

A fenti szabályok valamint megfelelően kialakított repülési pálya esetén a Luneberg-reflektor, bizonyos ismertett korlátozásokkal, alkalmas megfelelő rádiólokációs visszaverő felület biztosítására.

2.3.3. RÁDIÓLOKÁCIÓS VISSZAVERŐ FELÜLET NÖVELŐ ESZKÖZÖK ÖSSZEFOGLALÁSA

Egy támadó repülőgépet élethűen imitáló célrepülőgépnél fontos, hogy széles térszög tartományban egyenletesen nagy rádiólokációs visszaverő felülettel rendelkezzen, nullhelyektől vagy beszívásoktól mentesen. A nullhelyek kiszámíthatatlanul – a repülőgép térbeli pozíciójától függő – el-eltűnő képet eredményezhetnek a radarernyőn, ami zavaró lehet a kezelő állomány számára.

A hagyományos **Luneberg-reflektorral** felszerelt repülőgép közeledő pályán viszonylag széles térszög tartományban egy reális fenyegetést jelentő harci repülőgépnek megfelelő rádiólokációs visszaverő felületet képvisel, azonban távolodó vagy nem jól megválasztott pályán, kis rádiólokációs visszaverő képességgel rendelkezik. A repülőgépen **hátrafelé néző reflektor** elhelyezése csökkenti a holtter nagyságát, továbbá bizonyos esetekben növeli a repülőgép rádiólokációs felderíthetőségét. Az **ekvatoriális Luneberg-reflektor** minden irányban, adott térsávban megfelelő rádiólokációs visszaverő felülettel rendelkezik. Célrepülőgépekre telepítése ajánlott, ha a pálya teljes hosszában szükséges a repülőgép rádiólokációs felderíthetőségének biztosítása. A katonai célú Luneberg-reflektorok ára igen magas, ezért megfontolandó polgári célú, esetleg több lencséből álló, széles oldalszög tartományban egyenletes rádiólokációs visszaverő felülettel rendelkező típusok tesztelése ([116], [201]).

A sarokreflektorok közül az **oktahedral** jöhet számításba, mely teljes térszög tartományban képes a radarhullámok visszaverésére, azonban igen keskeny sávú nagy csúcsok, valamint beszívások jellemzik az oldal- és magassági szög függvényében vett rádiólokációs visszaverő felületét. Oldalszög tartományban megfelelő átlagos rádiólokációs visszaverő felületet képvisel, az úgynevezett „esőfogó” pozícióban. Alacsony költsége és könnyű gyárthatósága miatt alkalmazása célszerű lehet.

A fejlődés egyértelműen az **aktív eszközök** irányába mutat, polgári gyártmányok alacsony költséggel, széles nyílásszög tartományban képesek a Luneberg-reflektoroknál nagyobb rádiólokációs visszaverő felületet imitálni, adott keskeny frekvencia tartományban. Ha nagy rádiólokációs visszaverő felületre van szükség, széles frekvenciasávban, akkor megfelelően elhelyezett vevő és adóantenna esetén, ez a feltétel csak viszonylag keskeny térszögben biztosítható, rádiólokációs válaszjel adóval. Ugyanakkor megjegyzendő, hogy a katonai alkalmazásokra szánt rádiólokációs válaszjel adók ára igen magas.

A repülőgépgyártás egyre intenzívebben alkalmazza a „lopakodó” technológiát, így napjaink repülőgépei szintén alacsony rádiólokációs visszaverő felülettel rendelkeznek a mikrohullámú sávokban. A célrepülőgépek többségét kompozit anyagokból gyártották, így radarhullámok szempontjából szinte „átlátszóak”, így gyártási technológiájuk alapján megfelelők valós – **lopakodó technológiát megtestesítő – fenyegetés** modellezésére. Az elektronikus rádiólokációs válaszjel adó vagy az aktív válaszipulzus adó (RSS) segítségével, az alacsony rádiólokációs visszaverő felületű gépek tetszőlegesen megválasztható radarjellemzőkkel ruházhatóak fel. Így valószínűsíthető, hogy az aktív radarálcázó és radar ernyőkép módosító elektronikák csökkenő költsége lehetővé teszi alkalmazásukat nemcsak a magas műszaki színvonalú és árkategóriájú, hanem a szerényebb költségvetésű TUAV-on is.

2.4. „ISMERETLEN” LUNEBERG-REFLEKTOR RÁDIÓLOKÁCIÓS VISSZAVERŐ FELÜLETÉNEK MEGÁLLAPÍTÁSA ÖSSZEHASONLÍTÓ FDR MÓDSZERREL

Az FDR⁷⁷ módszer segítségével, megfelelően megválasztott mérési összeállítással meghatározható a céltárgyak rádiólokációs visszaverő felülete. Az FDR módszert számos szimulációval megvizsgáltam, a szimulációk eredményeit publikáltam [116]. Értekezésemben bemutatom az általam megalkotott mérési összeállítást, amelynek elméleti hátterét, valamint fizikai működését – főbb vonalakban – ismertetem. A mérést gyakorlatban összeállítottam, a mért eredmények a várt – gyártók, ismert hasonló paraméterű Luneberg-reflektorainak specifikációjában található – értékeknek megfelelnek, ami **igazolja** a módszer helyes működését és alkalmazhatóságát ismeretlen rádiólokációs visszaverő felületű tárgyak visszaverő felületének meghatározására. Ezen felül egy ismert rádiólokációs visszaverő felületű tárgy (fém gömb) mérési eredményét, továbbá elméleti rádiólokációs visszaverő felületének nagyságát megvizsgáltam, a két eredmény – hibahatáron belüli (± 1 dB) – egyezősége szintén igazolja a módszer alkalmazhatóságát.

2.4.1. RÁDIÓLOKÁCIÓS VISSZAVERŐ FELÜLET MEGHATÁROZÁSÁNAK MÓDSZERE

A rádiólokációs visszaverő felület meghatározása (3. ábra) egy megfelelően választott és gerjesztett antenna távolterében, a céltárgy és a referencia tárgyról visszavert teljesítmények arányából történik a radaregyenleteknek megfelelően ([116], [194]). Ugyanakkor az antenna kapcsain hely szelektíven mért és a céltávolság szerint korrigált, a mért és referencia tárgy reflexiós tényezőinek négyzetes aránya megegyezik azok rádiólokációs visszaverő felületének arányával. Mivel a visszavert teljesítmények aránya lineáris viszonyban van a rádiólokációs visszaverő felületek arányával, így mértékegység helyesen megkapjuk a σ_m mért tárgy rádiólokációs visszaverő felületét, ha a σ_{ref} referencia tárgy ismert (hiteles) rádiólokációs visszaverő felületével szorozzuk a visszavert teljesítmények arányát. A mérést leíró kifejezés a gyakorlatban alkalmazott logaritmikus egységben:

$$\sigma_m [dBm^2] = 10 \lg \sigma_{ref} \frac{P_{Rm}}{P_{Rref}} \left(\frac{R_m}{R_{ref}} \right)^4 = \sigma_{ref} [dBm^2] + 40 \lg \left(\frac{R_m}{R_{ref}} \right) + RL_m [dB] - RL_{ref} [dB] \quad (6)$$

ahol az R_m és R_{ref} a mért és referencia tárgy távolsága az antenna fázisközpontjától; a σ_m a mért, a σ_{ref} referencia tárgy rádiólokációs visszaverő felülete; a P_{Rm} a mért, a P_{Rref} a referencia tárgyról visszavert teljesítmény a vevőantenna irányában; RL_m a mért, RL_{ref} a referencia tárgy hely szelektíven mért reflexiós tényezője az antenna kapcsain. A fenti módszerrel történő mérés során az **antenna nyereségek, tápvonal veszteségek** az arányítás miatt kiestek, így a mérés hibája csökkent. Azonban problémát jelent a mérendő tárgyak reflexiós csillapításának hely szelektív mérése, mivel azok az antenna talppontjában, a többi zavaró reflektált jellel együtt, transzformálódva jelentkeznek.

Hagyományos módszerekkel, különféle összetett és lassú eljárásokkal lehet a helyfüggő reflexiós – egyes céltárgyak okozta – csillapítást megállapítani [194]. Egyszerűbb azonban FDR eljárással az **ismert távolságú hibahelyek reflexiós** tényezőjével számolni. Az FDR eljárás a frekvencia függvényében mért reflexiós tényezőtől, inverz Fourier-transzformációval (vagy *inverz chirp-z*⁷⁸ transzformációval) határozza meg a reflexiós tényező helyfüggvényében vett alakulását [116]. A rádiólokációs visszaverő felület számításánál a tárgyakat hossz nélkülűnek feltételezzük. A céltárgyak többsége viszont rendelkezik hosszirányú (az antenna és céltárgy vonala irányába eső) kiterjedéssel. Az FDR eljárás a mérés frekvenciasávjában adja meg az adott reflektáló pont átlagos reflexiós tényezőjét. A tárgy okozta

⁷⁷ FDR – Frequency Domain Reflectometry: frekvencia tartományú reflektometria

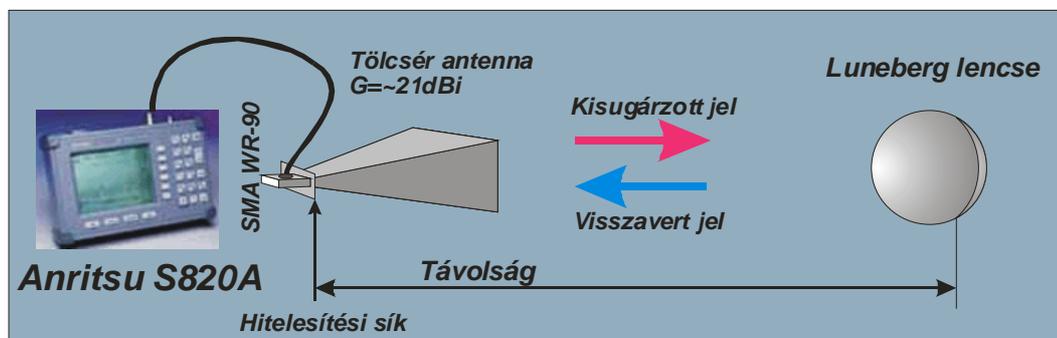
⁷⁸ ICZT – Inverse Chirp-Z transformation: inverz chirp-z transzformáció

reflexiós tényező **frekvencia függvényében** meghatározható, az **időtartománybeli kapuzással**, ha a tárgy okozta hossz tartományban mért reflexiós tényezőt, egy arra alkalmas kapu függvénnyel kiválasztjuk, azután az így kapott eredmény frekvenciatartományba visszatranszformáljuk. A kapuzott frekvencia tartománybeli görbe a tárgy okozta reflexiós csillapítás frekvencia menete, így a kívánt frekvencián – nagy pontossággal – megállapítható a tárgy reflexiós csillapítása [116]. Ennek ismeretében, a rádiólokációs visszaverő felület számítható a (6) kifejezés alapján. Az FDR módszer lehetőséget ad a talajreflexiók, többutas terjedések valamint a többszörös visszaverődések kiküszöbölésére, mivel távolság szerint ezek – célszerűen megválasztott tárgy távolság esetén – elkülöníthetőek, reflexiós tényezőjük külön-külön meghatározható.

Problémát okoz még a mérés **helyszínének**, továbbá az **antennának** – vektoriálisan additív – hibát okozó reflexiós tényezője. A mérés jel-zaj viszonya, valamint pontossága növelhető, ha az előzőleg frekvencia függvényében megmért háttér reflexiós tényezőt, vektoriálisan kivonjuk a céltárgy, valamint a referencia tárgy reflexiós tényezőjének frekvencia menetéből. A módszer nem helyettesítheti a jól felszerelt mérőlaboratóriumok rádiófrekvenciás mérőszobáit⁷⁹ (süketszoba, melynek fala a rádiófrekvenciás sugárzást széles frekvencia tartományban elnyeli, vagy legalább a mért sávban), de a visszaverődésekből származó hiba csökkenthető alkalmazásával ([133], [194]).

2.4.2. A MEGVALÓSÍTOTT KÍSÉRLETI MÉRÉSI ÖSSZEÁLLÍTÁS ISMERTETÉSE

Az ismertetett elvek alapján, összeállítottam egy – az ábra szerinti (3. ábra) – kísérleti mérési összeállítást. A mérés egy ANRITSU SITEMASTER S820A – 3 ÷ 20 GHz frekvencia tartományú – kábel hibahely meghatározóból, egy precíziós fázis stabil SMA - M ↔ SMA - F csatlakozós kábelből (SUHNER), SMA - M csatlakozós koax-hullámvezető átmenetből, egy mérő piramis tölcserantennából, valamint a mért Luneberg-reflektort tartó állványból épült fel.



3. ábra: Rádiólokációs visszaverő felület mérésére szolgáló összeállítás blokkvázlata (oldalnézet, szerkesztette: Koncz Miklós)

A műszer hitelesítése ($1/8 \lambda$ ofszetű, $3/8 \lambda$ ofszetű rövidzárral és lezáróval (50Ω), ANRITSU) a hullámvezető-koax átmenet hullámvezető oldalán történt. A hitelesítési pont után közvetlenül az antenna található [116].

A választott 9 ÷ 9,3 GHz-es X-sávba eső frekvencia tartomány **részlegesen megfelel a MISTRAL MCP** üzemi frekvenciájának (8,5 ÷ 9,1 GHz), valamint hasonló a Luneberg-reflektor gyártók adatlapján szereplő mérőfrekvenciához ([184], [193]). Így a rádiólokációs visszaverő felület összehasonlítható egy ismert, a gyártó által specifikált rádiólokációs visszaverő felületű Luneberg-reflektorral.

Másrésről a frekvenciasávot úgy választottam meg, hogy ott az antennának minimális reflexiós tényezője, valamint rezonanciamentes tartománya legyen [116]. Az alkalmazott **pi-**

⁷⁹ Anechoic chamber – rádiófrekvenciás süketszoba

ramis tölcserantenna jellemzői:

- anyaga: alumínium;
- csatlakozás: WR-90 csőtápvonal karima ([134], [190]);
- mechanikai méretek: nyílás 125 x 150 mm, hossz 350 mm;
- irányítottság (számított): $G_d = 21.6 \text{ dB} / 9,15 \text{ GHz}$;
- félteljesítményű nyílásszög (számított): a H síkban $\Theta = \pm 8^\circ$, E síkban $\Phi = \pm 7^\circ / 9,15 \text{ GHz}$ [116];
- reflexiós csillapítás: a karimán mérve $RL < -17 \text{ dB} / 9 \div 9,3 \text{ GHz}$ [116];
- polarizáció: függőleges.

Azért, hogy a beesési szög merőleges legyen a céltárgyra, lehetőleg sík rádióhullámot kell biztosítani, azaz az **antenna távolyterében** kell mérni. A $\pi/8$ fázishibához tartozó távolyter a következőképpen számítható ([139] pp 325):

$$r \geq 2 \frac{d^2}{\lambda} \quad (7)$$

Ahol a d a céltárgy kiterjedése, a λ a mérési frekvenciához tartozó szabadtéri hullámhossz. A **távolyter határa** (síkhullám), ha a $\pi/8$ -as fázishibát elfogadjuk határfeltételnek, a 0,18 m átmérőjű Luneberg-reflektor esetén, 9,15 GHz-en, **2 m**. Megfelelő pontosságú mérésekhez legalább 4 ÷ 5 m feletti távolság szükséges. A távolság nagyobbra választását a **műszer érzékenysége** (dinamika tartománya) határoolja. Nagyobb érzékenység érhető el az antenna – hullámvezető hangoló elemmel (waveguide stub tuner), történő – megfelelő illesztésével és/vagy nagyobb nyereségű antenna alkalmazásával. Az antenna reflexiós tényezőjének csökkentésével minimalizálható az első reflexiós hely (antenna) maszkolási hatása [116]. A maszkolással azért nem számoltam, mert minden mérést állandó szorzótényezővel befolyásol az antenna reflexiós tényezője, és a mért reflektáló céltárgy a második hibahely, tehát előtte további elfedő objektumok nincsenek.

Az **antennát** a földfelszíntől körülbelül 1 m magasságban helyeztem el, egy munkapadon. Az antenna nyílásszögéből számolva, 3 m-en (minimális választott értékelhető távolság) a fél teljesítményhez tartozó besugárzott kör átmérője: 0,7 m. Tehát, a Luneberg-reflektor és a referenciatárgy kiterjedése kisebb a besugárzott foltnál, valamint a talajreflexió még nem számotvető erről a távolságról.

A mért céltárgy a kísérleteknél egy műanyag fotóállványon, a későbbi mérésnél egy oldalszög beosztással rendelkező farúdon volt elhelyezve.

Referencia tárgynak egy 24 cm átmérőjű, alumínium festékkel, utána lakkal⁸⁰ bevont műanyag **gömb** szolgált. A tökéletesen vezető, és sima, r rádiuszú geometriai **gömb** rádiólokációs visszaverő felülete, ha $K = 2r\pi$ kerülete jóval nagyobb, mint a hullámhossz:

$$\sigma_{sphere} [m^2] = \pi r^2 \xi_b \quad (8)$$

Ahol a ξ_b a visszaverő-képesség (relatív egységben, ha értéke egy, akkor az a teljes visszaverődés esete) ([163], [167]). A gömb kerületét gyakorlatilag a hullámhossz tízszeresénél (nagyobb pontossági igény esetén 20 ÷ 50-szeresére) nagyobbra kell választani, hogy az optikai tartománynak megfelelő, frekvencia független, elméleti rádiólokációs visszaverő felületet kapjuk. A gömb referencia tárgy alkalmazása során azon tulajdonságát használtam ki, hogy **nincs** kitüntetett **irányítottsága**, így elegendő a mérőantennát a középpontjára irányítani. Azonban a gömb céltárgyhoz viszonyított RCS-e kicsi, ami az összehasonlítást megnehezíti [116].

A referencia gömb kerülete 0,754 m, ami több mint húszszorosa – a mérés frekvenciáján

⁸⁰ ColorWorks Mettalic, Silver 928583, gyártó: Motip Dupli B. V.
Prisma Color Acryl Lack Spray 91055, gyártó: Schuller Eh'klar GmbH

– a levegőben számított hullámhossznak. Így a gömb rádiólokációs visszaverő felülete állandónak vehető, azaz minimális ingadozással rendelkezik frekvencia tartományban, valamint annak névleges értéke $0,0452 \text{ m}^2$. A referencia test felületét tökéletesnek, valamint teljes visszaverődést feltételeztem az előző számításánál. A felületi hibák és a részleges visszaverődés – (8) összefüggés alapján – a ζ_b értékét egynél kisebbre csökkentheti. Azaz a referencia tárgy rádiólokációs visszaverő felülete kisebb, mint az összefüggés (8) alapján számított érték. A mérés számszerűsítésénél, a nem ideális visszaverő felület referencia tárgy hatása abban nyilvánul meg, hogy a céltárgy mért rádiólokációs visszaverő felülete kisebb, mint annak valódi nagysága. Azaz a mérés **alulbecsüli** a rádiólokációs visszaverő felület nagyságát (annak értéke a valóságban nagyobb).

A általam elvégzett mérés menete a következő volt:

1. megmértem a háttér reflexiós tényezőjét a frekvencia függvényében, az adott helyen, a céltárgy tartó állványt is beleértve;
2. különféle távolságokon (1 m; 2 m; 3 m; 5 m) megmértem a referencia tárgy és a Luneberg-reflektor reflexiós csillapítását;
3. 3 m távolságon megmértem a Luneberg-reflektor, valamint a Luneberg-reflektorral felszerelt repülőgép orrkúp iránykarakterisztikáját a ν oldalszög függvényében (az aktív oldalszög tartományban 10 fokként, egyébként 20 fokként);
4. az eredmények a műszer memóriájában mentettem, ahonnan a PC-re később lettek áttöltve;
5. a mérés kiértékelése – a műszer saját szoftverével és az általam fejlesztett programmal – utólag történt.

A kiértékelés eredményeképpen megkaptam: több mérési távolságon a Luneberg-reflektor rádiólokációs visszaverő felületét, valamint a Luneberg-reflektor és a szerelt orrkúp iránykarakterisztikáját egy adott mérési távolságon.

2.4.3. MÉRÉSI EREDMÉNYEK ELEMZÉSE

A mérési eredmények kiértékelése két módszerrel történt, egyik a műszer saját szoftverével (ANRITSU, Handheld Software Tools v6.57), a másik egy saját fejlesztésű LabVIEW™ programmal. A két szoftver eredményei azonosak, azonban a gyári szoftver néhány – a rádiólokációs visszaverő felület meghatározásához elengedhetetlen funkcióval – nem rendelkezik. A mérés nagyobb precizitással kiértékelhető, ha az ablakfüggvények szabadon megválaszthatóak, a mérés helyszínének háttér reflexiós tényezője vektoriálisan kivonható az adott céltárgy reflexiós tényezőjének frekvencia menetéből. Nagyobb pontosság érhető el az időtartománybeli kapuzás alkalmazásával a céltárgy, valamint a referencia pozíciójára. A felsorolt lehetőségek rugalmas kihasználására fejlesztettem egy egyedi szoftvert, melynek sokrétű funkcióit csak igen magas árkategóriába tartozó VNA⁸¹-kba építetik be.

Számszerű kiértékeléseknél a (6) kifejezés alapján, a **szabadtéri terjedés** sajátosságait, továbbá a **referencia tárgy rádiólokációs visszaverő felületét** figyelembe vevő összefüggéssel számoltam, az FDR eljárás csillapítási tényezőjét nullára állítottam. Az összefüggés alkalmazásával a referencia tárgy és a céltárgy eltérő helyzetét kompenzálni lehet. Ennek ellenére az antenna iránykarakterisztikájából adódó eltérések kiküszöbölésére, ajánlott azonos pozícióban elhelyezni a céltárgyat és a referencia tárgyat, azután külön-külön megmérni a reflexiós csillapításukat, ezért mindig a Luneberg-reflektor pozíciójába helyezett referencia tárgyhoz viszonyítottam a céltárgy *RL*-jének mérési eredményeit.

A mérés feldolgozásánál, az ábrák elkészítésénél csoportsebességként a fény terjedési sebességével számoltam (egyszerűség kedvéért, mindenhol $300\,000\,000 \text{ m/s}$ -mal).

A mérés kiértékelésénél alapfeltételezés, hogy a tárgy nem rendelkezik hosszirányú, csak

⁸¹ VNA – Vectorial Network Analyzer: Vektoriális hálózat analízátor

keresztirányú kiterjedéssel, így nem alkalmaztam időtartományú kapuzást⁸² (a saját fejlesztésű szoftverem lehetővé tenné), a frekvencia függvényében vett **átlagos reflexiós csillapítással** számoltam. A frekvencia függvényében mért céltárgy reflexiós tényezőből – **háttér-kompenzációs eljárással** – vektoriálisan kivontam a háttér frekvencia függvényében vett reflexiós tényezőjét, majd számítással meghatároztam a távolság függvényében a reflexiós tényezőt. Ekkor az ismert távolságra elhelyezett céltárgy pozícióján a reflexiós tényező, a céltárgy frekvencia függvényében átlagolt reflexiós tényezője.

A háttér-kompenzációs eljárás hatásosságához a következő feltételeket kell teljesíteni:

- legyen minimális a céltárgy okozta kitakarás, árnyékhatás;
- a műszer, a kábel, az antenna fázis- és amplitúdó stabilitása megfelelő legyen;
- az antenna, a mérőállvány nagy mechanikai stabilitással rendelkezzen;
- legyen állandó a hőmérséklet és páratartalom a mérés alatt;
- a mérés helyszíne a mérés alatt ne változzon (például: a szél ne mozgassa a fákat).

Több mérés végrehajtásával a műszer stabilitásából – azaz változatlan mért objektumok esetén, változó frekvencia függvényében mért RL – eredő hibák csökkenthetőek, azonban a **mérés ideje** így rendkívüli módon megnövekszik. Ez esetben a mérést valamint a kiértékelést célszerű **automatizáltan**, szoftverrel támogatva végezni. A többi hibaforrás csak körültekintő mérési elrendezéssel csökkenthető.

A háttér hely függvényében számolt reflexiós tényezőjét mutatja az ábra (4. melléklet), elkészítéséhez 80 dB-es oldalsáv elnyomással rendelkező **Dolph-Chebyshev ablakfüggvényt** alkalmaztam. Legelső reflexiós hely: maga az antenna, a következő jelentős reflektáló felület: egy a mérés helyszínén található fal. A mérést nem ideális helyszínen végeztem, de **vektoriális kivonással a fals reflexiók** hatása csökkenthető. A módszer jelentősen növeli a mérés jelzaj viszonyát, továbbá csökkenti a mérhető minimális reflexiós tényezőt (érzékenység növekszik). Ezt igazolja az első és második sorban található ábrák (4. melléklet) összehasonlítása a hely függvényében mért reflexiós csillapítás diagramjait tartalmazó táblázatban. Az első sorban lévő diagramokon látszik a 0 m-nél lévő, az antenna és a hullámvezető-koax átmenet határán keletkezett reflexió, valamint a távolabbi reflexiók okozta impulzusok (kb. 17 m-en). Ugyanabból az adathalmazból a háttér kompenzációval számolt – második sorban található – ábrán, csökkentek a fals reflexiós helyeknél lévő visszaverődési impulzusok. A módszer részben kompenzálja az azonos helyre eső háttér visszaverődés és a valós céltárgy reflexió egymást kioltó vagy erősítő hatását.

Mivel az **iránykarakterisztika** meghatározásához a céltárgyat forgatni kellett, ezért a látszólagos reflektáló felület távolsága kis mértékben változott. Másrészt a Luneberg-reflektor hosszirányú kiterjedéssel rendelkezik (referencia tárgy szintén), dielektromos állandója eltér egytől (nem azonos az azt körülvevő levegővel), ezért a visszaverődés pontja, valahol a lencse mértani középpontja és a reflektáló hátsó oldal között van (előrenéző reflektor). Ennek hatása változó távolságú látszólagos visszaverő pontban mutatkozik meg. Hátranéző reflektor esetén, maga a fémbevonat a reflektáló felület. A pontos **pozíciót** úgy határoztam meg, hogy egy jó oldalsáv elnyomású (80 dB), ugyanakkor viszonylag meredek vágású Dolp-Chebyshev ablakfüggvényt alkalmaztam, majd a céltárgy maximális reflexiós csillapításához tartozó pozíciót megkerestem (a céltárgy ismert távolságán lévő reflexiós csillapítás helyi maximumának távolsága). A maximális reflexiós csillapítás hely a céltárgy egzakt **helye**, ezzel a távolsággal számoltam a rádiólokációs visszaverő felület meghatározásánál. A pozíció felbontás növelése érdekében és a könnyebb maximumhely kereséshez, a reflexiós tényezőt a hely függvényében, a névleges céltávolságtól ± 1 m távolságra (*inverz chirp*-z transzformáció segítségével) kiszámítottam. Az így meghatározott távolságon maximális amplitúdó pontosságú **Flat-Top**

⁸² Time Gating: Időtartományú szoftveres vagy hardveres kapuzás

ablakfüggvény alkalmazásával meghatároztam a **reflexiós csillapítás nagyságát** (ICZT). A megvalósított háttér-kompenzáció, továbbá a mérés módja lehetővé tette a kis szelektivitású Flat-Top ablak használatát, mivel **zavaró visszaverődő impulzusok** nem voltak a céltárgy környezetében. Így nem került idegen jel az ablakfüggvény által meghatározott sáv szélességű időtartományba, a céltárgyból származó impulzus környezetében. Hasonlóan végeztem a referencia tárgyként szolgáló, ismert rádiólokációs visszaverő felületű gömb reflexiós csillapításának mérését a látszólagos reflektáló felületének pozícióján.

A táblázat alapján látható (4. melléklet, FDR paraméterek: $vp=1$, $A=0$ dB/m), hogy a Luneberg-reflektor az **X-sáv 9-től 9,3 GHz-ig** terjedő tartományában, **szignifikánsan** visszaveri a **rádiófrekvenciás hullámokat**. A referencia tárgyhoz képest jelentős reflexiós tüskét láthatunk a reflexiós csillapítás helyfüggvényében vett diagramján (4. melléklet, jobb szélső ábrásor).

Hasonló méréseket végeztem az **1,7 ÷ 2,1 GHz** valamint a **2,4 ÷ 2,5 GHz-es** frekvencia tartományban (S-sáv), de kiemelkedő, a Luneberg-reflektorról visszaverődött jelet nem tapasztaltam, így az jelentős rádiólokációs visszaverő felületet **nem képvisel** ezekben a sávokban. Tehát a mért Luneberg-reflektor az **X-sávban üzemel**.

A Luneberg-reflektor rádiólokációs visszaverő felület mérési eredményeinek számszerű összefoglalása található a táblázatban (4. táblázat). A rádiólokációs visszaverő felület (6) meghatározására szolgáló kifejezés alapján a rádiólokációs visszaverő felület értékét – a közép helyzetben lévő Luneberg-reflektorra (zérus magassági és oldalszög) – kiszámítottam. A táblázat (4. táblázat) tartalmazza a mért reflexiós csillapítás értékeket, továbbá a céltávolságokat a referencia tárgy, valamint a Luneberg-reflektor esetén, 2 m, 3 m és 5 m névleges távolságokon. A mért RCS értékeket dBm² és m² egységben is megadtam. A névleges **5 m távolságon** kapott rádiólokációs visszaverő felület érték jól mutatja az eljárás korlátait, mivel a referencia RL nagysága összemérhető a **mérés zajával**. A mérések átlagolásával javíthatnánk a pontosságon, de alapvetően a műszer dinamikatartománya, a kisugárzott teljesítmény és az antenna nyeresége határozza meg a még használható legnagyobb céltávolságot. Ha a referencia tárgynak nagyobb, valamint széles szögterületű állandó visszaverő felülettel rendelkezik, és geometria kiterjedése nem lenne nagyobb a mért Luneberg-reflektornál⁸³, akkor pontosabban tudnánk, a nagyobb távolságon elhelyezett céltárgyak rádiólokációs visszaverő felületét meghatározni.

Mivel referenciaként a névleges távolságon elhelyezett fém bevonatú gömb szolgált, annak számítással meghatározott lehetséges maximális rádiólokációs visszaverő felületére vonatkoztattam az ismeretlen rádiólokációs visszaverő felületet. Így a táblázat valamint az ábrák (4. táblázat, 4. ábra) a mért céltárgyak lehetséges minimális rádiólokációs visszaverő felületét adják meg, azaz a mérés pesszimiztikus, a céltárgy rádiólokációs visszaverő felületének értéket **alulról becsüli**. A mérés hiteles lenne, ha kalibrált rádiólokációs visszaverő felület **etalont** alkalmaztam volna⁸⁴. Az elvégzett mérések eredményeinek számtani átlagát véve, **legalább 4,1 m²** rádiólokációs visszaverő felületet kaptam, a szabadon álló Luneberg-reflektor esetén.

A gyári adatlapok szerint, a Lun`tech XMR 07 típusú Luneberg-reflektor a főirányában, 9,375 GHz-en 5,5 m², ± 50 °-on 4 m² rádiólokációs visszaverő felülettel rendelkezik [184]. A Mayurakshi 10 GHz-en, 5,5 m² rádiólokációs visszaverő felületet specifikál Luneberg-reflektorára (18 cm átmérőjű). Az általam mért rádiólokációs visszaverő felület értékek megfelelnek – ha figyelembe vesszük a más mérési frekvenciát – a hasonló 18 cm átmérőjű Luneberg-reflektorok gyári mérésének ([116], [184], [191], [192], [193]).

Az egyszerű mérési eljárás, valamint a más célra kifejlesztett műszer ellenére, a kapott

⁸³ Egy hasonló méretű, de ismert rádiólokációs visszaverő felületű Luneberg-reflektor lenne ideális referencia tárgy [116].

⁸⁴ Lun`tech gyárt ilyet, és megfelelő díjazás ellenében fel is ajánlotta saját termékét, de a méréshez semminemű anyagi támogatást nem kaptam.

eredmények jól használhatóak, ezen kívül – hibahatáron belül – megegyeznek a gyári reflektorokra vonatkozó specifikációkkal. Az oldal karakterisztika mérése során bebizonyosodott, hogy kis RCS eltérések és értékek is jól meghatározhatóak az ismertett módszerrel. Így a módszerrel eldönthető, hogy a Luneberg-reflektorral elátott METEOR-3 célrepülőgép teljesíti-e az előzetes rádiólokációs visszaverő felület specifikációt, valamint az nagyságrendileg azonos-e egy támadó repülőgép visszaverő felületével.

4. táblázat: Referencia tárgy és Luneberg-reflektor reflexiós csillapításának értékei a visszaverődési helyen, szabadtéri értékkel korrigált adatok és az abból számított RCS értékek, (névleges távolság ± 1 m távolságra számított ICZT transzformációval és $9 \div 9,3$ GHz frekvenciatartományban, távolság meghatározás Dolph-Chebyshev ablak (80 dB oldalsáv elnyomás), amplitúdó meghatározás Flat-Top ablak, a mérés alapján összeállította: Koncz Miklós)

Névleges távolság	Referencia tárgy RL [dB]	Luneberg-reflektor RL [dB]	RCS [dBm ²]	RCS [m ²]
2 m	2,163 m / -40,334 dB	2,209 m / -21,102 dB	6,153	4,124
3 m	3,178 m / -47,643 dB	3,194 m / -27,903 dB	6,382	4.347
5 m	5,256 m / -56.437 dB	5.24 m / -37.228 dB	5.711	3.725

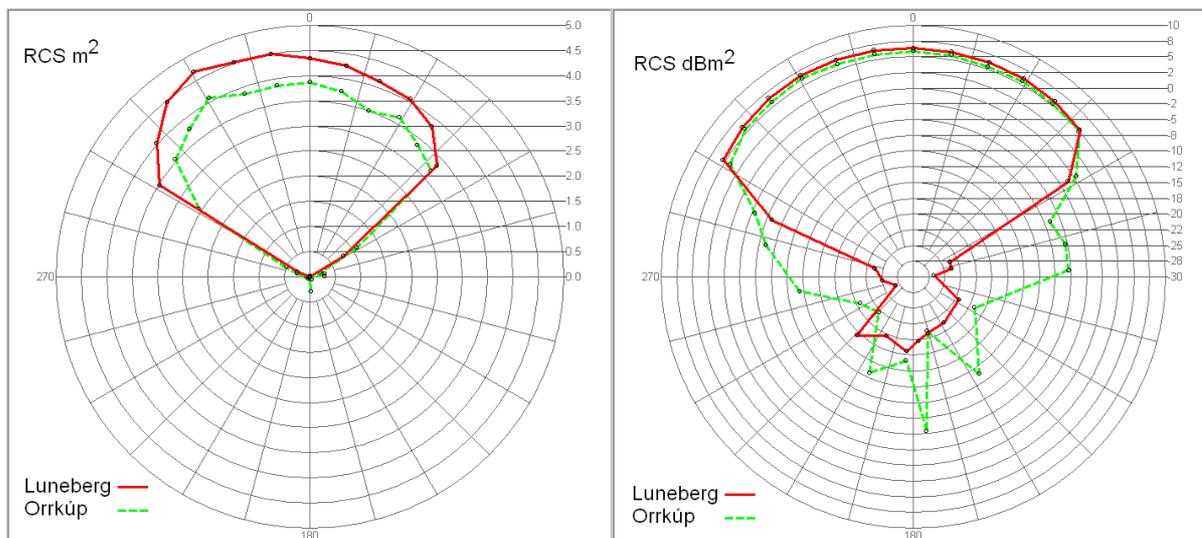
A repülések, a pályatervezés során felmerült a kérdés: milyen oldalszög és magassági szög tartományban észlelhető a Luneberg-reflektorral felszerelt repülőgép a radar számára, valamint az alkalmazott beépítési mód csökkenti-e a rádiólokációs visszaverő felületet vagy az alkalmazás során kihasználható nyílásszöget. A kérdés megválaszolására a mérőantennától 3 m-re elhelyezett Luneberg-reflektort, majd a repülőgép orrkúpját fokozatosan elforgatva, annak **iránykarakterisztikáját ν oldalszög függvényében** meghatároztam. Feltételeztem a Luneberg-reflektor szimmetriáját, így **magassági szög** függvényében nem mértem RCS-t. Azonban a mérés eredményei azt mutatják, hogy az oldalszög függvényében mért iránykarakterisztika nem szimmetrikus, ezért ha tökéletesebb képet akarunk kapni a reflektor viselkedéséről elfordulás (repülőgép irányváltoztatásának) hatására, akkor magassági szög függvényében is el kell végezni a mérést. Pozícionerrel felszerelt laboratóriumok a teljes térszög tartományban képesek a mérés végrehajtására.

Az ábra (4. ábra, bal diagramm) m², a jobb logaritmikus és dBm² mértékegységben adja meg az iránykarakterisztikát (4. ábra, jobb diagramm). A piros, folytonos vonallal a Luneberg-reflektor, a zöld, szaggatott vonallal jelölt görbe a Luneberg-reflektorral ellátott orrkúp rádiólokációs visszaverő felületét ábrázolja teljes oldalszög tartományban. Az így mért **iránykarakterisztika** – mérési hibán belül – megfelel más gyártók 18 cm átmérőjű X-sávú Luneberg-reflektoraira vonatkozó specifikációival ([116], [184], [191], [192], [193]). Ez a tény megerősíti, hogy a Luneberg-reflektor az elvárásoknak megfelelően működik, és X-sávú.

Célszerű lenne a célrepülőgép rádiólokációs visszaverő felület irányfüggésének ellenőrzése beépített Luneberg-reflektorral, de a pontos méréshez a repülőgép látszólagos tértartományából nem érkezhethet zavaró reflektált jel (azaz a repülőgép hosszirányú kiterjedésének tartományába (kb. 3 m-es hosszúságú tartomány) nem eshet semmilyen zavaró, külső reflektált impulzus). Így ilyen jellegű mérés, csak keskeny nyílásszögű antennával, továbbá visszaverődésmentes háttér mellett valósítható meg⁸⁵, ezért a Luneberg-reflektor mechanikai rögzítésének hatását, csak a kis fizikai kiterjedésű (0,2 x 0,2 x 0,44 m), szerelt orrkúp mérésével ellenőriztem. Az orrkúp mérésével kimutatható a levegőtől eltérő törésmutatójú rögzítő **szerelevények** hatása a rádiólokációs visszaverő felület alakulására. A teljes repülőgépből az orrkúp annyira előreugrik, hogy a repülőgép sárkányszerkezete nem befolyásolja az előreutató irányból a rádiólokációs visszaverő felületet. A Luneberg-reflektor, a fémfólia bevonat miatt, hátrafelé „átláthatatlan” a radarjelek számára, így a teljes repülőgép – a fémből készült motor

⁸⁵ ISAR – Inverse Synthetic Aperture Radar: inverz szintetikus nyílásszögű radar

miatt – legfeljebb nagyobb rádiólokációs visszaverő felületű lehet, mint maga az orrkúp. Így az orrkúp mérése ugyancsak alulról közelíti a teljes célrepülőgép valódi rádiólokációs visszaverő felületét.



4. ábra: Luneberg-reflektor, valamint a repülőgép Luneberg-reflektorral felszerelt orrkúpjának iránykarakterisztikája bal: m^2 , jobb: dBm^2 mértékegységben
(mérési távolság: 3 m, frekvencia tartomány: $9 \div 9,3$ GHz, szerkesztette: Koncz Miklós)

A lineáris mértékegységben ábrázolt diagramon (4. ábra, bal diagram) látható: a Luneberg-reflektor enyhén aszimmetrikus iránykarakteristikával rendelkezik. Ugyanígy elmondható ez a Luneberg-reflektorral szerelt orrkúpra. A mért reflektor, egy használt, több helyen sérült és jelentős károsodással⁸⁶ rendelkező darab volt. A mérés igazolja a **sérülések** jelentős rádiólokációs visszaverő felület csökkentő, valamint iránykarakterisztika torzító hatását. A Luneberg-reflektor 0°-on mért körülbelül $4,3 m^2$ rádiólokációs visszaverő felületéhez képest, megközelítőleg $+47^\circ$ és -58° fél visszaverő felülettel határolt aktív vízszintes nyílásszöggel rendelkezik. Hátsó oldala minimális rádiólokációs visszaverő felületet képvisel, csak az alumínium fólia veri vissza a rádiójeleket. Ez a hatás jól látszik, a logaritmikus mértékegységben ábrázolt, a mért iránykarakterisztikát bemutató ábrán (4. ábra, jobb diagram). A szerelt orrkúp 0°-on mért körülbelül $3,8 m^2$ rádiólokációs visszaverő felületéhez képest, megközelítőleg $+52^\circ$ és -60° félfelülettel határolt aktív vízszintes nyílásszöggel rendelkezik. A szerelt orrkúp maximális rádiólokációs visszaverő felülete $4,1 m^2$.

A kis mértékben kiszélesedett aktív szögtartomány mellett, a rádiólokációs visszaverő felület – a Luneberg-reflektor kompozit anyagú orrkúpba való **beépítése** miatt – megközelítőleg **12 %-kal lecsökkent**. Emellett, az orrkúp hátsó része egy üres henger, amely a szögvisszaverőknél is ismert hatás miatt, az ábrán bemutatott (4. ábra, jobb diagram) nem számottevő mértékben, megnöveli a Luneberg-reflektor hátsó oldalának rádiólokációs visszaverő felületét. Gyakorlatban kijelenthető, hogy – a legrosszabb esetet figyelembe véve – a beépített Luneberg-reflektor esetén $\pm 50^\circ$ félfelülettel határolt aktív nyílásszöggel és legalább $3,8 m^2$ rádiólokációs visszaverő felületre számíthatunk a célrepülőgép alkalmazásakor.

KÖVETKEZTETÉSEK

A fejezetben a METEOR-3 típuscsaládba tartozó célrepülőgépek elégtelen rádiólokációs felderíthetőségének probléma körére kerestem – a tudományos kutatás módszereivel – az okokat

⁸⁶ Támogatás hiányában csakis egy leselejtezett darabhoz fértem hozzá a méréshez, amelyen benyomódás és anyaghiányosság található.

és a lehetséges megoldásokat. A hiba az üzemeltetés során vissza-visszatér, jelentőségét mutatja, hogy az éleslövészeteken a külföldi szakértők is kifogásolták a repülőgépek nem megfelelő rádiólokációs felderíthetőségét. Az elégtelen rádiólokációs felderíthetőségnek a következő fontosabb aspektusait vizsgáltam meg, amelyek lehetővé teszik a hibák okainak, természetének és súlyosságának felfedését és megítélését. Ezek alapján:

- meghatároztam, mekkora minimális rádiólokációs felülettel rendelkezzen a METEOR-3 célrepülőgép típuscsalád;
- megvizsgáltam milyen nyílásszög tartománnyal, oldal- és magassági szög függvényében vett rádiólokációs visszaverő felülettel rendelkezzen a célrepülőgép;
- megmértem és értékeltem a METEOR-3 célrepülőgépen található Luneberg-reflektor és a reflektorral szerelt orrkúp rádiólokációs visszaverő felületét és annak oldalszög függését;
- elvégeztem a polarizációs torzítás hatásának elemzését Luneberg-reflektor és más rádiólokációs visszaverő felület növelő eszközök esetén;
- javaslatokat adtam alternatív rádiólokációs felület növelő eszközökre, amelyek alkalmasak a Luneberg-reflektor kiváltására, annak hátrányainak kiküszöbölésére.

Vizsgálataim során megállapítottam, hogy a rádiólokációs felderíthetőség **széles oldal- és magassági szög** tartományban egyenletes, beszívásmentes, nullhelyek nélküli, továbbá valószínű fenyegetést jelentő támadó harci repülőgépek megfelelő rádiólokációs visszaverő felület biztosításával érhető el. Véleményem szerint a célrepülőgép abszolút minimális rádiólokációs felülete legalább 1 m^2 legyen, amely azonos egy F-18E/F Super Hornet visszaverő felületével. Azonban javaslom, hogy a METEOR-3 specifikációjában szereplő, F-16-os rádiólokációs visszaverő felületének megfelelő, legalább 4 m^2 legyen a **megfelelőségi kritérium**.

Ismertettem a METEOR-3 célrepülőgép típuson alkalmazott, „ismeretlen” paraméterekkel rendelkező Luneberg-reflektor rádiólokációs visszaverő felületének meghatározásához szükséges – általam kidolgozott, szimulációkkal, gyakorlati kísérletekkel igazoltan helyes eredményt adó – **mérési összeállítást**. A kidolgozott, számszerűsíthető mérési eljárásról és a rendelkezésemre álló leselejtezett Luneberg-reflektor minta mérésének eredményeiből az alábbi következtetéseket és megállapításokat vonom le:

- a mérések a rádiólokációs visszaverő felületet – a referencia tárgy nem ideális visszaverő képessége miatt – **alulról becsülik**, a mért tárgyak rádiólokációs visszaverő felülete nagyobb, mint a mért érték!
- a minta Luneberg-reflektor az **X-sáv** 9-től 9,3 GHz-ig terjedő tartományában szignifikáns rádiólokációs visszaverőként működik. Az S-sávban elhanyagolható a visszaverő képessége.
- a minta Luneberg-reflektor **iránykarakterisztikája** mérési hibán belül megfelel más gyártók 18 cm átmérőjű – jelenleg is gyártott – Luneberg-reflektorainak ismert specifikációjának.
- a minta Luneberg-reflektor 0° oldalszögön mért körülbelül $4,3 \text{ m}^2$ rádiólokációs visszaverő felületéhez képest, megközelítőleg $+47^\circ$ és -58° fél visszaverő felülethez tartozó vízszintes nyílásszöggel rendelkezik. A Luneberg-reflektor oldalszög függvényében mért maximális RCS-e $4,7 \text{ m}^2$.
- a minta Luneberg-reflektor beépítési módjából származó rádiólokációs visszaverő felület és vízszintes nyílásszög tartomány csökkenést a szerelt orrkúp mérésével ellenőriztem. A szerelt orrkúp 0° -on mért körülbelül $3,8 \text{ m}^2$ rádiólokációs visszaverő felületéhez képest, megközelítőleg $+52^\circ$ és -60° fél visszaverő felülettel határolt nyílásszöggel rendelkezik. A szerelt orrkúp maximális rádiólokációs visszaverő felülete $4,1 \text{ m}^2$. A nagyon kis mértékben kiszélesedett aktív szögtartomány mellett, a rádiólokációs visszaverő felület – a Luneberg-reflektor kompozit anyagú orrkúpba **beépítése**

miatt – körülbelül 12 %-kal lecsökkent.

- a minta Luneberg-reflektor mért aszimmetrikus iránykarakterisztika igazolja, a **sérülések** jelentős rádiólokációs visszaverő felület csökkenést, valamint iránykarakterisztika torzulást okozó hatását.
- kijelenthető, hogy – a legrosszabb esetet figyelembe véve – a beépített Luneberg-reflektor esetén $\pm 50^\circ$ fél visszaverő felülettel határolt aktív **nyílásszöggel** és **legalább $3,8 \text{ m}^2$** rádiólokációs visszaverő felületre számíthatunk a célrepülőgép alkalmazásakor.
- a mérésekhez a repülőgép gyártója⁸⁷ csak egy darab használt, leselejtezett Luneberg-reflektort tudott biztosítani, ezért csak ezen az eszközön végeztem el a rádiólokációs visszaverő felület meghatározását. Ugyanakkor javasolom, a Magyar Honvédség által **finanszírozott** formában, a vizsgálat folytatását, a mérési hibák csökkentése érdekében és legalább $3 \div 5$ darab véletlenszerűen választott, hibátlan reflektor mérésével.

A Luneberg-reflektorral szerelt orrkúp rádiólokációs visszaverő felülete megfelel a METEOR-3 célrepülőgéppel szemben támasztott **minimális követelménynek** [216], azaz nagyobb, mint 1 m^2 . A specifikációban szereplő követelményt ($>4 \text{ m}^2$) az önmagában álló, rögzítés nélküli Luneberg-reflektor a főirányában is, a szerelt orrkúp csak a visszaverő felület maximumában **teljesíti**. Azonban az alkalmazott mérési módszer alulról becsüli a rádiólokációs visszaverő felületet, így a tényleges rádiólokációs visszaverő felület eléri a kívánt értéket. Másrészt a mért Luneberg-reflektor egy sérült példány volt. Ugyanakkor az éleslövészeteken eredeti csomagolásból, a helyszínen kibontott, új reflektort alkalmaztunk, amelynek rádiólokációs visszaverő felületét **nem csökkentették a sérülések**.

Véleményem szerint, a mérések alapján át kell gondolni a Luneberg-reflektorok beépítési módját a célrepülőgépekbe, ugyanis a **gyári rögzítő szerelvények nélkül** (radom, rögzítő fül) szerelt Luneberg-reflektor rádiólokációs visszaverő felülete csökken. A jelenleg alkalmazott reflektorokhoz a beszerző nem vette meg a gyári szerelvényeket. Ha a több mint 12 %-os rádiólokációs visszaverő felület csökkenést a felhasználók jelentősnek ítélik, akkor új reflektorokat, továbbá hozzá tartozó szerelvényeket kell beszerezni (a régi gyártó megszűnt), így az **időjárás** állóság is növelhető lenne!

Mivel a mérések – minden kétséget kizáróan – megmutatták, a METEOR-3 típuscsaládba tartozó célrepülőgépek teljesítik a minimális követelményszintet rádiólokációs visszaverő képesség szempontjából, így a rádiólokációs felderítési és követési problémák okát a **pályák** kialakításában kell keresni. Ugyanakkor, ha a radarrendszer Doppler-elvű (MCP-SHORAR), akkor a célanyag Doppler-frekvencia eltolódást okozó sugárirányú sebességkomponensének alacsony értéke okozhat célvesztést (ami pályatervezési és/vagy célanyag specifikációs kérdés). Így bebizonyosodott, hogy a rádiólokációs felderíthetőség problémakörét, a maga komplexitásában csak a **pályatervezéssel** együtt lehet kezelni, a felderítési és követési hibák egy része feltételezhetően betudható a nem megfelelően megválasztott célrepülőgép pályának.

A radarral történő célkövetés csak olyan, a rádiólokációs felület növelő eszköz tulajdonságait figyelembe vevő pályával, és annak is csak azon részén biztosítható, ahol a repülőgép megfelelő reflektáló felülettel rendelkezik a radar irányában. Ez feltétel akkor teljesül a Luneberg-reflektorral felszerelt METEOR-3 célrepülőgép esetén, ha a repülőgép olyan közeledő pályán repül, ahol a reflektor főtengelye által kijelölt irány, valamint a radar pozíciója által megadott pont közötti **szög kisebb, mint 50°** . Ha a feltétel nem teljesül, akkor a célrepülőgép igen alacsony rádiólokációs visszaverő felülettel rendelkezik, mivel kompozit anyagokból épült fel. Egyedül a motor nagyobb méretű fém alkatrész, amely képes a radarhullámokat visszaverni. Helyes pályatervezéssel a pálya aktív szakaszán a rádiólokációs felderíthetőség biztosítható, az ehhez szükséges elveket a „A METEOR-3R célrepülőgép alkalmazása és pályatervezése a MISTRAL légvédelmi rakétakomplexum gyakorlatain” című fejezetben ismer-

⁸⁷ AERO-TARGET BT.

tetem!

A repülőgépen egy második **hátrafelé néző Luneberg-reflektor** elhelyezése csökkenti a holtteret, javítva a közeledő és távolodó TUAV rádiólokációs felderíthetőségét. Jól példázza ezt a kialakítást a BANSHEE célrepülőgép [38], amely egyszerre 3 darab 19 cm átmérőjű Luneberg-reflektor hordozására képes. Mivel a Luneberg-reflektorokat különböző **frekvencia sávokra** osztottan gyártják, ezért több reflektor repülőgépre szerelésével megoldható a több különböző sávú radarrendszer számára (például S-sáv SZT-68U, X-sáv MCP-SHORAR), a felderíthetőség biztosítása. Nagyságrendileg, egy S-sávú, 18 cm átmérőjű Luneberg-reflektor $0,6 \text{ m}^2$, egy X-sávú $5,5 \text{ m}^2$ rádiólokációs visszaverő felülettel rendelkezik [184].

Az **ekvatoriális Luneberg-reflektor**, adott térsávban teljes oldalszög tartományban, megfelelő visszaverő felületet képvisel, így az ezzel felszerelt célrepülőgép a radar számára minden irányból – adott magassági szögtartományban, ami természetesen függ a repülőgép repülési magasságától és radartól mért távolságától – felderíthető, kivéve a motor vagy más fémtárgyak kitakarásából származó holtteret. Ugyanakkor az ekvatoriális Luneberg-reflektor alkalmazása nem helyettesíti a rádiólokációs szempontból történő pályatervezést. A három lencséből álló reflektor – kedvező tulajdonságai ellenére – tömege és formája nem teszi lehetővé kisebb méretű célrepülőgépeken való alkalmazását. A fentieket, a Luneberg-reflektorok néhány gyártójával (Lun`tech, Mayurakshi) történt konzultációm alapján meg tudom erősíteni!

Alternatív megoldásként a sarokreflektorok közül az **oktahedral** jöhet számításba, mely teljes térszög tartomány jelentős részében képes a radarhullámok visszaverésére. Azonban igen keskeny – a maximális visszaverő felület felével határolt – nyílásszög tartomány, nagy csúcsok, továbbá beszívások jellemzik az oldal- és magassági szög függvényében vett rádiólokációs visszaverő felületét. Gyakorlati szempontból, egy 18 cm oldalhosszúságú trihedral (amelyből az oktahedral felépül) maximális rádiólokációs visszaverő felülete **3 GHz-en $0,44 \text{ m}^2$** körüli (közelítő érték), **9 GHz-en 4 m^2** , $\pm 20^\circ$ -os fél kúpszöggel (fél visszaverő felülethez). Mivel több frekvenciasávban is jelentős rádiólokációs visszaverő felülettel bír, így különböző frekvenciasávú radarrendszerek számára is biztosítja a rádiólokációs felderíthetőséget, azonban adott térszektorban nyílásszöge kicsi a Luneberg-reflektorhoz képest. Oldalszög tartományban megfelelő átlagos rádiólokációs visszaverő felület jellemzi, az úgynevezett „esőfogó” pozícióban. Alacsony költsége, széles frekvencia tartományban működőképessége, valamint könnyű gyárthatósága miatt alkalmazását megfontolandónak tartom.

A fejlődés egyértelműen az **aktív eszközök** irányába mutat, egyes polgári gyártmányok alacsony költséggel, széles vízszintes nyílásszög tartományban (360° oldalszög) képesek a Luneberg-reflektoroknál nagyobb, széles tartományban megválasztható rádiólokációs visszaverő felületet imitálni, adott keskeny frekvencia tartományban. Ha nagy ($> 10 \text{ m}^2$) rádiólokációs visszaverő felületre van szükség (Lun`tech: $0,5 \text{ m}^2 \div 10\,000 \text{ m}^2$), széles frekvenciasávban (Lun`tech: antenna $8,8 \text{ GHz} \div 9,3 \text{ GHz}$), akkor megfelelően elhelyezett vevő és adóantenna esetén, az csak viszonylag keskeny térszögben biztosítható (Lun`tech: antenna $\pm 35^\circ$), rádiólokációs válaszjel adóval [116]. Ha mégis szükséges a célrepülőgép széles oldalszög tartományú rádiólokációs felderíthetőségének biztosítása, akkor keskeny nyílásszögű, adó és vevő antennák automatikus, radar irányába forgatása jelenthet megoldást.

A rádiólokációs válaszjel adó vagy az aktív válaszipulzus adó (RSS) segítségével, a kis rádiólokációs visszaverő felületű repülőgépek, rugalmasan megválasztható rádiólokációs jellemzőkkel ruházhatóak fel. Az aktív rádiólokációs felület módosító és álcázó elektronikák csökkenő költsége és ígéretes tulajdonságai elengedhetetlenné teszi alkalmazásukat a jövő célrepülőgépein.

A monosztatikus Luneberg-reflektorral ellátott repülőgép és vízszintes (az MCP ilyen) vagy függőleges polarizációjú radarrendszer esetén, a repülőgép normál vízszintes repülésétől eltérő, például a fordulókban való bedőlése, nem okoz **polarizációs** torzításból eredő látszóla-

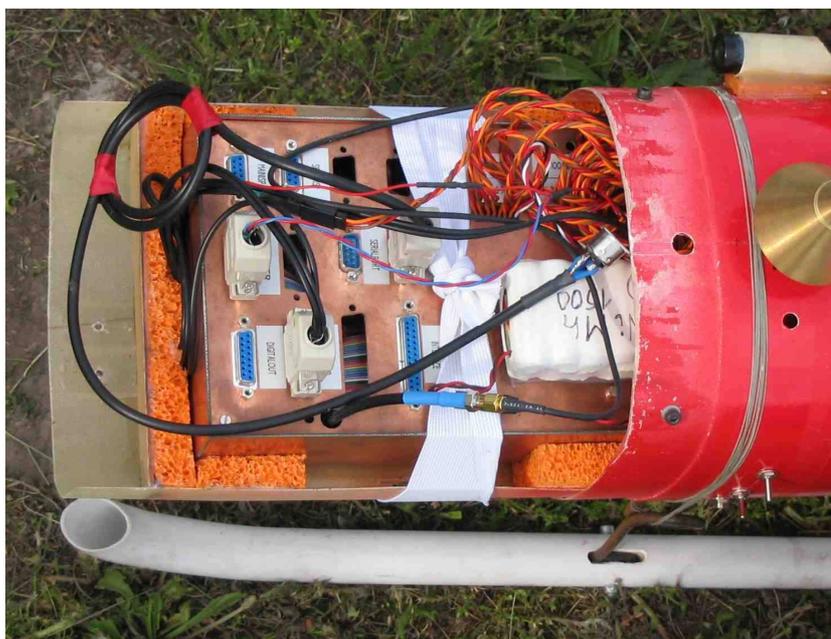
gos visszaverő felület csökkenést. Ugyanez elmondható a trihedral és az oktahedral szögviszszaverő főirányaira. Azonban cirkuláris polarizációjú radarrendszer esetén kizárólag cirkuláris polarizációjú Luneberg-reflektor vagy cirkuláris polarizációjú antennákkal rendelkező rádiólokációs válaszjel adó alkalmazható problémamentesen. Lineáris polarizációjú radarrendszer és lineáris polarizációjú antennákkal rendelkező válaszjel adó esetén az antennákat a radarrendszer polarizációs síkjának megfelelően kell elhelyezni a vízszintes helyzetben lévő célrepülőgépen. Az így felszerelt célrepülőgép alkalmazása során számítani kell a fordulókban vagy egyéb vízszintestől eltérő repülőgép pozíció esetén, a rádiólokációs felület növelő eszköz aktív nyílásszögén belül is, a repülőgép látszólagos – polarizációs torzítás okozta – rádiólokációs felületcsökkenésére és a rádiólokációs **célvesztésre**.

Ugyanakkor korunk egyik reális **terror fenyegetését** jelentik a kis rádiólokációs felülettel rendelkező, rádiólokációs és vizuálisan nehezen felderíthető pilóta nélküli repülőgépek, amelyek gyakorlatokon modellezhetők célimitációs eszközökkel el nem látott célrepülőgépekkel.

3. FEJEZET: A METEOR-3R CÉLREPÜLŐGÉP FEDÉLZETI ELEKTRONIKAI RENDSZEREI

2000 nyarán, amikor a METEOR-3 repülőgépet fejlesztő, építő és üzemeltető csapathoz csatlakoztam, körvonalazódott, hogy a MISTRAL légvédelmi rakétakomplexum üzemeltetéséhez, szükség van egy olyan teljes egészében magyar elektronikai rendszerre, amely kiterjeszti a hagyományos célanyag hatósugarát, így megsokszorozva használati értékét. „A modernizált METEOR 3 célrepülőgéppel szemben támasztott követelmények” című alfejezetben indokoltam a kiterjesztett hatósugarát, valamint az automatikus pályakövetés szükségességét.

A repülőgép és fedélzeti elektronika fejlesztését és gyártását a kezdetektől a teljes kivitelezésig teljes mértékben magántőkéből finanszíroztuk. Ezért fontos szempont volt alacsony költségű, és a különféle igényekhez könnyen adaptálható elektronika választása. A MISTRAL légvédelmi rakétakomplexum honosítása utáni években, kereskedelmi forgalomban kapható repülésszabályozó – fedélzeti automatika rendszerek ([252], [253], [254]) elérhetetlenül magas ára, valamint a ZMNE kutatóinak a Micropilot® 2000-rel szerzett kedvezőtlen tapasztalata miatt [326] döntöttünk saját, egyedi fejlesztésű fedélzeti automatika megtervezése, továbbá annak gyártása mellett ([97], [101], [102], [126]).



7. kép: A MAYFLY ONE fedélzeti automatika első, kísérleti példánya a METEOR-3 célrepülőgépbe beépítve (fényképezte: Koncz Miklós)

A 2002-ben fejlesztett „HUMMINBIRD ONE” telemetria komputer tapasztalataira építve ([97], [100]), 2003 elején kezdtem fejleszteni és megépíteni a „MAYFLY⁸⁸ ONE” elnevezésű moduláris fedélzeti automatika rendszert⁸⁹, amellyel 2004 végén már sikeres próbarepüléseket végeztünk (7. kép). A 2005. évi uszakai éleslövészetén, ennek továbbfejlesztett, javított változatával a „MAYFLY TWO” rendszerrel ellátott repülőgéppel szolgáltatunk a MISTRAL valamint az IGLA légvédelmi rakétakomplexumoknak célanyagot.

A fejezetben a fejlesztés egyes fázisait, eredményeit, (az uszakai változatot egy működőké-

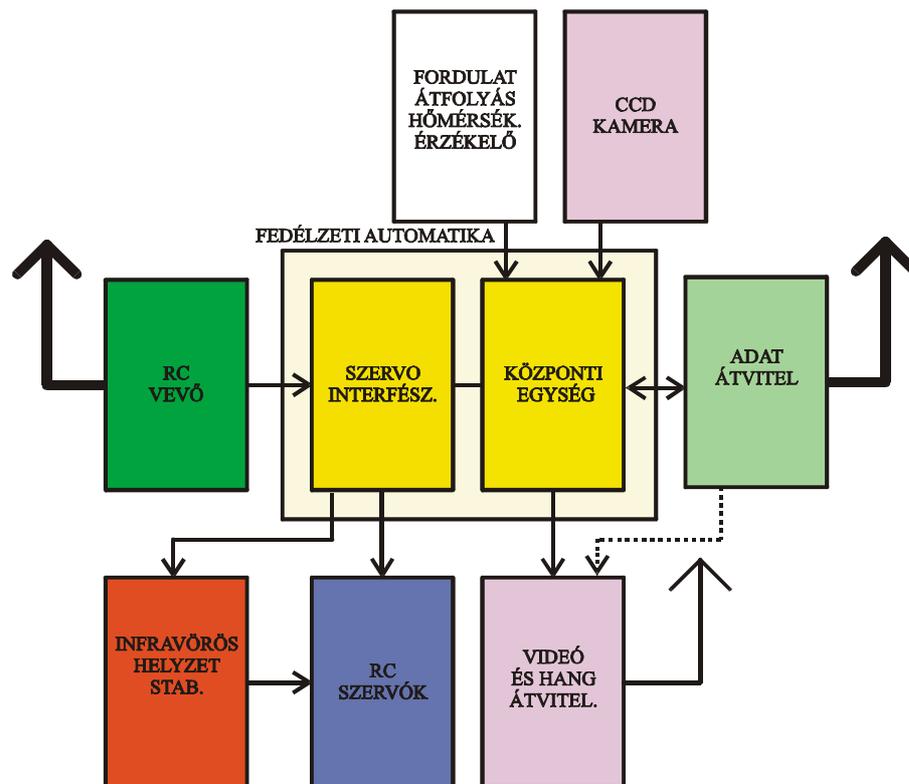
⁸⁸ Mayfly – kérész (Palingenia longicauda Ol.), azaz Tiszavirág: utal a rendszer céljára: feladata elvégzése után gyorsan elpusztul, másrészt a Tisza mellett nőttem fel ezért adtam e nevet az általam tervezett rendszernek.

⁸⁹ MACS – Modular Airborne Control System: moduláris fedélzeti automatika rendszer

pes verzióknak tekintem), valamint jövőbeli fejlesztési irányvonalát – az értekezés terjedelmi korlátait figyelembe véve – ismertetem.

3.1. METEOR-3R PILÓTANÉLKÜLI REPÜLŐGÉP FEDÉLZETI AUTOMATIKA RENDSZERÉNEK GYAKORLATI MEGVALÓSÍTÁSA

A napjainkban tervezett pilóta nélküli repülőgépek fedélzeti elektronikájának többsége **digitális szabályzórendszereken** alapul, továbbá alkalmazza a legfejlettebb diszkrét szabályozási algoritmusokat, amelyek relatívan nagy számítási kapacitást igényelnek a beágyazott processzoroktól. A nagy számítási teljesítmény nem mindig összeegyeztethető tervezési kritérium a célrepülőgépeken elvárt következő jellemzőkkel: kis fogyasztás, kis helyigény, kompakt, mechanikusan szilárd kivitel, rázásállóság, valamint a szélsőséges környezeti körülmények között is megbízható működés ([101], [102]).



5. ábra: MAYFLY TWO repülésszabályozó felépítése
(szerkesztette: Koncz Miklós)

Az általam megvalósított, jelenleg is fejlesztés és tesztelés alatt álló rendszer, a fenti összetett, szerteágazó feladatot **moduláris felépítéssel** valósítja meg (5. ábra). Az **elosztott rendszer** a tervező dolgát bizonyos értelemben megkönnyíti, a tervezés jól elkülöníthető feladatokra bontható, a **számítási**, programozási igény szétosztható az intelligens kártyákon található processzorok között. A kártyák processzorainak kapacitása, továbbá a beépített **cél-funkciók** jobban kihasználhatóak, a feladatok megoszthatóak, jobban definiálhatóak. Ugyanakkor nehézséget és járulékos számítási teljesítmény csökkenést okoz a modulok közötti **kommunikáció**, valamint nehezebb a kártyák szoftvereinek követése, frissítése. Véleményem szerint, gazdaságosabb a fejlesztést a fenti osztott moduláris rendszerben végezni. Előnyként kell még említeni a megjósolhatóbb **processzorterhelést**, a követhető **válaszidőt**. Lehetőségekhez képest, az elérhető legnagyobb számítási kapacitást kell realizálni, a nagy mennyiségű lebegőpontos számítási igény miatt. Az elektronika moduláris felépítése lehetővé teszi a **rugalmas** továbbfejlesztést, módosítást, valamint meghibásodásnál a könnyebb hibakeresést, az egységcserével történő, gazdaságos **javítást**.

A METEOR-3 célrepülőgép modernizálása során célként tűztem ki, hogy az irányító rendszer és annak földi kiszolgálása egyszerű, megbízható valamint **terepi körülmények** között könnyen kezelhető legyen, lehetőleg a megbízhatatlan PC-s támogatás nélkül is. A földi kiszolgáló rendszer egy egyszerű videó bemenettel rendelkező TV monitorból, továbbá egy opcionálisan választható 2,4 GHz-es szabadsávós vevőből áll. Az előző fejlesztések során (HUMMINGBIRD ONE, MAYFLY ONE) bevált, PC billentyűzetes adatbevitel annak előnyeivel megmaradt. Ez a megoldás egy olcsó és könnyen kezelhető ember-gép interfész kialakítást tett lehetővé. A rendszer képes videó kamera jelét fogadni, és arra telemetria információkat ültetni. A videojelet, egy a 2,4 GHz-es szabad sávban működő, kisteljesítményű adóberendezés továbbítja a földi kezelőszemélyzethez. Az adó hangcsatornája alkalmas hangriasztások átvitelére vagy lassú adatátviteli csatorna kialakítására. Az adatátvitel adatmodem segítségével is lehetséges, így a **telemetria adatok**, alkalmas földi feldolgozóegység kialakításával, digitális formában is az irányító központba juthatnak. Ha kétirányú adat adó-vevőpárt alkalmazunk, akkor a levegőben lévő gépet akár új útvonal berepülésére is programozhatjuk.

A **központi egység** felelős a navigációs, valamint útvonal repülési feladatokért, összehangolja a szervo interfészt a központi processzorral, gyakorlatilag a feladatok többségét el látva. A repülőgép motorjának **üzemi paramétereit** és a **meteorológiai adatok** egy részét külső érzékelők dolgozzák fel, ilyenek például a motor fordulatszám, fogyasztás, hőmérséklet. A meteorológiai adatok közül fontos a külső hőmérséklet pontos mérése, fagypontérzékelés, ezek alapján megvalósítható a Pitot-cső fűtés szabályozása és ezzel a lejegesedés megakadályozása. Ezen érzékelőket egy digitális interfészen lehetséges illeszteni a központi egységhez. Jelenlegi kiépítésben ezen adatok nem kerülnek feldolgozásra, és az érzékelőket sem tartalmazza a rendszer.

A repülőgép fel- és leszállás alatti irányítása – pilóta által – hagyományos RC távirányítóval történik, ezért a fedélzeti elektronika tartalmaz egy RC/PCM vevőt, melynek jeleit a végrehajtó szerv interfész modul dolgozza fel, továbbá kapcsol kézi és automatikus üzemmód között.

A repülőgép kormányfelületeit hagyományos, a modellező által alkalmazott, **szervók** térítik ki, **irányítástechnikailag végrehajtó szerv** szerepét töltve be. Későbbiekben, a szakszaragonban elfogadott, szervo megnevezést alkalmazom. Ezek megfelelő üzembiztonsággal biztosítják a kitéréshez szükséges nyomatékot, és szabványos elektromos csatlakozófelülettel rendelkeznek. A különböző feladatok megoldására, szervók széles választéka áll rendelkezésre a kereskedelmi forgalomban, különféle méret, sebesség valamint teljesítmény tartományban.

A repülőgép helyzetstabilizálásáért egy FMA DIRECT gyártmányú **infravörös** tartományban működő CPD4-es szabályzó (8. kép) a felelős. Ez az eszköz a föld-ég hőmérséklet különbségét használja ki a repülőgép vízszintesen tartására. A megfelelő működéshez, a csűrő és a magassági kormány szervóinak jelútjába kell beiktatni, és az a kormánylapok kitérítésével megakadályozza a repülőgép kereszt és hosszirányú túlzott bedöntését.

A következő alfejezetben röviden ismertetem az egyes blokkok tervezési szempontjait, felépítését valamint működését.

3.2. INFRAVÖRÖS HELYZETSTABILIZÁCIÓS ALRENDSZER

Az **infravörös helyzetstabilizációs** alrendszer feladata: a többi alrendszertől függetlenül biztosítani a repülőgép kereszt- és hosszirányú stabilitását. A helyzet stabilizátor a kormányfelületeket kitérítő – pilóta vagy automatika felől érkező – parancsjelek semleges helyzetében, a repülőgép kereszt- valamint hosszirányú helyzetét vízszintesen stabilizálja, a belengéseket csillapítja repülés közben.

A METEOR-3R célrepülőgépen az FMA Direct gyártmányú CPD4 infravörös repülésstabilizáló ([271], [272], [273], [274], [275], [276]) rendszerét alkalmaztuk (8. kép). A helyzetstabilizáló rendszer az infravörös horizontot érzékeli, amelyet az ég-föld hőmérséklet különb-

ség alapján határoz meg. A föld infravörös sugárzását, a földfelszín és annak felületén található tereptárgyak, építmények, növényzet és domborzati elemek, stb. hőmérséklete, továbbá emissziós képessége (ε) határozza meg (azok effektív értéke). Az ég infravörös sugárzása az atmoszféra, a csillagok, és a föld által kibocsátott, valamint a légkör által visszavert infravörös sugárzásából áll. A föld légkörének hősugárzása a benne található – termikus infravörös sugárzást elnyelő és kisugárzó – gázok és gőzök⁹⁰ koncentrációjától, továbbá a felhő takartságtól függ. A Nap elektromágneses sugárzása jelentős az infravörös tartományban. A föld és ég hőmérséklet különbsége a nyári hónapokban lehet a legnagyobb, tiszta, felhőzet és páramentes időben. A hőmérséklet különbséget erősen befolyásolja a földfelszín és a talaj típusa, valamint növényzettel való fedettsége. Összefüggő, hideg vízfelszín felett (tenger), tiszta időben is viszonylag alacsony hőmérsékletkülönbség tapasztalható⁹¹ ([269], [283], [285]). Fekete, frissen szántott föld felett, tiszta időben mérhető a legnagyobb hőmérséklet különbség. Télen, még ködös időben is, több fokos látszólagos hőmérséklet különbséget (13 °C) mértem az ég és a hóval takart földfelszín között (7. ábra).



8. kép: FMA Direct CPD4 repülés stabilizáló rendszerének szenzorja a METEOR-3R repülőgép hasára építve (fényképezte: Koncz Miklós)

Az infravörös sugárzás érzékelésére két-két DST-60-as [302], szilícium alapú, hőelemből álló érzékelő pár szolgál (thermopile), amelyeket keresztirányban, kifelé irányítva helyeztek el (8. kép), így alkalmasak az infravörös horizont érzékelésére. A szenzorok érzékelési szöge $90 \div 100$ °-s. A repülőgépen lehetséges a szenzor csoport keresztirányú (hagyományos), valamint diagonális elhelyezése. A diagonális elrendezés akkor előnyösebb, ha a szenzorok látóterének kitarakása az így elhelyezett szenzorfej esetén kisebb mértékű. A kétféle szenzor felszerelés közötti különbséget az elektronika (6. ábra) számítással kompenzálja (a mért $IR1 \div IR4$ értékek alapján, keresztirány: $IR1-IR2$, $IR3-IR4$; diagonális: $(IR1+IR3)-(IR2+IR4)$, $(IR1+IR4)-(IR2+IR3)$).

A szenzorokat szilícium optikai szűrővel látták el, amelyek a $8 \div 14$ μm -es hullámhossz tartományban engedi át az infravörös sugárzást ([303], [306]). Másrésről, a légkör – elektromágneses hullámok szempontjából – a hullámhossz függvényében csillapítja a rajta áthaladó elektromágneses sugárzást. A $7,5 \div 14,5$ μm hullámhossz tartományban található az atmoszférának, egy **infravörös** sugárzást áteresztő **ablaka** ([123], [293], [298], [299], [300], [301], [307]). Ez az ablak csillapítja a zavaró, például a Napból érkező, a **szűrő** és a légköri

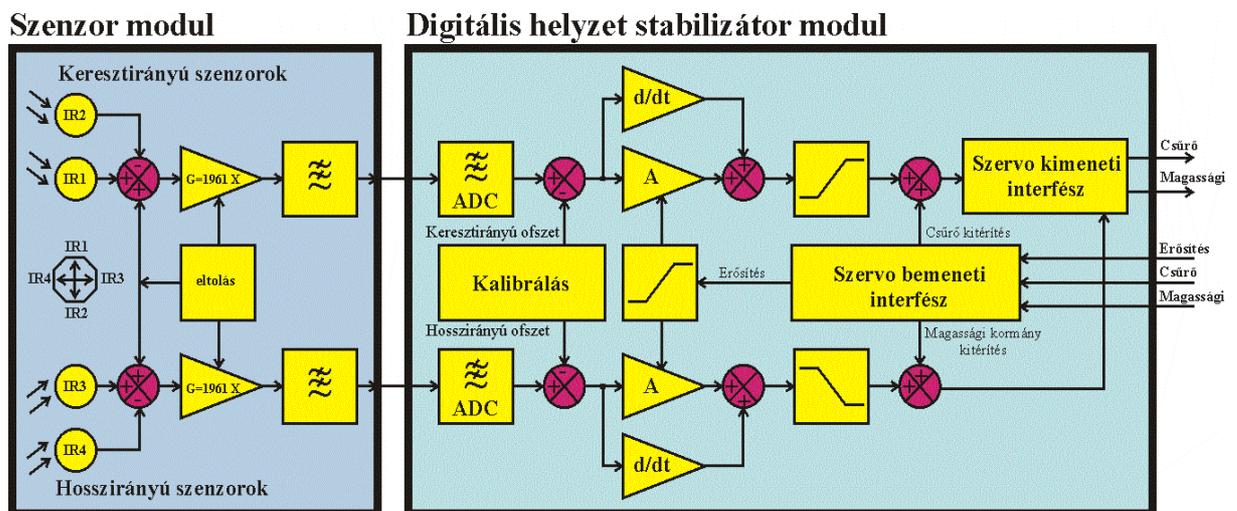
⁹⁰ Üvegházhatást okozó gázok: vízgőz, szén-dioxid, metán, ózon, de a nitrogén és oxigén nem!

⁹¹ Ustka, Balti tenger, saját tapasztalat

ablak együttes (szorzat) átviteli függvényén [306] kívüli hullámhossz tartományba eső infravörös sugárzást. A tárgyak hőmérsékleti sugárzásának spektrumáról a **Wien féle eltolási törvény** ad képet. A Wien törvény szerint, a T hőmérsékletű feketetest által kibocsátott elektromágneses sugárzás spektrális eloszlásának maximális intenzitása λ_{max} hullámhossznál található:

$$\lambda_{max} = \frac{b}{T} \tag{9}$$

Ahol a b a Wien féle eltolási állandó ($2,897\ 768 \times 10^{-3} \text{ m K}$), a T a feketetest sugárzó hőmérséklete Kelvin-fokban [227]. A Nap effektív 5778 K -s hőmérsékletéhez $0,5 \mu\text{m}$ -es, intenzitás maximumhoz tartozó, hullámhossz tartozik [228]. Ugyanakkor a szenzor érzékenységi hullámhossz (a szűrő valamint a légköri ablak által szűrt) tartományába – a **Nap nagy intenzitású** sugárzása miatt – a stabilizáló rendszert kis mértékben zavaró infravörös sugárzás juthat.



6. ábra: FMA Direct CPD4 helyzet stabilizáló rendszerének működési vázlatja, keresztirányú működési módban (nem diagonális, és nincsenek összetett kormányfelületek, szerkesztette: Koncz Miklós)

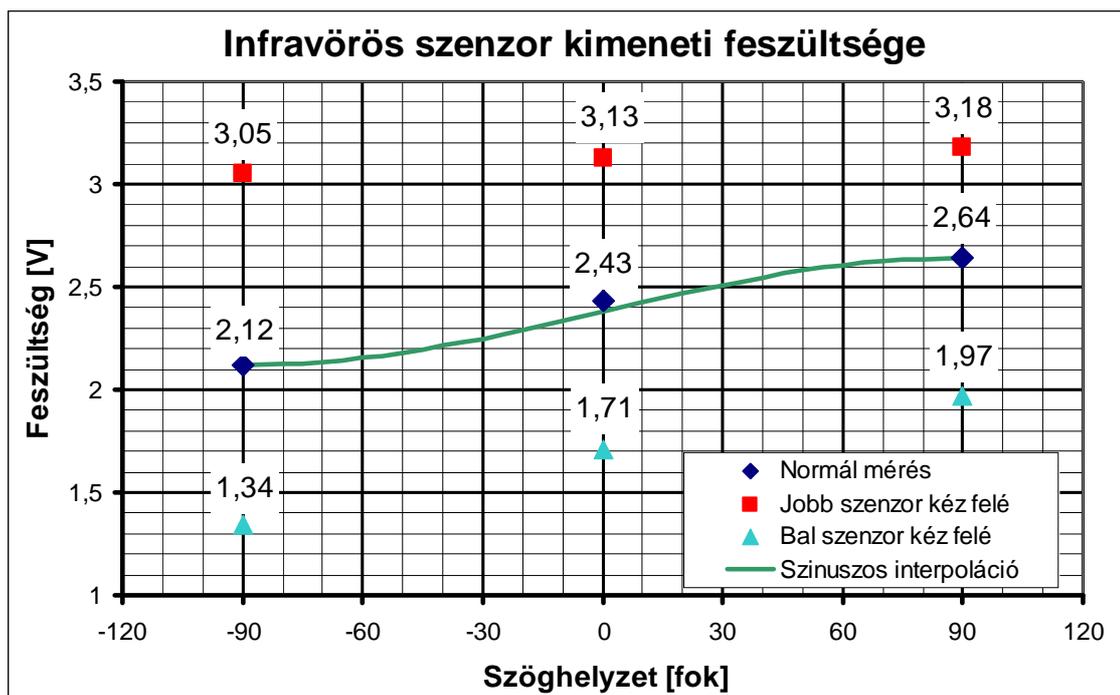
A **légköri ablak** és az **optikai szűrő** együttes hatása jelentősen csökkenti a **Nap zavaró** hatását, így az infravörös stabilizáló rendszer nemcsak akkor alkalmazható, ha a Nap a repülőgép felett van, hanem elfogadható vízszint hibával, **alacsony napállás mellett is**. Ilyenkor az infravörös stabilizátorral ellátott repülőgép a Nap irányától (ugyanígy hegyek, kiemelkedések, környezetből kiemelkedő hőmérsékletű tárgyak) „elfordul”, a vízszinttől (vagy a kívánt helyzettől) – a zavaró infravörös sugárzás irányában – magasabb szögben (hibaszög) stabilizálódik. Ezt a hatást mutatja a magasság profilt bemutató ábra (26. ábra), amely alacsony napmagasságnál készült (késő őszi reggel), ezért a Nap infravörös sugárzása miatt a repülőgép a vízszinttől eltérő szögben repült, és a zárt pályán repülőgép TUAV periodikusan vesztett a magasságából (ehhez járult még a fordulók magasságvesztése, amely csökkenthető lenne előrevezető (feed forward) kompenzáció alkalmazásával, amely kialakítható megfelelő mixelési funkcióval). Tapasztalatom szerint, az infravörös stabilizáló rendszer bizonyos megkötésekkel, alkalmas az abszolút – horizontérzékelésen alapuló – helyzetstabilizálásra (akár éjszaka is).

Nem mondható ez el, az egyes látható hullámhossz tartományban üzemelő horizontérzékelő rendszerekről (például: FUTABA® PA-2, [309]). Érdekes módon ezek ködös időben, vagy magas napállás mellett jól alkalmazhatóak, és az első sikeres automatikus METEOR-3R repülést ilyenekkel végeztük⁹². Látható tartományban az ég és a földfelszín nem olyan konzisz-

⁹² 2004-11-28, de 2004-12-19 alacsony napállás és tiszta időben már hibásan repült

tens, mint infravörös tartományban. A Nap által megvilágított fehér, vagy éppen fekete felhők, valamint a földfelszínen lévő vagy azt takaró tárgyak, növények és egyéb domborzati formák jelentős látható tartománybeli kontrasztkülönbséget képviselnek a hely függvényében.

Az abszolút helyzetérzékelő szenzorok (infravörös ([269], [270], [271], [278], [290], [296], [297]), geo-mágneses ([279], [281], [282]), videó-horizont ([286], [287], [288], [289]), stb.) előnye a szögsebesség (MEMS⁹³ giroszkóp) és gyorsulás (MEMS gyorsulásérzékelők) mérésén alapulókkal szemben, hogy mentesek a helyzet-meghatározáshoz szükséges integrálás során elkerülhetetlen, halmozódó és csak bonyolult Kalman szűréssel csökkenthető (kis számítási sebességű processzorok, egyszerű rendszer esetén nem megvalósítható) integrálási hibától.



7. ábra: DST-60 infravörös szenzor pár (CPD4SEUNIT) kimeneti feszültsége (erősítés után) szöghelyzet függvényében (telepfeszültség 4,6 V, felhővel takart ég, külső hőmérséklet: 4,5 °C, időpont 2006.03.15. 18:45÷19:16, a föld hóval takart, bal szenzor égnek néz: 90 °, jobb szenzor égnek néz: - 90 °, szerkesztette: Koncz Miklós)

Az infravörös horizont érzékelés legnagyobb hátránya, hogy erősen **ködös** vagy **felhővel** takart égbolt esetén a föld-ég hőmérséklet különbség lecsökken, a helyzet stabilizáló működése bizonytalanná válik, azaz csak vizuális meteorológiai feltételek mellett működőképes (VMC – Visual Meteorological Condition, [269]). Fokozottan figyelembe kell venni a stabilizáló rendszer e tulajdonságát, amikor a repülőgép fedélzetén található egy vagy több **magas hőmérsékletű** infravörös sugárzást kibocsátó technikai eszköz (motor, nagy teljesítményű elektronika, piropatron) okoz zavartatást. Ezek hatása részben vagy teljesen megszüntethető a szenzor, valamint a hőt sugárzó eszköz megfelelő elhelyezésével, a szenzor által érzékelt horizont kitakarásának és zavartatásának minimalizálásával. Másrészről, négy szenzort tartalmazó stabilizátor alkalmazásakor, a repülés alatt, problémát jelenthet az időjárás (felhőzet, köd), a talaj növényzettel való fedettségének, felszínének (talaj majd aszfalt) vagy a domborzati elemek (először talaj, majd tó vagy tenger) változása a repülőgép horizontján. Ezek hatása a megváltozott effektív ég-föld infravörös sugárzásának arányában nyilvánul meg, amely hatással van a kezdeti kalibrációhoz képest a rendszer érzékenységére, így a kormánylapok kitérése

⁹³ MEMS – Micro-Electro-Mechanical Systems: mikro-elektromechanikus rendszerek

nem lesz megfelelő. Ugyanakkor az infravörös önrávezető fejjel rendelkező rakéták sem működnek biztonságosan olyan időjárás körülmények között, amikor már az infravörös stabilizáló rendszer működésképtelen⁹⁴. Másrészt, a szükséges érzékenység biztosításához az érzékelők ablakát tisztán kell tartani, óvni kell üzemanagtól vagy víztől (eső).

A stabilizáló rendszer működése a blokkvázlat alapján (6. ábra) a következő: a szenzor párok jeléből képzett különbségi jel megadja a repülőgép szöghelyzetét a vízszinteshez képest (elfordulás függvényében szinuszos feszültség: 7. ábra, [285]), a szabályzó a vízszintestől való eltérés mértékében előállítja a szabályzójelet, amelyeket a modellszervók végrehajtójellel alakítanak. A szabályzót a repülés előtt kalibrálni kell, ami a repülőgép vízszintes helyzetében a szenzor ofszet és a függőleges helyzetben történő föld-ég hőmérséklet különbségből adódó erősítés meghatározásból áll. A **kalibráció** olyan **földfelszín** felett történjen (például füvel borított talaj), amilyen felett a repülőgép repülni fog. A szabályzó rendszer erősítése a nullától a maximumig egy szervó csatorna löketével állítható be. Ha az erősítés zérus, akkor a magassági, valamint a csűrő szervó csatornák jele (igaz manuális és automatikus állásban is) – beavatkozás nélkül – átjut a helyzet stabilizátoron. Minél nagyobb az erősítés értéke (az erősítést beállító szervó csatorna és a kalibráció által meghatározottan), annál nehezebben kerül érvényre a magassági és csűrő szervó csatornán keresztül történő beavatkozás, azaz a helyzet stabilizátor tartja a repülőgép vízszintes helyzetét. Ha az erősítés értéke túl nagy, akkor a repülőgép hullámzó mozgással repülhet, a szabályzó rendszer begerjed.

Az integrált repülésirányító automatika a helyzet stabilizátorral úgy dolgozik együtt, hogy a manuálisról automatikusra (CIC⁹⁵) váltáskor, az erősítés csatornát a távirányítón keresztül a pilóta által meghatározott (berepüléskor beállított, legtöbbször a maximális erősítés) értéken tartja. A csűrő helyzete semleges állapotban marad (szervo interfész másolja a pilóta által kézi állásban átadott, semleges kormánykiterítési parancsot), azaz a repülőgépet hossz tengelye körül (keresztirányban) az automatika vízszintesen tartja. A magassági kormány kiterítése a központi egység által meghatározott, a kívánt magasságtól való eltérésnek megfelelően a magassági szervó csatornán, a helyzet stabilizátoron keresztül történik. A szervó interfész segítségével, a központi egység által kiadott, magasság módosításra irányuló hosszirányú, bólintási szöget megváltoztató parancsjel akkor jut érvényre, ha a helyzetstabilizáló rendszer beavatkozási határértékénél nagyobb vagy azzal összemérhető nagyságú (6. ábra, ha kisebb, akkor csak kevésbé jut érvényre). Ha nem szükséges a magasság módosítása, azaz nincs magasság megváltoztatására szolgáló szabályzó jel, a helyzet stabilizátor bemeneti magassági szervó csatorna jele semleges (pilóta által automatikus állásba kapcsoláskor kitrimmelt) állású, és ilyenkor a helyzet stabilizátor hosszirányban vízszintesen tartja a repülőgépet. Ugyanakkor a helyzet stabilizátorban lévő szabályzó nem állásos, tehát a beavatkozás nemlineárisan, a határolás értékénél törésponttal rendelkező, de folytonos függvény szerint történik.

Az így megvalósított repülésszabályozó rendszer számos hátránnyal bír, de legnagyobb előnye az, hogy a helyzet stabilizátor akkor is **működőkép** marad, ha az **automatika** többi része **elromlott** vagy a szoftver – bizonyos védelmi, biztonsági funkciók működése mellett – hibásan üzemel. Ilyen esetben⁹⁶, a szoftver vagy az elektronika megpróbálja a kormánylapot semleges helyzetbe állítani a parancsjelekkel, a független helyzet stabilizátor a repülőgépet pedig vízszintes helyzetben tartja. Ha a berepülés során a repülőgépet helyesen állították be (kitrimmelték), akkor az önállóan, stabilan körözve repül. Ha az RC pilóta távirányítójának valamint a látásának (távcsővel és segítővel könnyebb) hatáskörén belül történik a probléma,

⁹⁴ A 2005-ös kecskeméti gyakorlaton kb. 200 ÷ 300 m-es felhőalagnál is tudunk repülni, de ezt nem tartom üzemszerű állapotnak, ráadásul ilyen körülmények közt a lézeres közelségi gyújtó is hibásan működhet.

⁹⁵ CIC – Computer in Control, az automatika jelei jutnak a szervókra

⁹⁶ A bevetések során előfordult ilyen alkalom: a GPS modul beállításait nem mentettem megfelelően a belső memóriájába és így az elvesztette a soros portjának átviteli sebesség értékét, így megszűnt a kommunikáció a központi egységgel.

akkor a repülőgép távirányítással visszavezethető a leszállópályához.

3.2.1. AZ INFRAVÖRÖS HELYZETSTABILIZÁCIÓS RENDSZER FEJLESZTÉSI LEHETŐSÉGEI

Az infravörös stabilizáló rendszer néhány hátránya kiküszöbölhető fejlesztéssel vagy újabb eszközök alkalmazásával.

Tapasztalatom szerint, az infravörös érzékelő fejben alkalmazott **termoelemek nem megbízhatóak**⁹⁷. A különbségképzés a két összetartozó termoelem ellentétes irányú sorba kapcsolásával történik, a termoelemek tipikus meghibásodása pedig az érzékelő egyik kivezetésének házhoz (föld potenciálon van) való átvezetése. Az így meghibásodott érzékelővel nem lehetséges a különbségképzés. A probléma elkerülhető megfelelő áramköri kialakítással (az érzékelők földpotenciálon vannak a gyári alkalmazási javaslat szerint, továbbá a különbségképzés erősítés után történik ultra precíziós műveleti erősítőkkel) és/vagy automatizált ellenőrzési rutin kialakításával. Az érzékelő ellenőrzése történhet a start előtt, a látóterükbe helyezett hőforrás (izzósál, PTK⁹⁸, stb.) körkörös bekapcsolásával, az érzékelők hő ugrásra való reakciójának kiértékelésével.

A **nehézkés kalibráció**, valamint a repülés alatti **föld-ég hőmérséklet különbség változására** (szárazföld – tenger átmenet) bekövetkező alapjel változás miatti erősítés változtatási igény, valamint a négyszenzoros érzékelővel **45 fokos bedöntés** felett nem egyértelműen meghatározható szöghelyzet miatt (ha a repülőgépet – turbulencia vagy más ok miatt – ennél jobban kibillen a helyzetéből, akkor nem tér oda vissza, kvázistabil állapot), legalább **2 darab plusz** szenzort kell beépíteni. A plusz két szenzor lehetővé teszi a föld-ég hőmérséklet különbség folyamatos mérését, változásának hatása csökkenthető; kalibráláshoz a repülőgépet csak vízszintes helyzetbe kell állítani, nem szükséges annak forgatása, valamint a repülőgép térbeli szöghelyzete egyértelműen meghatározható. A modellezők számára több fajta, 6 szenzorral ellátott helyzet stabilizátort is gyártanak ([274], [296], [297]). Több tanulmány is foglalkozik olyan megoldással, ami biztosítja a repülőgép kontrollált bedöntését, és hat infravörös szenzort alkalmaz ([269], [270], [283], [284], [285], [290], [291], [292]).

Jelenleg a METEOR-3R **nem koordinált fordulókkal** közelíti és kerüli meg a fordulópontokat, melynek eredményeképpen jelentős csúszás tapasztalható. Emiatt, automatikus irányítású módban, **fordulékonyasága** meglehetősen kedvezőtlen (25. ábra). A repülőgép koordinált fordulása, elektronikus úton úgy valósítható meg, ha az infravörös szenzor párok jeleiből (3 pár) kiszámított térbeli helyzetet, a fordulóhoz (vagy az emelkedésnek) tartozó bedöntési szög (orsózási szög) alapjelet, zárt hurokban, szabályozási kör tartja, továbbá a fordulónak megfelelően kívánt értékét követi. Ennek a megoldásnak jelentős hátránya, a szenzor párok szög függvényében mért kimeneti feszültsége nem követi mindig jól az elméleti értéket, így a szögmeghatározás bizonytalan lehet ([283], [284], [285]). A koordinált fordulás kivitelezésére egyszerűbb és könnyebben tesztelhető megoldást jelent, ha a repülőgépen egy keresztirányban szervóval mozgatott **platform** van elhelyezve, és ezen az infravörös szenzorfej, GPS antenna és az iránytű modul foglal helyet. Az infravörös helyzetstabilizáló rendszer a repülőgéppel együtt a platformot vízszintesen tartja (csűrők). A platform helyzete a független szervóval beállítható a repülőgéphez képest (kisebb, mint 45 fokban, hogy a kormánysszervek szerepe ne cserélődjön fel), ezúton a kívánt bedöntési szög a platform szervó parancs jelével megadható. A platform szervó parancsjele előállítható, az oldalkormány parancsjeléhez mixelési funkcióval történő hozzárendeléssel (töréspontos karakterisztika). Ezzel a megoldással a GPS antenna és az kompasz modul is keresztirányban vízszintesen tartható, így javítva a vétel minőségét,

⁹⁷ 44 darab diszkrét érzékelőből 4 darab hibásodott meg, ami 11 darab elektronikából 4 darabot jelent, beleértve az ustkai gyakorlat alatt lezuhant gépet

⁹⁸ PTK – Positive Temperature Coefficient Resistor: pozitív hőmérséklet tényezőjű ellenállás

kiküszöbölve az iránytű bedöntésből eredő hibáját. Az infravörös helyzet stabilizátornak a **vízszintes pozíciót** kell tartania, így a **szöghibát** kiküszöböltem, vagy precízebb kivitel esetén a platform hosszirányban is stabilizálható.

Problémát okoz a jelentős **hőtermelő tárgyak** vagy a **Nap hatása**, amely befolyásolja a horizontérzékelést. E hibát egy olyan rendszerrel lehetne kiküszöbölni, amely keskeny látószögű, a tér minden irányában – a rovarszemhez hasonlóan – egyenletesen elhelyezett legalább 32 szenzorból áll (4 síkban 8 körön elhelyezett szenzorok), amely szenzorok mért értékeiből eldönthető, melyik érzékel hamis hőforrást, hőforrásokat, és annak jele kizárható a horizont meghatározó algoritmusból. A rendszer annál több hamis hőforrást tud szelektálni, minél nagyobb a térszög felbontása (minél több szenzorból áll).

Bemutattam, hogy az infravörös helyzetstabilizáló rendszer jól alkalmazható UAV-k helyzetstabilizálására, hibáinak egy része kiküszöbölhető, továbbá a hibák kiküszöbölésére szolgáló fejlesztési lehetőségeket felvázoltam. Ellenben időjárás függősége önmagában nem megszüntethető (látható fény hullámhossz tartományában üzemelő helyzet stabilizátorral kombinálva megoldható lenne, mivel az – az esetek többségében – jól működik, amikor az infravörös nem). Tehát, ha olyan UAV építése szükséges, amely minden időjárási körülmény között megbízhatóan üzemel, akkor – a jóval bonyolultabb – inerciális navigációs rendszer alkalmazása elkerülhetetlen.

3.3. VÉGREHAJTÓ SZERV INTERFÉSZ

A végrehajtó szerv interfész egységet egy 11,5 cm x 12 cm méretű, négyrétegű nyomtatott áramköri lemezen valósítottam meg (9. kép). A modul több mint 140 darab – többségében felületszerelt – alkatrészt tartalmaz, az egység mindkét oldalán elhelyezve. Az egységen található mikrokontrolleren futó szabályzó, vezérlő programot C nyelven [235] írtam, a programsorok száma meghaladja a 3 000 sort. Ezt az egységet ismertetem röviden jelen alfejezetben [101].

A **végrehajtó szerv interfész** (továbbiakban szervo⁹⁹ interfész, a modellező szaknyelvnek megfelelően) egység **feladata**: a központi egységtől teljesen **független módon** megvalósítani az ugrásmentes kézi-automatikus átkapcsolást, mixer és áthatási funkciókat, nagyprecizitással, védelmi határolásokkal a szervo PWM¹⁰⁰ jel előállítását. Az interfész alkalmas védett rádiós vagy egyéb csatornán átvitt soros parancsjelek fogadására, és azok átalakítására szervo vezérlőjelekké, amely lehetővé teszi, a repülőgép fedélzeti szervóinak (beavatkozó szerveket) számítógépes vezérlését. Megfelelő kialakítással, a szabályzó a földi irányító központban is lehet, így könnyebben hangolható, valamint modellezhető repülés közben valós körülmények között (HILS)¹⁰¹.

A repülőgép modellekben alkalmazott hagyományos szervók mindegyike mechanikus névleges (nem ütközésig) véghelyzete közt mozgatható névlegesen 20 ms-os periódusidejű, 5 V feszültségű, 1 ÷ 2 ms impulzusidejű standard elektromos szervo jellel. Tapasztalatom szerint az általunk alkalmazott FUTABA gyártmányú szervók teljes löketének eléréséhez 0,240 ms és 2,280 ms (20 ms-os periódusidő) közötti impulzusidőre van szükség [101]. A szervo interfész ilyen, szabványos jeleken keresztül vezérli a kormányfelület kitérésekért felelős beavatkozó szerveket (szervók). A következő funkciókat és feladatokat valósítottam a meg a szervo interfész tervezésekor:

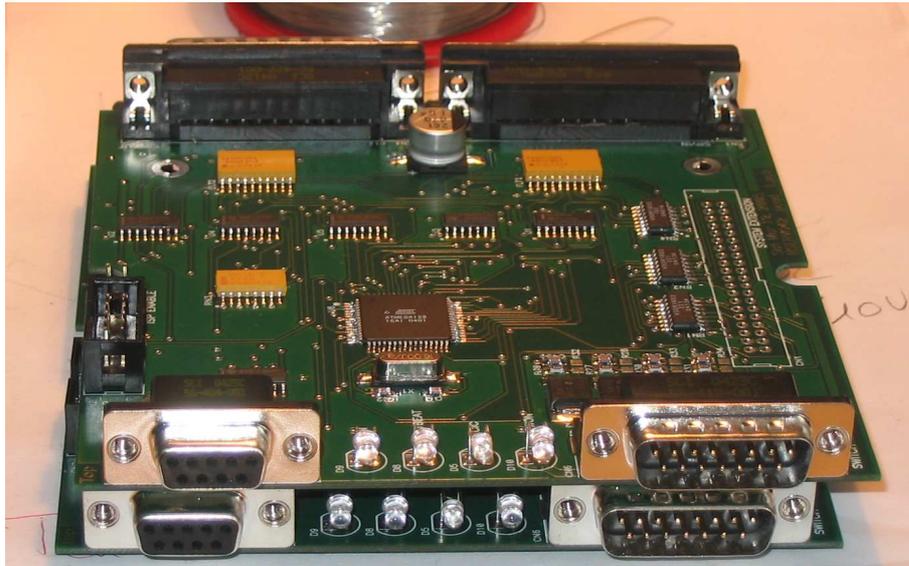
- kézi (Manuális – **RC**, üzemmódban a szervo bemenetekre jutó jelek a kimenetre jutnak, azaz a távirányító jelei jutnak a szervókra) és automatikus (**CIC** – Computer in

⁹⁹ Megszokott és elfogadott megnevezése a pozíció visszacsatolással rendelkező modellezők által használt beavatkozószerveknek!

¹⁰⁰ PWM – Pulse Width Modulation: pulzus szélesség moduláció

¹⁰¹ HILS – Hardware-in-the-Loop Simulation: Hardver a szabályzó hurokban szimuláció

Control, az automatika jelei jutnak a szervókra) üzemmód közötti váltás, elektronikus átkapcsolás;



9. kép: Szervo interfész kártyák bemérés alatt (fényképezte: Koncz Miklós)

- az átkapcsolást a központi egység is kezdeményezheti szoftverből;
- esetünkben az **átkapcsolás** egy szabadon, programozottan **választható szervo csatorna**, paramétereztető helyzeténél történik;
- ha a szervo interfész **tápellátása megszűnik** (a központi egység felől), akkor automatikusan kézi üzemmódba kapcsol (ha a szervók tápfeszültsége megmarad, akkor azok kézi, azaz távirányítóval vezérelt üzemmódban működhetnek tovább);
- feladata a szervo bemeneteken – a manuális üzemmódból automatikus üzemmódba kapcsoláskor – mért **impulzus szélesség tárolása** (kihasználja a vevő impulzus sorrendjének sajátosságait), továbbá a szervo **kimenetekre másolása** automatikus üzemmódban, az erre kijelölt csatornákon (8 darab csatorna). A bemeneti impulzus szélesség mérése 16 biten, valamint 0,5 μ s felbontással történik. Így bármilyen RC vevő – módosítás nélkül – illeszthető a rendszerhez;
- a szervo bemenetek 3 V-os CMOS¹⁰², vagy TTL¹⁰³ (5 V) kompatibilis (mivel a vevők processzora 3V-os tápfeszültségről üzemel, PCM¹⁰⁴ dekódolás);
- **bemenetek túlfeszültség, kölcsönös EMC védelme**, RLC szűrők minden szervo bemeneten (az RF¹⁰⁵-es zavarjelek nem jutnak az RC vevőhöz, és a külvilágtól sem érkehetnek a bemenetre, mivel processzorok jelentős RF zavartermelők). Bemenetek Sub-D 25 csatlakozón, krimpelhető szalagkábeles kábelezés (nem törik erős rezgésnél sem);
- **impulzus szélesség modulált**, szabványos 20 ms periódusidejű, 0,240 ms és 2,280 ms között, 0,5 μ s felbontással szabadon megválasztható impulzusidejű szervo jelek előállítás (az impulzus idő tartomány a beállítások korlátozzák a szervók védelme érdekében, de 16 bit felbontással tetszőleges szélesség megadható a 0,5 μ s felbontással). Hardverben 9 darab kimeneti szervo csatorna megvalósított, de ez 16 darabra bővíthető;
- amíg **nincs szervo tápfeszültség**, addig a **szervo kimenetek tiltottak** (így a szervók

¹⁰² CMOS – Complementary Metal Oxide Semiconductor: komplementer térvezérlésű tranzisztor

¹⁰³ TTL – Transistor Transistor Logic: tranzisztor-tranzisztor logika

¹⁰⁴ PCM – Pulse Code Modulation: pulzus kód moduláció

¹⁰⁵ RF – Radio Frequency: rádiófrekvenciás

- bemenetének túlfeszültség miatti tönkremenetele, a CMOS belső tirisztor begyűjtása miatt, megakadályozott) ;
- funkciójelző LED¹⁰⁶-ek: központi tápfeszültség jelen, szervo tápfeszültség jelen, kézi/automatikus üzemmód, szívverés (Heart Beat – belső működés üteme);
 - **független szervo**, valamint **processzor tápfeszültség** (a jelentős áramfelvételű szervók, rövid időpillanatra úgy lecsökkenthetnék a kisülő félben lévő akkumulátorok feszültségét, hogy ha a processzorok arról üzemelnének, akkor időnként ismeretlen hibával megállnának, vagy hibásan hajtanák végre a programot);
 - **kimenetek maximális feszültsége**, maximum $0,3 \div 0,4$ V-tal több mint a **szervók tápfeszültsége** (így a szervókat tápláló akkumulátor kisülésekor sem kapnak azok bemenetei túlfeszültséget);
 - **kimenetek túlfeszültség, kölcsönös EMC védelme**, RLC szűrők minden szervo kimeneten. A hosszú huzalozás, kábelezés antennaként viselkedik, ezért ajánlatos minden vezeték radiófrekvenciásan szűrni. A fedélzeten lévő elektronikák EMC¹⁰⁷ védelme igen fontos (adók, vevők, nagy áramú beavatkozó szervek). Kimenetek Sub-D 25 csatlakozón, krimpelhető szalagkábeles kábelezés;
 - **4 darab kapcsoló kimenet** a piropatronok gyűjtására vagy egyéb villamos eszközindításra, ki-bekapcsolására. A 4 darab kimenetből, 2 darab 8 bites PWM kimenetnek is konfigurálható, így vezérelhető/szabályozható, például egy motor fordulatszám;
 - újraindítás a központi egység felől, rendszer reszet;
 - szervo tápfeszültség mérőkimenet a központi kártya felé;
 - 8 darab törtvonalas **mixer** „áramkör” (MIX[1]...MIX[8]), továbbá 8 darab **törtvonalas szervo csatorna** (9 darab is lehet, SRV[1]...SRV[8]) áll rendelkezésre. Ezek kimenete tetszőlegesen összegezhető, majd **relatív** és **abszolút limitálás**, **reverzálás**¹⁰⁸ (löketközépre, kiválasztott csatornák esetén) után a szervo PWM jel előállító „áramkörre” kerül (CH[1]...CH[8], CH[9]);
 - szervo interfész **állapota** párhuzamos (soros) interfészen lekérdezhető (kommunikáció rendben, CIC/RC, paraméterek, stb.);
 - **párhuzamos kommunikációs**, gyors, szinkron interfész (szoftverből megvalósított, szoftver handshake-vel, adatbusz és állapotbusz a központi egység felé);
 - a párhuzamos (soros) interfészen keresztül a **bemeneti változók** (X[1...8]) értékei módosíthatóak, a szervo interfész önállóan megvalósítja a mixer és áthatási funkciókat, valamint a nemlineáris kitérítési karakterisztika törtvonalas közelítését;
 - soros kommunikációs busz (RS-232 C, CTS - RTS handshake¹⁰⁹-kel, buffer túlcserülés védelemmel);
 - áramkörben történő programozást lehetővé tevő interfész (ISP, In Circuit Serial Programming);
 - firmware¹¹⁰ feltöltés bootloader¹¹¹-rel soros porton keresztül;
 - alacsony áramfelvétel < 100 mA / 5 V (szervók nélkül);

A fenti összetett feladatokat részben célhardverrel, részben szoftverrel oldottam meg. Az ábra (5. melléklet) alapján követhető a szervo interfész működése, de az egyes blokkok nem minden esetben köthetőek konkrét alkatrészhez, ezek egy része a mikrokontrolleren belül ta-

¹⁰⁶ LED – Light Emitting Diode: fényemittáló dióda

¹⁰⁷ EMC – Electromagnetic Compatibility: Elektromágneses összeférhetőség

¹⁰⁸ Reverse – fordítás: löketközépre tükrözési funkció

¹⁰⁹ Handshake – kézfogás: adatforgalom szabályozási hardver-szoftver eljárás

¹¹⁰ Firmware – hardver közeli szoftver

¹¹¹ Bootloader – betöltő program

lálható vagy szoftverből megvalósított, így a határvonal elmosódik a szoftver, valamint a hardver között. Továbbá a mikrokontrolleren belül vagy diszkrét elemekből felépített hardver blokkok legtöbbje programvezérelt (módosítható beállítások, regiszterek). Ez a kialakítás lehetővé tette a rugalmas módosíthatóságot, paramétereizhetőséget, mivel a funkciók legtöbbje szoftverben implementált. A pontos időzítések, továbbá az időmérések a mikrokontroller hardver időzítőjének megszakításaihoz¹¹² kötöttek (kvarc stabil frekvencia referencia). A blokkvázlaton a hardver vagy hardver közeli egységeket lineárisan változó színezéssel jelöltem, a csak hardver elemeket (ezek egy része szoftverből vezérelhető) sárga színnel (világos, fekete-fehér nyomtatás esetén). Az interfész egy mikrokontrollerből¹¹³ és számos diszkrét alkatrészből épül fel.

3.3.1. MEGVALÓSÍTOTT KOMPENZÁLÁSI ÉS MIXELÉSI FUNKCIÓK

A szervo interfész feladat specifikálásakor, valamint koncepció kidolgozásakor, azt a feladatot tűztem ki, hogy egyszerű módon, egy alkalmas adatsatornán keresztül átvitt parancsokkal, az interfész az **RC távirányító** feladatát el tudja látni. A távirányítás során csak a „botkormány” (például: fordul jobbra-balra, emelkedj-süllyedj, csűrés jobbra-balra) kitérítési adatok kerülnek átvitelre, azokat a szervo interfész alakítja át a sárkányszerkezet, valamint a kormány szervek kialakításának megfelelő jellé (beavatkozó jel). Ha repülésszabályozóba integráltan alkalmazom az interfészt, akkor a kialakítás egyik előnye, hogy **tehermentesíti** a központi egységet a **számítások** egy részétől.

Egy szokásos modell távirányítónál, amivel a modellezők irányítják a repülőgépeiket, összetett, sokrétű áthatás kompenzálási, mixelési, továbbá nemlineáris karakterisztika (törtpon-tos közelítés) funkciókat valósítanak meg. Ezek egy része csak nagyméretű (large scale) vagy különleges modellekben nélkülözhetetlen, valamint az élsportolók használják. A pilóta nélkü-li, valamint hagyományos modellekben megvalósított funkciók közötti különbség a légi akro-bata mutatványokhoz szükséges elemekben van. Természetesen e funkciók nem szükségesek egy normál pilóta nélküli repülőgép üzemeltetéséhez. Gyakorlatban a következő funkciókat alkalmazzák, az egyes kisméretű repülésszabályozó rendszerek ([252], [253], [254]):

- **ívelőlap-csűrő** (Két ívelőlap, csűrő funkcióval – Flapperons);;
- **differenciális csűrő** (nagyobb csűrő kitérés felfelé, mint lefelé – Aileron Differential);
- **csűrő-magassági kormány** (delta vagy csupaszárny, nincs farok, kombinált csűrő és magassági kormány – Elevon);
- **differenciális oldalkormány** (két oldalkormány – Rudder differential);
- **csűrő → oldalkormány** (sodródás korrekció – Rudder coupling);
- **ívelőlap-csűrő** (Két ívelőlap, csűrő funkcióval – Flapperons);
- **V-farok** (magassági és oldalkormány V-farokká mixelése – V-tail, Ruddervators);
- **gáz kar görbe** (motor karakterisztika – Throttle Curve).

Az előző vezérlési elveket, az adott repülőgéphez egyedileg testre szabható – külön egységet képező – végrehajtó szerv interfésszel valósítottam meg. A kisméretű pilóta nélküli repülőgépek avionikájában nem mindig elkülönült egységként valósítják meg ([252], [253], [254]), azonban tapasztalatom szerint, egy stabil, robosztus kialakítású interfész, a fejlesztés vagy behangolás alatt álló szabályzó egység hibájánál (gerjedés, szoftver hiba, stb.) problémamentesen átkapcsolható manuális üzemmódba (RC vevőn keresztül).

Az ilyen módon tervezett interfész lehetővé teszi, hogy egy tapasztalt pilóta sikeresen korri-

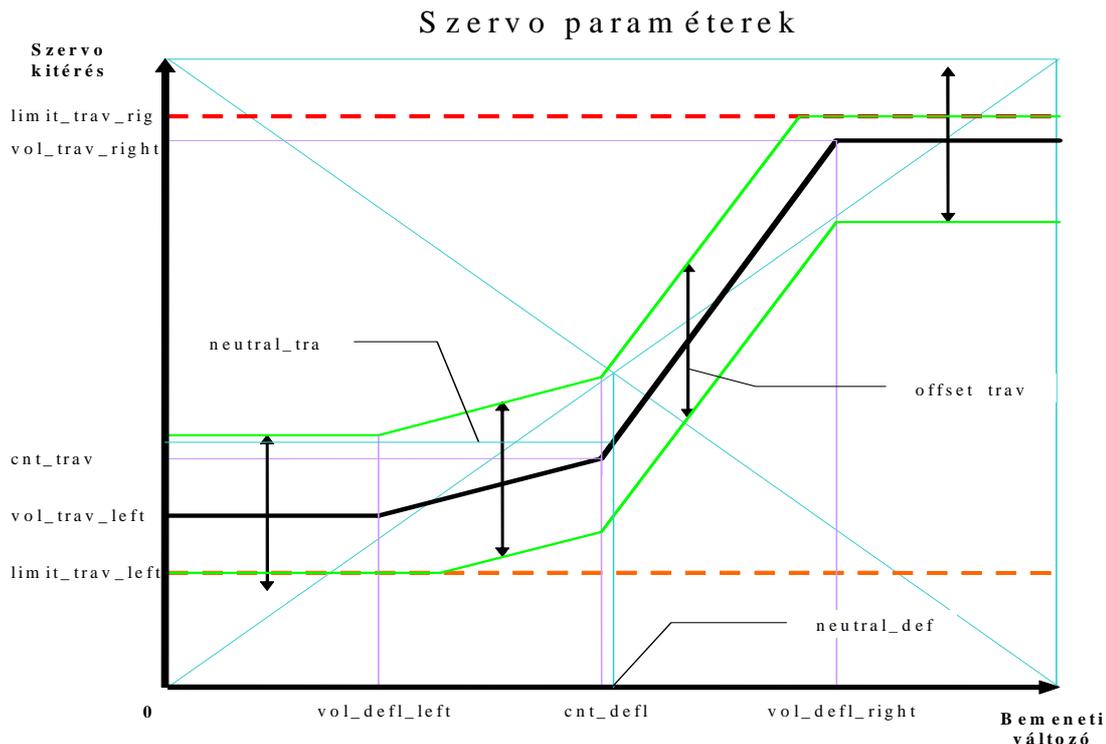
¹¹² Hardware Interrupt – hardver megszakítás

¹¹³ ATMEGA128-as ATMEL [257] gyártmányú mikrokontroller

gálni tudja a hibát vagy megmentheti a nagy értékű repülőgépet. Továbbá, pilóta nélküli repülőgépek beüzemeléskor és a fedélzeti elektronika képességeitől függően le- és felszálláskor ember által irányítottak, ezért szükség van a távirányított üzemmódra.

3.3.2. A VÉGREHAJTÓ SZERV INTERFÉSZ FUNKCIONÁLIS LEÍRÁSA

Az interfész fő feladata a bemeneti változók (maximum 8 változó) szerinti kimeneti szervo elmozduláshoz szükséges jel előállítás (maximum 9 szervo jel, opcionálisan 16 szoftverből előkészítve), a szükséges nemlineáris karakterisztika előállításával (8. ábra, 9. ábra, 5. melléklet).

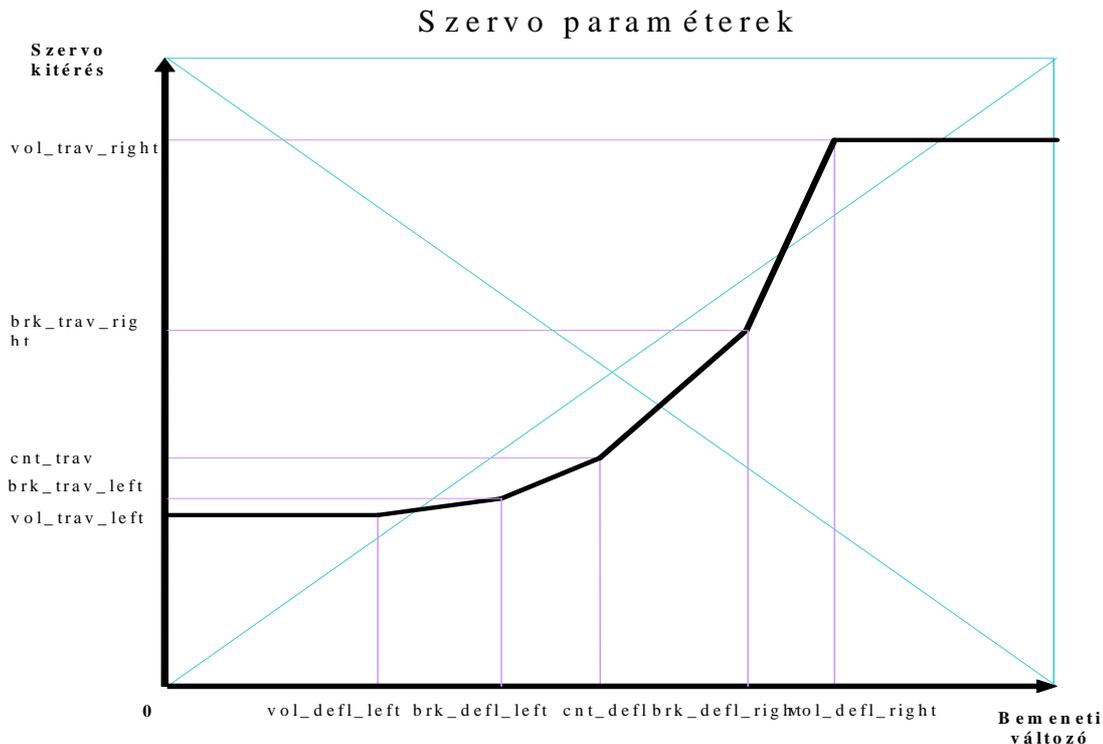


8. ábra: Szervo interfész transzfer funkció paraméterei (szerkesztette: Koncz Miklós)

A komputer, valamint a kézi vezérlés között egy előre beállított bemeneti szervo csatorna impulzusszélességének változása vált. Természetesen az alsó és felső váltási határérték is állítható (5. melléklet).

A bemeneti változók unipoláris 16 bites egészek, ha bipolárisak, akkor unipolárisra konvertáltak (x_{offset}). A jelek feldolgozása végig 16 bites pontossággal történik, így a kimeneti szervo jel 0,5 μ s-os pontossággal megadható, változtatható. Minden kimeneti szervo csatornához rendelhető egy, az ábrán (8. ábra, 9. ábra) látható hat törtvonalas transzfer funkció (töréspont párok: $vol_defl_left-vol_trav_left$, $brk_defl_left-brk_trav_left$, $cnt_defl-cnt_trav$, $brk_defl_right-brk_trav_right$, $vol_defl_right-vol_trav_right$). A transzfer funkció kikapcsolható vagy tetszőleges bemeneti változó rendelhető hozzá. A transzfer funkció tartalmaz egy bemeneti változó függvényében működő limitet, azaz ha a bemeneti változó nagyobb, mint a beállított határérték, akkor a kimeneti jel nem nő tovább. Megváltoztatása nélkül, paraméterekkel jobbra-balra és fel-le tolható a karakterisztika. A mixer és az áthatás kompenzációs funkciókat még nyolc ilyen mixer transzfer modul, összegző, beavatkozási pont eltoló „áramkör” (mix_action_trav) realizálja. Annak érdekében, hogy manuálisról automatikusra átkapcsoláskor, a bemeneti változó „semleges” állásában ne változzon a kiválasztott szervók helyzete, a szervo csatorna kimenete (mixelés után) úgy van eltolva automatikus állásban, hogy ekkor ugyanakkora kimeneti értéket adjon, mint manuális üzemmódban.

(*neutral_offset_travel*). A mixerek után egy, relatív határértékképző található, amely az átadási pozícióhoz (semleges kormányfelület pozícióban kerül átváltásra – „trimmelt” helyzetben – manuálisról automatikus állapotra kapcsoláskor) képest határolja a szervó kitérését. A relatív kitérés határolót egy abszolút (mint a mechanikus végállás) határértékképző követi. Az abszolút limit a mixer által hozzáadott értékre is vonatkozik (5. melléklet). Ezzel az eljárással az unipoláris (nullától növekvő) fojtószelepállástól elkezdve a bipoláris (középállású, plusz-mínusz kitérésű) differenciális csűrőig szinte minden karakterisztika beállítható. Durván közelíthető az exponenciális görbe is. A fenti egységből nyolcat kezel a szoftver.



9. ábra: Szervo interfész transzfer funkció paramétereit (szerkesztette: Koncz Miklós)

Hibás működés esetén, egy előre megválasztott helyzetbe mozgatja az elektronika a kormánylapokat vagy az interfészre kapcsolt szervókat (failsafe). Ennek a biztonsági funkciónak az aktiválása külső logikai jellel vagy szoftverből lehetséges, jelenleg azonban hiba esetén kézi vezérlés (RC) a kiválasztott üzemmód. Minden kimeneti csatorna jele egyenként reverzálható (reverse – löket középre tükrözött pozíció). A szervók vezérlésére szolgáló standard PWM jelet előállító modul, kettős védelemként, tartalmaz még egy abszolút határolót, ugyanis a modell szervók nem megfelelő jellel vezérelve tönkremehetnek (mechanikus túlterhelés).

Az előre meghatározott csatornák automatikus üzemmódba (CIC) kapcsoláskor megtartják a bemeneti jel impulzus szélességét, ami alkalmas bármelyik kormánylap kikompenzált állásban tartásához. Tapasztalatom szerint a szervók (FUTABA) csak az impulzus szélességre érzékenyek, nem a kitöltési tényezőre. A modellirányító vevőről érkező 14 ms periódusidejű jelből, 20 ms-os kimeneti – szabványos – periódus idejű jelet állít elő a szervó interfész, ha automata üzemmódba kapcsol. A szervó interfész funkcióit Microsoft EXCEL® táblázatban modellezhetőek, a paraméterek változtatásának hatása megfigyelhető. A szervó rendszer beállításai a központi egység és billentyűzet segítségével tesztelhetőek, hasonlóan egy modell távirányítóhoz.

3.4. TELEMETRIA RENDSZER

A berepülések során a fejlesztőknek, a gyakorlatok során a gyakorlat szervezőinek, helyi katonai légi irányításnak, vezetési ponton lévő katonai vezetőknek és természetesen a célrepülőgép üzemeltetőinek szükséges a fedélzeti automatika rendszer különféle paramétereinek ismerete. Javasolt valós időben továbbítani a technikai csapathoz a fedélzeti elektronika főbb változóit és hibajelzéseit, a katonai és technikai állományhoz egyaránt a célrepülőgép pozícióját és a fontosabb riasztásokat a TUAV repülése alatt. A berepülések és közeli repülések esetén egy kis hatótávolságú ($2 \div 4 \text{ km}^{114}$), a 433 MHz-es szabad frekvenciasávban üzemelő, rádiómodemet¹¹⁵ alkalmaztam a fedélzeti automatika adatainak átvitelére [312]. A telemetriaadó, valamint az antennája a METEOR-3R szárnyközépen helyezkedett el (10. kép). Az általam fejlesztett, földi kiszolgáló szoftverben a következő funkciók kerültek megvalósításra (10. ábra):

- rendszeridő;
- GPS állapota, vett műholdak száma, GPS precizitási adatok (VDOP¹¹⁶, HDOP¹¹⁷, PDOP¹¹⁸);
- CIC/RC, következő fordulópont, annak koordinátái, annak távolsága;
- GPS magasság, barometrikus magasság, varió, statikus nyomás;
- földhöz képes mért sebesség (GPS), légsebesség, dinamikus nyomás;
- elmozdulási irány;
- motor fordulatszám (csak ha a fordulatszám szenzor beépített), belső (automatika), továbbá külső telepfeszültség (vevő, szervók);
- automatika oldalkormány valamint a magassági kormány parancsjelének ellenőrzése;
- fordulópontok feltöltése az automatika egységbe (repülés közben biztonsági okok miatt nem lehetséges);
- egyszerűsített repülési térkép;
- térbeli repülési pálya (3D);
- adatok mentése, későbbi elemzése;
- interfész kereskedelmi térképészeti programhoz (Garmin: Mapsource), ahonnan a fordulópontok importálhatóak (fejlesztés alatt).

A fent ismertetett adatátviteli rendszer a következő hibákkal és hátrányokkal rendelkezik:

- kis hatótávolság;
- zavar érzékeny, mivel egy darab, keskeny frekvenciájú csatornán üzemel;
- érzékeny a repülőgép bedöntése miatti adó és vevő antenna közötti polarizációváltozásra;
- az adatforgalom nyílt, nem titkosított adatcsatornán folyik;
- az egyszerű – alacsony költségű – rádiómodemek kis átmeneti tárolóval (buffer) rendelkeznek, ezért hardver kézfogással lehet az adatforgalmat szabályozni, ami a központi egységet megterheli;
- több repülőgéppel a szimultán adatkommunikáció nem megoldott.

A fenti problémákra megoldást nyújthat **IP alapú, szórt spektrumú, szabadsávós rádiómodemek** alkalmazása (a szabadsávós¹¹⁹ és betartott EIRP¹²⁰ korlátozás mellett, mivel

¹¹⁴ LOS esetén és negyedhullámú antennákkal, + 8 dBm kimeneti teljesítménynél

¹¹⁵ Radiocrafts: RC1240

¹¹⁶ VDOP – Vertical Dilution of Precision: vertikális precizitás romlás

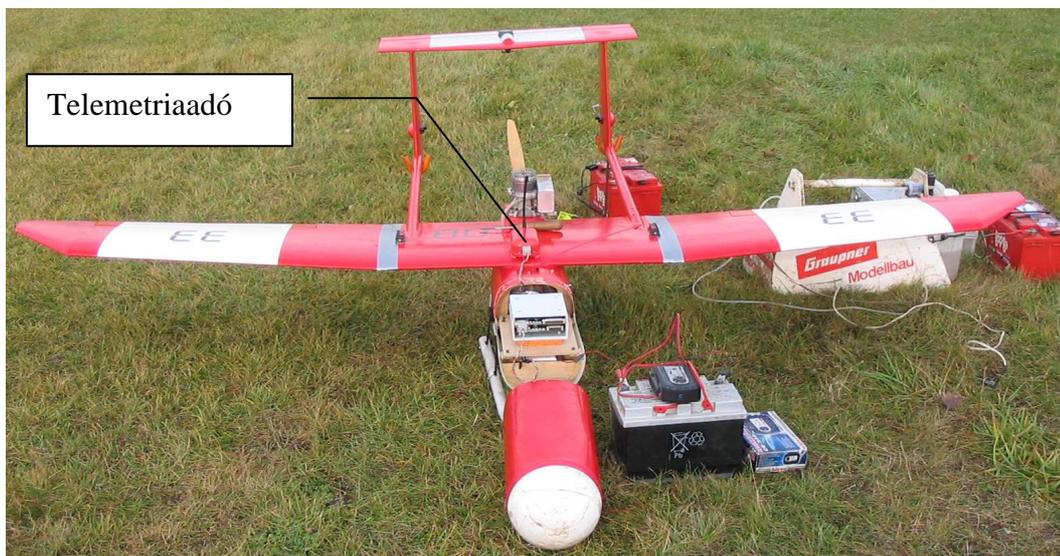
¹¹⁷ HDOP – Horizontal Dilution of Precision: horizontális precizitás romlás

¹¹⁸ PDOP – Percent Dilution of Position: 3D pontosság romlás

¹¹⁹ ISM band – Industrial Science Medical band: ipari, tudományos és orvosi szabad sáv

¹²⁰ EIRP – Equivalent Isotropically Radiated Power: ekvivalens isotrópikusan kisugárzott teljesítmény

széles sávú bemenettel rendelkeznek, a hatótávolságuk kisebb lehet, mint a keskenysávú, ismertetésre kerülő rendszeré), esetleg megfelelően elhelyezett átjátszók üzemeltetésével kiterjeszhető az áthidalható rádiószakasz.



10. kép: METEOR-3R repülőgép kísérleti, kétirányú telemetriaadóval (fényképezte: Koncz Miklós)

Engedélyköteles rádiómodem alkalmazásának, a törvényesen megengedett teljesítmény kihasználásának, a TUAV mérete, továbbá a rádióadó jelentős elektromos teljesítményigénye szabhat határt. A kísérleteinkben alkalmazott rádiómodem nagy teljesítményű változata¹²¹ lehetővé teszi a városi körülmények közötti, 5 ÷ 6 km-es távolságon a negyed hullámhosszúságú antennákkal, megbízható adat-összeköttetés létrehozását ([313], [314]). A legtöbb fontos telemetria adat földi irányító központba juttatása másodpercenként is elegendő, amely viszonylag **alacsony adatsebességgel** kivitelezhető (4800 Bd ÷ 19 200 Bd).

Számításaim szerint, szabadtéri csillapítással számolva¹²² – ami elég magasan repülő TUAV esetén teljesül – 30 km-es hatótávolságot lehet elérni ([314] szerint 150 km ideális esetben). Az így kivitelezett adatátviteli rendszer 10 km-re elhelyezkedő rádióadó és átlátható szakasz esetén 9,6 dB tartalékkal rendelkezik. A javasolt eszközzel elérhető a **kívánt 10 km-es hatótávolság** (28. ábra). A polarizációs veszteség, továbbá a zavarhatóság csökkentésére, javaslom két különböző frekvenciájú (frekvencia diverziti) rádiómodem, valamint azok számára egy vízszintes és függőleges polarizációjú antenna (tér, vagy polarizációs diverziti) elhelyezését a repülőgépen, a repülés helyéhez legközelebb eső árbocon. A repülőn elhelyezett két rádiómodem között, egy intelligens diverziti kapcsoló, titkosító és átmeneti tároló funkcióval ellátott egység választhat (kommunikációs terminál). Hasonlóan, a földi telepítésű kommunikációs terminál is így működik, azzal a különbséggel, hogy a földi egység címzi, valamint lekérdezi a repülőgépeken lévő modemeket. A repülőgépről lejövő adatok élettartamának rövidege, valamint a repülés ideje (kevesebb, mint 1 óra, TUAV), **64 bites DES¹²³ vagy Triple DES titkosítás algoritmus** alkalmazását indokolja, azok védelme érdekében [315]. A kommunikációs terminálok átmeneti adattárolóként is szerepelnek, így csökkentve a központi egység terhelését. Az adatterminálról az adatok egy helyi WLAN¹²⁴ hálózaton keresztül az irányító központba a technikai kiszolgáló személyzethez, vagy interneten keresztül a világ bármely pont-

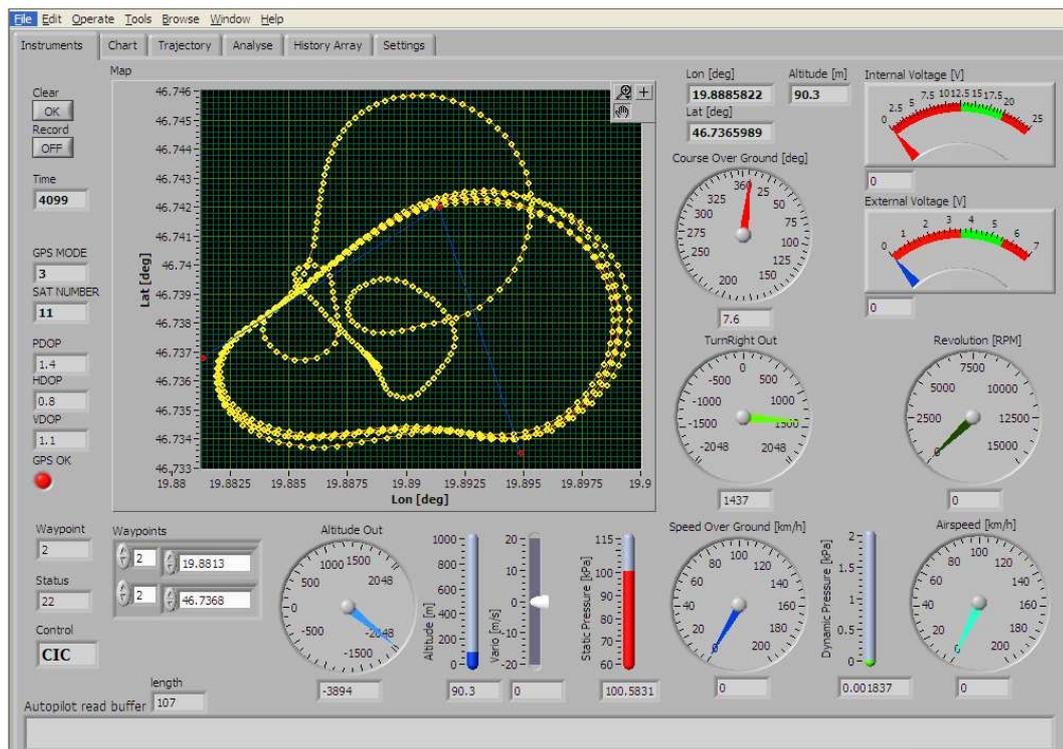
¹²¹ Radiocrafts: RC1280HP

¹²² Távolságtörvény szerint (propagation law): $R = 2$, Tx antenna nyereség: $G_{TX} = 0$ dBi, Rx antenna nyereség: $G_{RX} = 6$ dBi (Yagi-Uda antenna), kisugárzott teljesítmény: $P_{TX} = 500$ mW, vevőérzékenység: $S = -108$ dBm [313], RFProp programmal számolva (Colin Seymour: RFPROP Version 1.10 Updated January 4 2004)

¹²³ DES – Data Encryption Standard: adat titkosítási szabvány

¹²⁴ WLAN – Wireless Local Area Network: rádiós helyi hálózat

jára eljuttathatók.



10. ábra: Földi kiszolgáló és adatgyűjtő szoftver ernyőképe (szerkesztette: Koncz Miklós)

Tapasztalatom szerint az adatkommunikáció megoldása más, magyarországi UAV kutatóknál is problémát jelent, ezért az itt vázolt elképzelés kidolgozása, és tulajdonságainak kísérleti meghatározása előrelépést jelenthet. A 869 MHz-es európai szabadsáv alkalmazásával, meghagytam a lehetőségét a 2 400 MHz-es vagy az 5 800 MHz-es ISM sávok nagysebességű adatátvitelre (vagy videó) való felhasználására a repülőgépen.

3.5. KÖZPONTI EGYSÉG

A központi egységet egy 11,5 cm x 12 cm méretű, négyrétegű nyomtatott áramköri lemezen valósítottam meg. A modul több mint 300 darab – többségében felületszerelt – alkatrészt tartalmaz, az egység mindkét oldalán elhelyezve (11. kép). Az egységen található mikrokontrolleren futó szabályzó, vezérlő programot C nyelven [235] írtam, a programsorok száma meghaladja a 6 000 sort. Ezt az egységet ismertetem röviden a következő alfejezetben [102].

3.5.1. A KÖZPONTI EGYSÉG HARDVER FELÉPÍTÉSE

A központi egység (11. kép) fő feladata a repülőgép adott, előre beprogramozott vagy útközben módosított pályán való végigvezetése, azaz a navigációs algoritmus futtatása. Ennek végrehajtásához elsősorban a repülőgép pillanatnyi földrajzi koordinátájának ismerete szükséges, amelynek meghatározása GPS-szel történik. A repülőgép magassága, valamint a levegőhöz viszonyított sebessége analóg nyomásmérők segítségével mért. A barometrikus és GPS magasság megfelelő algoritmussal fuzionáltan, redundáns, gyors magasságmeghatározást tesz lehetővé. A navigációhoz szükség lehet még a mágneses irányszög meghatározására. A fenti feladatokat, ellátó hardvert a főbb blokkjai segítségével ismerhetjük meg.

Az elektronika a következő főbb, jól elkülöníthető részáramkörökből épül fel:

- tápegység, továbbá a tápellátásért felelős blokkok, tápfeszültség szétosztás, belső hátterelem, referencia feszültség előállítás, túláram és EMC védelem;
- reszet valamint tápfeszültség figyelőáramkörök;

- mikrokontroller és azt kiszolgáló áramkörök, órajel előállítás;
- videojel feldolgozó és feliratozó áramkör;
- GPS modul, soros adatátviteli illesztő áramkör, GPS antenna kiszolgálás, felügyelet;
- abszolút nyomás jeladó és hozzá tartozó analóg-digitális átalakító;
- differenciális nyomás jeladó, továbbá a hozzá tartozó analóg-digitális átalakító;
- belső hőmérsékletmérés, szenzorfűtés előkészítés;
- 2D digitális iránytű;
- fordulatszám és fogyasztásmérő bemenetek;
- soros RS-232 C, párhuzamos belső és rendszerbővítő interfész, külső bővítő interfész, billentyűzet csatlakozó;
- EEPROM memória;
- programozó interfészek (ISP, JTAG, RS-232 C);
- LED kijelző.

A központi egység rövid felépítése valamint funkcionális leírása a következő:

Tápfeszültség ellátás és köré csoportosítható funkciók: A modul névleges 12 V-os telep-feszültségről működik, a belső tápegysége ebből állítja elő a szükséges tápfeszültségeket. A kapcsolóüzemű tápegység 8 ÷ 14,5 V-os feszültségtartományban üzemképes, opcionálisan bővített bemeneti feszültségtartománnyal is kiépíthető, ekkor 8 ÷ 30 V-ról működhet (ekkor a névleges 12 V-os külső áramköröket (adó) külön tápfeszültségről kell üzemeltetni). A tápfeszültség bemenet fordított polaritás, túlfeszültség valamint túláram védett.



11. kép: MAYFLY-TWO fedélzeti automatika rendszer központi egysége (fényképezte: Koncz Miklós)

Két automatikus szelektáló telep-feszültség bemenet van, ahol az egyik akkumulátor zár-lata esetén a másik veszi át annak szerepét. A tápegység biztosítja az egyes áramkörök (CMOS) stabilizált + 5 V-tal és + 3,3 V-tal (GPS modul), valamint a külső berendezések tápfeszültség ellátását. A külső egységek a + 5 V-os és az akkumulátor feszültséget zavar-szűrőn és öngyógyuló biztosítékon keresztül kapják. A nagy érzékenységű analóg áramkörök (nyomásmérők, kompasz, hőmérő, OSD¹²⁵, processzor belső analóg része), tápfeszültsége zavar-szűrővel leválasztott a digitális egységektől, földrendszere független. Az összes tápfeszültség (háttér-elem, akkumulátor 1, akkumulátor 2, összegzett akkumulátor, + 5 V, + 3,3 V, szervo tápfeszültség, opcionálisan az adó tápfeszültsége) értéke a mikrokontroller belső 10 bites analóg-digitális konverterével mérhető, amelynek + 4,096 V-os referencia feszültséget, egy nagy precizitású, kis hőmérsékletfüggésű sönt referencia áramkör szolgáltatja. Ha a tápfeszültségek közül a + 5 V 4,65 V alá vagy a + 3,3 V 3 V alá csökken, akkor egy reszet áramkör tiltja a

¹²⁵ OSD – On-Screen Display: felirat a képernyőn

processzor, továbbá a GPS modul alacsony tápfeszültségnél bekövetkező hibás működését. Ugyanez az áramkör felelős, a külső valamint bekapcsolási reszet megfelelő időzítésű, megbízható előállításáért. A modul tartalmaz egy 3 V-os lítium háttérelmet a GPS beállítások, valamint annak gyors startjához szükséges adatok RAM-ban történő megőrzéséhez, valamint a belső valós idejű óra tápellátásához (konfigurációs és ephemeris (műhold pozíció), idő, belső óra, koordináta adatok). Természetesen ezt a feszültséget – választhatóan – egy külső elem is szolgáltathatja, de ez a bemenet csak fordított polaritás ellen védett, a szivárgási áram minimalizálása végett.

Processzor, valamint a köré csoportosítható áramköri részletek: Az útvonalrepüléshez szükséges algoritmusok és egyéb kiszolgáló rutinok egy 8 bites mikrokontrolleren futnak¹²⁶. A szerény számítási teljesítménnyel rendelkező processzor mellett a következő érvek szólnak: kis fogyasztás, olcsóság, egyszerű fejlesztés, olcsó és kipróbált fejlesztő eszközök. A processzor egy 14,7456 MHz-es külső kristályból kapja az órajelét, azért éppen ekkora az órajel frekvenciája, mert így biztosítható a szabványos soros átviteli sebesség (600 Bd-nak és kettő hatványainak egészszámu szorzata). Még egy 32 768 Hz-es órajel is található, a processzor 1 Hz-es vagy annak 2 hatványainak szorzott belső időzítéseihez (fordulatszám, fogyasztásmérés, időmérés). A processzor áramkörbe beépítve három következő módon programozható: ISP, JTAG, soros interfészen keresztül. Az ISP interfész minden körülmények között rendelkezésre áll, a legmegbízhatóbb módja a firmware¹²⁷ letöltésének. A processzor bizonyos kivezetései osztott szerepűek, ezért analóg kapcsolókkal kell váltani a programozó interfész, valamint a másodlagos funkciók között. A JTAG interfész bizonyos áramkörben történő hibakeresést (debug) is lehetővé tesz a programozás mellett. Az első kettő interfész használata fejlesztés alatt javasolt. A terepi programozás soros interfészen keresztül betöltő (boot loader) programmal lehetséges, ekkor semmilyen kiegészítő programozó hardverre nincs szükség, a rendszer frissítése (upgrade) egyszerűen elvégezhető.

Videó telemetria és kijelző: A rendszer kijelzőként egy standard videó monitort használ beállításnál. Repülés közben az opcionális fedélzeti videó kamera jelére ültei a telemetria adatokat, azokat egy adó lesugározza a földön található központba, lehetővé téve az egyszerű megfigyelést. Ugyanezen a kijelzőn állíthatóak a rendszer és szabályzó paraméterek, fordulópont koordináták. A videojel feliratozását egy OSD áramkör végzi, amely bejövő videojel hiányában belső, saját videó jelet képes előállítani. A képjel mellett lehetőség van különböző célú jelző, továbbá riasztó hangok előállítására. Az adó elektromos csatlakozási felületén a hang és videó jelek mellett, telepfeszültség és + 5 V áll rendelkezésre túláram védetten.

GPS és köré csoportosítható kiszolgáló áramkörök: A fedélzeti elektronika „szíve” az ublox gyártmányú, 16 csatornás, 4 Hz-es adatszolgáltatási sebességű, integrált GPS modul ([258], [259]). A hagyományos 12 csatornás vevőkhöz képest, egyik előnye, hogy a maximum 12 darab egyszerre rendelkezésre álló alacsonypályás GPS műhold mellett, képes venni a különféle geostacionárius pályán keringő SBAS¹²⁸ műholdakat (WAAS¹²⁹ – Észak-Amerika, EGNOS¹³⁰ – Európa, MSAS¹³¹ – Ázsia) [310]. A másik előnye az ANTARIS® chip készletű GPS moduloknak a rövid feléledési idő valamint a másodpercenként négyszeri koordinátszolgáltatás (nem interpolált) ([258], [259]). A beépített modul aktív külső antennát igényel, így tápfeszültséget kell szolgáltatni a külső antenna számára. Különféle aktív antennák felhasználhatósága érdekében, választhatóan + 5 V vagy + 3,3 V-ot tud a rendszer biztosí-

¹²⁶ ATMEL gyártmányú ATMEGA128 típusú [257]

¹²⁷ Hardverhez közeli szoftver

¹²⁸ SBAS – Satellite Based Augmentation System: műholdas pontosító rendszer

¹²⁹ WAAS – Wide Area Augmentation System: nagy kiterjedésű pontosság javító rendszer

¹³⁰ EGNOS – European Geostationary Navigation Overlay Service: európai geostacionárius navigációs kiegészítő rendszer

¹³¹ MSAS – MTSAT Satellite-based Augmentation System: MTSAT alapú műholdas pontosító rendszer

tani az antenna táplálásához. A modul beépített antenna oldali rövidzár védelemmel rendelkezik, de egy külön áramkör gondoskodik a leszakadt vagy tönkrement antenna (nincs áramfelvétel) érzékeléséről. A repülőgépeken két fajta GPS antenna kerülhet elhelyezésre: szokványos, olcsó, egyszerű és könnyen szerelhető patch antenna (megbízható működés érdekében alumínium fólia ellensúllyal ellátott, vízszintes vezérsíkra elhelyezve) vagy széles térszögben vételképes és ellensúlyt nem igénylő QFHA antenna [260]. A GPS modul táplálása + 3,3 V-ról történik, a soros ki és bemenet 3,3 V-os CMOS jelszintekkel dolgozik, ezért jelszint illesztést kell végrehajtani az 5 V-os CMOS szintekhez. A GPS 1 Hz-es kimeneti jele rendszer-szinkronizálási célra, rendelkezésre áll.

Különféle szenzorok: A magasságmérés egyik lehetséges alternatív módja barometrikus nyomásmérésen alapul, a rendszer ezt egy $15 \div 115$ kPa nyomástartományú, -40 °C és $+125$ °C ([261], [264]) közötti hőmérséklet tartományban hőkompenzált integrált érzékelővel méri. A szenzor kimeneti feszültsége szűrés után kerül egy 16 bites analóg-digitális konverterre. A szenzor kimeneti jele lineáris arányban változik nyomással, valamint a tápfeszültséggel, ezért a jó zavarsszűrés, a zajelnyomás, valamint pontosság növelése érdekében szorzó típusú analóg-digitális [262] konvertert alkalmaztam, melynek referencia bemenete a szenzor tápfeszültsége. Így a szenzor kimenetének tápfeszültség változásra való érzékenysége a jelfeldolgozás során eliminálódik.

A levegőhöz viszonyított repülőgép sebességének mérése (légsebesség) Pitot-csővel vagy Prandtl-csővel történik, a jeladó kimenete differenciális nyomás, ennek elektromos jellel alakítását egy $0 \div 2$ kPa méréstartományú differenciális nyomásmérő végzi. Kimeneti feszültségét egy hasonló, de teljesen független áramkör dolgozza fel, mint a magasság mérésnél alkalmazott jeladót.

Az elektronika belső hőmérséklete mért, hogy szükség esetén az analóg szenzorok hőmérséklet függését kompenzálni tudjuk [263]. A nyomásmérők $0 \div 85$ °C tartományban 1,5 % és 5 % ([261], [264]) hibára specifikáltak. Nagyobb pontossági igény, vagy ezen a hőmérséklet tartományon kívüli működés esetén hőmérséklet függvényében szoftveresen kompenzálni kell a mért értéket, vagy alacsony hőmérséklet esetén fűteni kell a szenzort és a kiszolgáló elektronikát. A beépített érzékelő képes önállóan hőmérséklet szabályzóként működni, állandó beállított értéken tartva a belső hőmérsékletet, fűtőegység beépítése esetén alkalmassá teszi az elektronikát negatív hőmérséklet tartományú működésre is. A fűtés megakadályozza a nyomásmérők nagy hidegben történő ledermedését, befagyását. A külső hőmérő, hasonló a belsőhöz, soros digitális adatátvitellel, Pitot-cső fűtési lehetőséggel megvalósítva.

Repülőgép **mágneses irány** meghatározásához tartalmaz egy digitális 2D-s iránytű modult [265], ennek segítségével induláskor a földön, statikus helyzetben kijelölhető az útirány és csak a távolságot kell betáplálni a fedélzeti számítógépbe, annak érdekében, hogy az adott kívánt távolságra és irányban lévő pontot elérje. A 2D-s iránytű csak vízszintes helyzetben mér megfelelően, de repülés közben feltételezzük, az infravörös helyzet stabilizátor helyes működését, akkor egyenes vonalú mozgás, valamint stabil magasság esetén a repülőgép nincs bedöntve, az iránytű jól működik. Az iránytűvel mért mágneses irányszögből, a GPS által mért mozgási irányból, sebességből, és a légsebességből következtethetünk a repülőgépre ható szél irányára, nagyságára. A rendszerben motor fordulatszám, továbbá a fogyasztásmérő számára két impulzusszámláló bemenet van előkészítve.

Interfészek: A rendszer moduláris bővítésére belső, külső interfészek tápfeszültség ellátással és egy ESD¹³² védett soros port áll rendelkezésre. Az interfészekon találhatóak I2C, SPI, ESD védett billentyűzet csatlakozó, párhuzamos szelektáló lábak, párhuzamos adatbusz a szervo interfészhez, valamint a GPS soros ki és bemenetei a GPS szimulációhoz, külső reszet csatlakozás. A belső rendszerbővítő csatlakozó mechanikus kivitele lehetővé teszi több modul

¹³² EMC – Electrostatic Discharge: elektrosztatikus kisülés

szendvicsszerű párhuzamos felfűzését, valamint logikai analízátor egyszerű csatlakoztatását a fejlesztés megkönnyítéséhez. A csatlakozók kiosztását a dokumentáció tartalmazza. A külső soros porthoz rádiós modem csatlakoztatható, a telemetria adatok, valamint a beállítási parancsok átviteléhez.

Egyéb: A panel tartalmaz egy 64 kbyte-os beépített EEPROM¹³³ memóriát belső konfigurációs és fordulópont koordináták elmentésére. A külső interfészen keresztül SD¹³⁴ kártya közvetlenül csatlakoztatható az egységhez, és bináris módban könnyen és nagy adatátviteli sebességgel kezelhető. Így lehetséges a repülési adatok kártyára mentése, valamint az utólagos elemzése.

A tápfeszültségek meglétét (+ 5 V, + 3,3 V), a GPS 1 Hz-es szinkronjelét, továbbá a központi processzor működését világító diódák jelzik.

A fentebb ismertetett hardver önmagában „élettelen” elektronika a „lelkét” a rajta futó szabályzó és vezérlő szoftver adja, melyet következő alfejezetben ismertetek.

3.5.2. A KÖZPONTI EGYSÉG SZOFTVERÉNEK RÖVID ISMERTETÉSE

A központi egység mikrokontrollerén fut a **navigációs rutin**, melynek helyes működéséhez a következő főbb kiszolgáló programrészeket, algoritmusokat és funkciókat valósítottam meg (2. melléklet)¹³⁵:

A szoftver indulásakor a külső valamint a belső perifériák, interfészek analóg-digitális átalakítók, OSD, időzítők, UART¹³⁶-ok, stb. **inicializálása** és ellenőrzése után a belső változók EEPROM-ból történő feltöltése és alaphelyzetbe állítása után megtörténik a GPS kommunikációjának valamint üzemmódjának beállítása. A fedélzeti elektronika a működés legtöbb mozzanatát kiküldi a soros portra és a képernyőre is, de ez az alapvető működést nem befolyásolja, ezért ezt nem részletezem. A **szervo interfész** inicializálása is megtörténik ez idő alatt, annak működését ellenőrzi a program. A digitális szabályzó **PID**¹³⁷ **változóinak** beállítása után, azok globális változóként, szabadon elérhetőek. A differenciális és abszolút nyomásmérők digitális szűrőinek alaphelyzetbe állítása után, azok ofszet kompenzációja megtörténik (Tapasztalatom szerint az érzékelők kimeneti feszültségének stabilizálódásához néhány-szor 5 ÷ 10 perc szükséges, bekapcsolás után, ha lehetséges, a rendszert újra kell indítani, vagy a repülés kezdete előtt az ofszet mérést újra elvégezni). A **menü rendszer** a szoftver indulása után elérhető, ha nem történt karakter bevitel – meghatározott, a bekapcsolás utáni időtartamban – a billentyűzeten (standard PS2 vagy AT PC billentyűzet), akkor a program átugorja a paraméterek és fordulópontok bevitelére alkalmas menü rutint.

A **fő program ciklus** feladata az életjel funkció¹³⁸, a watch-dog¹³⁹ áramkör újraindítása, videó bemeneten jel meglétének ellenőrzése, és ennek függvényében átkapcsolás videó bemenet vagy nélküli beállítás között. A ciklus másodpercenként körülbelül tízszer fut le. A rutin kiolvassa a feszültségmérés, nyomásmérés, fordulatszám-mérés eredményét (részben interrupt rutin végzi a méréseket). Ellenőrzi a GPS kommunikációt biztosító UART0 valamint a rendszer manuális vagy automatikus állapotát (szervo interfészen keresztül). Ha manuális állapotban van az automatika, akkor nullázza a PID szabályzó integráló tagját. Ha az NMEA átmeneti tárolóban¹⁴⁰ ellenőrző összegre helyes¹⁴¹ NMEA¹⁴² mondatot tartalmaz, akkor azt feldol-

¹³³ EEPROM – Electronically Erasable Programmable Read-Only Memory: elektromosan írható és törölhető memória

¹³⁴ SDC – Secure Digital Card: biztonságos digitális kártya (digitális fényképezőkben használatos)

¹³⁵ Ez a szoftver inkább firmware, azaz hardver közeli szoftver

¹³⁶ UART – Universal Asynchronous Receiver/Transmitter: univerzális aszinkron adó/vevő

¹³⁷ PID – Proportional–Integral–Derivative controller: arányos integráló derivatív szabályzó

¹³⁸ Heart Beat – szívverés

¹³⁹ Hibás működés esetén újraindítja a mikrokontrollert

¹⁴⁰ Buffer – átmeneti tároló

¹⁴¹ Check Sum – ellenőrző összeg

gozza, konvertálja. Ha GPS hibát érzékel, akkor a PID szabályzókat, valamint a kormányfelületeket alaphelyzetbe állítja.

Másodpercenként négyszer – a GPS adatszolgáltatás ütemének megfelelően – a navigációs (2. melléklet) és a telemetria rutin lefut. A navigációs rutin – hibamentes GPS adatokból – kiszámítja a repülőgép aktuális helyzetét, valamint a következő fordulópont adatai alapján, a következő fordulópontig a megteendő távolságot (*distance*), és a jelenlegi helyzet és a fordulópont által bezárt szöget (*bearing*). A kívánt fordulási szög meghatározása a fordulópont és a repülőgép által bezárt szögnek (*bearing*) és az elmozdulás szögének (*course*, GPS) különbségének teljes szöggé alakításával történik (*bearing_course_error*). A távolság és a szög meghatározása a fordulópontig lehetséges az egyszerűsített síkra terítés vagy a nagy körök¹⁴³ módszerével. Mindkét algoritmust megvalósítottam, de a nagy körök módszerének alkalmazását csak nagyobb (50 km feletti) fordulópont távolságok esetén ajánlom [251]. Az előző és az aktuális fordulópont alapján meghatározott, a repülőgép távolsága (*cross_track_error*, keresztirányú pályahiba), a fordulópontokat összekötő egyenestől. A fordulópont megközelítéséhez szükséges szögből, valamint határolt mértékben (paraméterezhetően, *CTE_degree_limit*) a keresztirányú pályahibából konverziós faktorról (*cross_track_error_gain*) képzett ráfordulási szögből (nagysága 30 °-ban limitált, hogy a repülőgép ne fordulhasson ellenkező irányba) számítom a fordulási szöget (*turn_right*), amely nagysága ± 180 fokban határolt (ugyancsak a visszafordulás megakadályozására). Az **oldalszög szabályzó ellenőrző jelét** az így előállított érték (*turn_right*) adja. Ha a szabályzó rendszer kézi üzemmódban van, akkor az integráló tag hatása és annak halmozott értéke nullázásra kerül. Ha nem, akkor a diszkrét idejű, digitális (numerikus) PID algoritmus értékeit egyvel hátrébb lépteti a tárolóban (*move_pid_data*, időben) a program, majd az aktuális értékek veszik fel annak helyét (*sampling_error*, aktuális érték tároló). Ezután a PID jelformáló kimeneti értékei kerülnek kiszámításra (*sampling_output*). Az így megkapott rendelkező jelet a szervo interfész segítségével beavatkozó jellé, azaz a szervókon keresztül **oldalkormány** kitérítéssé alakítom (ZOH¹⁴⁴). Ha a GPS adatok feldolgozása során hiba történt, akkor az oldalszög szabályzó PID jelformálóját alaphelyzetbe állítom, továbbá az oldalkormányt semleges (trimmelt) állapotba hozom a szervo interfészen keresztül. A **magassági kormány** kitérítése is hasonlóan történik, az aktuális magasság értéket a GPS magasságból nyerem (ustkai repülések így történtek), ha a GPS 3D állapotban van (magasság meghatározásra alkalmas), csak akkor történik meg a magasság beavatkozó jel előállítása. Egyébként a magassági kormány semleges helyzetbe van, a repülőgép helyzetét az infravörös rendszer stabilizálja, a PID tag nullázásra kerül (*zero_pid_data*). A rutin végén megtörténik a fordulópontba érkezés ellenőrzése (*pyro_control*), valamint a piropatron (vagy egyéb) kimenetek beállítása, annak függvényében, hogy milyen típusú fordulópontba érkezett a repülőgép. A fordulópontba érkezés feltétele: a repülőgép a fordulópont körül adott sugarú körön belül tartózkodik.

A PID jelformálók megvalósítása a PID tag következő alakjának időtartománybeli diszkrétizálásával történik [316]:

$$u(t) = K_p e(t) + K_i \int_0^t e(t) dt + K_d \frac{de(t)}{dt} \quad (10)$$

Ahol a K_p a proporcionális, a K_i az integrálási, K_d a differenciálási konstans, $u(t)$ a jelformáló kimenete, $e(t)$ hibajel. A fenti összefüggés T periódusidejű mintavételezéssel történő, időtar-

¹⁴² NMEA 0183 - National Marine Electronics Association 0183 Standard: Nemzeti Hajózási Elektronikai Társaság 0183-as soros adatátviteli szabványa

¹⁴³ Great Circle – nagy körök navigációs módszer (a föld görbületi vonalát követi)

¹⁴⁴ ZOH – Zero-Order Hold: nulla rendű tároló

tománybeli diszkretizálása során – a **téglalap módszerrel**¹⁴⁵ – az integráló tag $\int_0^t e(t)dt$ részki-

fejezésének közelítése az összegzett téglányok módszerével, a $T \sum_{i=0}^{i=n} e(iT)$ kifejezéssel, a diffe-

renciáló tag $\frac{de(t)}{dt}$ közelítése a $\frac{e(n)-e(n-1)}{T}$ kifejezéssel történik. Így időtartományban diszkretizált PID tagot a következő kifejezéssel számíthatjuk:

$$u(nT) = u[(n-2)T] + K_1 e(nT) + K_2 e[(n-1)T] + K_3 e[(n-2)T] \quad (11)$$

Ahol a T a mintavételezési periódusidő, a $K_1 = K_p + K_d/T + K_i T$, a $K_2 = -K_p - 2K_d/T$, a $K_3 = K_d/T$, az $u(nT)$ az nT időpillanatban a kimeneti jel mintája, az $e(nT)$ az nT időpillanatban a hibajel értéke (velocity form – sebesség forma). A K_1 , K_2 és K_3 paraméterek a klasszikus, analóg tartománybeli tervezés K_p , K_d és K_i tagjaiból származtathatóak. A PID jelformáló pontosabb, diszkrét idejű közelítését teszi lehetővé a **trapéz approximáció**¹⁴⁶ vagy Tustin transzformáció. A PID tag (10) kifejezésének Laplace transzformációja után kapjuk:

$$U(s) = (K_p + K_d s + K_i / s) E(s) \quad (12)$$

Amelynek diszkrét formába való transzformációja, az s tartományból z tartományba való áttéréssel, a Tustin approximáció alkalmazásával lehetséges. A változó csere a következő helyettesítéssel történik:

$$s = \frac{2}{T} \frac{1 - z^{-1}}{1 + z^{-1}} \quad (13)$$

Ahol a T a mintavételezési periódus idő (intervallum).

$$U(z) - U(z)z^{-2} = K_1 E(z) + K_2 E(z)z^{-1} + K_3 E(z)z^{-2} \quad (14)$$

Ahol a $K_1 = K_p + 2K_d/T + K_i T/2$, a $K_2 = K_i T - 4K_d/T$, a $K_3 = K_i T/2 + 2K_d/T - K_p$, a z^{-1} egy periódusidővel való késleltetést jelent. *Inverz z transzformáció* után a PID jelformáló tag diszkrét alakja:

$$u(nT) = u[(n-2)T] + K_1 e(nT) + K_2 [e(n-1)T] + K_3 [e(n-2)T] \quad (15)$$

A szabályzó z tartománybeli átviteli függvénye a (14) alapján:

$$G_c(z) = \frac{U(z)}{E(z)} = \frac{K_1 + K_2 z^{-1} + K_3 z^{-2}}{1 - z^{-2}} \quad (16)$$

A szabályzó tervezését a z tartományban kell elvégezni a teljes rendszer átviteli függvénye alapján, majd a K_1 , K_2 , K_3 értékekkel megvalósítani a diszkrét szabályzót [316].

Az általam implementált digitális szabályzó mindkét forma alkalmazását lehetővé teszi. A jelformáló tag védett az **integráló tag** a nyitott hurok esetén való **telítődésétől**¹⁴⁷. A jelformáló tag kimenetének **felvételi sebessége**¹⁴⁸, valamint **nagysága korlátozható**, hogy a beavatkozó szerv (szervo) ne mehessen tönkre a túl nagy, túl gyors kitérés vagy az abból adódó nagy teljesítmény felvétel miatt. A szabályzó **alaphelyzetbe állítható**, tárolóinak nullázásával, ha a szabályozási körben hiba jelentkezik.

Az Ustkában repült METEOR-3R repülőgépen – a biztonság érdekében – a szabályozási elveket a lehető **legegyszerűbb** módon valósítottuk meg (a repülőgéphez illetve, annak tervezőjével konszenzusban):

- mivel a repülőgép meghajtását kétütemű metanolos motor biztosította, amelynek a fordulatszám, és így a **tolóerő változtatása a gázkar állással** lehetséges. A motor hajlamos a változó gázkar hatására lefulladás (egyébként is), vagy a túl dús keverék miatt **leállni**. A

¹⁴⁵ Rectangular approximation – téglalap közelítés

¹⁴⁶ Trapezoidal approximation – trapéz közelítés

¹⁴⁷ Wind up – felcsavarodás

¹⁴⁸ Slew rate

TUAV-nek a lehetséges legnagyobb sebességgel szükséges repülni. Az előző okok miatt, a pilóta által meghatározott, automatikus üzemmódba kapcsolás előtti utolsó, megfelelően nagy gázkar állással, **tolóerő-szabályozás nélkül** repüli végig a pályát;

- az **oldalkormány** helyzete – az előzőekben ismertetettek szerint – arányos szabályzó által meghatározottan, a fordulópontba jutáshoz szükséges fordulás szögétől, valamint a keresztirányú pályahibától függ. Az oldalkormány helyzetének frissítése másodpercenként négyszer történik;
- a repülőgép **keresztirányú helyzetét** az infravörös **helyzet stabilizátor** szabályozza, erőteljes oldalkormányzásnál a repülőgép bedől (infravörös stabilizátor korlátozottan képes beavatkozni), egyébként vízszintes szárnyakkal repül;
- a repülőgép **magassága** a magasság alapjel (fordulópont által adott) **GPS** magassághoz viszonyított eltérése alapján, **arányos** (proporcionális) szabályzóval tartott. A magasság szabályzó a magassági kormány szervvel;
- kis magasság eltérés mellett, az infravörös helyzet stabilizátor a repülőgépet **hosszirányban, vízszinteshez** közeli helyzetben tartja (külső zavaró hatás, például turbulens feláramlás ellenében). Ha a magassági kormány magasság tartó szabályzó beavatkozása miatt, a vízszintestől időlegesen eltér, a magasság eltérés lecsökkenése után (szabályzó helyes működése), újra vízszintbe áll;
- a repülőgépet, az üzemeltető pilóta a **fordulópont magasságára juttatja**, a fordulópontok **azonos magasságon** helyezkednek el.

Látható, hogy a fenti szabályozási elvek, az egyszerűsítés miatt, korlátozottan alkalmasak a repülőgép navigációjára, ami magyarázható a megbízhatósági igényekkel, alacsony számítási kapacitással, továbbá a fejlesztés akkori állapotával. Legfőbb hátrányt, a nem koordinált fordulás, a magasságszabályozás hibája, valamint a kívánt magasság eléréséhez szükséges szabályozási elv hiánya okozza. A koordinált fordulás kivitelezésére, egy korábbi alfejezetben már megoldást mutattam („Az *infravörös helyzetstabilizációs rendszer fejlesztési lehetőségei*” című alfejezet). A többi problémára, a következő alfejezetben mutatok egy lehetséges megoldást.

3.6. Javasolt sebesség és magasság tartó algoritmus

Az UAV szokásos sebesség és magasság módosítási elvei (törvény) a következők:

- a **gázkar állása rögzített**, a sebesség nem szabályozott, a **magasságot a magassági kormány kitérítésével** módosítják (azaz a magasság szabályzó beavatkozó szerve a magassági kormány). Előnye az **egyszerűség**, hátránya a repülőgép paraméterei erősen függenek a légsebességtől (a repülőgép levegőhöz képest mért relatív sebességétől) ezért ez a mennyiség szabályozandó, és a többi szabályzó paramétereit is függővé kell tenni tőle (PID paraméter bankok között váltás). A repülőgép meghajtására szolgáló motor leállása esetén a repülőgép, ha az külön érzékelővel (fordulatszám) nem figyel, akkor a magasság szabályzó továbbra is próbálja tartani a kívánt magasságot, maximálisan felfelé kitéríti a magassági kormányt, és a repülőgép, sebességet veszítve, **lezuhan** (átesik).
- a **gázkar állásával** történik a **sebesség (légsebesség-szabályzó)** a motor fordulatszámát módosítja a gázkar állásával, vagy a motor fordulatszám szabályzójának az alapjelét), a **magassági kormány** kitérítésével pedig a **magasság módosítása** (a magasság szabályzó beavatkozó szerve a magassági kormány). Előnye a **pontos magasság**, valamint **sebesség szabályozást** tesz lehetővé; hátránya csak stabil motorral szerelt repülőgépek esetén alkalmazható, amely nem fullad le a gázkar állásváltozásaira (elektromos, benzines négyütemű, gázturbina beépített ECU-val). A tolóerő szabályozás történhet még a légszögével, és állandó értéken tartott motor fordulatszám mellett. A repülőgép meghajtására szolgáló motor leállása esetén a repülőgép, ha az külön érzékelővel (fordulatszám) nem figyel, akkor a magasság szabályzó továbbra is próbálja tartani a kívánt magasságot,

maximálisan felfelé kitéríti a magassági kormányt, és a repülőgép, sebességet veszítve, **lezuhan** (átesik). **Hatásfoka jó**, csak a szükséges mértékű fordulatszámmal forog a motor. Ha a repülőgép már elérte a kívánt magasságot, akkor kiváló szabályozási törvény az utazási sebesség és magasság tartására.

- a **gázkar állása a magasságot (magasságszabályzó a gázkar állását változtatja), a magassági kormány a sebességet** módosítja (**légsebesség szabályzó a magassági kormányt szabályozza**). Az ilyen elven működő üzemmódot javaslom a kívánt magasság eléréséig, vagy a kívánt magasságra süllyedésig alkalmazni, mivel megakadályozza a túl nagy sebességű süllyedést (zuhanás) és az átesésig lelassuló emelkedést. Előnye, ha megáll a repülőgép meghajtását szolgáló motor, akkor a **repülőgép nem esik át** (nem vesz sebességet), a légsebesség szabályzó a repülőgép sebességét a magasságvesztéssel állandó értéken tartja (magassági kormány le irányba való kitérésével, majd visszavételével), így a repülőgép le tud szállni (ha az állapot érzékelt). Hátránya a **rossz hatásfok**, a két szabályzó kis mértékben, de „egymás ellen dolgozik”.

A fenti szabályozási elvek elemzésével megmutattam, hogy mindegyik módszernek van előnye és hátránya, de egyedül egyik **sem** alkalmas a biztonságos repülést lehetővé tevő repülés-szabályozó megvalósítására.

Javaslom **összetett magasság-sebesség szabályozási elv** alkalmazását, ami az előző két elv ötvözéséből ered. Az összetett magasság-sebesség szabályozási elv alkalmas a repülőgép **nagyprecízitású** magasság és sebesség tartásra, **megfelelő hatásfok** mellett, anélkül hogy hibás hajtómű esetén **fatális** hibát okozna. A két alap algoritmus között, a repülőgép aktuális magasságának a kívánt magasságtól való eltérés nagyságától, paraméterezhető küszöbértéktől függően, történjen a választás! A motor üzemállapota legyen ellenőrzött! Ha a magasság hiba értéke kisebb, mint a megengedett magasság eltérés paraméter, akkor a gázkar a légsebességet, a magassági kormány a magasságot változtatja, egyébként a gázkar a magasságot, a magassági kormány a légsebességet módosítja. Ha a repülőgép meghajtására szolgáló motor megállt (üzemanyag elfogyott, műszaki hiba), akkor a vészleszállító rutin részeként, a magassági kormány változtatásával – a repülőgép gravitációs potenciális energiáját kihasználva – a repülőgép sebességét az átesési sebesség felett kell tartani (ha lehetséges).

3.7. Magasság és légsebesség mérő rendszerrel kapcsolatos gyakorlati megfontolások

Az algoritmus helyes működéséhez, **pontos és megfelelő időközönként** (másodpercenként legalább $10 \div 30$ alkalommal) rendelkezésre álló magasság és légsebesség (a repülőgép levegőhöz képest mért relatív sebessége) adatokra van szükség. A légsebesség valamint a barometrikus magasság mérésére ad lehetőséget a **Prandtl-cső**¹⁴⁹, amely rendelkezik statikus, továbbá torlónyomás kivezetéssel. Egy személyautó tetejére szerelt Prandtl-csővel és az általam fejlesztett fedélzeti elektronikával, méréseket végeztem alkalmazási lehetőségeinek és tulajdonságainak kiderítésére. Ugyanakkor az így kialakított elrendezés biztosítja, hogy a jármű elmozdulása és a sebesség szenzor **iránya** azonos, ami repülőgépeknél nem igaz.

A mérések eredményeit a grafikonok (11. ábra, 12. ábra) segítségével összegeztem. A Prandtl-cső esetén a légsebesség (alacsony sebességű tartomány, jóval hangsebesség alatt), [238], [243]):

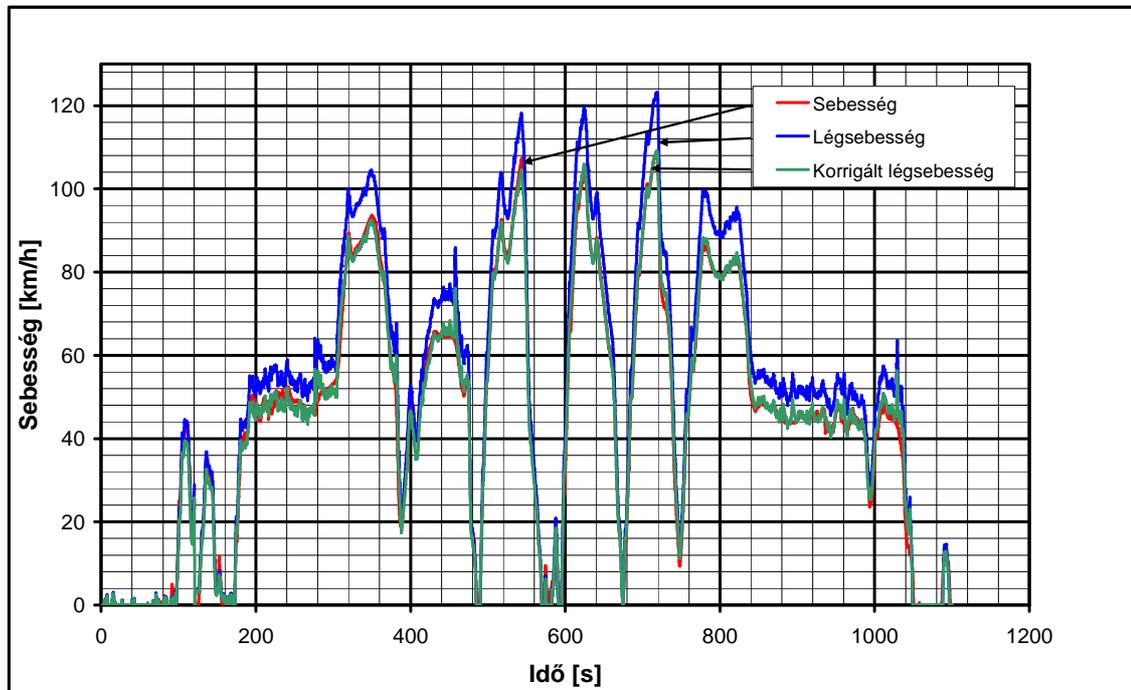
$$v = \frac{\sqrt{2(p_t - p_s)}}{\rho_T} \quad (17)$$

Ahol a v a légsebesség, a p_t torlónyomás, a p_s statikus nyomás, a ρ_T a levegő sűrűsége T hőmérsékleten. A sűrűség, a hőmérséklet függvényében, a levegőt ideális gázként feltételezve:

¹⁴⁹ Statikus Pitot cső

$$\rho_T = \frac{p}{p_0} \frac{T_0}{T} \rho_0 \quad (18)$$

Ahol a ρ_T a levegő sűrűsége T hőmérsékleten, p a gáz nyomása T hőmérsékleten, ρ_0 a gáz sűrűsége T_0 hőmérsékleten, és p_0 nyomáson (táblázatból¹⁵⁰). Látható, hogy a pontos légsebesség meghatározáshoz nem elegendő a differenciális nyomás ismerete, szükséges a **statikus** nyomás és a **külső hőmérséklet** mérése.



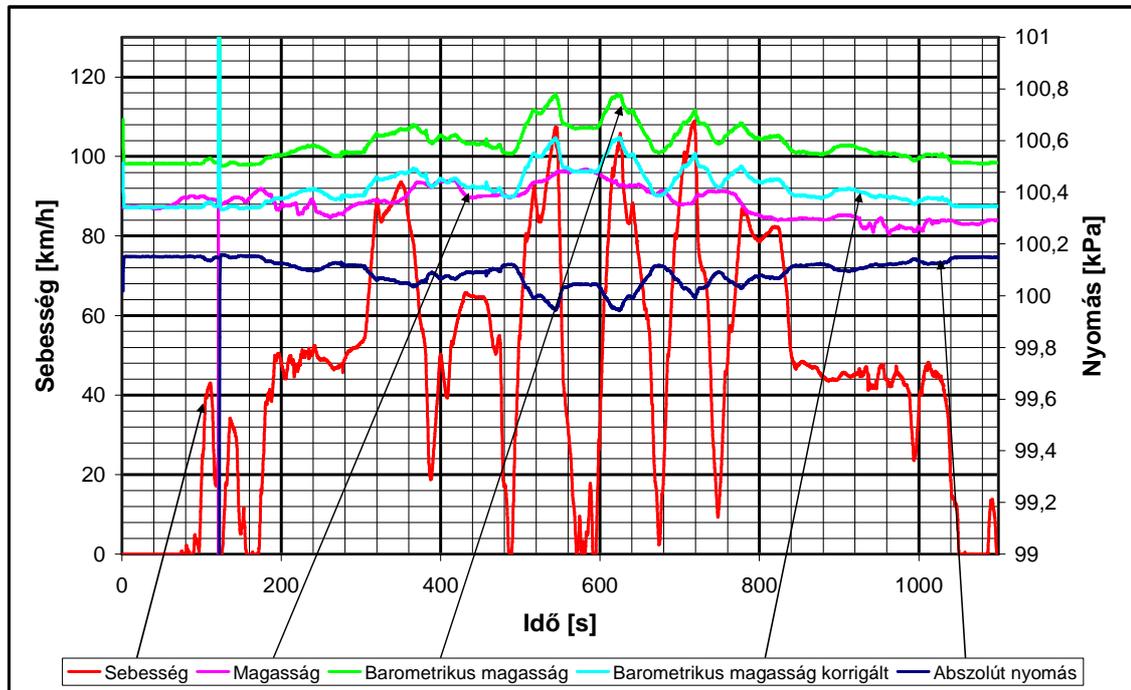
11. ábra: GPS sebesség, légsebesség, korrigált sebesség egymásnak megfeleltetése szélcsendes időben (mérte és szerkesztette: Koncz Miklós)

Mérésem során, személygépkocsival, többszöri gyorsítással, egy hosszú, több km-es, zárt pályán (ugyanoda érkeztem vissza), vizsgáltam a pillanatnyi GPS sebesség (vörös görbe) valamint a szenzor irányába eső pillanatnyi légsebesség (kék görbe) alakulását (11. ábra). Mivel a pálya zárt és a zavaró – meteorológiai eredetű – szélsébség alacsony értékű volt, így a **GPS átlagsebesség** (az azonos időközönként mért, pillanatnyi sebességek átlaga) és az **átlag légsebesség hányadosával korrigált légsebesség** (zöld görbe) igen jól fedi a pillanatnyi GPS sebesség (vörös görbe) értékét (11. ábra).

Az eltérés a GPS, valamint a légsebesség között csak a szenzor irányába eső pillanatnyi szélsébségnek megfelelő értékű lehet (11. ábra). Zérus légsebesség (rövidre zárt differenciális nyomásmérő) esetén – start előtt vagy akár repülés közben elektromosan működtetett szeleppel – a szenzor ofszetjét az elektronika megméri és kompenzálja. A differenciális nyomásmérő feszültség kimenete egyrésztől – analóg síkon – aluláteresztő szűrővel, másrésztől – digitalizálás után – digitális szűrővel simított (exponenciális csúszó átlagolás). Az itt bemutatott eljárással a Prandtl-cső és a nyomásmérő rendszer, a repülőgépre szerelten is kalibrálható (zárt úton repülve, ha a repülőgép oldalirányú csúszása minimális és szélcsendes időben, vagy a zavaró külső szél szenzorirányú komponensének pályáátlaga zérus). A **külső hőmérséklet** és a **külső statikus nyomással** a mért értéket folyamatosan korrigálni kell. Fagyponthoz közeli külső hőmérsékletnél (< 5 °C) a Prandtl-csövet fűteni kell, a lefagyás megakadályozására (a repülőgép lezuhanhat, bár a GPS sebességből többé-kevésbé lehet következtetni a szenzor vagy a légsebesség érzékelő hibájára, különösen alacsony külső hőmérsékletnél).

¹⁵⁰ 15 °C hőmérsékleten, 101 kPa nyomáson a levegő sűrűsége 1,225 kg/m³

Hasonlóan az előzőekhez, megvizsgáltam a Prandtl-cső statikus nyomás pontjára csatlakoztatott abszolút nyomásmérő szenzor kimeneti feszültség értékéből származtatott barometrikus magasságot (12. ábra). Az abszolút nyomásmérő feszültség kimenete egyrészt – analóg síkon – aluláteresztő szűrővel, másrészt – digitalizálás után – digitális szűrővel simított (exponenciális, csúszó átlagolás).



12. ábra: Barometrikus magasság sebesség függése Prandtl-cső esetén (mérte és szerkesztette: Koncz Miklós)

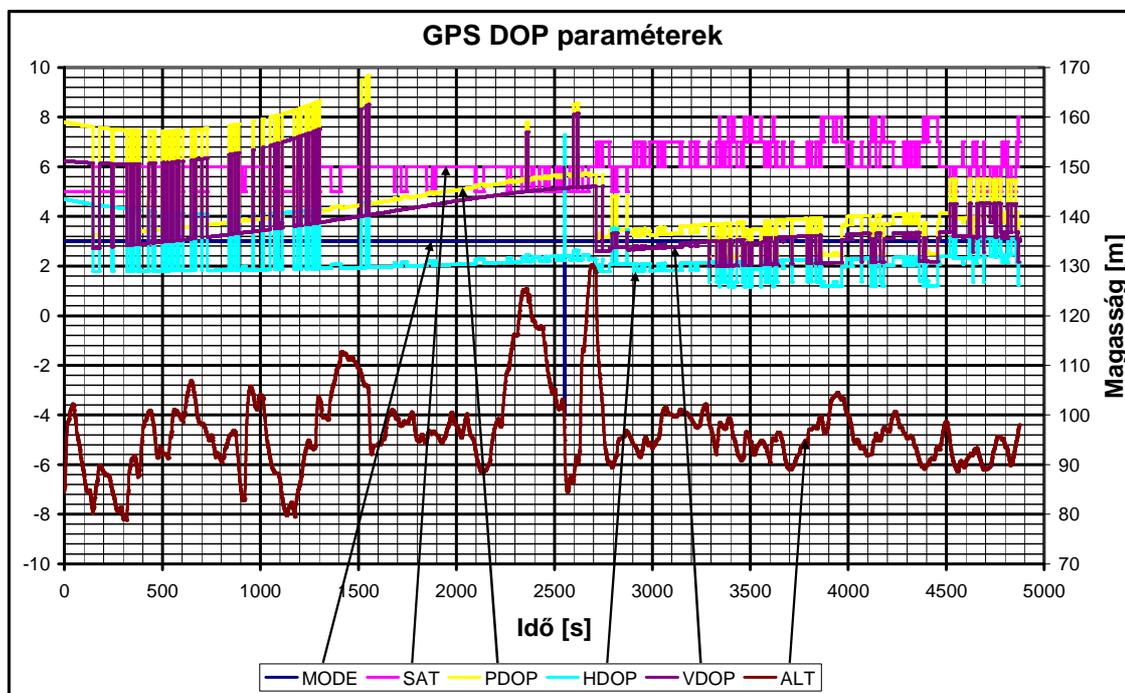
Az egyszerűség kedvéért a következő kifejezéssel számoltam a barometrikus magasságot, ami nem veszi figyelembe a légkör, **aktuális** hőmérséklet, továbbá a nyomásváltozás okozta sűrűségváltozását, légnedvesség függőségét (azonban magába foglalja a magasság függő hőmérséklet változást, ISA¹⁵¹):

$$p = p_0 (1 - 22,554 \cdot 10^{-6} h)^{5,2563} \quad (19)$$

Ahol a p_0 a tengerszinten mért (repülőtéren adott magasságán mért, majd átszámolt) nyomás, a h a magasság ([317], [318]). Pontosabb eredményt ad a mért értékeken (hőmérséklet, nyomás esetleg légnedvesség) alapuló nem standard atmoszféra alkalmazása. A nyomásmérésből származtatott magasságmérés – a helytelenül elhelyezett Prandtl-cső miatti – hibáját a grafikonon (12. ábra) mutatom be. A GPS pozícióadataiból meghatározott pillanatnyi sebességet (vörös görbe) az abszolút nyomással (sötétkék görbe) összehasonlítva látható, hogy a jármű sebessége hatással van a mért barometrikus magasság (zöld – barometrikus magasság és világoskék görbe – korrigált barometrikus magasság) értékére. Ennek oka a gépkocsi tetejéhez közel elhelyezett Prandtl-cső, valamint az ott kialakuló nagysebességű áramlás, amely megváltoztatja a statikus nyomás értékét. A mérés alatt a GPS magasság (12. ábra, rózsaszín görbe) közel állandó volt (Alföld). A repülőgépen a Prandtl-cső helyes elhelyezése – párhuzamosan a repülőgép hossz tengelyére – az orrkúp elején vagy a szárny belépőélén van, távol a törzstől, így **elkerülve** a cső melletti, zavaró, **nagysebességű áramlást**. Megfelelően elhelyezett Prandtl-cső statikus nyomás jeladóval és feldolgozó elektronikával, pontos és elegendő gyakorisággal megfelelő magasságot ad a magasság szabályzó számára. Az atmoszféra időjárás okozta változásának hatása, valamint a szenzor hőmérséklet driftjének kiküszöbölése, lehetséges a barometrikus magasság GPS magassághoz való fokozatos egyeztetésével.

¹⁵¹ ISA – International Standard Atmosphere: Nemzetközi Standard Atmoszféra

További kísérleteket végeztem ultrahangos és termikus légsebesség jeladókkal, ezek előnyeinek és hátrányainak megismerésére. A driftmentes ultrahangos légsebesség mérésen alapuló érzékelő könnyen alkalmassá tehető az oldalirányú légsebesség mérésére is, amely a pálya pontos repülését könnyítheti meg. A termikus sebességmérő egyszerű felépítése mellett, alkalmatlan a légáramlás irányának meghatározására [323]. Ha szükséges a légsebesség redundáns adatszolgáltatása, akkor az a Prandtl-cső mérési eredményei mellett, biztosítható az előző vagy egyéb alternatív érzékelőkkel.



13. ábra: GPS magasság pontossága (mérte és szerkesztette: Koncz Miklós)

A GPS magasság megbízhatóságára mérésel egybekötött kísérletet végeztem. Hosszú időn keresztül gyűjtöttem a GPS által szolgáltatott adatokat, mialatt a **rögzítetten** elhelyezett vevő **antenna vételi térszög tartományát**, változó mértékben kitakarattam. Az antenna fokozatos kitakarása miatt a **GPS magasság** (13. ábra, barna görbe) fokozatosan – a VDOP paraméter (lila görbe) növekedésének megfelelően – erősen ingadozott. A magasság mérés pontatlansága elérte a $+35 m_p$ -es ($10,1 m_{RMS}$) csúcstérést (13. ábra, névleges 97,6 m-hez képest). A teljes mérés alatt a GPS 3D módban, azaz magasság meghatározásra képes üzemmódban maradt, horizontális pontossága pedig jobb volt, mint $12 m_p$ vagy $3,7 m_{RMS}$, amit a HDOP alacsony értéke jelzett (világoskék görbe). A grafikon (13. ábra) jól bizonyítja a GPS magasságmérésének hibáit, repülés közben is hasonló jelenséget figyeltem meg. Sőt a GPS magasság periodikusan változik fixen álló GPS antenna esetén, a műhold konstelláció függvényében. A 3D navigációs pontosságról a PDOP értéke (sárga görbe) ad tájékoztatást. A fenti mérés igazolja, hogy a csak **GPS magasságon alapuló magasság mérés** (és az azon alapuló repülésszabályozó), **megbízhatatlan**, a magasság pontosság függ az aktuális műhold konstellációtól. Megfelelő eredményt csakis a barometrikus valamint a GPS magasság szenzorfüziójával lehet elérni, ahol ügyelni kell arra, hogy csakis azok a **GPS magasság értékek érvényesek**, ahol a **VDOP értéke kettőnél kevesebb**, és a **navigációban részvevő műholdak száma legalább nyolc** (rózsaszín görbe). Ha feltétel teljesül, akkor időközönként a barometrikus magasság számításában szereplő p_0 értékét úgy kell megváltoztatni, hogy a GPS magasság és a barometrikus magasság (pillanatértéke egyszerűbb esetben, vagy az időátlaguk) egyezzen. A szenzorfüziós algoritmus alapulhat – a nagy számítási igényű, jelenlegi rendszeren nem implementálható – Kalman szűrőn vagy egyszerűbb algoritmuson. A repülésszabályozó ellenőrző

jelét a korrigált barometrikus magasság adja, ami már megfelelő gyakorisággal mintavételezhető, és mentes a GPS, valamint – az időjárás és egyéb tényezők okozta – barometrikus magasságmérés hibájától. Ugyanakkor a GPS „csak” 4 Hz-es – nem extrapolált – adatszolgáltatási frekvenciával rendelkezik.

A fentiekhez hasonlóan a nagyobb sebességű TUAV-k esetén (150 ÷ 200 km/h felett), a GPS adatok közötti intervallumban történő pozíció, továbbá az oldalszög meghatározáshoz, az infravörös helyzet stabilizátor alkalmazásakor, legalább egy irányszög giroszkóp kiegészítés [284], vagy GPS korrigált inerciális navigációs rendszer alapú repülésszabályozóra kell áttérni.

Véleményem szerint az alfejezet ajánlásai szerint kialakított és tesztelt szenzorrendszer lehetőséget ad alacsony költségvetésű UAV-k kialakítására, különös tekintettel a magasság és sebesség tartó algoritmus megvalósítására. Továbbfejlesztése lehetőséget ad jó hatásfokú és nagyprecízitású repülésszabályozó implementálására, amely alkalmas univerzális alkalmazású pilóta nélküli repülőgépek megtervezéséhez, megépítéséhez.

KÖVETKEZTETÉSEK

Kutatásaim eredményeként Magyarországon elsők között megterveztem, felprogramoztam, beüzemeltem, a gyártó¹⁵² szakembereivel berepültük, majd több gyakorlaton és éleslövészetben sikeresen alkalmaztuk a modernizált METEOR-3R célrepülőgép navigációját biztosító **fedélzeti elektronikai rendszert**.

Egy moduláris felépítésű automatika rendszert valósítottam meg, melynek tervezési koncepcióját főbb vonásaiban ismertettem. A fedélzeti elektronika prototípusait megterveztem, a nyomtatott huzalozású lemezeit legyártattam, azokat beültettem, bemértem működését ellenőriztem, az összegyűjtött tapasztalatok alapján a „MAYFLY ONE” fedélzeti automatika rendszert újraterveztem. Az újratervezés eredményeként született a „**MAYFLY TWO**” moduláris fedélzeti elektronikai rendszer. Annak prototípusát elkészítettem, gyártását az anyagbeszerzéstől a beültetésig megszerveztem. Az elkészült berendezéseket felprogramoztam, bemértem, funkcionális működését ellenőriztem. A repülőgép megtervezése és gyártása mellett, a fedélzeti elektronikák repülőgépre installálását **Görög György** végezte. A repülőgép sorozatgyártásán kívül a kábelkorbácsokat, kábelezéseket **Rábel András** készítette. A repülésszabályozók, valamint a kormányfelületek beállítását a berepülésekkel egybekötve 2005. év tavaszán együtt végeztük a célrepülőgép gyártójának szakembereivel. A szabályzó és vezérlő szoftvert – a berepülések során – felmerült problémák valamint igények alapján, folyamatosan módosítottam, a hibákat javítottam. Az itt bemutatott, fedélzeti elektronikával ellátott repülőgépek a kecskeméti, továbbá az ustkai éleslövészeteken sikeresen szerepeltek.

Az alkalmazott **infravörös helyzetstabilizáló** szabályzó működésének ismertetése után, annak előnyeit és hátrányait bemutattam, majd megoldást javasoltam hibáinak javítására. Kiemelném a javasolt egyenletes térbeli eloszlású érzékelő rendszert, amely a teljes térszög tartományt lefedi, így biztosítva a megbízható horizontérzékelést, a zavaró infravörös sugárzók kizárásával. Az infravörös helyzet stabilizátor megbízható alternatívája a **GPS korrigált inerciális navigációs** rendszer, amely meglehetősen nagy számítási teljesítményt igényel.

Megvalósítottam egy **végrehajtó szerv interfészt**, amely univerzális illesztőként alkalmazható mikroprocesszoros rendszerek, távvezérlő parancsok valamint a beavatkozó szervek közötti illesztésre zárt és nyitott hatáskörben (szabályozás, vezérlés). Az interfész fő feladata a központi egység tehermentesítése a beavatkozó szervek számítási feladatai alól, mixelési és törtvonalas funkciók előállítás, távvezérlő parancsok feldolgozása, szabványos, nagyprecízitású (16 bit) szervó vezérlőjelek előállítása. A szervó illesztő egység továbbfejlesztése akkor

¹⁵² AERO-TARGET BT.

valósítható meg, ha hasonló perifériákkal rendelkező, de nagyobb teljesítményű beágyazott processzorral újratervezem azt. Így több töréspontot tartalmazó, nemlineáris karakterisztika állítható elő, amellyel az exponenciális karakterisztika jobb közelítéssel implementálható. Előnyökkel járhat egy közvetlen interfész megvalósítása a PCM vevők digitális adatfolyamához. Az interfész jól alkalmazható általános, modell szervókat használó robotikai fejlesztésekhez.

A repülési adatok **telemetria rendszeren** történő átvitelére, egy kísérleti megoldást dolgoztam ki, amely a berepüléshez, továbbá az üzemeltetéshez szükséges adatokat a földi irányításhoz juttatja. A rendszert kiegészítve egy olyan komplex megoldást nyújtottam, amely lehetővé teszi az adatok szétszórását a technikai személyzet, valamint a gyakorlat vezetői között, megvalósítva a biztonságos repülőgép követést a bevetések alatt. A megbízható rádiós telemetria rendszerek kialakítása során figyelembe kell venni a repülőgép lehetséges hat szabadsági fokú mozgását, sebességét (Doppler-hatás), ezért polarizáció és tér diverziti adásvétel alkalmazása ajánlott, valamint a zavarhatás csökkentésére szórt spektrumú rádióösszeköttetést, vagy – keskenysávú adatátvitel esetén – frekvencia diverziti kialakítása célszerű. Az adatátvitel titkosítására 64 bites DES vagy háromszoros DES titkosítást, és kulcsszétosztó algoritmust tartok szükségesnek.

A repülésszabályozó algoritmusok futtatása a **központi egységen** történik, amely a fedélzeti automatika legösszetettebb része. Az egység tartalmazza a tápfeszültség ellátáshoz, valamint a videó feliratozáshoz szükséges áramköröket, a GPS modult, az interfészek, érzékelők, stb. többségét. A központi egységen futnak a digitális diszkrét idejű PID szabályzók, amelyeket nyitott hurokérzékeléssel és integráló tag túlcsoordulás, túl gyors beavatkozás, továbbá túl nagy beavatkozó jel elleni védelemmel láttam el. A PID szabályzók közelítése történhet trapéz vagy téglány módszerrel.

Az uszkai METEOR-3R repülőgépen szabályozási törvényként a **gázkar állása rögzített** volt, a **sebesség nem szabályozott**, a **magasságot a magassági kormány kitérítésével** (azaz a magasság szabályzó beavatkozó szerve a magassági kormány) történt. Az infravörös helyzet stabilizátor pedig a repülőgép helyzetét tartotta a vízszinteshez közeli állapotban. Javasolom az előző elv hiányosságainak (az utazó magasság elérésére nem alkalmas) kiküszöbölésére az **összetett magasság-sebesség szabályozási elv alkalmazását**, ami a két alapvető elv ötvözéséből ered. A két alap algoritmus között, a repülőgép aktuális magasságnak a kívánt magasságtól eltéréseinek – magasság eltérés paraméterrel megadott – nagyságától függően történik a választás, a motor üzemállapota pedig ellenőrzött! Ha a magasság hiba értéke kisebb, mint a magasság eltérés paraméter, akkor a gázkar a légsebességet, a magassági kormány a magasságot változtatja, egyébként a gázkar a magasságot, a magassági kormány a légsebességet módosítja. Ha a – repülőgép meghajtására szolgáló – motor megállt (üzemanyag elfogyott, műszaki hiba), akkor a vészleszállító rutin részeként, mindenképpen a magassági kormány változtatásával – a repülőgép gravitációs potenciális energiáját kihasználva – a repülőgép sebességét az **átesési sebesség** felett kell tartani (ha lehetséges).

Az összetett magasság-sebesség szabályozási elv működése két mért értéken alapul, egyik a **légsebesség**, másik a repülőgép **átlagos-tengerszint feletti magassága**. Ezeket az adatokat, a repülőgép sebességétől függően, 10 ÷ 30 Hz gyakorisággal szükséges mérni. Kísérleteket végeztem, a Prandtl-csőves légsebesség és barometrikus magasság mérésére. Megállapítottam, hogy a Prandtl-csővet a helyes statikus nyomás mérésére (a légsebesség változása ne befolyásolja azt) úgy kell elhelyezni, hogy ne legyen a közelében áramlást befolyásoló test vagy felület, azaz a belépőél szárnyvége közelében vagy az orrkúpon. A pontos légsebesség méréshez szükséges a pillanatnyi légsűrűség értékét ismerni, a külső hőmérséklet valamint a légnyomás mérése alapján azt korrigálni. A bemutatott kalibrálási elv alkalmas a légsebesség mérő rendszer repülőgépen történő kalibrációjára is. A magasság mérésére javasolom, a GPS magasság alapján **szenzorfúziós algoritmussal** a barometrikus magasság korrekcióját, és azt

a magasságszabályzó ellenőrző jeleként alkalmazni. A barometrikus magasság korrekciójából, azokat a GPS magasság értékeket ki kell zárni, ahol a VDOP értéke meghaladta a kettőt vagy a navigációs számításához adatot szolgáltató műholdak száma kisebb, mint nyolc. Méréseim alapján, a tesztelt Prandtl-csővet, alkalmasnak ítélem a légsebesség és magasság mérésére.

Véleményem szerint, minden időjárási körülmények között navigációra alkalmas fedélzeti automatika, **kizárólag redundanciát biztosító, GPS-GALILEO-EGNOS¹⁵³** korrigált inerciális navigációs rendszeren alapulhat, melynek megvalósítása csak gyorsulás valamint elfordulást érzékelő (MEMS giroszkóp) szenzorokkal kiegészített és nagyobb számítási kapacitású processzorral áttevezett, központi egységgel lehetséges. Így a jövőbeli fejlesztések első lépése egy olyan megbízható, megfelelő lebegőpontos számítási teljesítménnyel rendelkező 32 bites mikroprocesszor kiválasztása, amelyhez megfizethető áron kapható, referenciákkal alátámasztott, C fordító (az értekezésemben szereplő elektronika processzorának kiválasztása is így történt).

¹⁵³ GALILEO – European Satellite Navigation System: Európai Műholdas Navigációs Rendszer

4. FEJEZET:

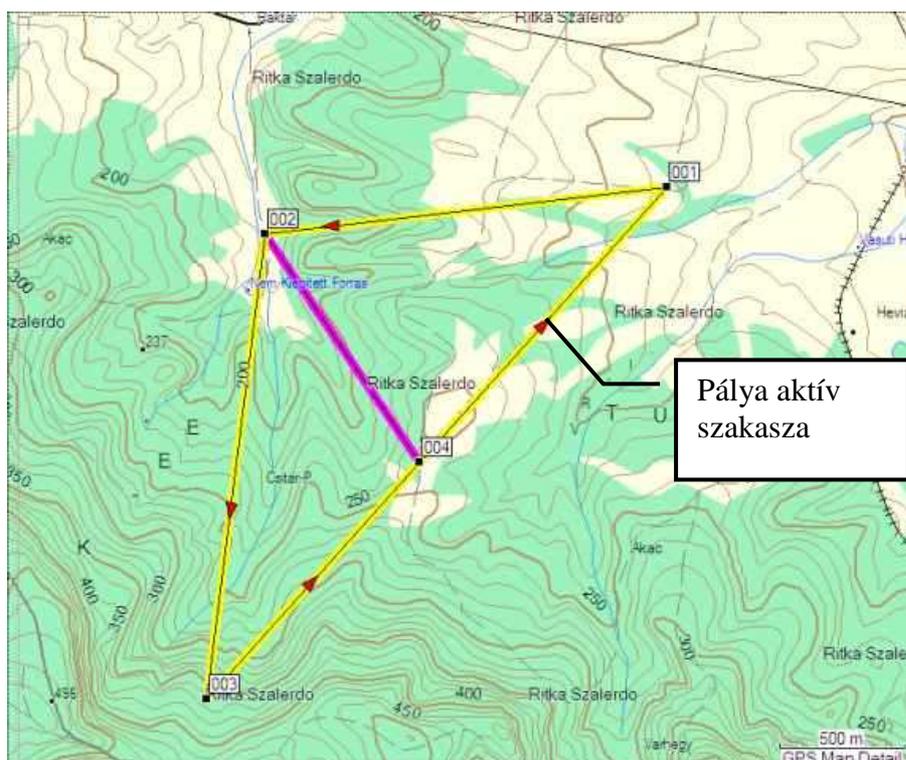
A METEOR-3R CÉLREPÜLŐGÉP ALKALMAZÁSA ÉS PÁLYATERVEZÉSE A MISTRAL LÉGVÉDELMI RAKÉTAKOMPLEXUM GYAKORLATAIN

A pilóta nélküli repülőgépek pályatervezésében sok közös vonás található, amelyeket alkalmazás specifikus elvekkel és kritériumokkal kell kiegészíteni. A pilóta nélküli repülőgépek leggyakoribb alkalmazása, polgári és katonai területen egyaránt, a **felderítés, információszerezés**. Az információszerezés irányulhat egy ellenséges alakulatra, de akár egy fenyőerdőben az amerikai szövőlepké kártevésére is. A kettőben közös az a feladat, hogy a repülőgépnek el kell jutnia az adott koordinátán feltételezett vagy felkutatandó célhoz, majd vissza kell onnan repülnie. Általában a pályatervezés adott, de gyakran változó bevetési magasságon szükséges elvégezni, amelyet felderítő pilóta nélküli repülőgépek esetén a különféle optikai, infravörös, stb. érzékelők optimális hatótávolsága, a repülőgép felderíthetlensége, megsemmisíthetlensége közötti célszerű kompromisszum határoz meg. A pályát elsősorban a berepült szakasz akadálymentes kialakítása, másodsorban a feladat végrehajtáshoz szükséges kritériumok határozzák meg. Felderítés jellegű bevetések esetén a pálya olyan kialakítása a cél, amely lehetővé teszi a felderítendő objektumról a lehető legtöbb információ gyűjtését. Ugyanakkor felmerülhet az igény a megszerzett elégséges, vagy elégtelen információk alapján a repülés alatti **valós idejű pályamódosításra**. Ilyen esetben, az újra meghatározott pályát – vagy a földi irányító központban vagy magán a repülőgépen elhelyezett rendszer által – ellenőrizni kell **akadálymentes** berepülhetőség, továbbá repülési paraméterek szempontjából és mindezt a repülőgép levegőben tartózkodása alatt szükséges elvégezni. Ha a repülőgép rádiotelemetria, képlesgárgó rendszerrel rendelkezik, vagy a repülés humán felügyelet alatt történik, és a rádiós távparancsok valamint távirányítás lehetőségét biztosítani kell, akkor szükség van rádiós szakaszszámítások elvégzésére. Így előzetesen ellenőrizhető, működőképes-e a rádiós összeköttetés, valamint mekkora tartalékkal rendelkezik. Ha a bevetés nem sík területen történik, akkor csak az aktualizált **digitális terepmodell** alapon, számítógépes támogatással, az **emberi hibatényező** csökkentésével lehetséges a pálya megtervezése, hibáinak meghatározása. Ugyanakkor az emberi döntés, a beavatkozás lehetőségét a pálya ellenőrzésénél meg kell hagyni, ugyanis lehetnek olyan objektumok, tereptárgyak, különleges szempontok, amelyeket a digitális terepmodell sem tartalmaz vagy a szoftver nehézkesen kezel. Természetesen feladattól függően a repülőgépnek más-más jellemzője kiemelt fontosságú, amely meghatározza a pálya kialakítását.

A célrepülőgépek pályatervezése sok tekintetben kiegészül vagy eltér egy felderítő pilóta nélküli repülőgép pályatervezésétől. Pilóta nélküli célrepülőgépek egyik előnye a pálya megismételhetősége, így pályakövető automatikával rendelkező célrepülőgépek esetén azonos feltételek mellett tesztelhető a végrehajtó állomány kiképzettsége. Véleményem szerint, az éleslövészetek esetén, a repülés időtartama alatt, biztonsági okok miatt, a **pálya változtatása nem javasolt!** A tüzmegnyitási szektoron belül lehet a pálya aktív szakasza. A pálya kialakítása, a fegyverrendszer, továbbá a rendelkezésre álló célrepülőgép harcászatttechnikai adatainak figyelembevételével úgy történik, hogy a lehető legrealisztikusabban **imitáljon** egy valóságos harci repülőgép támadását. Korábbi elemzéseimből kiderült, a célrepülőgépek legtöbbje kis fizikai méretű, a valódi repülőgépekhez nem mérhető vizuális, infravörös, valamint rádiólokációs felderíthetőséggel rendelkeznek, ezért infravörös sugárzókkal, rádiólokációs felület növelő és egyéb célimitációs eszközökkel vannak felszerelve. Az **imitációs eszközöket a pálya aktív szakaszán működtetni**, illetve működésükhöz a pályát olyan meghatározott paraméterekkel ajánlott tervezni és repülni, amelyek biztosítják azok helyes üzemét. A sikeres gyakorlatok egyik kulcs eleme, a célrepülőgép mellett, annak **szakszerű pályakialakítása**.

4.1. A DRÉGELYPALÁNKI GYAKORLATOK PÁLYA KIALAKÍTÁSA

Magyarországon a **drégelypalánki (Nagyoroszi)** lőtér szolgált a légvédelmi rakéta gyakorlatok helyszínéül. Az 1999. június 3-án tartott MISTRAL légvédelmi rakétakomplexum **nyilvános rendszerbe állító éleslövészet**en, a rakéták célanyagául a hagyományos STRELA, IGLA céljaira kifejlesztett METEOR-1 célrepülőgép, valamint az újabb fejlesztésű METEOR-2 szolgált. Az első rakétát a METEOR-1-re lőtték ki, amely célt tévesztve megsemmisült. Az utólagos értékelés szerint a METEOR-1 pályája túl közel volt az ATLASZ indítóállványok telepítési helyéhez, kisebb távolságra, mint a rakéta minimális ferde hatótávolsága, vagyis a megsemmisítési zóna közeli határa (300 m).



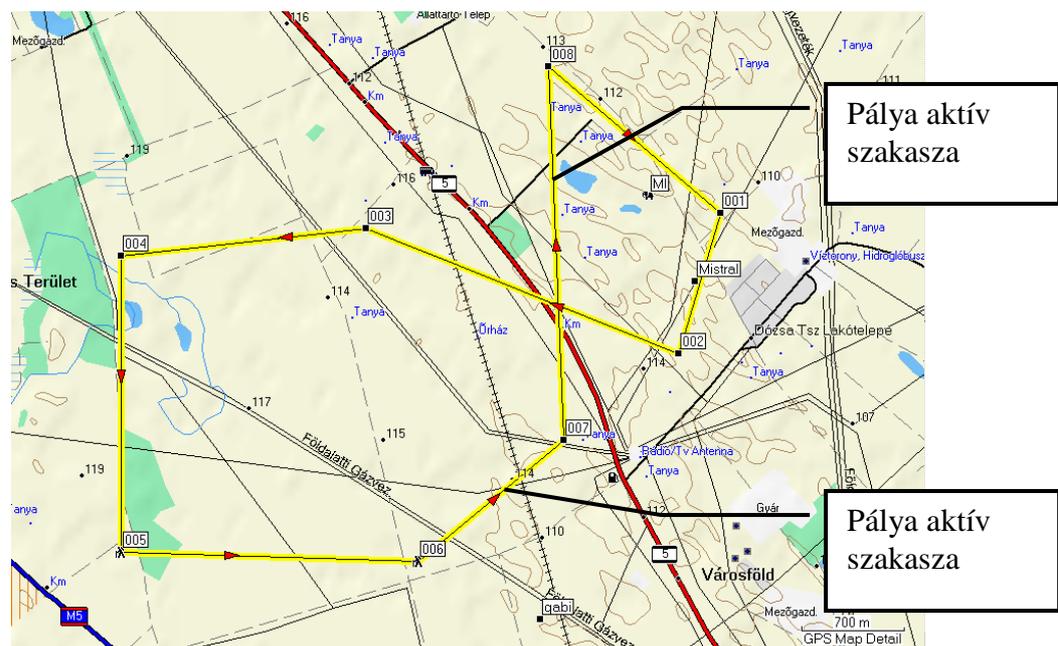
14. ábra: Távirányítású célrepülőgép pályakialakítása
(Nagyoroszi, szerkesztette: Koncz Miklós)

A **METEOR-1** alkalmatlan nagytávolságból való **távirányításra**, kicsi méretei miatt, csak **egy darab egyperces** égési idejű piropatron szállítására alkalmas, valamint **képtelen rádiólokációs visszaverő felület növelő** eszközöket szállítani. A második rakétát egy dombon elhelyezett infravörös sugárzóra lőtték ki, ami felett annak megsemmisítése nélkül elrepült. A harmadik rakétát szögvisszaverővel ellátott **METEOR-2** célrepülőgépre irányították, az elfogás radarral támogatva történt. A harmadik esetben a **jobb** paraméterekkel rendelkező METEOR-2-t a rakéta gond nélkül megsemmisítette ([110], [111], [112]). Látható, hogy a probléma számos összetevőből áll, de a **célanyagnak** meghatározó szerepe van. Az 1999. évi, sikeresnek nem mondható éleslövészetkor fogalmazódott meg az igény egy új fejlesztésű célanyagra, aminek hatására megkezdődött a METEOR-3 típusnevű, ugyancsak távirányítású célrepülőgép tervezése és prototípusának gyártása.

A 2002. október 9-én tartott **nyilvános éleslövészet**en már a **METEOR-3** célrepülőgépet alkalmazták több-kevesebb sikerrel. Az első rakéta, az **önmegsemmisítő** vagy **közelségi gyújtó** rendszer hibája miatt¹⁵⁴, a célrepülőgéphez vezető út felénél felrobbant, a METEOR-3 pedig sértetlenül továbbrepült. A második rakétát nem tudták indítani, amit a tápegység hibája

¹⁵⁴ Egy madárrajt okoltak. [328]

okozott¹⁵⁵. A **harmadik**, továbbá a **negyedik rakéta telitalálattal** semmisítette meg a célanyagot. A fenti eredmények igazolják, hogy a METEOR-3 megfelel célyagnak, de a problémák jelentős része **nem kizárólag a célyagnak** tulajdonítható. Ezt bizonyítja az is, hogy a 2002. év végéig, a Magyarországon tartott utolsó éleslövészettel bezárólag, **16 darab** MISTRAL-2 rakétát indítottak, ebből csupán három darab nem semmisített meg célt. Ez a **81 százalékos** arány megfelel a más MISTRAL-t rendszeresítő országok éleslövészetein elért eredmények átlagának [329], de a **kisszámú mintából** nem lehet statisztikai következtetéseket levonni! Az Országgyűlés Honvédelmi Bizottságának védelemgazdasági, hadiipari albizottságának jelentése szerint: „*a rendszerbe állítás során elvégzett 16 rakétakilövésből három sikertelen volt, kettő műszaki hiba miatt, egy pedig azért, mert nem megfelelő anyagból készült célpontra lőtték ki. A rakétarendszer személyzetének kiképzési óráit jelentősen meg kell emelni.*” [329]



15. ábra: Autonóm célrepülőgép pályakialakítása (Városföld, 2005.¹⁵⁶, szerkesztette: Koncz Miklós)

A MISTRAL légvédelmi rakéta **célfelderítéshez és célelfogáshoz** egy bizonyos **minimális távolságot** igényel, ami véleményem szerint legalább $1 \div 1,5 \text{ km}$ ¹⁵⁷, ezért a gyakorlat és eredményessége érdekében célszerű minél nagyobb távolságból megközelíteni a MISTRAL indítóállványok felállítási helyét. A magyarországi gyakorlatok egy részén a METEOR-3 célrepülőgép az ábrán (14. ábra) látható 001, 002, 004, 001 pontokhoz tartozó útvonalat repülte. A pálya aktív szakaszát kijelölő 001-004 pontok távolsága 1,5 km. A **váltott pilótás vizuális vezetéssel**, sem a magasság, sem a pálya nem tartható pontosan. Az egy perces égési idejű piropatronok (40 ÷ 50 s) a szakasz teljes hosszán égtek (egyszerre kettő, a jobb irányíthatóság és a nagyobb teljesítmény miatt) a 004 és 001 pályapontok között (1 200 ÷ 1 400 m-es égési távolság). A rakéták indítóállványait és az MCP-eket a 001-es pont közelében telepítették, a 002-es ponttal ellentétes oldalán a 001 és 004 pontokat összekötő szakasznak. Így az indító állvány felé a célrepülőgép balról-jobbra, megközelítőleg szemből közeledett, paraméterrel rendelkező pályán, biztosítva a legnagyobb sugárirányú sebességet.

A **szemből** közeledő pályát azért alkalmazták, hogy a radar nagyobb változást érzékeljen,

¹⁵⁵ Nehézkes a folyékony argont tartalmazó kriogén egység felhelyezése és cseréje az indító állványra

¹⁵⁶ „LENDÜLŐ KARD-2005” gyakorlat III. szakasz

¹⁵⁷ Megsemmisítési zóna közeli határán kívül biztonsági tartalékkal számolok

mivel a rádió távirányítás, a motor teljesítménye, a repülőgép aerodinamikai tulajdonságai, valamint a sárkányszerkezete nem tette lehetővé a nagyobb sebességű repülést. A radarral történő célkövetéssel is gondok voltak, ami nem a célrepülőgép hibája, de ezt csak utólagosan sikerült igazolnom mérésekkel és a pályák elemzésével.

Ebben az időben készítettem egy a repülést **GPS** alapú **telemetria** adatokkal segítő elektronikát, amelynek segítségével pontosan követhető a kívánt útvonal, azonkívül a rakéták telepítési helyéhez közelítő szakaszt meg lehet nyújtani. A pilóta telemetria adatok alapján, jóval nagyobb távolságból tudta távirányítani a repülőgépet, így lehetővé téve a hosszabb aktív pályaszakasz repülését, anélkül, hogy a fedezékből távirányító segédpilótára szükség lett volna. Sajnálatos módon ennek a rendszernek az alkalmazására éleslövészeten nem került sor.

A pálya előzőleg ismertetett **kötött elhelyezkedése, hossza és alakja** betudható a **távirányítású** repülőgép sajátosságainak, másrészt a gyakorlatok, felkészülések kevés számának. Jobb vizuális és rádiólokációs felderíthetőség, hosszabb aktív pályaszakasz mind az elvárások között szerepelt, amellyel a gyakorlatokat realizistikusabbá lehet tenni. Ugyanakkor a maximális pályahossz, továbbá a legtávolabbi fordulópont távolságának kiterjesztése csakis **automatikus irányítású célrepülőgéppel** valósítható meg¹⁵⁸.

4.2. KECSKEMÉTI ÉS USTKAI GYAKORLATOK PÁLYAKIALAKÍTÁSA

A "LENDÜLŐ KARD-2005" válságkezelési légvédelmi művelet keretében, az eseménysorozat tetőpontjaként, 2005. június 16. és 22. között került végrehajtásra a „BALTI-2-2005” légvédelmirakéta-éleslövészettel egybekötött harcászati gyakorlat Ustka városában, Lengyelországban. A felkészülés már 2004. év végétől elkezdődött a hagyományos METEOR-3 célanyaggal végzett tesztekkel, kísérletekkel. A feladat bizonyos szempontból újdonságot és a feladatok újragondolását jelentette a nagyoroszi hagyományokat átvett győri szakembereknek, valamint a METEOR-3 gyártójának. A MISTRAL éleslövészet sikere érdekében, a **győri rakétások** professzionálisan szervezték a célrepülőgép teszteket, és aktívan közreműködtek azok végrehajtásában, valamint értékelésében. A tapasztalatok alapján teljesen új alapokra helyezték a célrepülőgép pályakialakításainak elveit, valamint kialakították az új, modernizált célrepülőgép technikai specifikációját és követelményrendszerét.

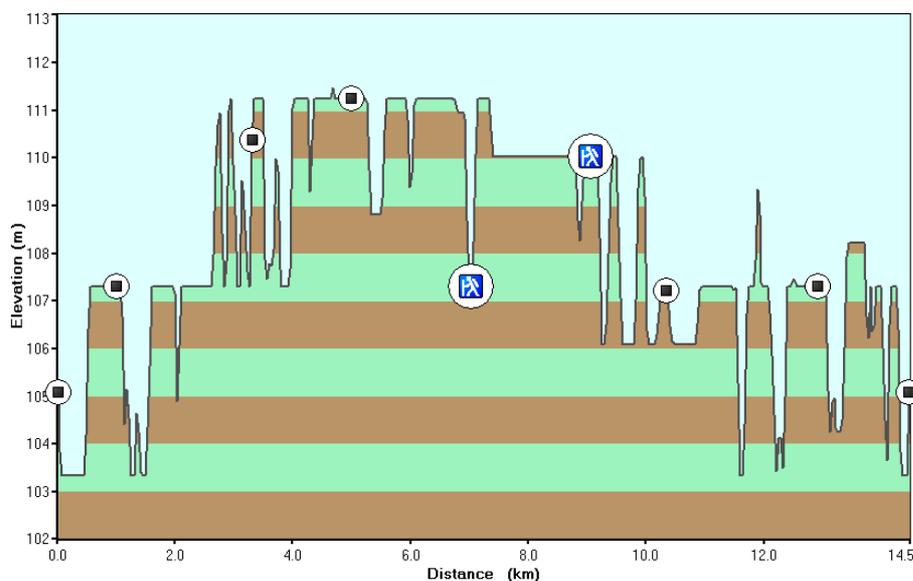
A **METEOR-3R** robotrepülőgép **kísérleti** példányával **2004. december 28-án** végzett sikeres **tesztrepülés** lehetővé tette az alacsony költségű, új kihívásoknak megfelelő, teljesen magyar gyártású célanyag szolgáltatást. Az automatikus irányítású célrepülőgép rugalmasan megválasztott szakaszokból álló, valamint a hagyományoshoz képest meghosszabbított pályakialakítást tett lehetővé, így biztosítva a hiteles célimitációt. A "LENDÜLŐ KARD-2005" gyakorlat III. szakaszában Kecskemét repülőbázison a hagyományos, továbbá a modernizált METEOR-3 célrepülőgéppel történtek gyakorló repülések a légvédelmi rakétások felkészítésére (15. ábra). A gyakorlaton, a pilóta nélküli repülőgépeken kívül, valós repülőgépek is célimitációs szerepet játszottak (MI-24 helikopter, MIG-29 vadászrepülőgép).

A "LENDÜLŐ KARD-2005" gyakorlat IV. szakaszában megrendezett BALTI-2-2005" gyakorlat volt az első légvédelmi rakéta éleslövészet, amit **NATO** (ACE DIRECTIVE 80-2) alapelvek szerint szerveztek és értékelték, a magyar TACEVAL ellenőrök közreműködésével [335]. A gyakorlatok során a légvédelmi eszközöket (kis hatótávolságú KUB SA-16, közeli hatótávolságú MISTRAL és IGLA SA-6) **klaszterszerűen** telepítették, azok közösen oltalmazták egy képzelt objektumot.

Az új, modernizált METEOR-3R TUAV egy folyamatosan tökéletesített és végső kialakításban 14,5 km hosszú pályán repült (15. ábra, 16. ábra). A MISTRAL indítóállványok, valamint az MCP-k telepítési helye a 001 és 002 szakasz közelében helyezkedett el, a felszállás (008-as pont mellett kialakított felszállópályán történt) után felettük állt pályára a célrepülő-

¹⁵⁸ Amelynek fejlesztését az AERO-TARGET BT. támogatásával végeztem.

gép. A METEOR-3R két darab piropatron hordozott, az egyiket a 006-os (4,3 km), a másikat a 007-es (2,7 km) pontban gyújtotta. A keresztirányú pályatávolság 1,8 km volt. A pálya ilyen kialakítása lehetővé tette a kísérletezést: egy vagy két piropatron szükséges-e a stabil célfelderítéshez, szemből vagy oldal irányú sebességgel rendelkező pályán haladó célt tud-e a radar felderíteni. Az MCP-k a célrepülőgépeket **nem** mindig tudták **felderíteni és folyamatosan követni**, továbbá nem lehetett eldönteni, kinyomozni a hiba okát. Később történtek kísérletek a Luneberg-reflektoron kívül szögviszazverőkkel, alumínium festékekkel bevont repülőgéppel, de megnyugtató eredmény nélkül. A célanyag sebessége $28 \div 39$ m/s ($100,8 \div 140,4$ km/h), ami körülbelül fele a MISTRAL gyártó által ajánlott BANSHEE célrepülőgépnél. A szakértők az alacsony sebességgel magyarázták a bizonytalan célfelderítést és követést¹⁵⁹. Igazolódott, hogy legmegfelelőbb egy olyan pályát választani, ahol oldalirányú sebesség összetevője van a pályán haladó repülőgépnek (kitérő pálya).



16. ábra: Autonóm célrepülőgép pályájának terepmetszete (Városföld, 2005.¹⁶⁰, szerkesztette: Koncz Miklós)

A MISTRAL rakéta saját infravörös rávezető fejével **önállóan** is képes a célfelderítésre és megsemmisítésre. A kecskeméti gyakorlatok során bebizonyosodott, nem szükséges két darab piropatron egyidejű gyújtása, **egyetlen piropatron** is elegendő a megfelelő célzáshoz, így gazdaságosabban üzemeltethető a célrepülőgép.

Az ustkai éleslövészet felkészülési időszakában szakembereinkkel¹⁶¹, TACEVAL tisztekkel, a gyakorlat koordinátoraival és a helyszínen megjelent MBDA mérnökeivel együtt alakítottam ki a célrepülőgép pályákat a kecskeméti tapasztalatok és a katonai szakértők ajánlásainak, elvárásainak figyelembevételével.

A MISTRAL indítóállványok és MCP-k telepítési helye az éleslövészet folyamán egy dél-előtti valamint egy délutáni felállítási pozíció között változott (17. ábra). Az áttelepülés a NATO ajánlása szerint valósult meg [24]. Az **összetett légi** helyzet imitálása **változó pályákkal**, valamint azonos légtérben, de 1 km magasságban repülő vadászgéppel történt (TS-11 Iskra). Az igen bonyolult, zavaró pályákat is tartalmazó, pályatervekből a gyakorlat végére egy dél-előtti és egy délutáni, mindenki számára megfelelő (a repülőgép fizikai tulajdonságait is figyelembe kellett venni), letisztult, begyakorolt pályák maradtak. Ezek közül az éleslövészen alkalmazott délutáni pálya tulajdonságai a következők voltak (17. ábra):

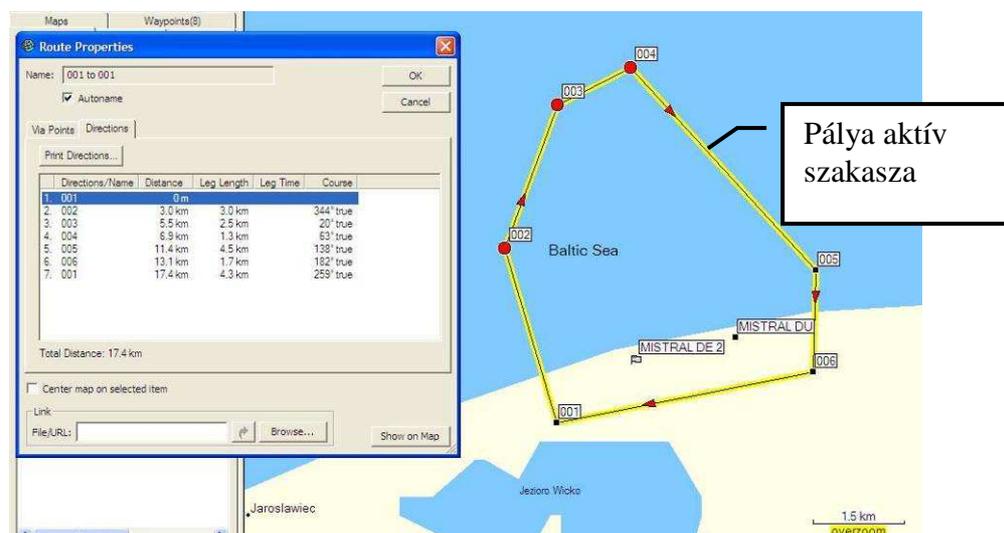
¹⁵⁹ Ugyanakkor meg kell jegyezni: egy támadó helikopter egyhelyben is lebeghet!

¹⁶⁰ „LENDÜLŐ KARD-2005” gyakorlat III. szakasz

¹⁶¹ AERO-TARGET BT.

- típus: szemből közeledő célpálya;
- keresztirányú pálya távolság (CPA)¹⁶²: 1 800 m;
- szabad tüzelési távolság: 3 800 m;
- tiltott tüzelési távolság: 1 500 m;
- repülési magasság: 350 m;
- piropatron gyújtási távolság: 5 500 m;
- teljes pályahossz: 18 km.

E pálya azért nevezetes, mert alkalmazásakor történt a MISTRAL rakétával valaha végrehajtott – objektív kontroll eszközzel igazolt – **legtávolabbi** (5600 m) **célmegsemmisítés** ([327], [333]). A piropatron gyújtása után rövid idővel kiadták a tűzparancsot, és a rakéta, a megsemmisítési zóna távoli határán semmisítette meg a repülőgépet (5 500 m + 200 m a legtávolabbi pont ahol, a piropatron gyújtása megtörténhet és az meg is történt).



17. ábra: Autonóm célrepülőgép pályakialakítása (Ustka, Balti-tenger, délutáni pálya, 2005.¹⁶³, szerkesztette: Koncz Miklós)

A pályák összes hossza $17 \div 18$ km volt, körülbelül $10 \div 11$ perces repülési idővel. A repülőgép egy a tengerparttól távol található helyi reptérről kézi vezetéssel szállt fel. A felszállás után a **tenger feletti pályát automatikusan tette** meg, majd visszatérve a repülőtérről, kézi vezetéssel szállt le (kivéve, amikor lelőtték). A célrepülőgép képes lett volna a gyakorlás során akár három kört is megtenni, de biztonsági okok miatt csak egy-egy kört repült. Az egykörös repülés mellett szól az a tény is, hogy két perces piropatronok közül csak kettőt képes szállítani a repülőgép. Valamint az égő piropatronnak – a repülőgép szárnya alatt – az ATLAS telepítési pontok irányába eső oldalon kell elhelyezkednie [330].

Az élethű légi helyzet modellezése több cél egyidejű légtérben tartózkodását és eltérő vagy részben azonos pályán repülését követeli meg. Az automatikus irányítású célrepülőgép képes ezt a feladatot teljesíteni, de a gyakorlat azt mutatja, hogy a felszállás, továbbá a leszállás **több fős kiszolgáló személyzetet igényel**, ami jelentősen növeli a szolgáltatás költségét ([99], [126]).

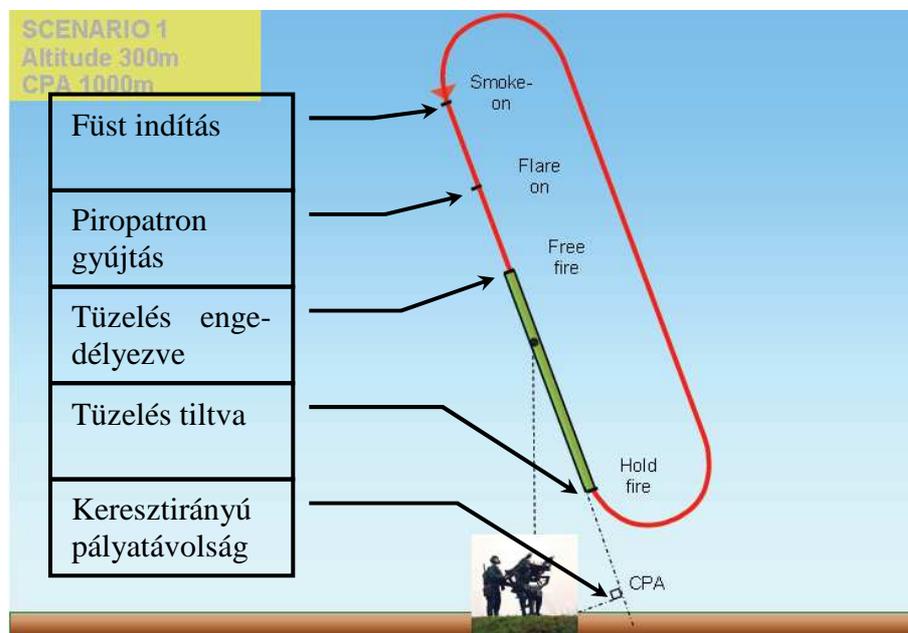
A gyakorlatok és az éleslövészetek során a repülések **zárt, katonai légtérben**¹⁶⁴ történtek [336], ezért elsődlegesen a helyi katonai légi irányítás elvei, elvárásai és parancsai szerint jártunk el a repülőgép pályatervezésénél, valamint üzemeltetésénél. A repülések szigorúan

¹⁶² CPA – Cross Path Alignment: földfelszín síkjára merőlegesen vetített keresztirányú pálya távolság

¹⁶³ „BALTI-2-2005” légvédelmirakéta-éleslövészzettel egybekötött harcászati gyakorlat

¹⁶⁴ TSA – Temporary Segregated Area: időszakosan elkülönített légtér

meghatározott **parancsok** alapján történtek, a megadott időintervallumon belüli felszállással. A repülési magasság meghatározásakor, más katonai repülőgépek egyidejű repülése érdekében, bizonyos védőzónát (függőlegesen elkülönített légtér – vertical separation zone [336]) betartva repülte a pályát a TUAV. A repüléseket folyamatosan vizuálisan (Ustka) követték, a repülőgép magasságát ellenőrizték, arról videofelvétel készült.



18. ábra: MBDA által javasolt automatikus irányítású célrepülőgép pályakialakítása (első változat, CPA=1000 m [330], fordította: Koncz Miklós)

Összességében a gyakorlat eredményesen zárult, azonban a magyar hibafelvetések alapján több nemzet is jelezte problémáit az MCP-k hibás működésével kapcsolatban, így a gyakorlat nyomán nemzetközi vizsgálat indult. Az eddigi tapasztalatok alapján valószínűsíthető, hogy **nem a célrepülőgépek felelősek a rossz radarkövetés** miatt. Egyetlen repülőgép műszaki ok miatt a tengerbe zuhant, de szerencsére nem okozott kárt emberi életben vagy más vagyontárgyban. A zárt katonai légtérben való repülésnél a pályatervezés figyelembe kell venni a **műszaki hiba** lehetőségét, a repülőgépet minél előbb életerőt és védendő javakat nem tartalmazó térrészbe (tengerfeletti pálya) kell irányítani, a szükséges manővereket (beleértve a repülőgép kivezetését a leszállópályáról, valamint az oda való visszatérést) ott végrehajtani. Az ilyen hibák tapasztalatai alapján kimondható, hogy szükséges a katonai és a polgári alkalmazású UAV üzemeltetésének – magyarországi és nemzetközi – **jogi szabályozása**.

4.3. A LÉGVÉDELMI RAKÉTA KOMPLEXUM GYÁRTÓJÁNAK A CÉLREPÜLŐGÉP PÁLYÁJÁRA VONATKOZÓ AJÁNLÁSAI

A francia MBDA, a rakéta gyártója, hivatalosan a BANSHEE elnevezésű autonóm pilóta nélküli repülőgépet ajánlja a MISTRAL-2 rakéta rendszer célanyagául. A célanyag a következő tulajdonságokkal és célzást javító kiegészítőkkel rendelkezik [330]:

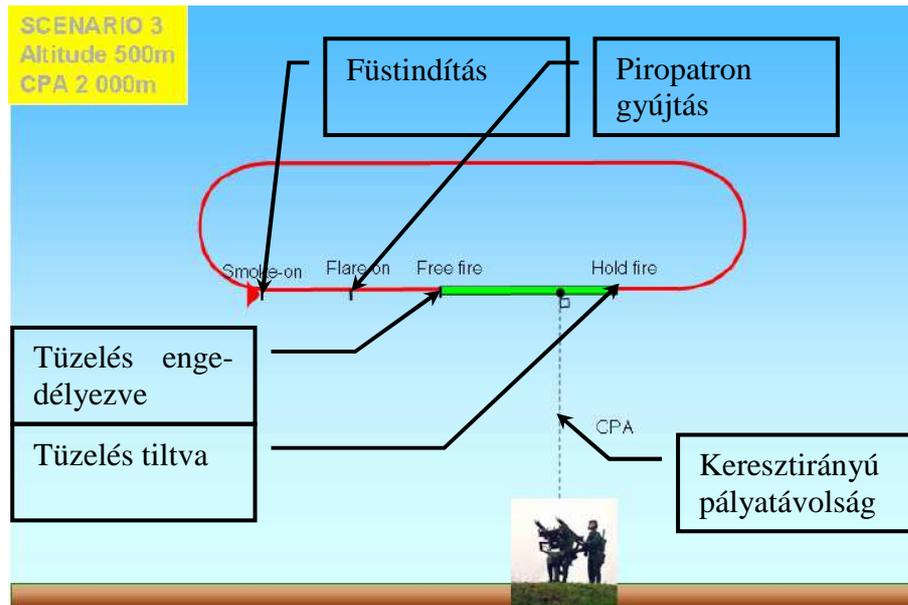
- sebesség: 50 ÷ 80 m/s (180 ÷ 290 km/h);
- 3M lézer visszaverő fólia;
- infravörös piropatron (200 W álló helyzetben);
- füstpatron;
- X sávú Luneberg-reflektor;
- GPS alapú irányítási rendszer.

A MISTRAL rakéta gyártója a következő három célrepülőgép pályakialakítás alkalmazását

javasolja a gyakorlatokon:

Első ajánlott változat (18. ábra, [330]):

- típus: szemből közeledő célpálya;
- keresztirányú pálya távolság (CPA): 1 000 m;
- szabad tüzelési távolság (free fire): 3 800 m;
- tiltott tüzelési távolság (hold fire): 1 500 m;
- repülési magasság: 300 m;
- füstgyertya gyújtási távolság (smoke on): 5 500 m;
- piropatron gyújtási távolság (flare on): 4 500 m.



19. ábra: MBDA által javasolt automatikus irányítású célrepülőgép pályakialakítása (harmadik változat, [330], fordította: Koncz Miklós)

Második ajánlott változat (18. ábra, az elrendezés ua., de a CPA=1 500 m, [330]):

- típus: szemből közeledő célpálya;
- keresztirányú pálya távolság (CPA): 1 500 m;
- szabad tüzelési távolság: 3 500 m;
- tiltott tüzelési távolság: 1 800 m;
- repülési magasság: 500 m;
- füstgyertya gyújtási távolság: 5 000 m;
- piropatron gyújtási távolság: 4 200 m.

Harmadik ajánlott változat (19. ábra, [330]):

- típus: keresztirányú pálya;
- keresztirányú pálya távolság (CPA): 2 000 m;
- szabad tüzelési távolság: 2 800 m balról;
- tiltott tüzelési távolság: 2 200 m jobbról;
- repülési magasság: 500 m;
- füstgyertya gyújtási távolság: 3 600 m;
- piropatron gyújtási távolság: 3 300 m.

A jelzett távolságokat a MISTRAL ATLAS indítóállványtól kell érteni! Az uszkai elrendezésre fent javasolt pályakialakítások közül, a második hasonlít a legjobban, azonban a távolságokat, valamint a pálya alakját – a javasoltaknak megfelelően – módosítani kell.

4.4. ÁLTALÁNOS, GYAKORLATI SZEMPONTOKAT FIGYELEMBE VEVŐ PÁLYATERVEZÉSI IRÁNYELVEK

Az aktív pályaszakasz **észlelhetőség szempontjából négy fő részre** osztható:

- csak radarral követhető szakasz;
- radarral és vizuálisan követhető szakasz;
- radarral és vizuálisan követhető, és megfelelő célzás után szabad tüzmegnyitású pályaszakasz;
- tiltott tüzmegnyítású, közeli szakasz.

A felosztás elsősorban a **fegyverrendszer tulajdonságaiból** adódik, a pályatervezés során könnyen érzékelhető jelzésekkel el kell a szakaszokat különíteni! A pályatervezés során a következő **biztonságtechnikai**, továbbá a **légvédelmi rakétakomplexum specifikációjából** eredő kritériumokat kell figyelembe venni:

- a pálya aktív közelítő szakasza legyen a gyártó második változatának megfelelő;
- a pálya legyen kitérő jellegű,
- a repülőgép MCP irányú sebességvektora legyen maximális a pálya aktív szakaszán (programozott sebesség profil a repülésszabályozóban);
- a célrepülőgépeket fel kell szerelni füstgéppel a jobb láthatóság érdekében, a füstgépet a pálya megfelelő szakaszán a piropatron gyújtása előtt kell aktiválni (1 km);
- ha a célanyag füstgéppel nem rendelkezik, akkor a pálya vizuálisan követendő szakaszát más színű piropatronnal szükséges jelölni (pl.: vörös), mint a szabad tüzelés szakaszát (pl.: zöld);
- a szabad tüzelési szakasz (aktív szakasz) 1,5 km (1 km szükség esetén) ÷ 5 km távolságig terjedhet az ATLAS állvány(ok) felállítási pontjától;
- a piropatron legalább 1 km-rel a rakéta maximális hatótávolságánál kisebb távolságon kell gyújtani (önmegsemmisítő időzítő működése előtt, ami MISTRAL esetén 6 km, így a gyújtási távolság 5 km);
- a tiltott tüznytítésű szakasz végét a repülőgép határozott kitérő manőverével jelezze!;
- a piropatron a repülőgép azon oldalára szerelendő, amelyik a kitérő pályán végighaladva a rakéta indítóállványaihoz közelebb esik;
- a célrepülőgépnek a lehető legrövidebb ideig szabad a szárazföld feletti pályán tartózkodni, ha műszaki hiba következik be, a lezuhanó repülőgép ne veszélyeztesse a szárazföldön tartózkodókat.

A pálya tervezője és a repülőgép üzemeltetője vegye figyelembe a repülőgép **fizikai tulajdonságait** (sebesség, manőverező képesség, stb.) a következő ajánlásokkal:

- az egymáshoz közeli fordulópontok távolsága legyen nagyobb, mint 500 m;
- a fordulópont által meghatározott két pályaszakasz közötti szög lehetőleg ne hegyesszög legyen;
- legyen egy alkalmas fel- és leszállóhely a pálya közelében, a hatótávolságon belül!

Az **elektronikával** szemben a következő, pályával kapcsolatos, igények fogalmazódtak meg:

- gyors, felhasználóbarát fordulópont és pályaadat bevitele térképészeti szoftverből;
- több pálya egyidejű tárolása, egyszerű váltás azok között, annak érdekében, hogy a rakétakezelők számára kiszámíthatatlan és változatos pályákat biztosíthasson;
- műszaki vagy egyéb előre nem látható esemény esetén önmegsemmisítés vagy automatikus kényszerleszállás lehetőségének biztosítása.

Üzemeltetési szempontból:

- ha egyszerre több repülőgépet kell bevetni, a megtévesztő manőverek miatt, akkor megfelelő számú kezelőszemélyzetet kell biztosítani a párhuzamos kiszolgáláshoz,

ami legalább két független személyzetet jelent, két készlet felszereléssel.

A pályatervezés megkönnyítésére egy olyan **szoftver** fejlesztését javaslom, amelyik a pályatervezés gyakorlati szabályain kívül, figyelembe veszi a rádiótelemetria és a rádiólokációhoz szükséges szakaszszámítási adatokat, paramétereket.

4.5. CÉLREPÜLŐGÉPEK PÁLYATERVEZÉSE RADARRENDSZEREK KÖVETELMÉNYEINEK FIGYELEMBEVÉTELÉVEL

Az eddig bemutatott pályák részben vagy egyáltalán nem veszik figyelembe a célrepülőgép rádiólokációs visszaverő képességét és/vagy annak irányfüggőségét. Az előzőek alapján tervezett pályák megkötések nélkül csakis, vizuális célkövetésre alkalmasak. A MISTRAL légvédelmi rakétakomplexum esetén az ATLAS indítóállványok képesek autonóm módon tevékenykedni, az MCP-k nélkül, vizuális célfelderítéssel. Ugyanakkor integrált légvédelmi rendszer esetén ez nem üzemszerű állapot. A célrepülőgépeket olyan – az értekezés „*Célrepülőgépeken alkalmazott rádiólokációs visszaverő felület növelő eszközök*” című fejezetében ismertetett – rádiólokációs visszaverő felület növelő eszközökkel látják el, amelyek lehetővé teszik, az amúgy alacsony rádiólokációs felderíthetőséggel rendelkező repülőgép, radarral való felderíthetőségét és követhetőségét. Ezen eszközök többsége (Luneberg-reflektor, rádiólokációs válaszeladó) olyan iránykarakterisztikával rendelkezik, amely szükségessé teszi, annak a pályatervezés során való figyelembevételét.

A célrepülőgépek alkalmazása során sokszor figyelmen kívül hagyják azt a tényt, hogy bármennyire is körültekintően megválasztott a pálya, akkor sem lehet **folyamatos rádiólokációs követhetőséget** elérni olyan rádiólokációs felület növelő eszközzel, amely nem teljes térszöveget fed le. Ha a jelenséget nem ismeri fel az üzemeltető, akkor azt a repülőgép vagy a radarrendszer hibájának vélheti, ezért az általános pályatervezési irányelveket ki kell egészíteni a rádiólokációs felderíthetőséget biztosító követelményrendszerrel.

Megfelelő pályakialakítással, valamint a reflektor megválasztásával az a cél, hogy a pálya lehető legnagyobb részén – de legalább az aktív szakaszán – a radarrendszer felderítse és folyamatosan követni tudja a repülőgépet. A radarrendszer R_{op} **szabadtéri hatótávolsága** megadja azt a távolságot, amely adott valószínűséggel lehetővé teszi a céltárgy detektálását és a radaregyenlet alapján a következőképpen definiálható:

$$R_{op} = \sqrt[4]{\frac{\sigma}{4\pi} \frac{P_{rad}}{P_{r,min}}} \sqrt{\frac{G_r \lambda}{4\pi}} \quad (20)$$

Ahol $P_{r,min}$ a vevő oldalon – az adott p detektálási valószínűséghez – szükséges átlag teljesítmény, a σ a céltárgy rádiólokációs visszaverő felülete (a radarrendszer irányában), a P_{rad} a radar kisugárzott teljesítménye, a λ a radar működési frekvenciáján, levegő terjedési közegben a hullámhossz, a G_r a radar antennájának irányítottsága (monosztatikus radarrendszer) [134].

Az összefüggésben (20) az összes paraméter, a rádiólokációs visszaverő felületen kívül, a radarrendszer által specifikált, így célrepülőgépek esetén a rádiólokációs visszaverő felület helyes megválasztásával biztosítható a megfelelő valószínűségű felderíthetőség. A fenti radaregyenletből származó összefüggés, nem veszi figyelembe a légkör csillapításból, talajreflexióból, a kitakart Fresnel-zónából származó, valamint néhány további veszteségeket. A járulékos, **szakaszcsillapítás** okozta vételi szint csökkenés hatása, a látszólagos rádiólokációs visszaverő **felület csökkentésével** modellezhető. A fentiek közül a légkör csillapításából adódó, továbbá az egyéb veszteségeket nem tudjuk befolyásolni, de helyes tervezéssel és a követendő kritériumok betartásával, biztosítható a célrepülőgép valódi repülőgéphez hasonló felderíthetősége:

- megfelelő **rádiólokációs visszaverő felület** megválasztása, egy alkalmas rádiólokációs felület növelő eszköz repülőgépre szerelésével;

- a rádiólokációs felület növelő eszköz és a radar adó-vevő antennája által alkotott rádióösszeköttetés akadálymentes **átláthatóságának** biztosítása (LOS¹⁶⁵), beleértve a rádióhorizont alatti földfelszín okozta kitakarást;
- a rádiólokációs felület növelő eszköz működési **térszög tartományán** belül legyen a felderítő radar antennájának iránya;
- az **első Fresnel-zóna kitakarása 20 %** alatti legyen.

A felsorolásban szereplő feltételeket figyelembe véve elérhető, hogy a célrepülőgép a tervezett rádiólokációs visszaverő felületet imitálja, így a gyakorlatokon a specifikált rádiólokációs felderíthetősége biztosított.

Mivel a radarrendszerek többsége a cm-es vagy a mm-es hullámsávban működik, ezért az egyenes vonalú hullámterjedés miatt, a repülőgépet és a radarrendszer antennáját összekötő egyenesnek átláthatónak kell lennie (LOS). Azaz semmilyen takaró tárgy nem lehet az egyenes által kijelölt térrészben, vagy ha mégis van, akkor jelentős csillapítással kell számolnunk (visszaverő felület csökkenés).

A **rádióhorizont** – a fenti frekvencia sávban – megadja a föld görbületéből adódó, de még kitakarásmentes rádióhorizont távolságot méterben, amelyen még rádióösszeköttetés létesíthető:

$$d_{\text{radiohorizont}} \cong 3570\sqrt{h_o} \quad (21)$$

Ahol h_o méterben a repülőgép magassága és feltételezzük, a radar antennája az elméleti földfelszínen helyezkedik el. A repülőgépnek a rádióhorizont távolságán belül kell repülnie, a rádiólokációs felderíthetőség érdekében.

Az időjárási jelenségek (köd, havazás, eső) okozta járulékos csillapítást azért nem kell figyelembe venni, mert a közeli-hatótávolságú rakétarendszer infravörös tartományban működő érzékelője működésképtelen ilyen körülmények között. Rádiólokációs célrávezetéssel rendelkező kis hatótávolságú légvédelmi rakétarendszerek működőképesek a fenti időjárás esetén is, ekkor a légkörcsillapítás hatása jelentős lehet, azonban a csapadék, köd okozta látszólagos rádiólokációs visszaverő felület csökkenést és az ebből adódó rádiólokációs hatótávolság szűkülést a radarrendszer specifikációja tartalmazza. Extrém időjárási körülmények között¹⁶⁶ – az üzemi frekvenciasávtól függően – a célrávezető radar is működésképtelen lehet.

Másrészről a radarantenna és a rádiólokációs felület növelő eszköz egy rádióösszeköttetést alkot, aminek elsődleges tervezési szempontja az első Fresnel-zóna átláthatósága, és kitakaró tárgyaktól való mentessége. Az első Fresnel-zóna az a térrész, ahol azon belül lévő úthosszt bejárva 0 és 90° közötti¹⁶⁷ fázissal érkezik a vevőbe a rádióhullám, a két pont között egyenesen terjedő hullám fázisához viszonyítva. Az így beérkező hullámok az adó és vevő antenna között egyenesen terjedővel interferálva erősítik egymást. Gyakorlati szabály, hogy az első **Fresnel-zóna** maximális kitakarása 40 % lehet, de javasolt a **kitakarást 20 %-ban maximálni**. Ha a zónában különféle tárgyak helyezkednek el, akkor a szakaszszámításra kiterjedten tanulmányozott és kutatott modellek állnak rendelkezésre ([331], [338]). Ugyanakkor ajánlott olyan pályát tervezni, ahol a Fresnel-zóna takarása minimális, a maximális rádiólokációs visszaverő felület és felderíthetőség elérése érdekében.

A célrepülőgép akkor képvisel a radarrendszer számára legalább az alkalmazott rádiólokációs felület növelő eszköz maximumának fele és a maximális rádiólokációs visszaverő felülete közötti visszaverő felületet, ha a radar antennája (monosztatikus radar esetén), valamint a repülőgép által kijelölt egyenes és a repülőgép szimmetriatengelye által **bezárt szög kisebb**, mint – radar frekvencia sávjában mérhető – a célrepülőgépre alkalmasan szerelt rádiólokációs

¹⁶⁵ LOS – Line-of-sight: szakasz átláthatóság

¹⁶⁶ Zárt csapadék függöny

¹⁶⁷ In phase – fázisban lévő komponens

felület növelő eszköz fél rádiólokációs visszaverő felülethez tartozó nyílásszöge (térben mérve, a repülőgép szimmetriatengelyéhez viszonyítva). A fél rádiólokációs visszaverő felülethez tartozó nyílásszögön azt a szöget értjük, ha a visszaverő rádiólokációs visszaverő felületének a vertikális és horizontális szög függvényében több helyi maximuma van, ami az adott helyi maximumhoz képest térben értett nyílásszög által kijelölt fél rádiólokációs visszaverő felülethez tartozó nyílásszögek közül a legkisebb nyílásszög. Az előző definíció akkor válik fontosá, ha a rádiólokációs visszaverő felület növelő eszköz több olyan **térszektorral** rendelkezik, ahol működőképes és létezik helyi visszaverő felület maximum.

Egyes rádiólokációs felület növelő eszközöknek **nem forgás szimmetrikus** térbeli nyílásszögük van, így a normál vízszintestől eltérő repülőgép helyzet esetén jelentősen lecsökken a képviselt látszólagos visszaverő felületük, még aktív oldalszög tartományukon belül is. Más típusok – például a rádiólokációs válaszjel adó – a repülőgép helyzetéhez kötött beeső polarizációjú rádióhullám esetén működnek megfelelően, azaz ha a repülőgép radar antennához viszonyított keresztirányú szöge eltér az ideálistól (normál esetben a vízszintestől), akkor a **polarizációs torzításból** eredő, látszólagos rádiólokációs visszaverő felület csökkenéssel jár. Ilyen vízszintestől eltérő pozíció lehetséges a forduláskor vagy egyéb okból bedöntött repülőgép esetén [217]. Helyesen megválasztott, ilyen a METEOR-3 típuscsalád, Luneberg-reflektor alkalmazásakor a polarizációs torzítással nem kell számolnunk, ezért továbbiakban hatását nem modellezem.

4.5.1. DOPPLER-RADAROK CÉLANYAGGAL SZEMBEN TÁMASZTOTT SEBESSÉG KÖVETELMÉNYEI

Doppler-radarok (Impulzus Doppler, CW) esetén, amilyen a MISTRAL MCP-SHORAR radarja, fontos követelmény a célrepülőgép megfelelő visszaverő felülete mellett, hogy a **mozgó tárgy indikáció** (MTI) küszöbsebességénél **nagyobb radiális sebességgel** rendelkezzen a céltárgy. Az MTI-t azért alkalmazzák, hogy a zavaró álló céltárgyak elkülöníthetők legyenek a veszélyes mozgó objektumoktól.

Az ilyen radarok a visszaverődött rádiófrekvenciás vivő f_d Doppler-eltolódását érzékelik, amely a következő nagyságú:

$$f_D = \left(\frac{2v}{c} \right) f_0 \quad (22)$$

Ahol az f_D a Doppler-hatás miatti frekvencia eltolódás, a v a céltárgy sugárirányú sebessége, f_0 a vivő frekvenciája, a c a fény sebessége levegőben.

Impulzus Doppler-radarok esetén az impulzus moduláció miatt a kisugárzott jel AM-DSB¹⁶⁸ jel spektrumában impulzusismétlődési frekvenciájú (PRF¹⁶⁹) komponensek jelennek meg a $\text{sinc}(x)$ függvény amplitúdó menetének megfelelően. A spektrum komponensek vivőtől való távolsága f_{PRF} , ahol a f_{PRF} az impulzus ismétlődési frekvencia. Ha a céltárgy radiális irányú sebességkomponenséből adódó, visszavert jel Doppler-frekvenciája (vivőeltolódása) megegyezik az impulzusismétlődési frekvenciával, akkor a két jel nem különböztethető meg egymástól (azaz Doppler-eltolódás okozta vagy a kisugárzott jel ilyen), ezért bizonyos nagyságú radiális irányú célsebességek esetén a céltárgy érzékelhetetlen a radar számára. A **radiális irányú, vak sebesség** (blind speeds) értékeket megkapjuk:

$$v_B = \frac{ncf_{PRF}}{2f_0} \quad (23)$$

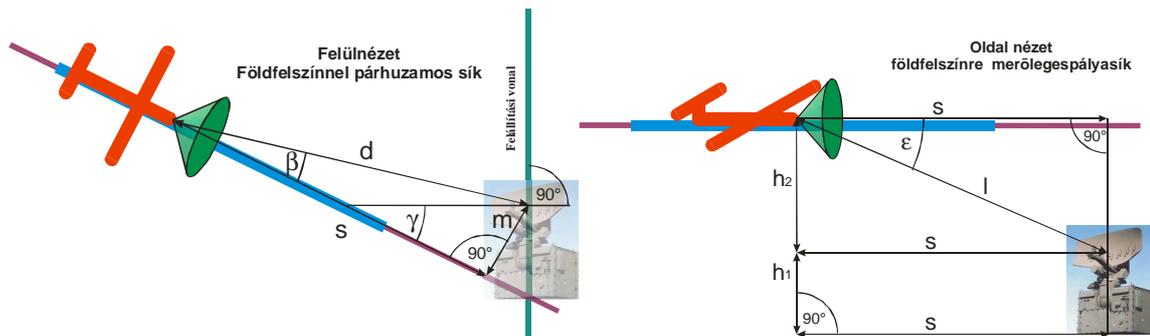
ahol az $n=1, 2, 3...$ egész szám, a c a fény sebessége levegőben, az f_{PRF} az impulzus ismétlődési frekvencia, az f_0 a radar vivőfrekvenciája. A fenti jelenség megszüntethető a kisugárzott

¹⁶⁸ AM-DSB – Amplitude Modulated Double Sideband: amplitúdó modulált kétoldalsávós

¹⁶⁹ PRF – Pulse Repetition Frequency: impulzusismétlődési frekvencia

jel frekvenciájának folyamatos módosításával vagy összetett radar impulzus alkalmazásával [337].

Az MTI küszöbértéke és a vak sebességek az MCP esetén az üzemmódtól függenek, de kijelenthető, hogy a célrepülőgép minimális sugárirányú (radarhoz képest) sebessége legalább 16 m/s (57,6 km/h) legyen. Ez csak a **repülőgép optimális sebességének** megválasztása mellett, a pálya aktív szakaszának megfelelő kialakításával (a közeledő egyenes CPA – m és γ szög¹⁷⁰ paramétere) érhető el. Az üzemmód függvényében meghatározott, vak sebesség értékek körüli sugárirányú sebesség értékeket kerülni kell, a célrepülőgépek folyamatos rádiólokációs felderíthetőségének érdekében.



20. ábra: A radarrendszert kitérő pályán megközelítő célrepülőgép irányaszögei és a pálya definíciós paramétere (bal ábra: felülnézet, földfelszínnel párhuzamos pályasík, jobb ábra: oldalnézet, földfelszínre merőleges pályasík, szerkesztette: Koncz Miklós)

Impulzus üzemű radarok esetén bizonyos **tangenciális sebesség** felett figyelembe kell venni, hogy „csökkenhet a reflektált jel kiemeléséhez szükséges integrált impulzusok száma” [217]. A METEOR-3 típuscsaládba tartozó célrepülőgépeknél az alacsony maximális sebessége miatt, ez a hatás nem tapasztalható, ezért további részletezésétől eltekintek.

4.5.2. A KITÉRŐ EGYENES PÁLYÁN MOZGÓ REPÜLŐGÉP LEÍRÁSA

A megfelelő pályakialakításhoz meg kell alkotni az adott pályán mozgó repülőgép **egyszerűsített** matematikai leírását (Euklideszi geometria, nem gömbfelületen modellezem). A pályát véges hosszúságú szakaszokkal közelítem, általános esetben változó magasság meredekséggel, azon a repülőgép ideális esetben oldalazás és állásszög nélkül halad. Feltételezem, a repülőgép függőleges tengely körüli pályairánytól való irányaszög eltérése és a pályasíktól mért bólintása zérusértékű, azaz a repülőgép szimmetriatengelye egybeesik a pálya egyenesével. A célrepülőgép – az eddigi tapasztalatok és a gyártó ajánlása szerint – állandó magasságú pályán mozog. A pálya tehát egy h_1+h_2 magasságú, a földfelszínnel párhuzamos síkon helyezkedik el, ahol a h_1 a radar antennájának magassága (monosztatikus radarrendszer), h_2 a pályamagassága a radarrendszer antennája felett (20. ábra, 21. ábra).

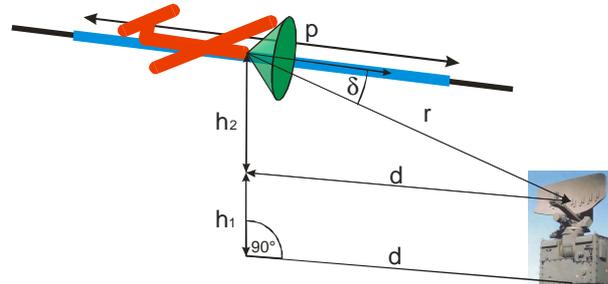
A **földfelszín síknak** feltételezzük a modellezés során, mivel kis és közeli hatótávolságú¹⁷¹ rakétarendszer üzemeltetéséről van szó, így a rádióhorizont okozta szakasz kitakarást elhanyagoljuk. A radar és a rakéta indítóállványainak felállítási vonalára merőlegeshez képest, a kitérő pálya iránya a γ szöggel („paraméterrel rendelkező pálya”) definiálható (20. ábra). A radartól a merőleges pályatávolságot az m távolság (CPA) adja meg (20. ábra).

A repülőgépet a radarrendszer a ϵ magassági és η oldalszöggel látja a pálya irányvektorához képest. A pályán mozgó céltárgy elmozdulási vektora és a radar antennája δ szöveget zár be egymással (21. ábra). A radar és a cél közötti távolságot r hossz adja meg.

¹⁷⁰ CPA – Magyar katonai szakzsargonban p paraméterrel szokták jellemezni a pálya kitérésének nagyságát.

¹⁷¹ A releváns (Meteor-3R) célrepülőgép akció rádiusza 20 km alatti, 9 GHz-en és 350 m magasan repülő célanyag esetén a rádióhorizont 66 km.

A általános felhasználásra szánt térképészeti szoftverek többsége nem számol a két pont közötti magasságkülönbségből adódó távolsággal, és a pályatervezés is egyszerűbb a **földfel-színre vetített síkvetület alapján** (ráadásul a CPA-t is síkvetületen adják meg). A könnyebb tervezhetőség érdekében a h_1 , h_2 , γ , m pályát definiáló értékek mellett, bevezetésre kerül a repülőgép és a céltárgy r távolságának d síkvetülete (20. ábra).



21. ábra: A radarrendszert kitérő pályán megközelítő célrepülőgép irányszögei (Axonometrikus-nézet, szerkesztette: Koncz Miklós)

Trigonometria összefüggések és a Pithagoras-tétel alkalmazásával a következő összefüggéseket kapjuk:

$$r = \sqrt{d^2 + h_2^2} \quad (24)$$

Ahol r a céltárgy távolsága.

$$\delta = \arctan \frac{\sqrt{m^2 + h_2^2}}{\sqrt{d^2 - m^2}} \quad (25)$$

Ahol a céltárgy δ szöggel „látja” a radar antennáját az elmozdulási vektorához (pálya által kijelölt egyenes) képest.

$$\varepsilon = \arctan \frac{h_2}{\sqrt{d^2 - m^2}} \quad (26)$$

Ahol az ε magassági szög, a δ szög azon komponense, ami a pálya egyenese által kijelölt, földfelszínre merőleges síkra merőlegesen vetített.

$$\eta = \arcsin \frac{m}{d} \quad (27)$$

Ahol a η oldalszög, a δ szög azon komponense, ami a pálya egyenese által kijelölt földfelszínnel párhuzamos síkra merőlegesen vetített.

Doppler-radarok esetén fontos ismerni a pályán mozgó repülőgép **radarirányú v_r sebességkomponensének** nagyságát:

$$v_r = v \cos \delta \quad (28)$$

Ahol a v a repülőgép pillanatnyi sebessége. Így a vak sebesség értékek és a minimális radarirányú sebesség komponens meghatározható, értékük összevethető, ez alapján a felderíthetőségük ellenőrizhető. Az adott pálya méretezhető a vak sebesség paraméterre. Alakja, valamint a repülőgép pillanatnyi sebessége úgy megválasztható, hogy a szükséges szakaszon rádiólokációs módon felderíthető legyen.

Az r távolság segítségével kiszámítható, hogy a repülőgép a radarrendszer specifikációjában szereplő R_{op} távolságon belül repül-e. Az r egyenes által kijelölt merőleges terepmetszet segítségével a repülőgép és a radar közötti szakasz **rádiós átláthatósága** értékelhető, megfelelő térinformatikai szoftver és a **digitális domborzati modell** segítségével automatizálható (16. ábra, [331], [332]).

Annak érdekében, hogy a tervezett pályát a repülőgép **biztonsággal – ütközés nélkül** – berepülhesse, a pálya p vonala mellett repülési biztonsági térrésszel kell számolni. Ennek a térrésznek a pálya vonalától h_s magasságban lefelé, valamint felfelé (repülőgépek) és az m_s

oldal távolságban, akadálymentesnek kell lennie. A digitális domborzati modell segítségével meg kell alkotni a pálya vonala által kijelölt, földfelszínre merőleges, domborzati szelvényeket, a pálya vonalától jobb és bal irányban, az m_s maximális távolságra – az elérhető legnagyobb oldaltávolság felbontásban. Az így kapott metszeteiken ellenőrizni szükséges, hogy a pálya lefelé h_s távolságban bárhol ütközik-e terepfelszíni mesterséges vagy természetes tárgyakkal (16. ábra, [331], [332]).

A rádiólokációs felderíthetőség tekintetében: a δ szög, a pálya mentén való elmozdulás során megmutatja, hogy a repülőgépen lévő **rádiólokációs felület növelő eszköz megfelelő szögben** (22. ábra) helyezkedik-e el a radar antennája által kijelölt irányhoz képest. Ha a δ szög kisebb, mint a rádiólokációs felület növelő eszköz fél visszaverő felületéhez szükséges irányszög¹⁷², akkor a radarrendszer a meghatározott felülettel észleli a céltárgyat. A reflektor beépítési szögét optimalizálhatjuk a pálya alakja alapján, azonban annak pontos, gyakorlati beállítása nehézkes¹⁷³. Az optimalizálást elsősorban az átlagos ε magassági szögre célszerű csak elvégezni, és az ε szög megválasztása után újra ellenőrizni a pályán mozgó repülőgép rádiólokációs felderíthetőségét.

A repülőgép **pályával bezárt szöghibáját** úgy lehet figyelembe venni, hogy a rádiólokációs felület növelő eszköz fél rádiólokációs visszaverő felülethez tartozó oldal- és magassági szögét (a repülőgép szimmetriatengelyéhez viszonyítva) csökkenteni kell a repülőgép specifikált maximális, a pályával bezárt szöghibájával (oldal- és magasság irányban). A szöghiba az oldalazás miatt kialakult β szög (oldalszél) és az irányszög eredőjéből (pályáról letért repülőgép), valamint a repülőgép α állásszögének (függőleges légáramlás) és a bólintás szögének (magasság hiba) eredőjéből adódik.

Az elméleti pályától történő oldalirányú **lesodródás** és a **magasság tartási** pontosságból eredő magasság eltérés miatt, célszerű az analízist elvégezni a pályától balra, jobbra, fel és le irányban elmozdítva a pályát a biztonsági térrészben, és annak eredményét figyelembe venni.

A **Fresnel-zóna** kitarakarságának meghatározása szintén az r szakasz által kijelölt, a földfelszínre merőleges terepmetszet által lehetséges. A rádiólokációs felület növelő eszköztől d_1 , a radarantennától d_2 távolságra lévő n -edik Fresnel-zóna F_n sugara a következő:

$$F_n = \sqrt{\frac{n\lambda d_1 d_2}{d_1 + d_2}} \quad (29)$$

Ahol d_1, d_2, F_n, λ (a radar hullámhossza levegőben) méter mértékegységű.

Az első Fresnel-zóna maximális r_F rádiusza (a szakasz közepén):

$$r_F = 17320 \sqrt{\frac{D}{4f}} \quad (30)$$

Ahol a D a szakasztávolság méterben, az f a radar üzemi közepes frekvenciája Hz-ben [338].

Az r szakaszra az első Fresnel-zónát meg kell határozni (azaz $D=r$), és megalkotni annak és a terepnek a síkmetszetét. A pálya mellett jobbra és balra elhelyezkedő síkmetszetek oldaltávolság tartománya legalább a Fresnel-zóna maximális rádiusza legyen (30). Az így kapott síkmetszeteiken ellenőrizni kell a Fresnel-zóna metszeteinek tereptárgyak vagy egyéb objektumok általi kitakarás mentességét. A zónába megengedett maximális benyúlás 20 % lehet.

Egyszerűsített esetben, célszerű egy olyan téglatest alakú, $2h_r$ magasságú és $2m_r$ oldaltávolságú **rádiós védelmi zónát** meghatározni (a közepe az r szakasz), hogy az a radar frekvenciáján egyenlő legyen a Fresnel-zónával (azaz a védelmi térrész magába foglalja a Fresnel-

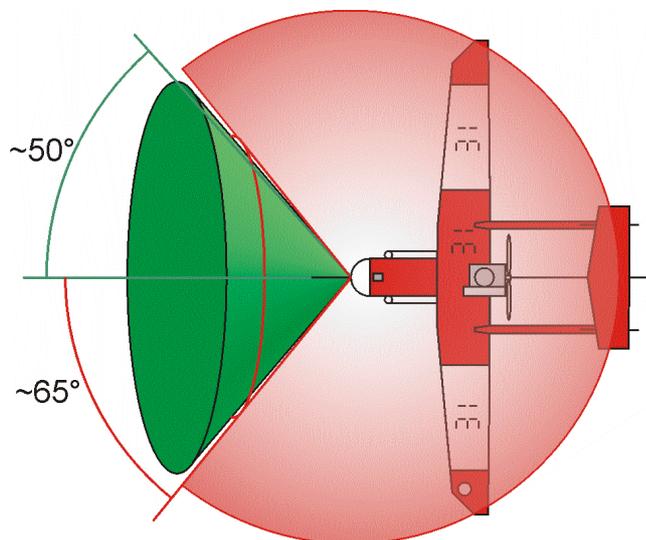
¹⁷² A repülőgép szimmetria tengelyéhez viszonyítva, így modellezhető a nem szimmetrikusan elhelyezett rádiólokációs felület növelő eszköz, vagy ha annak iránykarakteristikáját a repülőgép torzítja, akkor a repülőgéppel együtt mért iránykarakteristikát kell figyelembe venni.

¹⁷³ Luneberg-reflektor esetén csak a hátsó fémezett (alumínium fólia) félgömb helyzete alapján lehetséges a szögbeállítás a szimmetria tengelyhez képest.

zónát). Másképpen, adott r szakasz mentén legyen:

$$\begin{aligned} h_r &= r_F \\ m_r &= r_F \end{aligned} \tag{31}$$

A rádiós zóna „átjárhatósága” a repülési biztonsági térrészhez hasonlóan algoritmizálható ([331], [332], [334]).



22. ábra: A 18 cm átmérőjű Luneberg-reflektorral (forgás szimmetrikusan) felszerelt METEOR-3 típuscsaládba tartozó célrepülőgép tipikus üzemi rádiólokációs visszaverő zónája és holttere (szerkesztette: Koncz Miklós)

Véleményem szerint, az objektumokkal vagy tárgyakkal fedett terep felett, különösen az azonos légtérben tartózkodó egyéb légi járművek esetén, a megfelelő célrepülőgép pálya kialakítása olyan **összetett tervezési feladatot jelenthet**, amelynek gyors megoldása csak **számítógéppel** támogatott módon lehetséges. A fent bemutatott elveket a szakaszszámítással kiegészítve, lehetőséget ad a rádiófrekvenciás telemetriarendszer és/vagy rádió-távirányítási rendszer működésének, tartalékának ellenőrzésére.

4.5.3. RÁDIÓLOKÁCIÓS FELDERÍTHETŐSÉGET BIZTOSÍTÓ PÁLYATERVEZÉSI ELVEK BEMUTATÁSA A LUNEBERG-REFLEKTORRAL FELSZERELT METEOR-3 TÍPUSÚ CÉLREPÜLŐGÉPEN

A célrepülőgép rádiólokációs visszaverő képességét is figyelembe vevő pályatervezési elvet a 18 cm átmérőjű Luneberg-reflektorral ellátott METEOR-3 típuson mutatom be. Igazoltam, a „délutáni” ustkai pálya utólagos elemzésével, aktív szakaszának – a francia katonai szakértők által is kifogásolt – rövid részén felderíthető a célananyag (radarral). Majd megoldást mutatok egy olyan példapályára, amely megfelelő rádiólokációs felderíthetőséget biztosít a pálya aktív szakaszán, és megfelel a gyakorlatban kialakult általános pályatervezési irányelveknek.

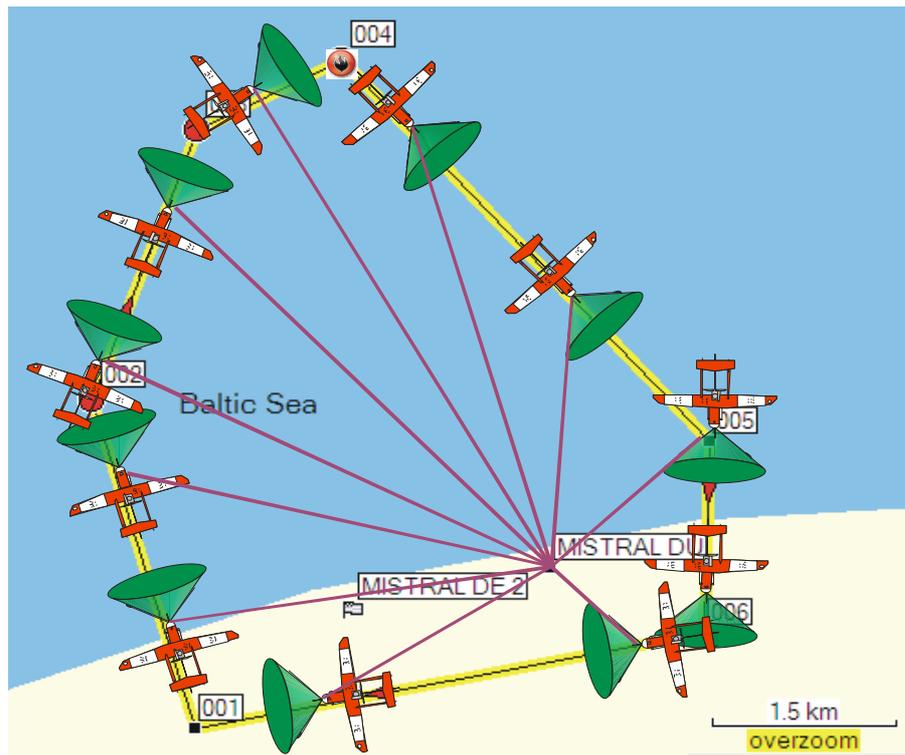
Eddig, mindig olyan terepen került sor a METEOR-3R célrepülőgép bevetésére, amely vagy jól belátható síkság, tenger, vagy olyan hegyekkel, dombokkal körülvett sík terület, ahol a tereptárgyak, objektumok nem zavarták a repülőgép (350 m-rel az aktuális terepmagasság felett) és radarrendszer alkotta **rádiószakasz átláthatóságát**¹⁷⁴, ezért vizsgálataimat szintén ilyen terepfelületre végzem.

Az oldal- és magassági szög függvényében végzett mérések és az alkalmazott Luneberg-reflektor tulajdonságai alapján, a célrepülőgép **fél rádiólokációs visszaverő felülettel határolt** – a repülőgép szimmetria tengelyének előre mutató irányában mért – **függőleges**, vala-

¹⁷⁴ Nagyoroszi lőtér sík része, Kecskemét-városföld, Ustka Balti tenger

mint **vízszintes nyílásszög** tartománya megközelítőleg $\pm 50^\circ$ (22. ábra).

A Luneberg-reflektor forgásszimmetrikus és feltételezzük, hogy a repülőgépre így rögzítették, akkor a megfelelő (maximális fele, megközelítőleg $2,5 \text{ m}^2$) rádiólokációs visszaverő felülettel rendelkező zóna egy 100° -os teljes kúpszöggel rendelkező, forgáskúpnak felel meg. A 22. ábra mutatja a **zöld üzemi** rádiólokációs visszaverő **zónát** és a **piros színnel** jelölt **holtteret**. A zöld zóna a fél visszaverő felülettel határolt térszöget jelöli, ahol a várható visszaverő felület nagyobb, mint $2,5 \text{ m}^2$. A holtteret határozottan elkülönül a radarhullámok visszaverésére képes térrésztől, aminek oka az, hogy $\pm 65^\circ$ kívüli térrészben a Luneberg-reflektornak elhanyagolható a reflektáló felülete. Az önmagában alacsony visszaverő felületű célrepülőgép pedig érzékelhetetlen a radarok számára.



23. ábra: Csak az oldalszög szempontjából történő rádiólokációs követhetőség vizsgálat (szükséges, de nem elégséges feltétel, Ustka, 2005.¹⁷⁵, szerkesztette: Koncz Miklós)

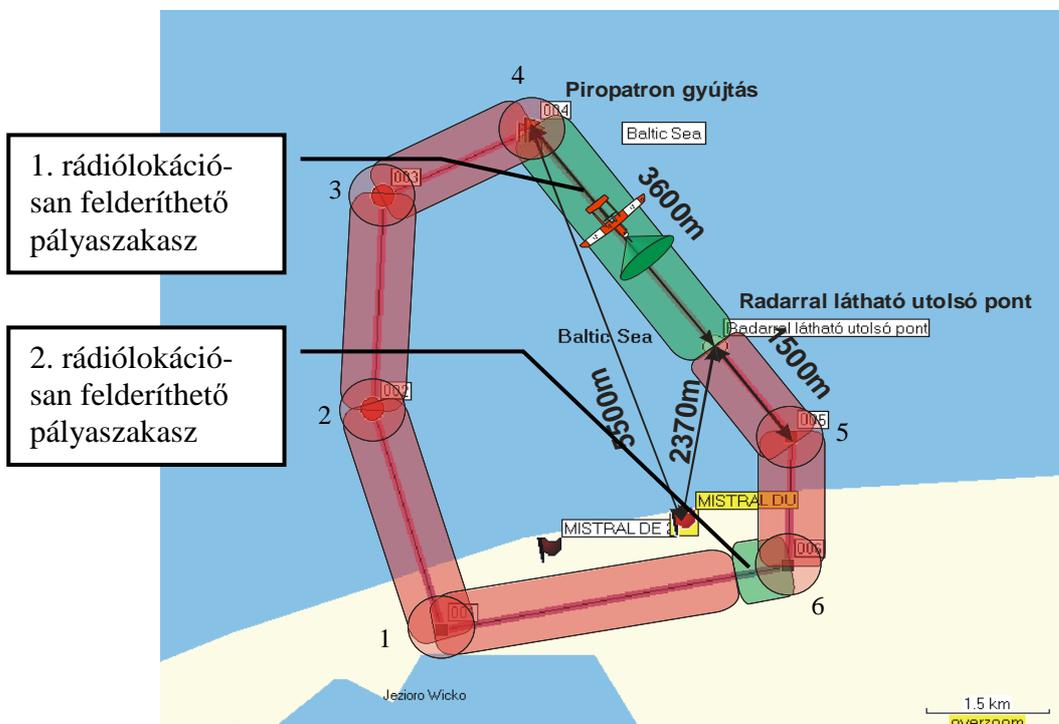
A radarral történő célkövetés csak a rádiólokációs felület növelő eszköz tulajdonságait figyelembe vevő pályával és annak is csak azon részén biztosítható, ahol **megfelelő reflektáló felülettel** rendelkezik a radar irányában. Ez akkor teljesül a METEOR-3 célrepülőgépen alkalmazott Luneberg-reflektor esetén, ha a reflektor főtengelye által kijelölt irány és a radar pozíciója által megadott pont közötti **szög** kisebb, mint 50° .

Az **ustkai pálya** (23. ábra) részletes elemzésén mutatom be az elméleti részben leírtakat. A választott pálya erősen kitérő jellegével imitálja az oltalmazott objektum légitámadását, gyakorlatban jól szerepelt, kivéve a túl távoli piropatron gyújtást.

Első közelítésben, a térképvázlaton (földfelszínnel párhuzamos síkvetület) a pálya egyes pontjain lévő repülőgépet összekötve a radar antennájának pozíciójával, ellenőrizendő, hogy a pálya és az előbbi egyenes által bezárt szög kisebb-e, mint a rádiólokációs felület növelő eszköz iránykarakterisztikájának nyílásszöge. Esetünkben ennek a szögnek kisebbnek kell lennie 50° -nál (23. ábra). Ez a módszer alkalmas annak gyors eldöntésére, alkalmas-e a pálya meredeksége és keresztirányú távolsága a rádiólokációs felület növelő eszköz működéséhez szük-

¹⁷⁵ „BALTI-2-2005” légvédelmirakéta-éleslövészettel egybekötött harcászati gyakorlat, 2005. június 13-24. Lengyelország, Ustka.

séges paraméterek biztosítására. Ez az egyszerű módszer jól mutatja, az ustkai pálya jó része alkalmatlan radarkövetésre, de még a pálya aktív szakaszán sem lehetséges radar segítségével végig követni a repülőgépet. A rádiólokációs követhetőség eldöntésének **szükséges, de nem elégséges feltétele a reflektor iránykarakterisztikájának síkvetülete** alapján végzett elemzés, a követhető pályaszakaszt optimistán becsli.



24. ábra: A radarral követhető pályaszakaszok, a repülőgép fizikai tulajdonságait figyelmen kívül hagyva (Ustka, 2005.¹⁷⁶, szerkesztette: Koncz Miklós)

Következő lépésben bemutatom, ha a repülőgép fizikai tulajdonságait nem vesszük figyelembe, de az előzőekben bemutatott δ **térbeli irányszög** alapján (25) végzem a pályaszakaszok minősítését, akkor a pálya (24. ábra) 5 100 m hosszú aktív szakaszából, 3 600 m közelítő, a szakasz távoli részén rádiólokációsán követhető (24. ábra, 1. rádiólokációsán követhető szakasz). Ennek a szakasznak a közelebbi vége $d = 2\,370\text{ m}$ -re található. A MISTRAL légvédelmi rakétakomplexum telepítésből adódó védelmi szektorán kívül (tengerparttal párhuzamos), elméletileg néhány száz méteres szakaszon (24. ábra, 2. rádiólokációsán felderíthető szakasz) a repülőgép még követhető.

Ha csak az oldalszög alapján végzem az elemzést, akkor a $d = 2\,350\text{ m}$ távolságnál (27) távolabbi szakaszon követhető a repülőgép. Belátható, a **csak oldalszög** alapján végzett **becslés optimista**, valóságot meghaladó hosszúságú szakaszt ad rádiólokációsán felderíthetőnek, és erősen kitérő jellegű pályánál elsősorban az oldalszög határozza meg a követhetőséget.

Rádiólokációs szempontból fontos kritérium, hogy az 5 400 m-re lévő 004-es (24. ábra) piropatron gyújtási ponthoz tartozó rádiószakasz esetén az **első Fresnel-zóna** maximális sugara $6,7\text{ m}^{177}$. A Fresnel-zóna a rádiólokációs felület növelő eszköznél és a radarantennánál (kb. 3 m magas) elkeskenyedik, kiterjedéséből adódóan semmilyen problémát sem okozhat.

A pálya hibás tervezésének tudható be, hogy a repülőgép fordulásakor megközelítette (24. ábra, 004 távoli pont) a MISTRAL légvédelmi rakétarendszer **önmegsemmisítési távolságát**. Az ATLAS álványon ülő, a rakétát indító katona szinte a piropatron gyújtásakor

¹⁷⁶ „BALTI-2-2005” légvédelmirakéta-éleslövészettel egybekötött harcászati gyakorlat, 2005. június 13-24. Lengyelország, Ustka.

¹⁷⁷ 9 GHz-en számolva (radarsáv).

(5,5 km) tüzet nyitott a célyagra. Az így tervezett pálya, akár a gyakorlat látszólagos **siker-telenségét** is okozhatta volna [328]¹⁷⁸, mivel a cél eltalálása előtt az önmegsemmisítő repülés közben elpusztíthatna volna a rakétát. Véleményem szerint, az ilyen távoli célfogást kerülni kell, a piropatron gyújtási távolságának kisebb értékre tervezésével! Időt és lehetőséget kell biztosítani a vizuális és radaros felderítésre, ezért ajánlott a lehető leghosszabb megközelítő szakasz repülése, a tűznyitás engedélyezésének jelzésével (különböző színű piropatron gyújtásával, vagy füstgép és piropatron kombinációjával). A repülőgép hozzávetőlegesen 2 km-t tesz meg percenként, így a két percig égő piropatron a közelítő szakasz körülbelül 4 km-es részén üzemel, ami ugyancsak zavaró lehet (nem ég a teljes aktív pályaszakaszon).



25. ábra: Egyenlő oldalú háromszög alakú tervezett (sárga) és a METEOR-3R által berepült (zöld) tesztpálya¹⁷⁹ (Jakabszállás reptér, 2006.¹⁸⁰, szerkesztette: Koncz Miklós)

A fenti elemzés nem veszi figyelembe a repülőgép **fizikai tulajdonságait** (fordulékonyosság, sebesség, oldalazás, állásszög, pályáról történő lesodródás vagy pályatartási hiba). A következő alfejezetben a fenti fizikai tulajdonságokból adódó hibák pesszimistikus becslésével kerül elemzésre az uszkai pálya.

4.6. A CÉLREPÜLŐGÉP FIZIKAI TULAJDONSÁGAIAT FIGYELEMBE VEVŐ PÁLYATERVEZÉS

A pilóta vagy automatika által vezetett repülőgép, fizikai tulajdonságaiból adódóan, az egyenes szakaszokkal meghatározott pályától eltérve repül. A fordulópontokat ívesen a pályáról letérve, az egyenes szakaszokat bizonyos hibával követi. A repülőgép és szabályzó (pilóta vagy repülésirányító számítógép) alkotta rendszer határozza meg a pályakövetés paramétereit.

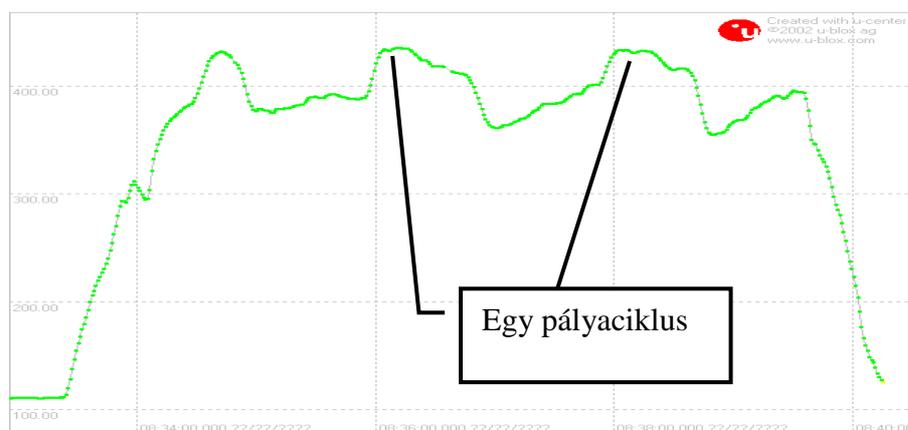
¹⁷⁸ Előbb is volt precedens az önmegsemmisítőre fogott sikertelenségre, de azt a hibát valószínűleg a közeli felhők reflektáló felületét, hibásan céltárgynak érzékelő lézeres közelségi gyújtó okozhatta. A gyártó szakemberei nem javasolják az éleslövészetek végrehajtását ilyen időjárási körülmények közt.

¹⁷⁹ Garmin Mapsource, Magyarország domborzati térképe (TopoGuide Hungary) és u-blox u-center szoftverének felhasználásával készült.

¹⁸⁰ Jakabszállás, 2006-11-22, katonai attasétalálkozó, szervezte és rendezte Quali-Top Kft, Rinyu Ferenc.

A pályán tartást a rendszer oldalirányú irányszög kitéréssel és keresztirányú bőlintással éri el. Az oldalirányú szél miatt a repülőgép oldalazva, a feláramló vagy leszálló légmozgás miatt állásszöggel repül ([238], [243], [319], [324]).

Egy **Jakabszálláson** repült pályán (25. ábra, 26. ábra) elemezhető a METEOR-3R célrepülőgép pályatartási hibája. A repülőgép a felszállás és egy kör megtétele után a levegőben elérte a pályamagasságot és pályára állt (25. ábra, zöld vonal jelzi a repülőgép pályáját). A fedélzet automatika algoritmus a repülőgép útvonalát az ideális, elméleti (25. ábra, sárga vonal) útvonalra irányította, ami sikeresen, a pályára állás ponttal jelölt pozícióban meg is történt. Az egyes fordulópont 200 m-es sugarú környezetét – a térképábrán jelölt pontban – a repülőgép elérte, utána fordulékonyágának megfelelően megkezdte a következő pont megközelítését (25. ábra, kettes pont). A második pályaszakaszhoz (2-es és 3-as fordulópont között) próbál az algoritmus közelíteni, de a repülőgép csak körülbelül 500 m-es sugárban tud körbefordulni, az erős oldalirányú szél miatt.



26. ábra: Előző pálya magasság profilja¹⁸¹
(Jakabszállás reptér, 2006.¹⁸², szerkesztette: Koncz Miklós)

Így az oldalirányú szél és az irányváltoztatás miatt a második fordulópontot a repülőgép, a pályához képest, oldalazva és irányszögben közelíti meg. A harmadik fordulóponthoz az utat a keresztirányú oldalszél miatt **erősen sodródva és a pályáról letérve teszi meg a célrepülőgép**. Majd a harmadik pont elérése után, mivel azt egyenes szögben közelíti meg, a pálya elfogadható tartása mellett repüli végig. A gyenge pályakövetés betudható a repülőgép és a szabályzó algoritmus tulajdonságának. Az oldalszél miatti **oldalazás maximális szöge** 18° lehet a maximális 10 m/s ¹⁸³-os megengedett szél esetén (legrosszabb esetben a maximális szélnyírás: 10 m/s (36 km/h), névleges repülőgép sebesség: 120 km/h). Maximálisan $20 \div 25^\circ$ -os oldalszög hibával közelíthetjük a pesszimisztikus esetet. Az ilyen pályatartási hiba eltűzött, mértéke helyes oldalkormány (aszimmetrikus) végkiterés beállítással csökkenthető.

Ha a pályát **tompaszögű** fordulópontokkal és legalább $500 \div 800 \text{ m}$ -es fordulópont távolságokkal tervezzük, akkor a repülőgép útvonala be fog simulni az elméleti pályához. A kitűzött 400 m -es (MSL¹⁸⁴ feletti) magasságú pályát a repülőgép az ábrán (26. ábra) bemutatott magasság profil szerint repülte be. Látható, hogy magasság tartása $\pm 40 \text{ m}$ a 400 m -es magassághoz képest. A magasságtartás bőlintási szöget eredményez az ideális esetben földfelszínnel párhuzamos pályasíkhöz képest (az elmozdulás nem pályairányú), tapasztalatok szerint értéke

¹⁸¹ u-blox u-Center szoftverének felhasználásával készült.

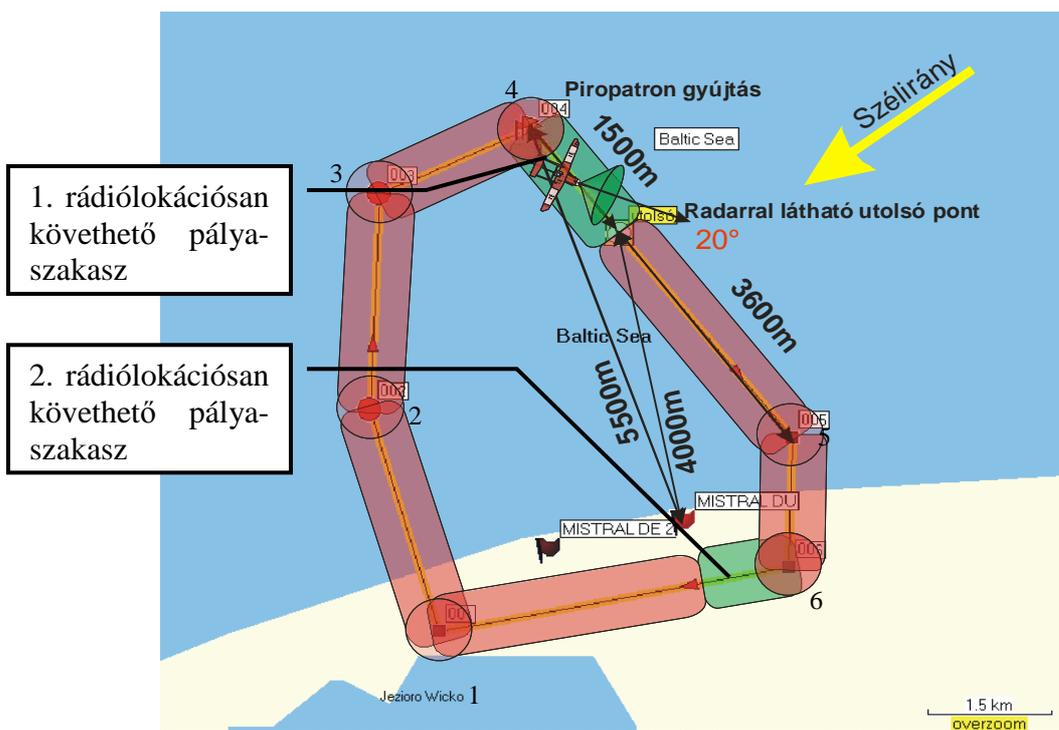
¹⁸² Jakabszállás, 2006-11-22, katonai attasétalálkozó, szervezte és rendezte QUALI-TOP KFT, <http://www.qualitop.hu/>

¹⁸³ Maximális széllelkés, pesszimisztikus becslés.

¹⁸⁴ MSL – Mean Sea Level: átlagos tengerszint feletti magasság.

körülbelül $10 \div 15^\circ$. Ha fel vagy leáramló légmozgás még járulékos állásszöget eredményez, akkor a repülőgép vízszinteshez képesti szöge elérheti a 20° -ot (3 m/s (10,8 km/h) fel vagy leáramlás, függőleges irányú szél).

A pálya- és iránytartás hibáját, az oldalazó mozgást a szabályozási algoritmus, valamint a szabályozási elv (csűrő megfelelő alkalmazása forduláskor) megváltoztatásával, a szabályzó hangolásával javítani lehet. Ugyanakkor egy valódi **támadó repülőgép** erőteljes **kitérő és elkerülő manővereket** folytat, **magassága és iránya kiszámíthatatlan**, ezért az élethű cél-imitációnak a METEOR-3R repülőgép mindenképpen megfelel, szabályzó rendszerének hibáit akár előnyként is fel lehet fogni.



27. ábra: Radarral követhető pályaszakaszok, a repülőgép fizikai tulajdonságainak figyelembe vételével, maximálisan engedélyezett oldalszél és függőleges leszálló légáramlás esetén (pesszimisztikus becslés, Ustka, 2005.¹⁸⁵, szerkesztette: Koncz Miklós)

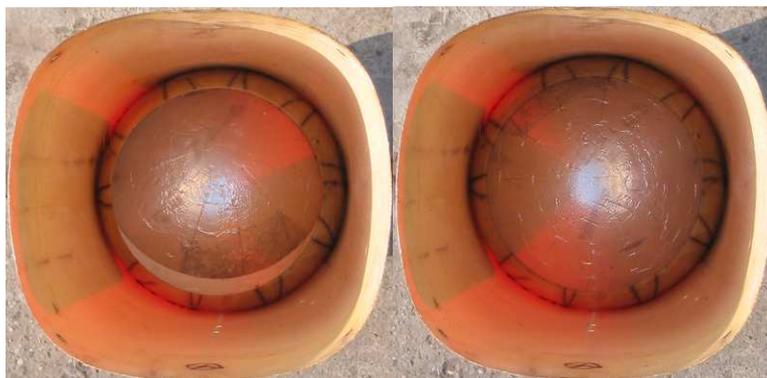
A pálya elemzés során a szögeltéréseket úgy a legegyszerűbb figyelembe venni, ha a szimmetrikusan elhelyezett Luneberg-reflektor 50° -os fél kúpszögéből levonjuk a maximális szöghibát, amit jelen esetben 20° -nak veszek. Azaz a Luneberg-reflektor fél visszaverő felülettel határolt látszólagos fél nyílásszöge 30° -nak (kúpszög) felel meg.

A **repülési biztonsági térrésznek** ± 500 m széles és ± 80 m magas zónát tartok szükségesnek, azon belül oldalirányban történő pályaeltéréssel lehet a rádiólokációs követhetőséget elemezni. A fordulópontok körül azt a távolságot, ahol a repülőgép oldalszögét a radarhoz viszonyítva nem ismerjük, illetve nehezen meghatározható, 500 m sugarú fordulási körrel definiálom (legrosszabb eset).

A fent bemutatott elvek alapján elvégeztem az **ustkai „délutáni” pálya elemzését** és a rádiólokációs követhetőségi pályaszakasz jelentősen lecsökkent (27. ábra). Az egész pályából a legrosszabb esetre való tervezéssel, csak 1 500 m-en követhető a repülőgép az MCP radarjával. Továbbá a 004-es fordulópont után a repülőgép irányváltoztatása miatt, legalább 200 m távolság szükséges az irányba álláshoz, aminek nagy részén a repülőgép szintén nem felderíthető rádiólokációsán. Elemzésem megmutatta, hogy a **rádiólokációs felderítési és követési problémákat**, a **METEOR-3R** repülőgép és a 18 cm-es **Luneberg-reflektor** tulajdonságait

¹⁸⁵ „BALTI-2-2005” légvédelmirakéta-éleslövészettel egybekötött harcászati gyakorlat.

figyelmén kívül hagyó, **helytelen pályatervezés** okozta. Az elemzés a „legrosszabb¹⁸⁶” esetre vonatkozik, valóságban a rádiólokációsán követhető pályaszakasz hosszabb.



12. kép: METEOR-3R orrkúpjába épített Luneberg-reflektor hátulnézete, bal oldali képen: aszimmetrikus (kb. 20 °) – helytelen, jobb oldali képen: szimmetrikusan – helyes beépítés (fényképezte: Koncz Miklós)

A következő alfejezetben bemutatok egy olyan pályát, amelyet a gyakorlati, valamint a rádiólokációs felderíthetőségi kritériumoknak megfelelően terveztem.

4.7. PÁLYATERVEZÉSI IRÁNYELVEK FIGYELEMBE VÉTELÉVEL TERVEZETT CÉLREPÜLŐGÉP PÁLYA

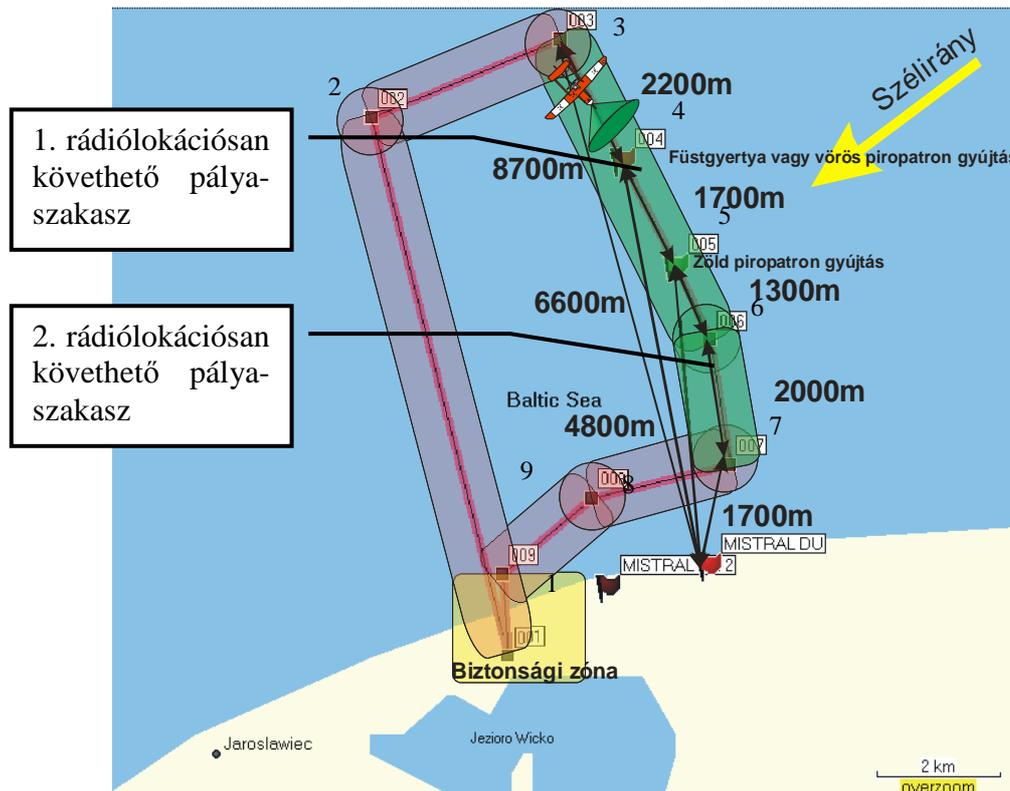
A pálya aktív szakasza 7 200 m hosszú, névleges tengerszint feletti magassága 350 m, amely végig rádiólokációsán felderíthető. A pályát úgy alakítottam ki, hogy a **négy fő szakasz** érzékelhető módon elkülönüljön (28. ábra). A pálya kis szöget zár be a felállítási vonalra merőleges egyenessel, közeledő szakasza törésponttal csökkenti a radar iránya és a reflektor által bezárt szöget. A pálya legelső szakasza (003 és 004-es pontok között) csak radarral követhető és 2 200 m hosszú, a MISTRAL ATLAS indítóállványoktól és az MCP-k felállítási helyétől¹⁸⁷ 8 700 ÷ 6 600 m távolságra van. E szakasz lehetőséget ad a repülőgépnak az egyenes pályára álláshoz. A pálya következő szakasza a vizuális felderítést biztosítja, a 004-es pontban a füstgenerátor vagy a vörös piropatron kerül gyújtásra. A kiképzendő vagy gyakorlatozó katonák vizuálisan felderíthetik a repülőgépet, vagy az MCP-k segítségével ráállnak a célra. A következő szakaszon a MISTRAL biztonságos megsemmisítési zónáján belül, 4 800 m (005 pont) távolságra a légvédelmi rendszer felállítási pontjától, zöld piropatron gyújt a repülőgép. A piropatron a repülőgép jobb oldalán – a légvédelmi rakéták indítóállványához közelebbi oldalon – kell elhelyezni.

Az átlagosan két percig égő piropatron a repülőgép 120 km/h névleges sebességénél 4 km hosszú szakaszon világít (a szél általában a tenger felől fúj). Így az első, piros piropatron a 006 és 007-es pontok között alszik el, míg a második az aktív szakaszt biztosan végig jelzi. Ugyanakkor a tűznyitást nem hiúsítja meg akkor sem, ha előbb elalszik, mint két perc. A MISTRAL-2 rakéta infravörös rávezető **fejének** aktiválási és készenléti ideje összesen 50 s, így lehetőség van a 004-005-ös pontok által meghatározott szakaszon a cél felderítésére, azonosítására. Ugyanakkor a pálya ilyen kialakítása időt biztosít, a zöld (piropatron) jelzés után tűznyitásra (ekkor aktiválhatja a hűtőegységet). A repülőgép a 006-os pontban ismét élethűen irányt vált, így tartva a megfelelő rádiólokációs felderíthetőséghez az oldalszöget. A 007-es pontban a célrepülőgép elfordul, ezzel jelezve az aktív, tűznyitásra alkalmas pályaszakasz végét. A pálya legtávolabbi 2,3 °, a legközelebbi pontján 11 ° magassági szöget zár be a radar és a repülőgép szimmetriatengelye. Az átlagos magassági szöggel (kb.: 6 °) a Luneberg-

¹⁸⁶ Worst case – legrosszabb eset.

¹⁸⁷ „BALTI-2-2005” hadgyakorlaton gyakorlatilag egy helyen volt a felállítási helyük!

reflektort a repülőgép szimmetria tengelyéhez képest buktatni lehetne, de ennek pontos beállítása olyan nehézkes, hogy inkább ajánlott a szimmetrikus elhelyezés (12. kép), amely mechanikusan könnyen realizálható. A pálya teljes hossza 26 km, amelyet 13 ÷ 18 perc alatt tesz meg a TUAV. A pálya aktív szakaszán a radarirányú sebességkomponens nem csökken 70 km/h alá, így a Doppler-elvet alkalmazó MCP-SHORAR radarjának MTI-je mozgócélnak érzékeli a célrepülőgépet. A vak sebességeket a radar üzemmódjától függően javasolom meghatározni és lehetőség szerint elkerülni. A repülőgép rádiólokációsan nem követhető a pálya teljes hosszán, de valós körülmények között a támadó repülőgépek is meglepetésszerűen bukannak fel, és így kell megsemmisíteni őket. Tehát egy ilyen pálya hihető, valóságghú támadást imitál.



28. ábra: A célrepülőgépbe épített Luneberg-reflektor, a repülőgép fizikai tulajdonságai és a pályatervezési alapelvek figyelembe vételével tervezett pálya (pesszimiztikus becslés, maximális, a pálya aktív szakaszára merőleges, oldalszélre, Ustka, szerkesztette: Koncz Miklós)

Biztonsági és életvédelmi okok miatt, a repülőgép a felszálló helytől azonnal a tenger irányába repül, a manővereket ott végzi, csakis leszálláskor tér vissza a repülőtérré. Azt a sávot, ahol a repülőgép a szárazföld felett repül, célszerű elzárt biztonsági zónának kialakítani. A repülések ideje alatt a csapat, élőerő valamint technika mozgását, tartózkodását korlátozni vagy tiltani kell a szektorban. A gyakorlatot koordináló parancsnokok, valamint az ellenőrző tisztek számára egy telemetria adó segítségével **folyamatos pozíció adatokat** szükséges sugározni, ugyanakkor üzemi paramétereket a repülőgép üzemeltetőinek, hogy probléma esetén lehetséges legyen beavatkozni, akár a tenger vagy védett, biztonságos hely felett a repülőgépet megsemmisíteni (pirotechnikai anyagok, üzemanyag a fedélzeten).

KÖVETKEZTETÉSEK

A több szakaszból álló 2005. évi gyakorlat során szerzett tapasztalatok alapján, megfogalmazódtak a további sikerek érdekében elvégzendő feladatok, valamint kialakultak a pályatervezési szempontok.

A MISTRAL közeli hatótávolságú légvédelmi rakétakomplexum magyarországi gyakorlatain és éleslövészetain alkalmazott célszaktájakat, a rendszerbeállító- és későbbi éleslövészetek eredményeit, valamint hibáit áttekintettem. A gyakorlatok tanulságaiból azt a következtetést vonom le, hogy jelentős előnyökkel jár egy **magyar célszaktaj** kifejlesztése, és annak alkalmazása. Az oltalmazott objektumot támadó harci repülőgép élethű imitációja csak megfelelő pályán végigvezetett automatikus irányítású célrepülőgép alkalmazásával biztosítható. Részt vettem a METEOR-3R repülőgép tesztelésében, berepülésében, a drégelypálánki és a „LENDÜLŐ KARD-2005” gyakorlaton, továbbá annak keretén belül rendezett „BALTI-2-2005” légvédelmirakéta-éleslövészetben, így alkalmam nyílt a repülőgéptípus alkalmazásának lehetőségeit, korlátait megismernem. A gyakorlat során a felkészülés időszakában szakembereinkkel, TACEVAL tisztekkel, a gyakorlat koordinátoraiival és a helyszínen megjelent MBDA mérnökeivel együtt alakítottam ki a pályákat a katonai szakértők ajánlásainak, elvárásainak figyelembevételével. A **pályatervezés irányelveit** tapasztalataim és elméleti vizsgálataim alapján egy kritérium gyűjteményben összefoglaltam.

Javaslatot tettem egy **pályatervező szoftver** fejlesztésére, annak megvalósításához szükséges elméleti háttérrel összefoglaltam. Ajánlom a digitális domborzati modellen alapuló, pályatervező szoftver kiegészítését szakaszszámítással, így az alkalmas a fedélzeti rádiótelemetria, továbbá a rádió-távirányítás működésének ellenőrzésére, hatótávolságának becslésére.

Elvégeztem az **ustkai éleslövészet** pályáinak elemzését, feltártam annak hibáit. Az eddigi gyakorlatok, éleslövészetek alkalmával jelentkező **rádiólokációs felderítési és követhetőségi problémákra** magyarázatot adtam, az elemzett – éleslövészetben sikeresen lerepült – pálya analízisével. A hiba okát a túl nagy szögben kitérő, valamint a nagy CPA-val rendelkező aktív szakasz kivitelezésében találtam. A pálya tervezésénél a repülőgép és az arra szerelt Luneberg-reflektor fizikai tulajdonságait nem vették kellő körültekintéssel figyelembe. A radar, az aktív pályaszakasz jelentős részén, a reflektor iránykarakterisztikájának alacsony rádiólokációs visszaverő felülettel rendelkező szögterületébe esik, így a repülő rádiólokációs módon nehezen felderíthető. A monosztatikus rektilineáris Luneberg-reflektort széles nyílásszög tartományban működőképes rádiólokációs felület növelő eszközre cserélve, elérhető a repülőgép megfelelő rádiólokációs követhetősége és felderíthetősége a teljes pályahosszon. **Széles nyílásszögű** reflektor az oktahedral (széles sávú eszköz), az ekvatoriális Luneberg-reflektor (csak egy radarsávban üzemel) vagy a keskeny frekvenciasávban üzemelő rádiólokációs válaszjel adó (adott radarsávon belül). Széles tartományban változtatható rádiólokációs visszaverő felület érhető el rádiólokációs válaszjel adó repülőgépre szerelésével. Ugyanakkor széles frekvencia sávú változatainak (MCP-SHORAR) antennái keskeny vízszintes és függőleges nyílásszög tartományban rendelkeznek. A rádiólokációs válaszjel adó hibáinak kiküszöbölésére egy fedélzeti automatika által működtetett antennaforgató kifejlesztését javaslom, amely a radar irányába forgatja az rádiólokációs válaszjel adó antennáit. Ha széles nyílásszöggel rendelkezik a reflektor, akkor nem szükséges a pálya rádiólokációs követhetőségi szempontból történő részletes vizsgálata. Ugyanakkor megállapítottam, hogy a repülőgép radarirányú sebességkomponensét a pálya aktív szakaszán, a Doppler-radar mozgó tárgy indikátorának küszöbsebességénél nagyobb értéken kell tartani, valamint a radar üzemmódjától függő vak sebességekhez közeli sebességértékeket javaslom kerülni.

Mindezek alapján ajánlást tettem egy lehetséges – a pályatervezési szempontoknak megfelelő – pályakialakításra. Az új tervezési elvek alapján megvalósított pálya aktív szakasza végig rádiólokációs követhető, jellege enyhén kitérő a repülőgép irányváltásával. A pálya alkalmazkodik a MISTRAL komplexum harcászati paramétereire, a megsemmisítési zónából adódó távolságok a célrepülőgép irányváltatása, illetve imitációs eszközei által határozottan jelzettek. Javaslom a repülőgép felszerelését füstgenerátorral, füstpatronnal vagy különböző színű piropatronokkal és így lehetővé tenni a vizuális felderítést, valamint a tűznyitásra alkalmas pályaszakasz megkülönböztetését.

További vizsgálatokat kezdeményezek, a célszám rádiólokációs felderíthetőségének tesztelése mellett, az MCP – SHORAR radar működésének ellenőrzésére, egy megfelelően tervezett, közeledő pályán repülő célrepülőgéppel. Ugyanis az előző tesztek során kiderült, hogy az SZT-68U¹⁸⁸ magyar fejlesztésű elektronikával modernizált radarrendszer képes az akár alacsony visszaverő felülettel rendelkező – azaz oldalról „látható” – célrepülőgép követésére is [330].

Az eddigi repülések **zárt katonai légtérben** történtek, a pályatervezés során vertikális elkülönítési zóna kialakításával, annak érdekében, hogy a cél szerepét játszó valódi repülőgépekkel elkerüljük a baleset lehetőségét. A pálya kialakításánál törekedni kell arra, hogy alatta, valamint tőle védőtávolságon (néhány km, a TUAV sebességétől függően) belül, lehetőleg semmilyen – kockázati tényezőt növelő – polgári vagy katonai objektum, élőerő, csapat, stb., ne legyen. Ugyanilyen megfontolásból, a pozíció és üzemi paraméter adatok telemetriaadóval az irányító központba juttatását javaslom. Az ilyen módon tervezett pálya csökkenti az esetleg bekövetkező légi baleset káros következményeinek valószínűségét. A TUAV célja éppen az élet és az anyagi javak kockázatmentesítése, így ezt katonai bevetésükkor sem lehet figyelmen kívül hagyni¹⁸⁹! Ugyanakkor szükségesnek tartom az UAV-k (beleértve a TUAV-k) **üzemeltetésének jogi szabályozását** a polgári és katonai alkalmazásokban.

¹⁸⁸ Kifejezetten kis rádiólokációs visszaverő felületű célok követésére fejlesztették ki a jelfeldolgozó elektronikáját (S-sávú radar, 3 GHz környéki működési frekvenciával).

¹⁸⁹ A 2005-ös kecskeméti gyakorlatoknál, véleményem szerint ez a kritérium nem teljesült!

ÖSSZEGZETT KÖVETKEZTETÉSEK

Értekezésemben, a célrepülőgépek fejlesztése, építése, üzemeltetése kapcsán összegyűjtött, elméleti kutatásaimat, és az ezek alapján **megvalósult gyakorlati eredményeimet, valamint tapasztalataimat ismertettem.**

Legfontosabb eredményemnek a lengyelországi Ustka város melletti lőtéren megrendezett „BALTI-2-2005” légvédelmirakéta-éleslövészettel egybekötött harcászati gyakorlaton, az általam fejlesztett fedélzeti automatika rendszerrel ellátott METEOR-3R sikeres alkalmazását tartom. Az éleslövészetet megelőző kecskeméti felkészítő, majd az ustkai gyakorlaton összesen **60 sikeresen repült órát teljesítettek a célrepülőgépek.** A kiszállított METEOR-3R célrepülőgépek közül hat darabot a MISTRAL-2 légvédelmi rakéták közvetlen találattal, egy darabot pedig az IGLA típusú rakéták semmisítettek meg. A kiemelkedően sikeres gyakorlat végrehajtást a győri 12. Arrabona Légvédelmi Rakétadandár lelkiismeretesen felkészült és jól kiképzett állományának, valamint az új modernizált célyagnak tulajdonítom, amely lehetővé tette a **rugalmas pályakialakítást,** valamint az új alapokra helyezett, így a repülőgép képességeit teljességgel kihasználó **pályatervezést.**

A gyakorlatok, éleslövészetek, továbbá a berepülések tapasztalatait **összevettem** a felhasználó katonai szakértők véleményével, igényeivel valamint a rakéta gyártójának irányelveivel, és az áttanulmányozott irodalmi források alapján számos gyakorlatban felmerült problémára megoldást adtam. A problémák köre elsősorban a repülőgép pályatervezése, felderíthetősége, célimitációja és kivezethetősége köré csoportosítható.

A 2005. évi METEOR-3 modernizálás meghatározó újjdonsága az **automatikus pályakövetésre alkalmas fedélzeti automatika rendszer,** amely lehetővé tette a repülőgép nagy távolságú automatikus kivezethetőségét, így biztosítva az élethű célimitációt. A fedélzeti automatika rendszer tervezési szempontjait, a megvalósított hardver felépítését főbb vonalakban ismertettem. A gyakorlatban bevált egyszerűsített szabályozási elvek ismertetésén túl, kidolgoztam egy **összetett magasság-sebesség szabályozási elvet,** amely jól alkalmazható célrepülőgépek és egyéb pilóta nélküli repülőgépek repülésszabályozó algoritmusaként. Előnye a pontos magasság- és sebességtartás alacsony fogyasztás mellett, valamint megbízható vészleszállás meghajtómotor hiba esetén. A fedélzeti automatika rendszerrel kapcsolatos felmerült problémák megoldására javaslatokat tettem, azok fejlesztési alapjait kísérletekkel alátámasztottam. Ugyanakkor a továbbfejlesztéshez szükséges egy nagyobb lebegőpontos számítási teljesítménnyel rendelkező hardver megalkotása.

A MISTRAL légvédelmi rakétakomplexum célyaggal szemben támasztott sebesség, infravörös sugárzás kibocsátásának intenzitás, valamint spektrális követelményének megfelelő célyanyag előállításának gazdaságosan egy **sugárhajtóműves meghajtású célrepülőgéppel** biztosítható. Ezt a feltételezésemet elméleti háttérrel megalapozott kísérletekkel igazoltam. Így a célrepülőgép továbbfejlesztésének iránya várhatólag iker vagy szimpla sugárhajtóműves nagysebességű változat lesz. Véleményem szerint, napjainkban, a **terrorizmushoz** köthetően, a harci repülőgépekhez képest nehezebben felderíthető, alacsony infravörös sugárzású és rádiólokációs felületű **pilóta nélküli repülőgépekkel** végrehajtott **támadások** egyre valószínűbbek. Ugyanakkor a pilóta nélküli repülőgépekkel végrehajtott támadások realiztikusan modellezhetők, olyan célrepülőgépekkel, amelyeket nem láttak el célimitációs eszközökkel. Egyes célyanyagok – a METEOR-3 típuscsaládot beleértve – alkalmasak a légvédelem felkésztésére az UAV támadások elhárítására.

A rádiólokációs felderítési és követési gondok mélyebb feltárására megalkottam egy **rádiólokációs visszaverő felület meghatározására szolgáló,** szoftveresen támogatott, és könnyen megvalósítható **mérési eljárást.** Az eljárással ellenőrizhető, hogy a célrepülőgép visszaverő felülete megfelel-e annak specifikációjában rögzítetteknek. A rádiólokációs felderítési és

követési gondok egy részét a nem teljes szögtartományt lefedő Luneberg-reflektor okozta, ezért ennek kiváltására több megoldást javasoltam. A megoldások közül az ekvatoriális Luneberg-reflektor tesztelésével bizonyítható a széles irányszög tartományban működőképes reflektor előnye. Másrészt a pályatervezésnél figyelembe kell venni a visszaverő felület növelő eszközök iránykarakterisztikáját.

A célrepülőgépek alkalmazásának egyik sarokpontja a megfelelő pályatervezés, amely a rádiólokációs felderíthetőségtől elkezdve, a gyakorlat élethűségén keresztül, annak időzítéséig igen fontos szerepet játszik. Nem utolsó sorban, a körültekintő pályatervezés a biztonságtechnikai kérdések egy részére megnyugtató megoldást ad. Így a METEOR-3R repülőgéppel megszerzett tapasztalataim alapján, **kidolgoztam** egy gyakorlati kritériumrendszert, amely a légvédelmi rakéta gyártójának ajánlásain alapul. **Javasoltam** egy jól paraméterezhető, **interaktív pályatervező szoftver megalkotását**, amely megkönnyíti a gyakorlatok szervezőinek, valamint a célrepülőgépet üzemeltetők feladatát.

Az európai célrepülőgépek összehasonlítása során megszerzett ismereteim alkalmazásával, a MISTRAL komplexum releváns paramétereinek figyelembe vételével, a felhasználókkal történt konzultációk, gyakorlatok és éleslövészetek tapasztalatai alapján, feltártam és meghatároztam a komplexum célanyagára vonatkozó ideális és minimum követelményrendszert. Az idealizált követelményekkel meghatározott célrepülőgép alkalmas a MISTRAL légvédelmi komplexum paramétereinek tesztelésére, a **gyártó specifikációjának visszaellenőrzésére**. Azonban egy ilyen célrepülőgép rendszer alkalmazása, feleslegesen megnövelné a gyakorlatok költségeit. A METEOR-3R fejlesztése során – a magyar MISTRAL komplexumot üzemeltetők és a célrepülőgép fejlesztők egyetértésével – kialakult egy olyan minimális követelményrendszer, ami kiválaszthatóvá teszi azokat a potenciális európai célrepülőgépeket, amelyek alkalmasak a hazai MISTRAL komplexum kiképzési feladatainak **elészséges** ellátásához.

Értekezésemben a célrepülőgépek definíciója, osztályozása és csoportosítása után **áttekintettem a célrepülőgépek európai piacát**, néhány figyelemre méltó célrepülőgépet a MISTRAL légvédelmi rakétakomplexum igényeinek és a felállított követelményrendszernek megfelelően kiválasztottam, továbbá összehasonlítottam alkalmazási lehetőségeik figyelembevételével. Felvázoltam a célrepülőgépek fejlődésének lehetséges irányvonalait, valamint bemutattam fedélzeti elektronikai rendszereiket. Elvégzett vizsgálataim alapján megállapítottam, hogy a célrepülőgépek piacán kialakult új irányvonalat a kisméretű, olcsó és **alacsony üzemeltetési költségű**, modell gázturbinákkal felszerelt, elpusztítható célrepülőgépek jellemzik. Továbbá megjelentek a **kommersz repülésszabályozó** rendszerek, amelyek árcsökkenése lehetővé tette kisebb költségű, nagysebességű, automatikus irányítású TUAV-k gyártását. Ugyanakkor az alacsony költségű elektronikai rendszer által korlátozott felszállás szám súlyos problémát jelenthet, amennyiben nem áll rendelkezésre elegendő számú célrepülőgép, így a gyakorlatok dinamikus végrehajtását lassíthatja vagy megakadályozhatja egy-egy kisebb műszaki hiba vagy hibák sorozata. Az előzőek alapján igazoltnak látom, hogy a hazai igények figyelembevételével, **ittthon** fejlesztett **pályakövető automatika** rendszerrel, a költségek csökkentése mellett, a gyakorlatok rugalmasabban végrehajthatók, továbbá csökkenthető az elektronikai rendszerekre vonatkozó **exportkorlátozások** hátrányos hatása.

2008. év elejétől a MISTRAL légvédelmi rakétakomplexum két ütege a NATO számára felajánlásra került, így külföldi missziókban, szövetségi kötelékben, akár éles helyzetben is, sor kerülhet bevetésére. Így fokozottan szükséges a kezelő állomány megfelelő kiképzése, amely a saját, a bajtársaik vagy az oltalmazott emberek életét mentheti meg. Ennek fényében remélem, hogy a **NATO ACE DIRECTIVE 80-2** direktívája szerint, két évente megrendező éleslövészeteken az új fejlesztések eredménye meghozza majd a várt sikert.

Értekezésemben a célrepülőgépek magyarországi fejlesztésében elért eredményeimet ismerttettem, amellyel megpróbáltam hozzájárulni a magyar pilóta nélküli repülőgépek kutatás-fejlesztéséhez.

ÚJ TUDOMÁNYOS EREDMÉNYEK

1. A nyílt forrásokból rendelkezésre álló adatok alapján értékeltem az európai gyakorlatban alkalmazott célrepülőgép típusokat, és összevettem a MISTRAL légvédelmi rakéta-komplexum célanyag igényével, majd mindezek alapján **kidolgoztam egy hazai gyártású harcászati, valamint gazdaságossági követelményeknek megfelelő célrepülőgép harcászati-műszaki követelményeit.**
2. Megvizsgáltam a METEOR-3 típuscsaládba tartozó célrepülőgépek harcászat-technikai paramétereit és **feltártam azokat a hiányosságokat és problémákat,** amelyek a célrepülőgépek alkalmazhatóságát hátrányosan befolyásolják a MISTRAL légvédelmi rakéta-komplexum gyakorlatain, majd mindezek figyelembe vételével **javaslatot tettem a továbbfejlesztésre.**
3. **Kidolgoztam egy mérési eljárást,** amellyel a célrepülőgép rádiólokációs visszaverő felülete és annak oldalszög függése meghatározható. A mérési módszer alkalmazásával **igazoltam,** hogy a – Luneberg-reflektorral felszerelt – METEOR-3R rádiólokációs visszaverő felülete megfelel egy harci repülőgép rádiólokációs visszaverő felületének, de irányfüggő. **Javaslatot tettem,** olyan széles nyílásszög tartományban működőképes, és a szükséges rádiólokációs visszaverő felületet biztosító eszközökre, amelyek alkalmasak a célrepülőgép teljes pályáján történő rádiólokációs felderítésére és követésére.
4. Tudományos kutatási módszerekkel **megterveztem és gyakorlatban alkalmaztam** egy alacsony költségű, hazai gyártású, automatikus pályakövetésre alkalmas repülésszabályozó rendszert, amely a METEOR-3R célrepülőgép alkalmazás specifikus feladatainak ellátását biztosítja, és a megvalósított algoritmusok lehetővé teszik a célrepülőgép biztonságos üzemeltetését.
5. **Megalkottam a célrepülőgépek pályatervezésének kritériumrendszerét,** különös tekintettel a MISTRAL légvédelmi rakétakomplexum METEOR-3R célanyagára, amely biztosítja a célanyag és a légvédelmi rakétarendszer megfelelő üzemeltetését az élet- és vagyonvédelmi szempontok figyelembe vételével, a realisztikus cél imitációt, beleértve a célanyag – valódi támadó harci repülőgéphez hasonló – infravörös, vizuális és rádiólokációs felderíthetőségét és az elkerülhető hibáktól mentes gyakorlat végrehajtását.

AJÁNLÁSOK

Értekezésemet ajánlom a magyarországi UAV fejlesztőknek, kutatóknak, mérnököknek és hallgatóknak, különösen a célrepülőgépek üzemeltetésével, beszerzésével és alkalmazásával foglalkozó szakembereknek.

„*A MISTRAL légvédelmi rakétakomplexum célrepülőgépei*” című fejezetet ajánlom a MISTRAL légvédelmi rakétakomplexum üzemeltetőinek, a célszerek beszerzőinek a célrepülőgép specifikációjának kidolgozásához és a modernizálás irányvonalának kitűzéséhez, valamint azoknak, akik a MISTRAL légvédelmi komplexum célszerkezeit európai piacát kívánják megismerni.

A „*Célrepülőgépeken alkalmazott rádiólokációs visszaverő felület növelő eszközök*” című fejezetet ajánlom a rádiólokációs felderítési és követési gondokkal küzdő MISTRAL üzemeltetőknél, az új rádiólokációs visszaverő felület növelő eszközök beszerzőinek. A kidolgozott rádiólokációs visszaverő felület mérésére szolgáló eljárást az Elektronikai Hadviselés oktatásában, az egyes célrepülőgépek minősítésén és a híradástechnika egyéb területein dolgozóknak.

„*A METEOR-3R célrepülőgép alkalmazása és pályatervezése a MISTRAL légvédelmi rakétakomplexum gyakorlatain*” című fejezetet kiemelten ajánlom a gyakorlatok és éleslövészetek szervezőinek, parancsnokoknak, a célrepülőgép üzemeltetőinek és a pályatervező szakembereknek.

„*A METEOR-3R célrepülőgép fedélzeti elektronikai rendszerei*” című fejezetet a pilóta nélküli repülőgépek repülésszabályozó rendszereinek fejlesztőinek, a fedélzeti elektronikai berendezésekkel foglalkozó szakembereknek, robotika iránt érdeklődőknek ajánlom.

Budapest, 2009. év.....hó.....nap

.....
Koncz Miklós Tamás

FELHASZNÁLT IRODALOM

1. FEJEZET

- [1] SECAPEM: TAXAN TARGET, "Agile Gunnery Target System"
http://secapem.fr/secapem/uploads/PDF/TAXAN_en_06-05.pdf, 2008. 09. 20. 10:17
- [2] Meggitt Defence Systems Tustin: TLX-1 Low Level Height-Keeping Tow Target,
<http://www.meggittdefense.com/tlx1.html>, 2007. 09. 20. 10:17
- [3] Radio Praha: Swedish press: Czech fighter jet nearly hits another aircraft during exercise,
<http://www.radio.cz/en/article/84229>, 2008. 09. 20. 10:18
- [4] Meggitt Defence Systems Tustin: GT-400 Glide Target,
<http://www.meggittdefense.com/gt400.html>, 2007. 09. 20. 10:22
- [5] Anatoly SOKOLOV: Upgrading Army Ad Systems: Enhanced Capabilities At Lower Costs, pp29-31, Defense Technologies: 2003, v.1, № 1, <http://www.arms-tass.ru/data/Files/File/6.pdf>, 2008. 09. 20. 10:23
- [6] Klaus Frei: EADS Systems & Defence Electronics. Airborne Systems, DORNIER, New Jet-Powered Drone Target Family. IR Enhancement Kit,
<http://www.dtic.mil/ndia/2002targets/frei.pdf>, 2008. 09. 20. 10:47
- [7] Northrop Grumman: Multi-Imaging Multispectral (MIMS) Two-Color IR Missile Warning Sensor Technology
<http://www.dsd.es.northropgrumman.com/DSD-Brochures/dircm/mims.pdf>, 2007. 09. 20. 10:28
- [8] Universal Targets Systems Limited (UTSL): GSAT-200, Gunnery Subsonic Aerial Target,
<http://www.utsl.co.uk/targets.html>, 2008. 09. 20. 10:31
- [9] SECAPEM: MDI189, Chicane Sensor - Miss Distance Indicator,
http://secapem.fr/secapem/uploads/PDF/MDI189_en_06-05.pdf, 2008. 09. 20. 10:34
- [10] Meggitt Defence Systems: Sabre Acoustic Miss Distance Indicator (SAMDI),
<http://www.mdswebmaster.com/UK/MDS2008/cms/images/stories/pdf/Samdi.pdf>, 2008. 09. 20. 10:38
- [11] Wallop Defence Systems: Tracking and Target Flares,
http://www.wallopdefence.com/tracking_target_flares.htm, 2007. 09. 20. 10:42
- [12] Defence Research & Development Organisation (DRDO): Technology Focus, Vol. 12 February 2004 No. 1, INFRARED FLARES,
<http://www.drdo.org/pub/techfocus/feb04/infrared.htm>, 2008. 09. 20. 10:42
- [13] Meggitt Defense Systems: Blazer 3C Wing Tip Mounted Jet Engine Exhaust Simulator,
<http://www.meggittdefense.com/3c.html>, 2007. 09. 20. 10:43
- [14] Meggitt Defence Systems, HOT NOSE Black body, infra red enhancement system,
http://www.mdswebmaster.com/UK/pdf/hot_nose.pdf, 2007. 09. 20. 10:47
- [15] Universal Target Systems Ltd (UTSL): Thermal Enhancement UTS-TE,
http://www.utsl.co.uk/index_files/page0005.htm, 2007. 09. 20. 10:48
- [16] Defense Technical Information Center: QT-33A Aerial Target Smoke-Generating Systems (Mineral Oil and JP-4 Aircraft Fuel),
<http://stinet.dtic.mil/oai/oai?&verb=getRecord&metadataPrefix=html&identifier=AD0876825>, 2008. 09. 20. 10:48
- [17] Mayurakshi Equipments P Ltd.: Luneberg Lens,
<http://www.mayurakshi.net/luneberg.htm>, 2008. 09. 20. 10:49
- [18] Universal Targets Systems Limited (UTSL):
http://www.utsl.co.uk/index_files/page0002.htm, 2007. 09. 20. 10:49
- [19] Meggitt Defence Systems: CASPA command and control system,
http://www.mdswebmaster.com/UK/MDS2008/cms/index.php?option=com_content&task=view&id=124&Itemid=72, 2008. 09. 20. 10:52
- [20] INTA: Sytema de Blanco Aéreo ALBA,
http://www.inta.es/doc/programasAltaTecnologia/avionesNoTripulados/INTA_T1_04a.pdf, 2008. 09. 20. 10:52
- [21] MicroPilot : Clients,
<http://www.micropilot.com/clients.htm>, 2008. 09. 20. 10:53
- [22] EADS 3 SIGMA: "ENIOCHOS" the Ground Control Station (GCS), common for all aerial targets and UAV systems, includes all hardware required for single and multiple in number and type target missions. <http://www.eads-3sigma.gr/products/ground/gcs.htm>, 2007. 09. 20. 10:53
- [23] Meggitt Defence Systems: Voodoo,
http://www.mdswebmaster.com/UK/index.php/index.php?option=com_content&task=view&id=10&Itemid=8, 2007. 09. 20. 11:02
- [24] NATO: ACE DIRECTIVE 80-2, NATO (kivonat)
- [25] Bundeswehr Luftwaffe: Unerlässlich für die

- Ausbildung: Zieldrohnen von EADS auf der ILA,
http://www.luftwaffe.de/portal/a/luftwaffe/kcxml/04_Sj9SPykssy0xPLMnMz0vM0YQjzKLN4_3MTMDSYGYAYb6kTChoJRUFv-P_NxUfW_9AP2C3IhyR0dFRQAGGJCR/del-ta/base64xml/L2dJQSEvUUt3QS80SVVFLzZfN19MNjY!yw_contentURL=%2F01DB06000000001%2FW26Q27FQ461INFODE%2Fcontent.jsp, 2008. 09. 20. 11:02
- [26] BAHA, Belgian Aviation History Association: MISTRAL over Crete, Belgium ready for participation in European Union Battle Groups,
<http://www.baha.be/Webpages/Navigator/News/Special%20Features/MISTRAL/MISTRAL.htm>, 2008. 09. 20. 11:03
- [27] UAVSystems & Services: KZD-II (Klein-Ziel-Drohne), <http://www.uav-autopilots.de/8.html>, 2008. 09. 20. 11:04
- [28] Philip Avonds: Belgian Army, ULTIMA target drones
<http://www.avonds.com/Target%20Drones.htm>, 2008. 09. 20. 11:04
- [29] BAHA, Belgian Aviation History Association: MISTRAL over Crete, Belgium ready for participation in European Union Battle Groups,
<http://www.baha.be/Webpages/Navigator/News/Special%20Features/MISTRAL/MISTRAL.htm>, 2008. 09. 20. 11:04
- [30] BAHA: Belgian Defence Days 2006, Photo report,
http://www.baha.be/Webpages/Navigator/News/Special%20Features/Bvc_def-days_2006/defence_days_2006.htm, 2008. 09. 20. 11:04
- [31] cph01: Belgian UAV's,
http://users.skynet.be/cph01/index_GB.htm, 2008. 09. 20. 11:05
- [32] EADS: Company 2006, http://www.tips-ags.com/principal/eads_2006.pdf, 2007. 09. 20. 11:05
- [33] Philip Butterworth-Hayes: Europe prepares to regulate UAVs, Aerospace America Online,
<http://www.aiaa.org/aerospace/Article.cfm?issuetocid=94&ArchiveIssueID=15>, 2008. 09. 20. 11:06
- [34] Aerospace Research Information Center: Unmanned Aerial Vehicles and Drones, EADS-CAC SYSTEMS, La Chapelle Vendomoise, France,
http://www.aric.or.kr/info/spec/content_air.asp?la=0&mi=4&idx=897, 2008. 09. 20. 11:16
- [35] AVIATIONNOW.COM: Outlook/Specifications Unmanned Aerial Vehicles And Drones,
http://www.aviationnow.com/media/pdf/spec_04_uav.pdf, 2008. 09. 20. 11:18
- [36] Greg Goebel: In The Public Domain, International Target Drones, French CAC Systemes FOX-TS3, MINI-FOX, ECLIPSE,
http://www.vectorsite.net/twuav_03.html, 2008. 09. 20. 11:19
- [37] Meggitt Defence Systems: Snipe,
http://www.mdswebmaster.com/UK/index.php/index.php?option=com_content&task=view&id=12&Itemid=10, 2007. 09. 20. 11:19
- [38] Meggitt Defence Systems: Banshee,
http://www.mdswebmaster.com/UK/index.php/index.php?option=com_content&task=view&id=11&Itemid=9, 2007. 09. 20. 11:20
- [39] Meggitt Defence Systems: Voodoo,
http://www.mdswebmaster.com/UK/index.php/index.php?option=com_content&task=view&id=10&Itemid=8, 2007. 09. 20. 11:20
- [40] Aviation Now: PARIS AIR SHOW 2001, June 20, Meggitt Launches Voodoo Fast Target Drone,
<http://www.aviationnow.com/shownews/01paris4/intell14.htm>, 2008. 09. 20. 11:20
- [41] INTA: Sistema de Blanco Aéreo ALBA,
http://www.inta.es/doc/programasAltaTecnologia/avionesNoTripulados/INTA_T1_04a.pdf, 2008. 09. 20. 11:21
- [42] INTA: I+D En Seguridad: Iniciativas Europeas Y Nacionales, Tecnologías Aeroespaciales Al Servicio De La Seguridad,
<http://www.spri.es/Web/ponencias/24032006/inta.pdf>, 2007. 09. 20. 11:21
- [43] EADS 3 SIGMA: Alkyon Target System,
<http://www.eads-3sigma.gr/products/air/alkyon.htm>, 2007. 09. 20. 11:22
- [44] EADS 3 SIGMA: IRIS Propeller Medium Subsonic Region target drone,
<http://www.eads-3sigma.gr/products/air/irisprop.htm>, 2007. 09. 20. 12:36
- [45] EADS 3 SIGMA: PERSEAS FAMILY TARGET SYSTEM, <http://www.eads-3sigma.gr/products/air/perseas.htm>, 2007. 09. 20. 12:36
- [46] EADS 3 SIGMA: IRIS JET Target System,
<http://www.eads-3sigma.gr/products/air/irisjet.htm>, 2007. 09. 20. 12:37
- [47] Universal Target Systems Ltd (UTSL): Missile Subsonic Aerial Target MSAT-500/NG,
<http://www.utsi.co.uk/highspeed.html>, 2008. 09. 20. 11:45

- [48] SELEX Sensors and Airborne Systems: MIRACH 100/5, Aerial Target System, http://www.selex-sas.com/datasheets_ga/MIRACH_100.pdf, 2007. 09. 20. 11:46
- [49] AERO-TARGET BT.: Specification of METEOR-3R target drone, <http://users.atw.hu/aerotarget/Products/METEOR-3R.html>, 2008. 09. 20. 11:46
- [50] Miklós T. Koncz (AERO-TARGET BT.): Autonomous Flying of UAV, Szendrő, UAVNET Regional Workshop 23th of September 2005, előadás anyag
- [51] Kovács László, Ványa László: Pilóta nélküli repülőgépek kutatás-fejlesztési tapasztalatai Magyarországon, Hadtudomány, A Magyar Hadtudományi Társaság folyóirata, XVII. évfolyam 2. szám 2007. június, http://www.zmne.hu/kulso/mhht/hadtudomany/2007/2/2007_2_5.html, 2008. 09. 20. 12:37
- [52] Roy Braybrook: Complete Guide to Land-based Vshorad and Shorad Systems, Complete Guide 2, Armada International, April/May 2002, http://www.armadainternational.com/02-2/complete_02-2.pdf, 2007. 09. 20. 11:46
- [53] Roy Braybrook: Complete Guide to Land-based Medium- and Long-range Air Defence, Complete Guide 4, Armada International, August/September 2002, http://www.armadainternational.com/02-4/complete_02-4.pdf, 2007. 09. 20. 11:47
- [54] Vass Sándor: Katonai repülő eszközök túlélési lehetőségei az infravörös önirányítású rakéták támadásai ellen, Robothadviselés 6. tudományos szakmai konferencia, 2006. november 22. Hadmérnök, különszám http://zrinyi.zmne.hu/hadmernok/kulonszamok/robothadviseles6/vass_rw6.html, 2008. 09. 20. 12:38
- [55] MH LEP TACEVAL, felelős szerkesztő Atkári Győző, BALTI-2-2005 légvédelmi rakéta-éleslövészettel egybekötött harcászati gyakorlat, tájékoztató füzet, 2005 Budapest
- [56] MicroPilot Inc.: Product Price List, 2007 Q1, MP2028 Series Autopilots (ajánlati anyag)
- [57] MicroPilot Inc.: MP2028xp, http://www.micropilot.com/prod_mp2028xp.htm, 2008. 09. 20. 12:40
- [58] AMT Netherlands: Aviation Design CARINE Target, http://www.amtjets.com/gallery_aviation_design.html, 2008. 09. 20. 12:51
- [59] Cambridge Consultants: STAR scalar missile scorer, http://www.cambridgeconsultants.com/Downloads/Brochures/STAR_brochure.pdf, 2007. 09. 20. 12:51
- [60] Dr. Óvári Gyula: Biztonság- és repüléstechnikai megoldások katonai helikopterek harci túlélőképességének javítására, Szolnok 05/04/15, Fél évszázad forgószárnyakon a magyar katonai repülésben, konferencia kiadvány, Repüléstudományi Közlemények Elektronikus Különszám, http://www.szrfk.hu/konf2005/cikkek/ovari_gyula.pdf, 2007. 09. 20. 12:51
- [61] Christopher Bolkcom - Andrew Feickert - Bartholomew Elias: Homeland Security: Protecting Airliners from Terrorist Missiles, Updated October 22, 2004, CRS Report for Congress, <http://www.fas.org/irp/crs/RL31741.pdf>, 2008. 09. 20. 12:53
- [62] Atkári Győző - Kristóf Zoltán: MISTRAL légvédelmi rakéta éleslövészet, BALTI-2-2005, Powerpoint bemutató
- [63] AERO-TARGET BT.: METEOR-3R, Low Cost Autopiloted Target Drone, <http://users.atw.hu/aerotarget/Products/METEOR-3R.html>, 2008. 09. 20. 12:54
- [64] Magyar Légierő: Részletes beszámoló a lengyelországi rakéta lövészetéről, <http://www.huaf.hu/modules.php?name=News&file=article&sid=55>, 2007. 09. 20. 12:55
- [65] Honvédelem Online: Bizonyított a MISTRAL, http://www.honvedelem.hu/hirek/kiadvanyok/magyar_honved/bizonyitott_a_MISTRAL, 2007. 09. 20. 12:56
- [66] Nagy Tibor mk. Ezredes parancsnokhelyettes, Magyar Honvédség, 12. Légvédelmi Rakétadandár: Jelentés a METEOR célrepülés tapasztalatairól, I. Győr, 2004. október 13.
- [67] Atkári Győző őrnagy, MH LEP TO. GBAD TACEVAL főtiszt: A METEOR-3 célanyagra vonatkozó vélemények, Veszprém, 2005. július 05.
- [68] LÉGVÉDELMI RAKÉTADANDÁR: A haderő átalakítása (1988 –), http://www.raketadandar.hu/index_elemei/Page5533.htm, 2008. 09. 20. 12:57
- [69] Magyar Légierő: Sikeres lövészet Lengyelországban, <http://www.huaf.hu/modules.php?name=News&file=article&sid=54>, 2007. 09. 20. 12:57
- [70] Honvédelem Online: – Katonahírek: Bizonyított a MISTRAL, http://www.honvedelem.hu/hirek/kiadvanyok/magyar_honved/bizonyitott_a_MISTRAL, 2007. 09. 20. 12:59
- [71] Győriszó: Értékelték a rakétásokat, <http://gyoriszo.hu/rovat.php?id=10&main=t>

- [rue](#), 2007. 09. 20. 13:00
- [72] Honvédelem Online: Légvédelmirakéta-éleslövészettel egybekötött harcászati gyakorlat, http://www.honvedelem.hu/hirek/kulfoldi_hirek/legvedelmiraketa-elsesloveszettel_egybekotott_harcaszati_gyakorlat, 2008. 09. 20. 13:00
- [73] Magyar Légierő: Lövészetre való felkészülés Kecskeméten, <http://www.huaf.hu/modules.php?name=News&file=article&sid=43>, 2007. 09. 20. 13:00
- [74] NATO: Missile Firing Installation Web Page, Tactical Firing Evaluations, <http://www.namfi.gr/eval.htm>, 2008. 09. 20. 13:01
- [75] HM Arzenál Elektromechanikai Részvénytársaság (HM Arzenál Rt.): MISTRAL légvédelmi rakéta rendszer, <http://www.hmarzenal.hu/Hungarian/Military/MISTRAL/index.htm>, 2007. 09. 20. 13:01
- [76] HM Arzenál Elektromechanikai Részvénytársaság (HM Arzenál Rt.): K-1P tűzvezető rendszer, <http://www.hmarzenal.hu/Hungarian/Military/K-1P/index.htm#>, 2007. 09. 20. 13:02
- [77] HM Arzenál Elektromechanikai Részvénytársaság (HM Arzenál Rt.): SZT-68U radar modernizálás, <http://www.hmarzenal.hu/Hungarian/Military/Radars/SZT-68U/index.htm>, 2008. 09. 20. 13:03
- [78] Dr. Seres György: A magyar légierő korszerűsítésének előzményei, http://www.drseres.com/tavoktatas/esettanulmany/esettanulmany_3.htm, 2008. 09. 20. 13:03
- [79] Gazsi Lajos alezredes: Az "új" vegyes légvédelmi rakétadandár harci alkalmazásának lehetőségei, Bolyai Szemle 2003. XII. évfolyam 4. szám, <http://www.bjkmf.hu/bszemle2003/hdm120401.html>, 2007. 09. 20. 13:03
- [80] Magyar Köztársaság Kormánya: T/3860. számú, Törvényjavaslat a Magyar Köztársaság 2008. évi költségvetéséről, A Honvédelmi Minisztérium fejezet 2008. évi költségvetésének általános jellemzése, <http://www.mkogy.hu/irom/03860/adatok/fejezetek/13.pdf>, 2008. 09. 20. 13:09
- [81] KERN TAMÁS: A második Gyurcsány-kormány első évének biztonság- és katonapolitikája, Századvég műhelytanulmányok 5, <http://www.szazadveg.hu/kutatas/download/vedelem5.pdf>, 2008. 09. 20. 13:10
- [82] Prof. Dr. Szendy István ezredes: a szárazföldi haderőnem helye, szerepe, illetve feladatai háborús- és nem háborús katonai műveletekben, Előadás a doktori képzés részeként 2007. 03. 05-n, „A hadtudomány általános elmélete” tantárgy órarendje alapján, <http://www.zmne.hu/dokisk/hadtud/szarazfold.ppt>, 2008. 09. 20. 13:10
- [83] Magyar Honvédség, 12. Arrabona Légvédelmi Rakétaezred: Rólunk - Az ezred rendeltetése - Az ezred fő feladatai, [http://www.raketadandar.hu/index_elemei/PPage2039.htm](http://www.raketadandar.hu/index_elemei/Page2039.htm), 2008. 09. 20. 13:12
- [84] Magyar Honvédség, 12. Arrabona Légvédelmi Rakétaezred: Haditechnikai rovat, MISTRAL – közeli hatótávolságú légvédelmi rakétarendszer, http://www.raketadandar.hu/index_elemei/Haditechnika_MISTRAL.htm, 2008. 09. 20. 13:12
- [85] Magyar Honvédség - Magyar Légierő: MISTRAL, közeli hatótávolságú légvédelmi rakétarendszer, <http://www.huaf.hu/modules.php?name=MISTRAL>, 2007. 09. 20. 13:13
- [86] Élet és Tudomány: Légvédelmiünk új eszköze, MISTRAL-ok Magyarországon, LIV. évfolyam 24. szám 1999. június 11. <http://www.sulinet.hu/eletestudomany/archiv/1999/9924/MISTRAL/MISTRALo.htm>, 2008. 09. 20. 13:13
- [87] MBDA: MISTRAL 2, http://www.mbdasystems.com/mbda/site/ref/scripts/siteFO_content.php?lang=EN&noeu_id=90&page_id=156, 2008. 09. 20. 13:15
- [88] SAGEM SA, Aerospace and Defence Division: MISTRAL SEEKER, <http://www.arena.uio.no/sources/jpa/eurodac/corporate/sagem/weapon.pdf>, 2008. 09. 20. 13:15
- [89] Gerard Leng: Lecture 3, Homing guidance, MDTS Guidance, Aerodynamics & Control Website, <http://dynlab.mpe.nus.edu.sg/mpelsb/mdts/GW3n2003.pdf>, 2008. 09. 20. 13:54
- [90] www.airpower.at: Leichte Fliegerabwehr-Lenkwaaffe (IFla) "MISTRAL" MANPADS (Man-Portable Air Defence System), <http://www.airpower.at/fldiv/fla/MISTRAL.htm>, 2008. 09. 20. 13:55
- [91] Rácz Elemér: Közeli hatótávolságú légvédelmi rakétakomplexum tűzvezető eszközének illesztő berendezése III., Bolyai Szemle, 2002. XI. évf. 1. szám, <http://www.bjkmf.hu/bszemle/techn110102.html>, 2007. 09. 20. 14:02
- [92] Rácz Elemér: Közeli hatótávolságú légvédelmi rakétakomplexum tűzvezető eszközének illesztő berendezése II., Bolyai Szemle, Bolyai Szemle 2001. X. évfolyam, <http://www.bjkmf.hu/bszemle/techn0204t.h>

- [tml](#), 2007. 09. 20. 14:02
- [93] Rácz Elemér: A közeli hatótávolságú légvédelmi rakétakomplexum felderítő és tűzvezető eszközei I., Bolyai Szemle, 2001. X. évfolyam 3. szám, <http://www.bjkmf.hu/bszemle/techn0103t.html>, 2007. 09. 20. 14:02
- [94] Meggitt Defense Systems: Banshee Aerial Target System, <http://www.mdswebmaster.com/UK/MDS2007/cms/images/stories/pdf/12.pdf>, 2008. 09. 20. 14:08
- [95] MBDA Missile Systems: MISTRAL ATLAS, Vehicle mounted twin MISTRAL missile air defence system, http://www.mbda-systems.com/mbda/site/doc_imp/pdf07_MISTRALatlas.pdf, 2007. 09. 20. 14:09
- [96] Wallop Defence Systems Ltd: Pyrotechnics, Tracking and Target Flares, http://www.wallopdefence.com/pyrotechnics/tracking_target_flares.stm, 2008. 09. 20. 14:10
- [97] Koncz Miklós Tamás: Onboard electronics for target of the MISTRAL air defence system, AARMS, Technology, Vol. 5, No. 1 (2006) 39–50, <http://www.zmne.hu/aarms/docs/Volume5/Issue1/pdf/04konc.pdf>, 2008. 09. 20. 14:10
- [98] Magyarország.hu: MTI, Korlátozottan NATO-kompatibilis a MISTRAL, 2003. március 25., kedd, <https://secure.magyarorszag.hu/hirek/kozelet/MISTRAL20030325.html>, 2007. 09. 20. 14:10
- [99] Koncz Miklós Tamás: Automatikus irányítású célrepülőgépek pályatervezése, Zrínyi Miklós Nemzetvédelmi Egyetem Bolyai János Katonai Műszaki Kar, REPÜLŐMŰSZAKI INTÉZET, Szolnok, Új évszázad, új technológia – Gripenek a magyar Légierőben, Tudományos konferencia CD kiadványa, http://www.szrfk.hu/konf2006/cikkek_pdf/koncz_miklos_tamas.pdf, 2008. 09. 20. 14:11
- [100] Koncz Miklós Tamás: A MISTRAL légvédelmi rakéta célrepülőgépeinek robotizálása, Repüléstudományi közlemények, Szolnok (XV. évfolyam 35. szám 2003. pp. 91-99.)
- [101] Koncz Miklós Tamás: A MAYFLY ONE repülőgép fedélzeti irányító rendszer felépítése: digitális szervo vezérlő (1. rész), Szolnok, 2004. április 23. Gazdaságosság, hatékonyság és a biztonság a repülésben, konferencia kiadvány (CD), Repüléstudományi Közlemények Elektronikus Különszám, <http://www.szrfk.hu/konf2004/index.html>, 2008. 09. 20. 14:11
- [102] Koncz Miklós Tamás: A MAYFLY ONE repülőgép fedélzeti irányító rendszer felépítése: központi egység (2. rész), Szolnok 05/04/15, Fél évszázad forgószárnyakon a magyar katonai repülésben, konferencia kiadvány (CD), Repüléstudományi Közlemények Elektronikus Különszám, http://www.szrfk.hu/konf2005/cikkek/koncz_miklos.pdf, 2008. 09. 20. 14:11
- [103] Finmeccanica Company: Mirach 100/5 - Galileo Avionica, http://www.finmeccanica.it/Holding/EN/Business/Elettronica_per_la_difesa/Prodotti/Mirach_100_5_Galileo_Avionica/index.sdo, 2008. 09. 20. 14:12
- [104] 3M™: Scotchlite™, High Gain Reflective Sheeting, 7610, <http://multimedia.3m.com/mws/mediawebserver?66666UuZjcFSLXTtlf248TaEVuQECuZgVs6EVs6E666666-->, 2008. 09. 20. 14:12
- [105] ASCSM: Large Aircraft Infrared Countermeasures (LAIRCM), Overview to Industry, 4 February 2000, http://www.fas.org/man/dod-101/sys/ac/equip/docs/Industry_Day_Overview_00-02-04/sld004.htm, 2008. 09. 20. 14:13
- [106] Gazsi Lajos - Kecs Ernő: A légvédelem hatékonyságának növelése GPS alkalmazásával, Bolyai Szemle, 2001. X. évf. 1. Szám
- [107] Gazsi Lajos - Kecs Ernő: A növényzet csillapításának hatása a légvédelmi rakéta eszközök tűzvezetésére, Bolyai Szemle, 2001. X. évf. 2. szám
- [108] Gazsi Lajos: A MISTRAL-2 légvédelmi rakétakomplexummal megvalósítható oltalmazási feladatok, Bolyai Szemle, 2002. XI. évf. 1. szám
- [109] Gazsi Lajos: A közeli hatótávolságú légvédelmi eszközök alkalmazási lehetőségei egy esetleges Irak elleni művelet esetén, Bolyai Szemle, 2003. XII. évf. 1. Szám
- [110] Kővári László: Bemutatkozott a "MISTRAL", Budapest, Top Gun, 1998/08, 29-33. o.
- [111] Kővári László: Őszi verőfény – hideg széllel, Aranyas, SkyBear BT. Budapest, 2002/01, 26-28. o.
- [112] Kővári László: Ahol a "Hideg Szél" születik, Aranyas, SkyBear BT. Budapest, 2003/09, 22-25. o.
- [113] DELTA, Venlighedsvej 4, 2970 Hørsholm: TECHNICAL NOTE, RS 101, Reflection and retroreflection, [http://www.delta.dk/C1256ED600446B80/syOakFil/roadsensors%20techn%20info%20RS101/\\$File/RS101.pdf](http://www.delta.dk/C1256ED600446B80/syOakFil/roadsensors%20techn%20info%20RS101/$File/RS101.pdf), 2008. 09. 20. 14:14

- [114] Vass Sándor: Katonai repülő eszközök túlélési lehetőségei az infravörös önirányítású rakéták támadásai ellen, Robothadviselés 6. tudományos szakmai konferencia, 2006. november 22. Hadmérnök, különszám
http://zrinyi.zmne.hu/hadmernok/kulonszamlmok/robothadviseles6/vass_rw6.html, 2008. 09. 20. 14:14
- [115] Tejera Microsystems Engineering, Inc, Secret Smoke Success Tips,
<http://www.tmenet.com/products.htm#ssst>, 2008. 09. 20. 14:14
- [116] Koncz Miklós Tamás: Luneberg-reflektor radarkeresztmetszetének mérése összehasonlító FDR módszerrel, II. Hadmérnök, Évfolyam 3. szám - 2007. szeptember,
http://zrinyi.zmne.hu/hadmernok/archivum/2007/3/2007_3_koncz.html, 2008. 09. 20. 14:15
- [117] Koncz Miklós Tamás: Design of a low-cost balancing machine for the gas turbine of UAV's, AARMS, Academic and Applied Research in Military Science, Volume 5, Issue 2, 2006 pp. 289-309.
<http://www.zmne.hu/aarms/docs/Volume5/Issue2/pdf/12konc.pdf>, 2008. 09. 20. 14:15
- [118] Koncz Miklós Tamás: A Soundcard Based Dynamic Balancing Machine for Model Gas Turbine Engines, Part 1. Gas Turbine Builders Association - News-letter No. 45. November 2004, www.gtba.co.uk, 2008. 09. 20. 14:16
- [119] Koncz Miklós Tamás: A Soundcard Based Dynamic Balancing Machine for Model Gas Turbine Engines, Part 2. Gas Turbine Builders Association - News-letter No. 46. February 2005, www.gtba.co.uk, 2008. 09. 20. 14:16
- [120] Koncz Miklós Tamás: Mérőpad tervezése pilóta nélküli repülőgépek gázturbinájához (Design of a Test Bench for Gas Turbine of UAV's), A Gépipari Tudományos Egyesület műszaki folyóirata, 2006/5 LVII. évfolyam, pp. 24-28.
- [121] Oerlikon Contraves: X-Tar radar system,
<http://www.rheinmetall-detec.de/pdfengine/product.php?fid=2057&lang=3>, 2008. 09. 20. 14:17
- [122] Containex: Technical Specification For 20' X 8' X 8'6" Iso 1cc Type Steel Dry Cargo Container With All Corten,
http://www.containex.co.uk/dokumente/567_EN.pdf, 2008. 09. 20. 14:18
- [123] Mike Skrutskie: Astronomical Techniques - Infrared Astronomy Overview,
<http://www.astro.virginia.edu/~mfs4n/ir/>, 2008. 09. 21. 15:03
- [124] GATS, Inc: Spectral Calculator,
<http://www.spectralcalc.com/spectralcalc.p>
[hp](http://www.spectralcalc.com/spectralcalc.p), 2008. 09. 20. 14:19
- [125] Védelmi Ipar: Legfontosabb a korszerű technológia, Interjú Szekeres Imre honvédelmi miniszterrel, Védelmi Ipar, A Magyar Védelmiipari Szövetség lapja VII.évf. 15. szám 2007. május, pp1-3,
http://www.vedelmiipar.hu/downloads/Vedelmi_ipar_0706-IV_1.pdf, 2008. 10. 12. 8:46
- [126] Koncz Miklós Tamás: A célrepülőgépek alkalmazása és fejlesztése során szerzett tapasztalatok. Robothadviselés 5. tudományos konferencia 2005. november 24. In: Bolyai Szemle 2006/1. ZMNE BJKMK, Budapest, 2006. 40-49 p.
- [127] Koncz Miklós Tamás: Célrepülőgépek nemzetközi összehasonlítása, Hadmérnök, robothadviselés 6. Tudományos szakmai konferencia, 2006. november 22. Különszám,
http://zrinyi.zmne.hu/hadmernok/kulonszamlmok/robothadviseles6/koncz_rw6.html, 2008. 09. 21. 13:51
- [128] MH ÖLTP, MH Kiképzési Alosztály – AERO-TARGET BT.: Vállalkozási szerződés, 392/2001, METEOR-3 típusú rádiótávírányítású repülőgép modellek gyártása és szállítása
- [129] Magyar Honvédség, Kiképzéstechnikai Alosztály: Műszaki Leírás, Balti-2-2005 Célanyag biztosítás szolgáltatás beszerzéshez, Nyt. szám: 860/13/2005
- [130] Honvédelmi Minisztérium Fejlesztési és Logisztikai Ügynökség: Részvételi felhívás, Eljárás azonosító: 46005/08-70/39, METEOR-3MA célrepülőgép beszerzése,
http://hir.hmflu.gov.hu/layouts/hirdetmeny/RVFELH46005_08-70_39.pdf, 2008. 12. 12. 7:51
- [131] Magyar Honvédség Összhaderőnemi Parancsnokság: 1.sz. melléklet a 49/68/2007/HTECHN számú Megbízáshoz, Műszaki követelmény a METEOR-3MA célrepülő beszerzéséhez
- [132] Kunos Bálint: A haderőreform haditechnikai aspektusai, Hadtudomány, 2000. szeptember, X. évfolyam, 3. szám,
http://www.zmne.hu/kulso/mhtt/hadtudomany/2000/3_3.html, 2009. 02. 19. 6:37

2. FEJEZET

- [133] Michael Hiebel: Fundamentals of Vector Network Analysis, Rohde & Schwarz, München, Germany, First edition 2007
- [134] Dr. Almásy György: Mikrohullámú kézikönyv, dr. Bozsóki István, 11. fejezet Rádiólokátorok, pp.915-952, Műszaki könyvkiadó, Budapest, 1973
- [135] G. T. Markov: Antennák, Műszaki könyvkiadó, Budapest, 1963

- [136] Dr. Istvánffy Edvin: Tápvonalak, antennák, hullámterjedés, Tankönyvkiadó, 1967
- [137] Hans-Joachim Fischer: Radartechnik, Fachbuchverlag, Leipzig, 1956
- [138] Merrill I. Skolnik: Radar Handbook, Eugene F. Knott, Chapter 11, Radar Cross Section pp.11.1-11.34, McGraw-Hill Companies, 1970
- [139] Knott, Eugene - Shaeffer, John - Tuley, Michael: Radar Cross Section: Its Prediction, Measurement and Reduction (Radar Library), ISBN-13: 9780890061749, Artech House, 1985
- [140] B. Whitfield Griffith: Radio-Electronic Transmission Fundamentals, 2nd Ed., ISBN: 1884932134, Noble-SciTech, 2000
- [141] Dr. Fodor György: Elektromágneses terek, Műegyetemi Kiadó, Budapest, 1993
- [142] Tóth Zoltán: Vezetéknélküli híradástechnikai mérések I, KTMF, J19-154, 1980, Győr
- [143] Norbert Hesselmann: Digitális jelfeldolgozás, Műszaki könyvkiadó, Budapest, 1985
- [144] Bassem R. Mahafza - Atef Z. Elsherbeni: MATLAB Simulations for Radar Systems Design, CRC Press LLC, 2004
- [145] Hines, M.E., Sr. - Stinehelfer, H.E.: Time-Domain Oscillographic Microwave Network Analysis Using Frequency-Domain Data, Microwave Theory and Techniques, IEEE Transactions on, Volume 22, Issue 3, Mar 1974, pp.276 – 282, http://ieeexplore.ieee.org/xpl/freeabs_all.jsp?arnumber=1128211, 2008. 09. 20. 18:52
- [146] Hewlett Packard: Vector Measurement of High Frequency Networks, Application Note, 1990
- [147] Hewlett Packard: Scalar Seminar, Microwave scalar network measurement, Application Note, 1990
- [148] Vishal Ohri - Ozair Amin - Hiruy Gebremariam - Benjamin Dubois: Microwave Horn Antenna Design and Test System, EE198B: Senior Design Project II, San Jose State University Fall 2003, http://www.engr.sjsu.edu/rkwok/projects/horn_B.PDF, 2008. 09. 21. 7:40
- [149] Marion Baggett - Tom Thomas: Obtaining High Quality RCS Measurements With A Very Large Foam Column, MI Technologies, 1125 Satellite Boulevard, Suwanee, GA 30024 USA, <http://www.mi-technologies.com/literature/A05-01.pdf>, 2008. 09. 21. 7:42
- [150] Jeff Scott: Radar Cross Section, aerospaceweb.org, , 21 March 2004 <http://www.aerospaceweb.org/question/electronics/q0168.shtml>, 2008. 09. 21. 7:43
- [151] Hiroshi SHIRAI - Yoshinori HIRAMATSU: Reconstruction of cylindrical metal targets using their frequency and time domain RCS values, [http://www.ursi.org/Proceedings/ProcGA05/pdf/B03.4\(0506\).pdf](http://www.ursi.org/Proceedings/ProcGA05/pdf/B03.4(0506).pdf), 2008. 09. 21. 7:43
- [152] Clemens Icheln: 'Licentiate in Technology' from TKK, doctoral thesis, Methods for measuring RF radiation properties of small antennas, <http://lib.tkk.fi/Diss/2001/isbn9512256886/isbn9512256886.pdf>, 2008. 09. 21. 10:20
- [153] Jim Corenman, Chuck Hawley, Dick Honey and Stan Honey: Radar Reflectors, http://www.ussailing.org/safety/Studies/radar_reflector_test.htm#INDEX, 2008. 09. 21. 8:12
- [154] Alex Foessel-Bunting: Radar Sensor Model for Three-Dimensional Map Building, The Robotics Institute, Carnegie Mellon University, Pittsburgh, PA 15213 USA http://www.cs.cmu.edu/~afoessel/publications/radar_sensor_model.spie2000.pdf, 2008. 09. 21. 8:13
- [155] NIST Radio-Frequency Fields Group: Metrology for Radar Cross Section Systems, NIST Electromagnetics Division 325 Broadway Boulder, CO 80305-3328, <http://www.boulder.nist.gov/div818/81802/MetrologyForRadarCrossSectSys/index.html>, 2008. 09. 21. 8:13
- [156] NIST Radio-Frequency Fields Group: Metrology for Radar Cross Section Systems, NIST Electromagnetics Division 325 Broadway Boulder, CO 80305-3328, <http://www.boulder.nist.gov/div818/81802/2004/MetrologyForRadarCrossSectSys/index.html>, 2008. 09. 21. 8:14
- [157] US NAVY: Navy Electronic Warfare Handbook, Radar cross section (RCS), <http://jacquesricher.com/EWhdbk/rcs.pdf>, 2008. 09. 21. 8:14
- [158] Mirabel Cerqueira Rezende - Inácio Malmonge Martin - Roselena Faez: Radar Cross Section Measurements (8-12 GHz) of Magnetic and Dielectric Microwave Absorbing Thin Sheets, Divisao de Materiais/Instituto de Aeronáutica e Espaço/Centro Técnico Aeroespacial, Marcelo Alexandre Souza Miacci, Evandro Luís Nohara Instituto Tecnológico de Aeronáutica, Departamento de Física http://www.sbfisica.org.br/rfai/Vol15/Num1/v15_24.pdf, 2008. 09. 21. 8:16
- [159] NATO OTAN: Chapter 19A – RADAR CROSS SECTION, RTO-AG-300-V14, <http://ftp.rta.nato.int/public/PubFullText/RTO/AG/RTO-AG-300-V14/AG-300-V14-19A.pdf>, 2008. 09. 21. 8:16
- [160] Anritsu: Reflectometer Measurements – Revisited, Application Note, http://www.anritsu.com.jp/products/pdf_e/11410-00214.pdf, 2008. 09. 21. 8:20

- [161] Anritsu: Site Master™ S810C/S820C, Microwave Transmission Line and Antenna Analyzer, 3.3 GHz to 10.5 GHz/3.3 GHz to 20 GHz, <http://www.us.anritsu.com/downloads/files/11410-00226.pdf>, 2008. 09. 21. 8:20
- [162] Anritsu: Site Master™, Cell Master™, VNA Master™, Distance To Fault, Application Note, <http://www.eu.anritsu.com/files/11410-00373.pdf>, 2008. 09. 21. 8:20
- [163] Melissa Bailey and Tom D. Milster: Verification of FDTD using Scattering of a Gold Sphere, <http://www.opt-sci.arizona.edu/ODSCsponsors/02-01-31Semi-AnnualReport/O%20-%20Bailey%20-%20Appendix%20L.pdf>, 2008. 09. 21. 8:22
- [164] Professor PDL Williams: Civil Marine Radar, Chapter 4, Target characteristics, Radar Cross Section, RCS, and their variability. <http://www.iee.org/oncomms/pn/radar/0.04%20Chap%204%20%20RCS.pdf>, 2008. 09. 21. 10:30
- [165] Brooks E. Martner - Kurt A. Clark - Bruce W. Bartram: Radar Calibration Using a Trihedral Corner Reflector, NOAA Environmental Technology Laboratory Boulder, Colorado, USA, <http://www.etl.noaa.gov/~bmartner/articles/seattle.trihedral.calib.cor.pdf>, 2008. 09. 21. 10:31
- [166] University of Wyoming Microwave Atmospheric Remote Sensing Mobile Laboratory (MARSF): Wyoming Cloud Radar (WCR), WCR External Calibration Using Trihedral Corner Reflector, <http://www.atmos.uwyo.edu/wcr/newwcrpage/techinfo/calib.cr.pdf>, 2008. 09. 21. 10:31
- [167] M. Bergada - S. M. Sekelsky - L. Li: University of Massachusetts at Amherst Amherst, Massachusetts, External Calibration of Millimeter-Wave Atmospheric Radar Systems Using Corner Reflectors and Spheres, http://www.arm.gov/publications/proceedings/conf11/extended_abs/bergada_m.pdf, 2008. 09. 21. 10:31
- [168] Motoyuki SATO - Koichi IRIBE - D. ANARSAIKHAN: Center for Northeast Asian Studies, Tohoku University, Polarimetric Sar Calibration Validation For Alos/Palsar In Mongolia, http://earth.esa.int/workshops/polinsar2007/papers/110_sato.pdf, 2008. 09. 21. 10:35
- [169] Agilent: Near-field vs Far-field, Application Note, <http://www.home.agilent.com/upload/cmccupload/All/NSI-near-far.pdf>, 2008. 09. 21. 10:36
- [170] Agilent: Antenna Measurement Theory, http://www.home.agilent.com/agilent/redirector.jsp?action=ref&cname=AGILENT_EDITORIAL&ckey=423961&lc=eng&cc=C, 2008. 09. 21. 10:36
- [171] Agilent: Agilent's New PNA Receiver Reduces Antenna/RCS Measurement Test Times, White Paper, http://www.home.agilent.com/agilent/redirector.jsp?action=ref&cname=AGILENT_EDITORIAL&ckey=579522&lc=cht&cc=TW, 2008. 09. 21. 10:37
- [172] Agilent: Time Domain Analysis Using a Network Analyzer, Application Note 1287-12, <http://cp.literature.agilent.com/litweb/pdf/5989-5723EN.pdf>, 2008. 09. 21. 10:37
- [173] Sam Shearman: National Instruments, Zero Padding Does Not Buy Spectral Resolution, <http://zone.ni.com/devzone/cda/tut/p/id/4880>, 2008. 09. 21. 10:38
- [174] Václav Matz: CHIRP Z-TRANSFORM – theory and application, <http://www.vaclavmatz.com/download/CHIRP%20Z.pdf>, 2008. 09. 21. 10:39
- [175] National Instruments: Chirp Z Transform (Not in Base Package), LabVIEW 8.2 Help, http://zone.ni.com/reference/en-XX/help/371361B-01/ivanls/chirp_z_transform/, 2008. 09. 21. 10:39
- [176] National Instruments: Inverse Chirp Z Transform (Not in Base Package), http://zone.ni.com/reference/en-XX/help/371361B-01/ivanls/inv_chirpz_trans/, 2008. 09. 21. 10:40
- [177] Timoty P. Bielek: Error Analysis of the Chirp-z Transform When Implemented Using Waveform Synthesizers and FFTs, <http://www.osti.gov/energycitations/servlet/purl/6297820-imbxOn/6297820.PDF>, 2008. 09. 21. 10:40
- [178] National Instruments: Difficulty with Real FFT/Inverse Real FFT Operations When Array Length Is Not a Power of 2 (2^N), <http://digital.ni.com/public.nsf/allkb/22C74DE753B872E7862565E80077239C>, 2008. 09. 21. 10:42
- [179] “Consorzio interuniversitario per le Applicazioni di Supercalcolo Per Università e Ricerca – CASPUR”: Matlab Signal Processing Toolbox, czf Chirp z-transform, http://www.caspur.it/risorse/softappl/doc/matlab_help/toolbox/signal/czf.html, 2008. 09. 21. 10:43
- [180] Lee Harle: Microwave Micromachined Cavity Filters, PhD dissertation, Appendix C, The Z- and Chirp-Z Transforms,

- <http://www.eecs.umich.edu/RADLAB/html/NEWDISS/Harle.pdf>, 2008. 09. 21. 10:49
- [181] Prof. Dr. J. Vokurka (March Microwave) - Dr. Albert Gleißner (Rohde & Schwarz): Antenna Measurements, RCS Measurements and Measurements on Pulsed Signals with Vector Network Analyzers R&S ZVM, R&S ZVK, application note, Rohde&Schwarz, [http://www.rohde-schwarz.com/www/download.nsf/ANFileByANNoForInternet/95C92F360122C68BC1256F0B0028C147/\\$file/1EZ52_OE.pdf](http://www.rohde-schwarz.com/www/download.nsf/ANFileByANNoForInternet/95C92F360122C68BC1256F0B0028C147/$file/1EZ52_OE.pdf), 2008. 09. 21. 13:27
- [182] V.A. Mikhnev: Institute of Applied Physics, National Academy of Sciences, Minsk, Belarus, Microwave Reconstruction Approach for Stepped-Frequency Radar, <http://www.ndt.net/article/wcndt00/papers/idn354/idn354.htm>, 2008. 09. 21. 13:39
- [183] Emerson & Cuming Inc.: Microwave Products, Tools for Engineers, http://www.eccosorb.com/pages/85/Tools%20for%20Engineers?tap_jsc_ts=1182424845541, 2007. 09. 21. 13:40
- [184] Lun`tech: Luneberg Reflectors Monostatic Rectilinear Polarization, [http://www.luneberg.com/en/pdf/F7.2_11_D\[Fiche_technique_MPR\]_gb.pdf](http://www.luneberg.com/en/pdf/F7.2_11_D[Fiche_technique_MPR]_gb.pdf), 2008. 09. 21. 13:41
- [185] Lun`tech: Luneberg Reflectors Monostatic Circular Polarization, [http://www.luneberg.com/en/pdf/F7.2_17_C\[Fiche_technique_MPC\]_gb.pdf](http://www.luneberg.com/en/pdf/F7.2_17_C[Fiche_technique_MPC]_gb.pdf), 2008. 09. 21. 13:41
- [186] Lun`tech: Luneberg Reflectors Bistatic Rectilinear Polarization, [http://www.luneberg.com/en/pdf/F7.2_13_E\[Fiche_technique_BPR\]_gb.pdf](http://www.luneberg.com/en/pdf/F7.2_13_E[Fiche_technique_BPR]_gb.pdf), 2008. 09. 21. 13:41
- [187] Lun`tech: Luneberg Reflectors Monostatic Equatorial Rectilinear Polarization, [http://www.luneberg.com/en/pdf/F7.2_15_C\[Fiche_technique_EPR\]_gb.pdf](http://www.luneberg.com/en/pdf/F7.2_15_C[Fiche_technique_EPR]_gb.pdf), 2008. 09. 21. 13:42
- [188] National Instruments: Spectral Leakage, http://zone.ni.com/reference/en-XX/help/371361B-01/tvanlsconcepts/spectral_leakage/, 2008. 09. 21. 13:42
- [189] Maxim: Application Note 1040, Coherent Sampling vs. Window Sampling, http://www.maxim-ic.com/appnotes.cfm/an_pk/1040, 2008. 09. 21. 13:43
- [190] RF Cafe: Waveguide Chart, http://www.rfcafe.com/references/electrical/waveguide_chart.htm, 2008. 09. 21. 13:43
- [191] Emerson & Cuming: ECCOLENS® Luneberg-lencse iránykarakterisztikája, <http://www.eccosorb.com/technotes/lens.asp>, 2008. 09. 21. 13:43
- [192] Mayurakshi Equipments Pvt Ltd: Luneberg Lens 7.0 inches, <http://www.mayurakshi.net/pictures/9001.jpg>, 2008. 09. 21. 13:44
- [193] Mayurakshi Equipments Pvt Ltd: Luneberg Lens 7.0 inches, <http://www.mayurakshi.net/products.htm>, 2008. 09. 21. 13:44
- [194] G. Cottard Antem - Y. Arien, Emerson & Cuming: Anechoic Chamber Measurement Improvement, Application Note, Reprinted with permission of MICROWAVE JOURNAL® from the March 2006 issue, ©2006 Horizon House Publications, Inc., <http://www.eccostock.com/file/248/3m47-emerson-cuming1.pdf>, 2008. 09. 21. 13:45
- [195] Bassem Mahafza: MATLAB Simulations for Radar Systems Design, MATLAB Central, <http://www.mathworks.com/matlabcentral/fileexchange/loadFile.do?objectId=3948&objectType=FILE>, 2008. 09. 21. 13:45
- [196] Lun`tech: Luneberg lens, Shapes, Spherical lens, http://www.luneberg.com/en/navig/formes_principe.php4, 2008. 09. 21. 13:45
- [197] Prof. Stuart Tewksbury: Luneberg Lens, Opportunities for Innovation in RF/Wireless Communications, <http://stewks.ece.stevens-tech.edu/luneberg.dir/Report2.apr99/>, 2008. 09. 21. 13:45
- [198] Stuart K. Tewksbury - Frank Boesch: Luneberg Lens: Initial Comments, <http://stewks.ece.stevens-tech.edu/luneberg.dir/Report2.apr99/luneberg-apr99.pdf>, 2007. 09. 21. 13:46
- [199] S. S. Vinogradov - P. D. Smith - J. S. Kot and N. Nikolic: Radar Cross-Section Studies Of Spherical Lens Reflectors, Progress In Electromagnetics Research, PIER 72, 325–337, 2007, http://ceta.mit.edu/pier/pier72/20.07031206_VSK.Nikolic.pdf, 2008. 09. 21. 13:47
- [200] Charles S. Liang - Donald A. Streater - Jian-Ming Jin - Eric Dunn - Timothy Rozendal: A Quantative Study of Luneberg-Lens Reflectors, IEEE Antennas and Propagation Magazine, Vol. 47, No. 2, April 2005, <http://www.paritycomputing.com/jpdfs/ieee/aps/apm/2005047/02apr/0030liang.pdf>, 2008. 09. 21. 13:47
- [201] BUOYAGE SYSTEMS AUSTRALIA Pty Ltd.: TriLens Radar Reflectors, <http://www.buoys.com.au/trilens.html>, 2008. 09. 21. 13:47
- [202] US NAVY: PMA208, Arial Targets &

- Decoys, Navy Aerial Targets and Decoys., BQM-74E CHUKAR, http://www.navair.navy.mil/pma208/index.cfm?fuseaction=controller.target_view&target_id=49&type=target, 2008. 09. 21. 13:47
- [203] US NAVY: PMA208, Arial Targets & Decoys, Navy Aerial Targets and Decoys., Corner Reflector, http://www.navair.navy.mil/pma208/?fuseaction=controller.target_view&target_id=48&type=taas, 2008. 09. 21. 13:48
- [204] Lun`tech: Reflector Applications, http://www.luneberg.com/en/navig/appli_reflec.php4, 2008. 09. 21. 13:48
- [205] Lun`tech: Antennas, Application, http://www.luneberg.com/en/navig/examples_ant.php4, 2008. 09. 21. 13:49
- [206] Report by QinetiQ: "Performance Investigation of Marine Radar Reflectors on the Market", http://www.maib.gov.uk/cms_resources/Radar%20reflectors%20report.pdf, 2008. 09. 21. 13:49
- [207] M. Bergada, S. M. Sekelsky, L. Li: External Calibration of Millimeter-Wave Atmospheric Radar Systems Using Corner Reflectors and Spheres, Eleventh ARM Science Team Meeting Proceedings, Atlanta, Georgia, March 19-23, 2001, http://www.arm.gov/publications/proceedings/conf11/extended_abs/bergada_m.pdf, 2008. 09. 21. 13:50
- [208] eXtremegb Ltd: Sea-Me Active Radar Reflector, http://www.sailgb.com/p/seame_active_radar_reflector/, 2008. 09. 21. 13:59
- [209] Munro Engineering Limited: Stoke Trister, Wincanton: SEA-ME, The active radar target enhancer, User handbook, April 2005, <http://www.sea-me.co.uk/pdf/handbook.pdf>, 2008. 09. 21. 13:59
- [210] Kovács Péter - Seller Rudolf: A fázistolók összehasonlítása vezérelt RCS alkalmazásban, http://mht41.mht.bme.hu/lab/kf/publikacio/HTE_2006_Kovacs.doc, 2008. 09. 21. 14:05
- [211] Rudolf Seller - Péter Kovács: Comparison of different methods of phase shifting for Controlled Radar Cross Section, http://mht41.mht.bme.hu/lab/kf/publikacio/Radioelektronika_2006_Kovacs.pdf, 2008. 09. 21. 14:05
- [212] Péter Kovács - András Magyar - Rudolf Seller: Controlled Radar Cross Section, http://mht41.mht.bme.hu/lab/kf/publikacio/COST_2005_Kovacs_Magyar_Seller.doc, 2008. 09. 21. 14:05
- [213] Péter Kovács - András Magyar - Rudolf Seller: Radar Cross Section Reduction Using White Noise Controlled RCS, http://mht41.mht.bme.hu/lab/kf/publikacio/Kommunikacio_2006_Kovacs_Magyar_Seller.doc, 2008. 09. 21. 14:05
- [214] Ferenc Gábor – Szűcs Péter – Balog Károly: Rádiólokáció alapjai, Főiskolai jegyzet, Budapest, 1998, <http://www.nbsz.hu/docs/Radiolokacio.pdf>, 2008. 09. 27. 11:01
- [215] Hon Tat Hui: The University of Queensland School of Information Technology and Electrical Engineering, Semester 1, 2007, COMS4104- Microwave Subsystems & Antennas, Radar Cross Section, <http://www.itee.uq.edu.au/~coms4104/Additional%20Lecture%20Notes/Radar%20Cross%20Section.pdf>, 2008. 10. 12. 9:17
- [216] Koncz Miklós Tamás: A célrepülőgépek alkalmazása és fejlesztése során szerzett tapasztalatok. Robothadviselés 5. tudományos konferencia 2005. november 24. In: Bolyai Szemle 2006/1. ZMNE BJKMK, Budapest, 2006. 40-49 p.
- [217] Molich Jenő - Timár János: Légicélok elvesztésének rádiólokációs problémája, Haditechnikai szemle 1967. 03., <http://www.haditechnika.hu/ARCHIVUM/196703/670303.htm>, 2008. 12. 27. 16:23

3. FEJEZET

- [218] Andrew S. Tanenbaum – Albert S. Woodhull: Operációs rendszerek, Panem-Prentice-Hall, Budapest 1999.
- [219] Baranyai László: Mérnöki számítások C/C++ nyelven, LSI informatikai oktató központ, Budapest 2001.
- [220] Benkő Tiborné - Benkő László - Tóth Bertalan: Programozunk C nyelven, Computer Books, Budapest 1995.
- [221] Joe Campbell: C tippek, trükkök, Novotrade kiadó, Budapest 1992.
- [222] John Catsoulis: Designing Embedded Hardware, 328 pages, O'Reilly & Associates; 1st Edition edition (November 1, 2002), ISBN: 0596003625
- [223] Jack W. Crenshaw: Math Toolkit for Real-Time Programming, 466 pages, CMP Books; Book and CD-ROM edition (September 2000), ISBN: 1929629095
- [224] Dr. Csáki Frigyes – Bars Ruth: Automatika, Tankönyvkiadó, Budapest, 1986.
- [225] Benjamin C. Kuo: Önműködő szabályozó rendszerek, Műszaki Könyvkiadó, Budapest, 1979
- [226] Frank Carden - Russell Jedlicka - Robert Henry: Telemetry systems engineering, London: Artech House, 2002.
- [227] Dr. Giber János – Dr. Sólyom András: Fizika mérnököknek I-II, Műegyetemi ki-

- adó, Budapest, 1994.
- [228] Dr. Budó Ágoston – Dr. Mátrai Tibor: Kísérleti fizika III., Tankönyvkiadó, Budapest, 1985.
- [229] Risto KÕIVA: R/C Servo Pulse, PPM and PCM coding
<http://www.mp.ttu.ee/risto/rc/electronics/radio/signal.htm>, 2007. 09. 21. 14:28
- [230] W.PASMAN: Latency of FUTABA FF8s PPM and PCM Radio Controller, 1 november 2003,
<http://graphics.tudelft.nl/~wouter/publications/pasman03i.pdf>, 2008. 09. 21. 14:28
- [231] FUTABA: PCM 1024 System Info,
<http://www.futaba-rc.com/faq/faq-pcm1024.html>, 2008. 09. 21. 14:29
- [232] Peter ROTHER: The million dollar question, PCM or PPM? Possibilities, performance?
http://www.aerodesign.de/peter/2000/PCM/PCM_PPM_eng.html, 2008. 09. 21. 14:29
- [233] FUTABA: Digital FET Servos, Application Notes,
<http://www.futaba-rc.com/servos/digitalservos.pdf>, 2008. 09. 21. 14:30
- [234] Gene F. Franklin - J. David Powell - Michael L. Workman: Digital Control of Dynamic Systems (3rd Edition), 850 pages, Addison-Wesley Pub Co; 3rd edition (December 1997), ISBN: 0201820544
- [235] IMAGECRAFT: ImageCraft AVR C Compiler and development environment for Atmel AVR®, User manual, version 6, 2001
- [236] Jean J. Labrosse: Embedded Systems Buildings Blocks, Second Edition, Complete and Ready-to-Use Modules in C, 615 pages, R&D Publications, Lawrence, Kansas 66046, 1999.
- [237] Jean J. Labrosse: MicroC OS II: The Real Time Kernel (With CD-ROM), 648 pages, CMP Books; 2nd Book and CD-ROM edition (June 15, 2002), ISBN: 1578201039
- [238] Myron Kayton - Walter R. Fried: Avionics Navigation Systems, Second Edition, John Wiley & Sons, Inc., New York, 1997.
- [239] D. E. Knuth: A számítógép programozás művészete, Műszaki könyvkiadó, Budapest 1987.
- [240] Michael Barr: Programming Embedded Systems in C and C ++, 191 pages, O'Reilly & Associates, 1999
- [241] Charles L. Phillips - H. Troy Nagle: Digital Control System Analysis and Design (3rd Edition), 685 pages, Prentice Hall; 3rd edition, 1994
- [242] Raymond G. Jacquot: Modern Digital Control Systems, Marcel Dekker; 1981
- [243] Dr. Robert C. Nelson: Flight Stability and Automatic Control, Second Edition, McGraw-Hill, 1997
- [244] Ed Sutter: Embedded Systems Firmware Demystified, 366 pages, CMP Books; Book and CD-ROM edition, 2002
- [245] Ed Williams: Compass Errors, 7th July 2001.,
<http://williams.best.vwh.net/compass/compass.pdf>, 2008. 09. 21. 14:41
- [246] U-BLOX: ANTARIS Protocol Specification, ANTARIS® Online Protocol Specification Application Notes, 09.01.2006,
[http://www.u-blox.de/customersupport/gps.g3/ANTARIS_Protocol_Specification\(GPS.G3-X-03002\).chm](http://www.u-blox.de/customersupport/gps.g3/ANTARIS_Protocol_Specification(GPS.G3-X-03002).chm), 2008. 09. 21. 14:42
- [247] U-BLOX: The GPS Dictionary, Acronyms, Abbreviations and Glossary related to GPS , 11.08.2006 8th March 2001., Application Notes,
<http://www.u-blox.com/customersupport/docs/GPS-X-00001.pdf>, 2008. 09. 21. 14:42
- [248] U-BLOX: µ-Center, GPS Evaluation Software, Application Notes User Guide,
[http://www.u-blox.com/customersupport/gps/u-Center-AE_User_Guide\(GPS-SW-02001\).pdf](http://www.u-blox.com/customersupport/gps/u-Center-AE_User_Guide(GPS-SW-02001).pdf), 2008. 09. 21. 14:42
- [249] FUTABA: AVCS GYRO, GY601, Instruction Manual,
<http://manuals.hobbico.com/fut/futm0820-manual.pdf>, 2008. 09. 21. 14:42
- [250] FUTABA: PCM1024ZA, PCM1024ZH Pulse Code Modulation System Instruction & Operation Manual,
<http://manuals.hobbico.com/fut/9z-manual-a.pdf>, 2008. 09. 21. 14:42
- [251] Ed Williams: Aviation Formulary V1.43,
<http://williams.best.vwh.net/avform.htm>, 2008. 09. 21. 14:42
- [252] Cloud Cap Technology, Bill VAGLIENTI - Ross HOAG: Piccolo system user guide, Hood River, USA, March 25, 2003, Version 1.1.6,
<http://www.cloudcaptech.com/download/Piccolo/Piccolo%20System%20Software/Version%201.3.2/Docs/Piccolo%20Users%20Guide.pdf>, 2007. 09. 21. 14:42
- [253] MicroPilot Inc.: MP1100/MP2000 Installation and Operation Manual, Winnipeg Manitoba, Canada,
http://spacegrant.colorado.edu/boulder/past/Peregrine05032007/Documentation/MicroPilot_Autopilot_Manual.pdf, 2007. 09. 21. 14:43
- [254] MicroPilot Inc.: MP2028g Installation and Operation Manual,
<http://www.micropilot.com/Manual-MP2028.pdf>, 2008. 09. 21. 14:43
- [255] MITSUBISHI: M51660L, Servo Motor Control For Radio Control, Datasheet,

- <http://www.welwyn.demon.co.uk/m516601.pdf>, 2008. 09. 21. 14:53
- [256] XSENS: MT9 and MT6 Technical Documentation, February 21, 2003.
- [257] ATMEL: 8-Bit Microcontroller With 128k Bytes In-System Programmable Flash, ATMEGA128, ATMEGA128L Datasheet, <http://www.atmel.com/atmel/acrobat/doc2467.pdf>, 2008. 09. 21. 14:54
- [258] U-BLOX: Antaris® TIM-LX GPS Modules, System Integration Manual/Reference Design, Rev B, 21/07/2004, [http://www.u-blox.com/customersupport/gps.g3/TIM-Lx_Sys_Int_Manual\(GPS.G3-MS3-01001\).pdf](http://www.u-blox.com/customersupport/gps.g3/TIM-Lx_Sys_Int_Manual(GPS.G3-MS3-01001).pdf), 2008. 09. 21. 14:54
- [259] U-BLOX: TIM-LC GPS Receiver Module, Data Sheet, Rev D, 02. Feb.06C, 15. Sep 04, [http://www.u-blox.com/products/Data_Sheets/TIM-LC_Data_Sheet\(GPS.G3-MS3-03019\).pdf](http://www.u-blox.com/products/Data_Sheets/TIM-LC_Data_Sheet(GPS.G3-MS3-03019).pdf), 2008. 09. 21. 14:54
- [260] SARANTEL: Application Note, Geohelix™ Versus Patch Antennas, A Comparison Of Performance Characteristics, May 2003, http://www.orvem.net/SPECIFICHE%20ECNICHE/SARANTEL/GeoHelix_versus_Patch_Antennas.pdf, 2008. 09. 21. 14:54
- [261] MOTOROLA SEMICONDUCTOR: Technical Data, FREESCALE SEMICONDUCTOR, INC.: High Temperature Accuracy Integrated Silicon Pressure Sensor For Measuring Absolute Pressure, On-Chip Signal Conditioned, Temperature Compensated And Calibrated MPXA6115A, MPXH6115A Series Datasheet, http://www.freescale.com/files/sensors/doc/data_sheet/MPXA6115A.pdf, 2008. 09. 21. 14:54
- [262] ANALOG-DEVICES: AD7790 - 16-Bit, Single-Channel, Ultra Low Power, Sigma Delta A/D Converter Datasheet, http://www.analog.com/static/imported-files/data_sheets/AD7790.pdf, 2008. 09. 21. 14:54
- [263] ANALOG-DEVICES: AD7414 - Smbus/I2C Digital Temperature Sensor In 6-Pin Sot With Smbus Alert And Over Temperature Pin, Datasheet, http://www.analog.com/static/imported-files/data_sheets/AD7414_7415.pdf, 2008. 09. 21. 14:55
- [264] FREESCALE SEMICONDUCTOR, INC.: MPX5010, MPXV5010G Series Datasheet, http://www.freescale.com/files/sensors/doc/data_sheet/MPX5010.pdf, 2008. 09. 21. 14:55
- [265] HONEYWELL: Digital Compass Solution, HMC6352 Sensor Products, Datasheet, <http://www.ssec.honeywell.com/magnetic/datasheets/HMC6352.pdf>, 2008. 09. 21. 14:55
- [266] Miklós Koncz - Antal Turóczy: Autopilot Applications for Different UAV Airframes, www.uavnet.com/DL/Document_Library/Budapest_Meeting/Autopilot_Koncz.pdf, 2008. 09. 21. 14:55
- [267] Koncz Miklós Tamás: Fedélzeti inerciális adatgyűjtő rendszer alkalmazása pilóta nélküli repülőgépekben, Repüléstudományi közlemények, Szolnok, 2004. XVI. évfolyam 36. szám pp.43-52.
- [268] <http://www.zmne.hu/aarms/docs/Volume5/Issue1/pdf/04konc.pdf>, 2008. 09. 21. 14:55
- [269] B. Taylor - C. Bil - S. Watkins - G. Egan: Horizon Sensing Attitude Stabilisation: A VMC Autopilot, <http://www.eganfamily.id.au/archive30nov2007/monash/research/papers/TaylorBristol2003.pdf>, 2008. 09. 21. 14:56
- [270] Deplanche, Paparazzi project: Calibration d'un récepteur Infra-Rouge pour Micro Drone, http://www.recherche.enac.fr/paparazzi/papers_2003/infrared_calib_slides.ppt, 2008. 09. 21. 14:56
- [271] FMADIRECT: Infrared versus visible light for flight stabilization, http://fmadirect.com/support_docs/item_1141.pdf, 2008. 09. 21. 14:56
- [272] FMADIRECT: Advanced Servo Buffer, Part Number: 605SB, <http://www.fmadirect.com/Detail.htm?item=1762§ion=52>, 2008. 09. 21. 14:57
- [273] FMADIRECT: Co-Pilot Flight Stabilization System, Part Number: CPD4, <http://www.fmadirect.com/detail.htm?item=1489§ion=20>, 2008. 09. 21. 14:57
- [274] FMADIRECT: FS8CPZ - (Includes Vertical Sensor), Part Number: FS8CPZ, <http://www.fmadirect.com/detail.htm?item=1769§ion=29>, 2008. 09. 21. 14:57
- [275] FMADIRECT: Co-Pilot™ briefing November, 2003, http://www.fmadirect.com/support_docs/item_1050.pdf, 2008. 09. 21. 14:57
- [276] FMADIRECT: Co-Pilot™ Infrared Flight Stabilization System, User's Guide, http://www.fmadirect.com/support_docs/item_1049.pdf, 2008. 09. 21. 14:57
- [277] Chris Anderson: Lego Autopilot working!, http://blog.wired.com/geekdad/2007/04/lego_autopilot.html, 2008. 09. 21. 14:58
- [278] BINAS Sébastien - DEPLANCHE Sylvain - HADIDA Aurélien: Calibration d'un capteur IR pour micro drone, http://www.recherche.enac.fr/paparazzi/papers_2003/infrared_calib_paper.doc, 2008.

09. 21. 14:58
- [279] Jan H. Hales - Martin Pedersen: Two-Axis MOEMS Sun Sensor for Pico Satellites, http://cubesat.atl.calpoly.edu/media/Documents/Papers/sun_sensor_paper.pdf, 2008. 09. 21. 14:58
- [280] cph01: Ultima Autopilot, http://users.skynet.be/cph01/Home_EP/autopilote_GB/autopilote_GB.PPT, 2008. 09. 21. 14:58
- [281] DJ GOUWS - EF VAN DER MERWE: The Implementation of a Magnetic Sensor On a Dynamic Platform, HERMANUS MAGNETIC OBSERVATORY, http://www.hmo.ac.za/old_site/magnetometer_on_dynamic_platform.ppt, 2008. 09. 21. 14:59
- [282] Demoz Gebre-Egziabher፰, - Gabriel H. Elkaim: MAV Attitude Determination From Observations of Earth's Magnetic and Gravity Field Vectors, http://www.soe.ucsc.edu/~elkaim/Documents/MAV_Attitude.pdf, 2008. 09. 21. 14:59
- [283] Egan G.K. - Taylor B.: Characterisation of Infrared Sensors for Absolute Unmanned Aerial Vehicle Attitude Determination, Department of Electrical and Computer Systems Engineering Technical Report MECSE-2-2007, Monash University <http://www.eganfamily.id.au/archive30nov2007/monash/research/techreports/Monash/MECSE-2-2007.pdf>, 2008. 09. 21. 14:59
- [284] G.K. Egan - R.J. Cooper: An Unmanned Aerial Vehicle Autopilot, Department of Electrical and Computer Systems Engineering Technical Report MECSE-27-2006, Monash University, <http://www.eganfamily.id.au/archive30nov2007/monash/research/techreports/Monash/MECSE-27-2006.pdf>, 2008. 09. 21. 14:59
- [285] G.K. Egan - B. Taylor: The Use of Infrared Sensors for Absolute Attitude Determination of Unmanned Aerial Vehicles, Department of Electrical and Computer Systems Engineering, Technical Report, MECSE-22-2006, Monash University, <http://www.eganfamily.id.au/archive30nov2007/monash/research/techreports/Monash/MECSE-22-2006.pdf>, 2008. 09. 21. 14:59
- [286] T. Cornall, G. K. - Egan - A. Price: Aircraft attitude estimation from horizon video Department of Electrical and Computer Systems Engineering, Technical Report, MECSE-17-2006, Monash University, <http://www.eganfamily.id.au/archive30nov2007/monash/research/techreports/Monash/MECSE-17-2006.pdf>, 2008. 09. 21. 14:59
- [287] Cornall, T., - Egan, G.K.: 'Heaven and Earth: How to tell the difference'. Technical Report MECSE-21-2005, Department of Electrical & Computer Systems Engineering, Monash University, 2005, <http://www.eganfamily.id.au/archive30nov2007/monash/research/techreports/Monash/MECSE-21-2005.pdf>, 2008. 09. 21. 15:00
- [288] Cornall, T., - Egan, G.K.: 'Attitude from Horizon Vision', Technical Report MECSE-20-2005, Department of Electrical & Computer Systems Engineering, Monash University, 2005, <http://www.eganfamily.id.au/archive30nov2007/monash/research/techreports/Monash/MECSE-20-2005.pdf>, 2008. 09. 21. 15:00
- [289] Cornall, T., - Egan, G.K.: 'Horizon Angle from Video'. Technical Report MECSE-19-2005, Department of Electrical & Computer Systems Engineering, Monash University, 2005., <http://www.eganfamily.id.au/archive30nov2007/monash/research/techreports/Monash/MECSE-19-2005.pdf>, 2008. 09. 21. 15:00
- [290] Paparazzi Project: Infrared, <http://www.nongnu.org/paparazzi/infrared.html>, 2008. 09. 21. 15:00
- [291] Paparazzi Project: Sensors, <http://paparazzi.enac.fr/wiki/index.php/Sensors>, 2008. 09. 21. 15:00
- [292] Paparazzi Project: Theory of Operation, Infrared sensors, http://www.recherche.enac.fr/paparazzi/wiki/index.php/Theory_of_Operation#Infrared_Sensors, 2008. 09. 21. 15:00
- [293] Jerry C. Bates – David S. Hanson – Fred B. House – Robert B'B. Carpenter – John C. Gille: The Synthesis of 15 μ Infrared Horizon Radiance Profiles from Metherological Data Inputs, Prepared by Honeywell Inc., NASA Contractor Report, CR-724, April 1967, http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19670013975_1967013975.pdf, 2008. 09. 21. 15:01
- [294] Márió César Ricci – Valdemir Carrara: Attitude Errors Due to Misalignments in Conical Scanning Earth Sensors, http://www2.dem.inpe.br/val/publicacoes/ricci_earthsensor_bsar_94.pdf, 2008. 09. 21. 15:01
- [295] N Venkateswaran - P S Goel - M S Siva - P Natarajan - E Krishnakumar - N K Philip: Precision pointing of imaging spacecraft using gyro-based attitude reference with horizon sensor updates, S⁻adhan⁻a Vol. 29, Part 2, April 2004, pp.189–203. © Printed in India, <http://www.ias.ac.in/sadhana/Pdf2004Apr/Pe1162.pdf>, 2008. 09. 21. 15:01
- [296] SpartanRC: AP-2000i - Advanced CCPM Mixer, Digital Cyclic Ring and Flight

- Stabiliser, User Manual, http://www.spartan-rc.com/products/ap2000i/AP-2000i_user_guide.pdf, 2008. 09. 21. 15:02
- [297] Robbe Austria: Stabilizer 3-D, 1-8069, http://data.robbe-online.net/robbe_pdf/P1122/P1122_1-8069.pdf, 2008. 09. 21. 15:02
- [298] Dr. Owen E. Thompson: Atmospheric Infrared Emission, <http://www.atmos.umd.edu/~owen/CHPI/MAGES/emiss.html>, 2008. 09. 21. 15:02
- [299] Michael Skrutskie: Infrared Atmospheric Transmission Spectra, Transmission spectrum from 6.0 to 14.5 microns, <http://www.astro.virginia.edu/~mfs4n/ir/trans10.gif>, 2008. 09. 21. 15:02
- [300] Jorge A. Ramirez: The Earth-Atmosphere System, http://www.engr.colostate.edu/~ramirez/ce-old/classes/ce422_ramirez/CE422_Web/WaterVapor/water_vapor_CE322.htm, 2008. 09. 21. 15:03
- [301] Mike Skrutskie: Astronomical Techniques - Infrared Astronomy Overview, Water vapor contributes substantial opacity across the infrared spectrum, http://www.astro.virginia.edu/~mfs4n/ir/atm_trans.jpg, 2008. 09. 21. 15:03
- [302] Dexter Research Center, Inc.: ST60 TO-5 Silicon Based Thermopile Detector, datasheet, <http://www.dexterresearch.com/documents/ST60-TO-5.pdf>, 2007. 09. 21. 15:03
- [303] Dexter Research Center, Inc.: Standard Windows and Filters, <http://www.dexterresearch.com/documents/Standard Windows and Filters.pdf>, 2007. 09. 21. 15:03
- [304] Dexter Research Center, Inc.: Aperture Options, <http://www.dexterresearch.com/documents/apertures.pdf>, 2007. 09. 21. 15:04
- [305] Dexter Research Center, Inc.: Detector Normalized Angular Response, http://www.dexterresearch.com/documents/8557a_Rev_A.pdf, 2007. 09. 21. 15:04
- [306] Dexter Research Center, Inc.: Typical Spectral Characteristics (PDF) for typical spectral transmission curves for select filters, http://www.dexterresearch.com/documents/spectral_characteristics.pdf, 2007. 09. 21. 15:04
- [307] NASA, Infrared Processing and Analysis Center (IPAC): Infrared Windows: <http://www.ipac.caltech.edu/Outreach/Edu/Windows/irwindows.htm>, 2008. 09. 21. 15:04
- [308] Ádám – Bányai – Borza – Busics – Kenyeres – Krauter – Takács: Műholdas helymeghatározás, Műegyetemi Kiadó, Budapest, 2004
- [309] FUTABA: PA-2 Pilot Assist Link Auto Pilot System, <http://www.futaba-rc.com/radioaccys/futm0999.html>, 2008. 09. 21. 15:05
- [310] Koncz Miklós Tamás: az EGNOS rendszer és alkalmazása során szerzett tapasztalatok, Hadmérnök, II. Évfolyam 1. szám - 2007. március, http://www.zmne.hu/hadmernok/archivum/2007/1/2007_1_koncz.html, 2008. 09. 21. 15:05
- [311] ELLWYN R ANGLE: N6CA homepage, GPS Antenna Plots, http://www.ham-radio.com/n6ca/microwave/GPS_ants/gps_ants.html, 2008. 09. 21. 15:05
- [312] Radiocrafts AS: RC1240/RC1280/RC1290 Data Sheet (rev. 1.61), Narrow Band Multi-Channel RF Transceiver Module, http://www.radiocrafts.com/uploads/rc12x0_data_sheet_1_61.pdf, 2008. 09. 21. 15:05
- [313] Radiocrafts AS: RC1280HP Data Sheet (rev. 1.41), High Performance 500 mW Multi-Channel RF Transceiver Module, http://www.radiocrafts.com/uploads/rc1280hp_data_sheet_1_41.pdf, 2008. 09. 21. 15:11
- [314] Peder Martin Evjen: High Power Enables “Long Range Devices”, EPN Wireless Electronics Magazin, 2006 September, http://www.radiocrafts.com/uploads/high_power_enables_long_range_epn_2006_sept.pdf, 2008. 09. 21. 15:11
- [315] Koncz Miklós Tamás: Adatvédelem és kriptográfia, Pénzügyi és Számviteli Főiskola, Pénzügyi Vállalkozási Szak, Budapest, Szakdolgozat, 1997
- [316] Irfan Ahmed: Implementation of PID and Deadbeat Controllers with the TMS320 Family, Digital Signal Processor Product – Semiconductor Group Texas Instruments, Digital Signal Processing Application with the TMS320Family, Theory, Algorithms and Implementation, Volume 2, Edited by Panos Papamichalis, pp.529-582.
- [317] Ralph .L. Carmichael: The hydrostatic equations, <http://www.pdas.com/hydro.pdf>, 2008. 09. 21. 15:14
- [318] HyperPhysics: The Barometric Formula, <http://hyperphysics.phy-astr.gsu.edu/hbase/kinetic/barfor.html#c1>, 2008. 09. 21. 15:14
- [319] Szabolcsi Róbert: Automatikus repülés szabályzó rendszerek, Zrínyi Miklós, Nemzetvédelmi Egyetem, Budapest 2004
- [320] Szabolcsi Róbert: Modern szabályzástechnika, Zrínyi Miklós Nemzetvédelmi Egyetem, Budapest 2004.

- [321] Szabolcsi Róbert: A MATLAB® programozása, egyetemi jegyzet, Zrínyi Miklós Nemzetvédelmi Egyetem, 2004.
- [322] Szabolcsi Róbert: Szabályozástechnikai feladatok megoldása a MATLAB® alkalmazásával, egyetemi jegyzet, Zrínyi Miklós Nemzetvédelmi Egyetem, 2004.
- [323] GELLER Labs: Micro Gust Thermal Anemometer, <http://www.gellerlabs.com/MGTA%20kits.htm>, 2008. 09. 21. 15:14
- [324] Szegedi Péter: Repülésszabályozó rendszerek szabályozóinak számítógépes analízise és szintézise, doktori értekezés Zrínyi Miklós Nemzetvédelmi Egyetem, Bolyai János Műszaki Kar, Katonai Műszaki Doktori Iskola, 2005
- [325] Sándor Valéria - Wantuch Ferenc: Repülésmeteorológia, OMSZ Tankönyv, Budapest 2004
- [326] Molnár András: A polgári és katonai robotjárművek fejlesztésében alkalmazott új eljárások és technikai megoldások. Doktori (PhD) értekezés 2005. ZMNE
- [334] Dr. Ványa László: A pilóta nélküli repülő fedélzetén alkalmazott zavaró berendezések és a zavarhatékonyság kérdései, http://www.szrfk.hu/konf2006/cikkek_pdf/vanya_laszlo.pdf, 2008. 09. 21. 14:20
- [335] MH LEP TACEVAL, felelős szerkesztő Atkári Győző, BALTI-2-2005 légvédelmi rakéta-éleslövészettel egybekötött harcászati gyakorlat, tájékoztató füzet, 2005 Budapest, BALTI-2-2005 légvédelmi rakéta-éleslövészettel egybekötött harcászati gyakorlat, térképázatok, tervek, napi program, Ustka 2005.06.18-23
- [336] Wüthl Tibor: Kisméretű pilóta nélküli repülő gépek biztonságtechnikája, ZMNE, Doktori (PhD) értekezés tervezet, 2007 Budapest
- [337] J P Silver: rfc.co.uk, RADAR Radio Detection And Ranging Part 1 of 2, http://www.odyssey.nildram.co.uk/Systems_And_Devices_Files/radar_1.pdf, 2008. 09. 21. 14:28
- [338] Ferencz Csaba: Elektromágneses hullámterjedés; Akadémiai Kiadó, Budapest, 1996.
- [339] BALTI-2-2005 légvédelmi rakéta-éleslövészettel egybekötött harcászati gyakorlat, térképázatok, tervek, napi program, Ustka 2005. június 18-23.

4. FEJEZET

- [327] Magyar Légierő: Részletes beszámoló a lengyelországi rakéta lövészetéről, <http://www.huaf.hu/modules.php?name=News&file=article&sid=55>, 2007. 09. 21. 14:07
- [328] origo itthon: Nem madárraj miatt tévesztett célt a MISTRAL rakéta, <http://www.origo.hu/itt-hon/20021018nemmadarraj.html>, 2008. 09. 21. 14:07
- [329] Magyarország.hu: MTI, Korlátozottan NATO-kompatibilis a MISTRAL, 2003. március 25., kedd, <https://secure.magyarorszag.hu/hirek/kozelet/MISTRAL20030325.html>, 2007. 09. 21. 14:07
- [330] MBDA: Scenarios for BANSHEE Target Drone (személyes levelezés)
- [331] Horváth Zoltán: A térinformatika katonai alkalmazása a digitális harcmezőn, <http://www.zmne.hu/tanszekek/ehc/konferencia/april2001/horvath.html>, 2008. 09. 21. 14:09
- [332] Horváth Zoltán: Kis és közepes méretű pilóta nélküli repülő eszközök autonóm feladat-végrehajtásának támogatása digitális domborzati modell alkalmazásával, Budapest, ZMNE BJKMK, Bolyai Szemle 2006. XV. Évfolyam 1. szám, (2006), pp.128-138
- [333] Honvédelmi Minisztérium: Bizonyított a MISTRAL, http://www.honvedelem.hu/hirek/kiadvanyok/magyar_honved/bizonyitott_a_MISTRAL, 2007. 09. 21. 14:10

JEGYZÉKEK

ÁBRÁK JEGYZÉKE

1. ábra:	Luneberg-lencse permitivitás és törésmutató profilja [196] (szerkesztette: Koncz Miklós)	37
2. ábra:	Rádiólokációs válaszjel adó adóantenna (T) és vevőantenna (R) néhány lehetséges elhelyezésének bemutatása helyes és helytelen példákkal (Lun`tech ajánlása szerint, szerkesztette: Koncz Miklós)	41
3. ábra:	Rádiólokációs visszaverő felület mérésére szolgáló összeállítás blokkvázlata (oldalnézet, szerkesztette: Koncz Miklós).....	46
4. ábra:	Luneberg-reflektor, valamint a repülőgép Luneberg-reflektorral felszerelt orrkúpjának iránykarakterisztikája bal: m^2 , jobb: dBm^2 mértékegységben (mérési távolság: 3 m, frekvencia tartomány: $9 \div 9,3$ GHz, szerkesztette: Koncz Miklós)	52
5. ábra:	MAYFLY TWO repülésszabályozó felépítése (szerkesztette: Koncz Miklós).....	58
6. ábra:	FMA Direct CPD4 helyzet stabilizáló rendszerének működési vázlata, keresztirányú működési módban (nem diagonális, és nincsenek összetett kormányfelületek, szerkesztette: Koncz Miklós)	61
7. ábra:	DST-60 infravörös szenzor pár (CPD4SEUNIT) kimeneti feszültsége (erősítés után) szöghelyzet függvényében (telepfeszültség 4,6 V, felhővel takart ég, külső hőmérséklet: 4,5 °C, időpont 2006.03.15. 18:45÷19:16, a föld hóval takart, bal szenzor égne néz: 90 °, jobb szenzor égne néz: - 90 °, szerkesztette: Koncz Miklós).....	62
8. ábra:	Szervo interfész transzfer funkció paraméterei (szerkesztette: Koncz Miklós).....	69
9. ábra:	Szervo interfész transzfer funkció paraméterei (szerkesztette: Koncz Miklós).....	70
10. ábra:	Földi kiszolgáló és adatgyűjtő szoftver ernyőképe (szerkesztette: Koncz Miklós).....	73
11. ábra:	GPS sebesség, légsebesség, korrigált sebesség egymásnak megfeleltetése szélcsendes időben (mérte és szerkesztette: Koncz Miklós)	82
12. ábra:	Barometrikus magasság sebesség függése Prandtl-cső esetén (mérte és szerkesztette: Koncz Miklós).....	83
13. ábra:	GPS magasság pontossága (mérte és szerkesztette: Koncz Miklós)	84
14. ábra:	Távírányítású célrepülőgép pályakialakítása (Nagyoroszi, szerkesztette: Koncz Miklós).....	89
15. ábra:	Autonóm célrepülőgép pályakialakítása (Városhőd, 2005., szerkesztette: Koncz Miklós)	90
16. ábra:	Autonóm célrepülőgép pályájának terepmetszete (Városhőd, 2005., szerkesztette: Koncz Miklós)	92
17. ábra:	Autonóm célrepülőgép pályakialakítása (Ustka, Balti-tenger, délutáni pálya, 2005., szerkesztette: Koncz Miklós).....	93
18. ábra:	MBDA által javasolt automatikus irányítású célrepülőgép pályakialakítása (első változat, CPA=1000 m [330], fordította: Koncz Miklós)	94
19. ábra:	MBDA által javasolt automatikus irányítású célrepülőgép pályakialakítása (harmadik változat, [330], fordította: Koncz Miklós)	95
20. ábra:	A radarrendszert kitérő pályán megközelítő célrepülőgép irányszögei és a pálya definíciós paraméterei (bal ábra: felülnézet, földfelszínnel párhuzamos pályasík, jobb ábra: oldalnézet, földfelszínre merőleges pályasík, szerkesztette: Koncz Miklós).....	100
21. ábra:	A radarrendszert kitérő pályán megközelítő célrepülőgép irányszögei (Axonometrikus-nézet, szerkesztette: Koncz Miklós).....	101
22. ábra:	A 18 cm átmérőjű Luneberg-reflektorral (forgás szimmetrikusan) felszerelt METEOR-3 típuscsaládba tartozó célrepülőgép tipikus üzemi rádiólokációs visszaverő zónája és holttere (szerkesztette: Koncz Miklós).....	103
23. ábra:	Csak az oldalszög szempontjából történő rádiólokációs követhetőség vizsgálat (szükséges, de nem elégséges feltétel, Ustka, 2005., szerkesztette: Koncz Miklós) ...	104

24. ábra:	A radarral követhető pályaszakaszok, a repülőgép fizikai tulajdonságait figyelmen kívül hagyva (Ustka, 2005., szerkesztette: Koncz Miklós)	105
25. ábra:	Egyenlő oldalú háromszög alakú tervezett (sárga) és a METEOR-3R által berepült (zöld) tesztpálya (Jakabszállás reptér, 2006., szerkesztette: Koncz Miklós).....	106
26. ábra:	Előző pálya magasság profilja (Jakabszállás reptér, 2006., szerkesztette: Koncz Miklós)	107
27. ábra:	Radarral követhető pályaszakaszok, a repülőgép fizikai tulajdonságainak figyelembe vételével, maximálisan engedélyezett oldalszél és függőleges leszálló légáramlás esetén (pesszimiztikus becslés, Ustka, 2005., szerkesztette: Koncz Miklós)	108
28. ábra:	A célrepülőgépbe épített Luneberg-reflektor, a repülőgép fizikai tulajdonságai és a pályatervezési alapelvek figyelembe vételével tervezett pálya (pesszimiztikus becslés, maximális, a pálya aktív szakaszára merőleges, oldalszélre, Ustka, szerkesztette: Koncz Miklós)	110

KÉPEK JEGYZÉKE

1. kép:	DO-DT25 célrepülőgép orrkúpjára és hajtóműjére szerelt infravörös sugárzó [6] (szerkesztette: Koncz Miklós)	15
2. kép:	EADS/Dornier DO-DT25 célrepülőgép Luneberg-reflektorral és segéd turbinás feketetest sugárzóval felszerelt orrkúpja [25] (forrás: EADS)	20
3. kép:	METEOR-3R raj a 2005. évi ustkai éleslövészet napján (fényképezte: Koncz Miklós)	26
4. kép:	Gázsugárterelővel ellátott ASK-21T típusú H-FÉM 160 KEROSIN sugárhajtású repülőgép infravörös és látható fény tartománybeli képe (szerkesztette: Koncz Miklós)	28
5. kép:	HOFÉM-160 KEROSIN gázturbina és füstgenerátor tesztje (bal oldali kép) és füstgenerátorral ellátott, gázsugár hajóműves L-39 Albatrosz élethű modell, repülés közben (jobb oldali kép), (bal oldali felvételt Kovács Tibor, a jobb oldali képet Koncz Miklós fényképezte)	29
6. kép:	British Aerospace 18 cm átmérőjű Luneberg-reflektorának alkalmazása az AERO-TARGET BT. gyártmányú Ugly Duckling és a METEOR-3R típusú TUAV-n (fényképezte: Görög György, Koncz Miklós)	43
7. kép:	A MAYFLY ONE fedélzeti automatika első, kísérleti példánya a METEOR-3 célrepülőgépbe beépítve (fényképezte: Koncz Miklós).....	57
8. kép:	FMA Direct CPD4 repülés stabilizáló rendszerének szenzorja a METEOR-3R repülőgép hasára építve (fényképezte: Koncz Miklós).....	60
9. kép:	Szervo interfész kártyák bemérés alatt (fényképezte: Koncz Miklós).....	66
10. kép:	METEOR-3R repülőgép kísérleti, kétirányú telemetriaadóval (fényképezte: Koncz Miklós)	72
11. kép:	MAYFLY-TWO fedélzeti automatika rendszer központi egysége (fényképezte: Koncz Miklós)	74
12. kép:	METEOR-3R orrkúpjába épített Luneberg-reflektor hátulnézete, bal oldali képen: aszimmetrikus (kb. 20 °) – helytelen, jobb oldali képen: szimmetrikusan – helyes beépítés (fényképezte: Koncz Miklós)	109

TÁBLÁZATOK JEGYZÉKE

1. táblázat:	MISTRAL-2 légvédelmi rakéta főbb harcászatechnikai adatai ([79], [84], [85], [86], [87], [88], szerkesztette: Koncz Miklós)	10
2. táblázat:	METEOR-3 technikai paraméterei ([49], [97], [128], szerkesztette: Koncz Miklós)	23
3. táblázat:	METEOR-3R típusú célrepülőgép modernizáció után módosult technikai paraméterei [63] (szerkesztette: Koncz Miklós)	25
4. táblázat:	Referencia tárgy és Luneberg-reflektor reflexiócsillapításának értékei a visszaverődési helyen, szabadtéri értékkel korrigált adatok és az abból számított RCS értékek, (névleges távolság ± 1 m távolságra számított ICZT)	

transzformációval és $9 \div 9,3$ GHz frekvenciatartományban, távolság meghatározás Dolph-Chebyshev ablak (80 dB oldalsáv elnyomás), amplitúdó meghatározás Flat-Top ablak, a mérés alapján összeállította: Koncz Miklós) 51

MELLÉKLETEK JEGYZÉKE

1. melléklet: METEOR-4R (Ughly-Ducling) technikai paraméterei [127] (szerkesztette: Koncz Miklós)	139
2. melléklet: Szabályozási algoritmus egyszerűsített, C nyelvű forráskódja (programozta: Koncz Miklós)	139
3. melléklet: Néhány európai célrepülőgép osztályozása maximális sebesség és működtetési költség alapján [6] (Szerkesztette: Koncz Miklós).....	141
4. melléklet: Referencia tárgy és Luneberg-reflektor reflexiós csillapításának helyfüggése, szabadtéri értékkel korrigált és nem korrigált érték ($0 \div 64,064$ m IFFT, $0 \div 20$ m ICZT és $9 \div 9,3$ GHz frekvenciatartomány, Dolph-Chebyshev ablak, 80 dB oldalsáv elnyomás, distance – távolság [m], Rho magnitudo – Rho nagyság [dB], mérte és szerkesztette: Koncz Miklós).....	142
5. melléklet: Szervo interfész működési vázlat (szerkesztette: Koncz Miklós).....	143

RÖVIDÍTÉSEK JEGYZÉKE

AAM – Air-to-Air Missile: levegő-levegő rakéta
ACLOS – Automatic Command to Line of Sight: automatikus vizuális rávezetés
ADS – Air Defense Systems: légvédelmi rendszerek
ADA – Air Defense Artillery: légvédelmi tüzérség
ANSI – American National Standards Institute: Amerikai Nemzeti Szabványügyi Intézet
AM-DSB – Amplitude Modulated: Double Sideband: amplitúdó modulált kétoldalsáv
ARM – Anti Radiation Missiles: radarelhárító rakéták
AT – Advanced Technology: fejlett technológia (PC)
ATLAS – Advanced Twin Launcher Anti-air Strikes: korszerű ikerindító légitámadások ellen
CIC – Computer in Control: automatika működik
CLOS – Command to Line of Sight: manuális vizuális rávezetés
CMOS – Complementary Metal Oxide Semiconductor: komplementer tervezérlésű tranzisztor
CPA – Cross Path Alignment: földfelszín síkjára merőlegesen vetített keresztirányú pálya távolság
CW – Continuous Wave: modulálatlan rádiófrekvenciás jel
dBsm – dB square meter: dBm^2
DES – Data Encryption Standard: adat titkosítási szabvány
DGPS – Differential Global Positioning System: differenciális helymeghatározó rendszer
DRFM – Digital Radio Frequency Memory: digitális rádiófrekvenciás memória
EADS – European Aeronautic Defence and Space Company: Európai Repülési, Védelmi és Űrhajózási Vállalat
ECM – Electronic Countermeasure: elektronikai zavaró berendezések
ECU – Engine Control Unit: motorvezérlő egység
EEPROM – Electronically Erasable Programmable Read-Only Memory: elektromosan írható és törölhető memória
EGNOS – European Geostationary Navigation Overlay Service: európai geostacionárius navigációs kiegészítő rendszer
EIRP – Equivalent isotropically radiated power: ekvivalens izotrópikusan kisugárzott teljesítmény
EMC – Electromagnetic Compatibility: Elektromágneses összeférhetőség
EMC – Electrostatic Discharge: elektrosztatikus kisülés
EU – European Union: Európai Szövetség

FDR – Frequency Domain Reflectometry: frekvencia tartományú reflektometria
GALILEO – European Satellite Navigation System: Európai Műholdas Navigációs Rendszer
GPS – Global Positioning System: globális helymeghatározó rendszer
GRIN – Gradient Index: változó dielektromos állandójú anyag
HDOP – Horizontal Dilution of Precision: horizontális precizitás romlás
HILS – Hardware-in-the-Loop Simulation: Hardver a szabályzó hurokban szimuláció
ICZT – Inverse Chirp-Z transformation: inverz chirp-z transzformáció
IFF – Identify Friend and Foe: barát-ellenség felismerő rendszer
IRCM – Infrared Countermeasures: infravörös érzékelők elleni eszközök
IRSS – Infrared Sensor Stimulator: infravörös, hőkép növelő eszközök
ISA – International Standard Atmosphere: nemzetközi standard atmoszféra
ISAR – Inverse Synthetic Aperture Radar: inverz szintetikus nyílászögű radar
ISM band – Industrial Science Medical band: ipari, tudományos és orvosi szabad sáv
ISO – International Standards Organization: Nemzetközi Szabványosítási Szervezet
LED – Light Emitting Diode: fényemittáló dióda
LOS – Line-of-sight: szakasz átláthatóság
LRAD – Long Range Air Defense: nagy hatótávolságú légvédelmi rakétarendszerek
LWIR – Long-Wave InfraRed: hosszú hullámhossz tartományú infravörös sugárzás
MACS – Modular Airborne Control System: moduláris fedélzeti automatika rendszer
MANPADS – Man-Portable Air Defense Systems: könnyű hordozható légvédelmi rendszer
MBD – Matra BAe Dynamics: francia-brit védelmi ipari cég
MBDA – A brit és a francia Matra BAe Dynamics, francia Aerospatiale Missiles és az olasz Alenia Marconi Systems 2001. évi egyesüléséből létrejött cég
MCP – MISTRAL Coordination Post: MISTRAL irányítási állás
MDI – Miss Distance Indicator: találati pontosság jelző
MEMS – Micro-Electro-Mechanical Systems: mikro-elektromechanikus rendszerek
MgF₂ – Magnézium-fluorid optika
MHLEP – Magyar Honvédség Légierő Parancsnokság
MRAD – Medium Range Air Defense: közepes hatótávolságú légvédelmi rakétarendszerek
MSAS – MTSAT Satellite-based Augmentation System: MTSAT alapú műholdas pontosító rendszer
MSL – Mean Sea Level: átlagos tengerszint feletti magasság
MTI – Moving Target Indicator: mozgó tárgy indikátor
MTSAT – Multi-Functional Transport Satellite: több funkciós szállítási műhold
MWIR – Mid-Wave InfraRed: közepes hullámhosszú infravörös tartomány
NATO – North Atlantic Treaty of Organisation: Észak-atlanti Szerződés Szervezete
NAMFI – NATO Missile Firing Installation: NATO rakéta gyakorlótér
NiCd – Nikkel-kadmium akkumulátor
NMEA 0183 - National Marine Electronics Association 0183 Standard: Nemzeti Hajózási Elektronikai Társaság 0183-as soros adatátviteli szabványa
OSD – On-Screen Display: felirat a képernyőn
PC – Personal Computer: személyi számítógép
PCM – Pulse Code Modulation: pulzus kód moduláció
PDOP – Percent Dilution of Position: 3D pontosság romlás
PID – Proportional–Integral–Derivative controller: arányos integráló derivatív szabályzó
PRF – Pulse Repetition Frequency: impulzusismétlődési frekvencia
PS2 – Personal System/2: személnyi rendszer 2
PTK – Positive Temperature Coefficient Resistor: pozitív hőmérsékleti tényezőjű ellenállás
PWC – Precipitable Water Vapor: ekvivalens vízoszlop szint az atmoszférában
QFHA – Quadrifilar Helix Antenna: négyszeresen tekercselt spirál antenna

RAS – Radar Absorbent Structures: radar elnyelő anyagok alkalmazásával növelhető
RATO – Rocket Assisted Take-Off: indítórakétával megkönnyített felszállás
RC – Remote Control: távirányítás
RCS – Radar Cross Section: rádiólokációs visszaverő felület
RF – Radio Frequency: rádiófrekvenciás
RL – Return Loss: ütközési csillapítás
RSS – Radar Signature Simulator: aktív válaszipulzus adó
SAM – Surface-to-Air Missiles: föld-levegő rakéták
SBAS – Satellite Based Augmentation System: műholdas pontosító rendszer
SDC – Secure Digital Card: biztonságos digitális kártya
SHORAD – Short Range Air Defense: rövid hatótávolságú légvédelem
SHORAR – Short-range Anti-aircraft Defence Radar: közeli hatótávolságú légvédelmi radar
S-sáv – 2÷4 GHz-es frekvencia tartomány
SSKP – Single-Shot Kill Probability: egylövéses elpusztítási valószínűség
STAR – Supersonic Target Rocket: szuperszónikus célrakéta
SWIR – Short-Wave InfraRed: rövid hullámhosszú infravörös tartomány
TACEVAL – TACTical EVALuation: harcászati értékelés és elemzés
TSA – Temporary Segregated Area: időszakosan elkülönített légtér
TTL – Transistor Transistor Logic: tranzisztor-tranzisztor logika
TUAV – Target Unmanned Aerial Vehicle: pilóta nélküli célanyagul szolgáló légi jármű
UART – Universal Asynchronous Receiver/Transmitter: univerzális aszinkron adó/vevő
UAV – Unmanned Aerial Vehicle: pilóta nélküli légi jármű
VDOP – Vertical Dilution of Precision: vertikális precizitás romlás
VMDI – Visual Miss Distance Indicators: optikai találati pontosság értékelő rendszer
VNA – Vectorial Network Analyzer: vektoriális hálózat analízátor
VSHORAD – Very Short Range Air Defense: nagyon rövid hatótávolságú légvédelem
WAAS – Wide Area Augmentation System: nagy kiterjedésű pontosság javító rendszer
WLAN – Wireless Local Area Network: rádiós helyi hálózat
S-sáv – 2÷4 GHz-es frekvencia tartomány
X-sáv – 8÷12 GHz-es frekvencia tartomány
ZOH – Zero-Order Hold: nullarendű tároló

PUBLIKÁCIÓS JEGYZÉK

1. *Onboard electronics for target of the MISTRAL air defence system.* in: AARMS, Academic and Applied Research in Military Science, Volume 5, Issue 1, 2006 pp.39-50., <http://www.zmne.hu/aarms/docs/Volume5/Issue1/pdf/04konc.pdf>
2. *Design of a low-cost balancing machine for the gas turbine of UAV's.* in: AARMS, Academic and Applied Research in Military Science, Volume 5, Issue 2, 2006 pp.289-309. <http://www.zmne.hu/aarms/docs/Volume5/Issue2/pdf/12konc.pdf>
3. *A MISTRAL légvédelmi rakéta célrepülőgépeinek robotizálása.* in: Repüléstudományi közlemények, Szolnok, XV. évfolyam 35. szám 2003. pp.91-99.
4. *Fedélzeti inerciális adatgyűjtő rendszer alkalmazása pilóta nélküli repülőgépekben.* in: Repüléstudományi közlemények, Szolnok, 2004. XVI. évfolyam 36. szám pp.43-52.
5. *Ki és mikor fogja megnyerni a „Grand Challenge”-t?* in: Nemzetvédelmi Egyetemi Közlemények, 2005. 9. évfolyam 1. szám, pp.102-114.
6. *Mérőpad tervezése pilóta nélküli repülőgépek gázturbinájához.* in: GÉP, A Gépipari Tudományos Egyesület Műszaki Folyóirata, 2006/5 LVII. évfolyam, pp.24-28.
7. *A célrepülőgépek alkalmazása és fejlesztése során szerzett tapasztalatok.* in: Bolyai Szemle 2006. XV. évf. 1. szám pp.40-49.
8. *Célrepülőgépek nemzetközi összehasonlítása.* in: Hadmérnök különszám, Robothadviselés 6. Tudományos Szakmai Konferencia, 2006. november 22., http://www.zmne.hu/hadmernok/kulonszamok/robothadviseles6/koncz_rw6.pdf
9. *Az EGNOS rendszer és alkalmazása során szerzett tapasztalatok.* in: Hadmérnök, II. Évfolyam 1. szám, 2007. március, pp.158-170. http://www.zmne.hu/hadmernok/archivum/2007/1/2007_1_koncz.pdf
10. *Luneberg-reflektor radarkeresztmetszetének mérése összehasonlító FDR módszerrel.* in: Hadmérnök, II. Évfolyam 3. szám, 2007. szeptember, pp.100-197., http://www.zmne.hu/hadmernok/archivum/2007/3/2007_3_koncz.pdf
11. *A Soundcard Based Dynamic Balancing Machine for Model Gas Turbine Engines, Part 1.* in: Gas Turbine Builders Association – News-letter No. 45. November 2004 pp.18-23., http://www.gtba.co.uk/gtba_forums/download.php?id=145
12. *A Soundcard Based Dynamic Balancing Machine for Model Gas Turbine Engines, Part 2.* in: Gas Turbine Builders Association – News-letter No. 46. February 2005 pp.5-11., http://www.gtba.co.uk/gtba_forums/download.php?id=144
13. Miklós KONCZ – Antal TURÓCZI: *Autopilot Applications for Different UAV Airframes,* www.uavnet.com/DL/Document_Library/Budapest_Meeting/Autopilot_Koncz.pdf
14. *Autonomous Flying of UAV,* Szendrő, UAVNET Regional Workshop 23th of September 2005., <http://www.uavnet.com/newsletter/NEWSLETTER%2014.htm>
15. *Onboard electronics for target of the MISTRAL air defence system,* Budapest, NDU, Robotwarfare 3, 2003. november 11.
16. *A MAYFLY ONE repülőgép fedélzeti irányító rendszer felépítése: digitális szervo vezérlő (1. rész),* Szolnok, 2004. április 23. Gazdaságosság, hatékonyság és a biztonság a repülésben, konferencia kiadvány (CD), <http://www.szrfk.hu/konf2004/index.html>

17. *A MAYFLY ONE repülőgép fedélzeti irányító rendszer felépítése: központi egység (2. rész)*, Szolnok, 2005. április 15., Fél évszázad forgószárnyakon a magyar katonai repülésben, konferencia kiadvány (CD),
http://www.szrfk.hu/konf2005/cikkek/koncz_miklos.pdf
18. *Automatikus irányítású célrepülőgépek pályatervezése*, Zrínyi Miklós Nemzetvédelmi Egyetem Bolyai János Katonai Műszaki Kar, Repülőműszaki Intézet, Szolnok, 2006 április 21., Új évszázad, új technológia – Gripenek a magyar Légierőben, Tudományos konferencia CD kiadványa,
http://www.szrfk.hu/konf2006/cikkek_pdf/koncz_miklos_tamas.pdf
19. *Elektrolit kondenzátorok ESR mérése*, Zamárdi, Antenna Hungária Rt. Bartha Attila TV-URH konferencia kiadványa, 2001. június 18.
20. *Alumínium elektrolit kondenzátorok technológiai jellemzői*, Zamárdi, Antenna Hungária Rt. Bartha Attila TV-URH konferencia kiadványa, 2001. június 4-6.
21. *H-tér szonda alkalmazása szervizelési és fejlesztési gyakorlatban*, IX. Antenna Hungária Rt. Bartha Attila műsorszórás technikai konferencia kiadványa, Balatonföldvár, 2004. június 2-3.

MELLÉKLETEK

1. melléklet: METEOR-4R¹⁹⁰ (Ughly-Ducling) technikai paraméteri [127] (szerkesztette: Koncz Miklós)

Feladat	Alacsony költségű, nagy sebességű célrepülőgép
Alkalmazás	Légvédelmi rakéták számára cél imitáció gyakorlatokon, éleslövészeteken, ellenséges radarok felfedése harctéren
Célzássegítő eszközök	Luneberg-reflektor, 2 darab 1 perces vagy 2 darab 2 perces piropatron, füstgép
Maximális pályahossz	80 ÷ 100 km
Akció sugár	40 ÷ 50 km (legtávolabbi pont)
Bevetési időtartam	20 ÷ 25 perc
Hasznos teher	6 kg (üzemanyag, Luneberg-reflektor, elektronika)
Maximális sebesség	300 km/h (szélsebesség függő)
Névleges sebesség	250 km/h
Maximális emelkedési magasság	3 km
Fesztáv	2 m
Hossz	1.6 m
Üres tömeg	14 kg
Meghajtás	H-FÉM 160N KEROZIN, ellenáramú égésterű, centrifugál kompresszoros, axiális turbinás, gázsugárhajtómű
Üzemanyag	kerozin + 4 % turbina olaj
Tolóerő	Maximális tolóerő: 180 N (118 000 l/min, 15 °C)
Alapjárat fordulatszám	30 000 l/min
Fogyasztás	Maximum: 0.45 l/min
Irányítás	PCM/RC, GPS alapú robotpilóta, infravörös helyzetstabilizáló rendszerrel, képátvitel és telemetria lehetőségével
Felszállás	Csörlővel
Leszállás	Megerősített alsóváz
Maximális szélsebesség	50 km/h
Időjárási körülmények	Európai időjárás, kivéve erős eső, hó, köd és felhővel teljesen fedett ég

2. melléklet: Szabályozási algoritmus egyszerűsített, C nyelvű forráskódja (programozta: Koncz Miklós)

```

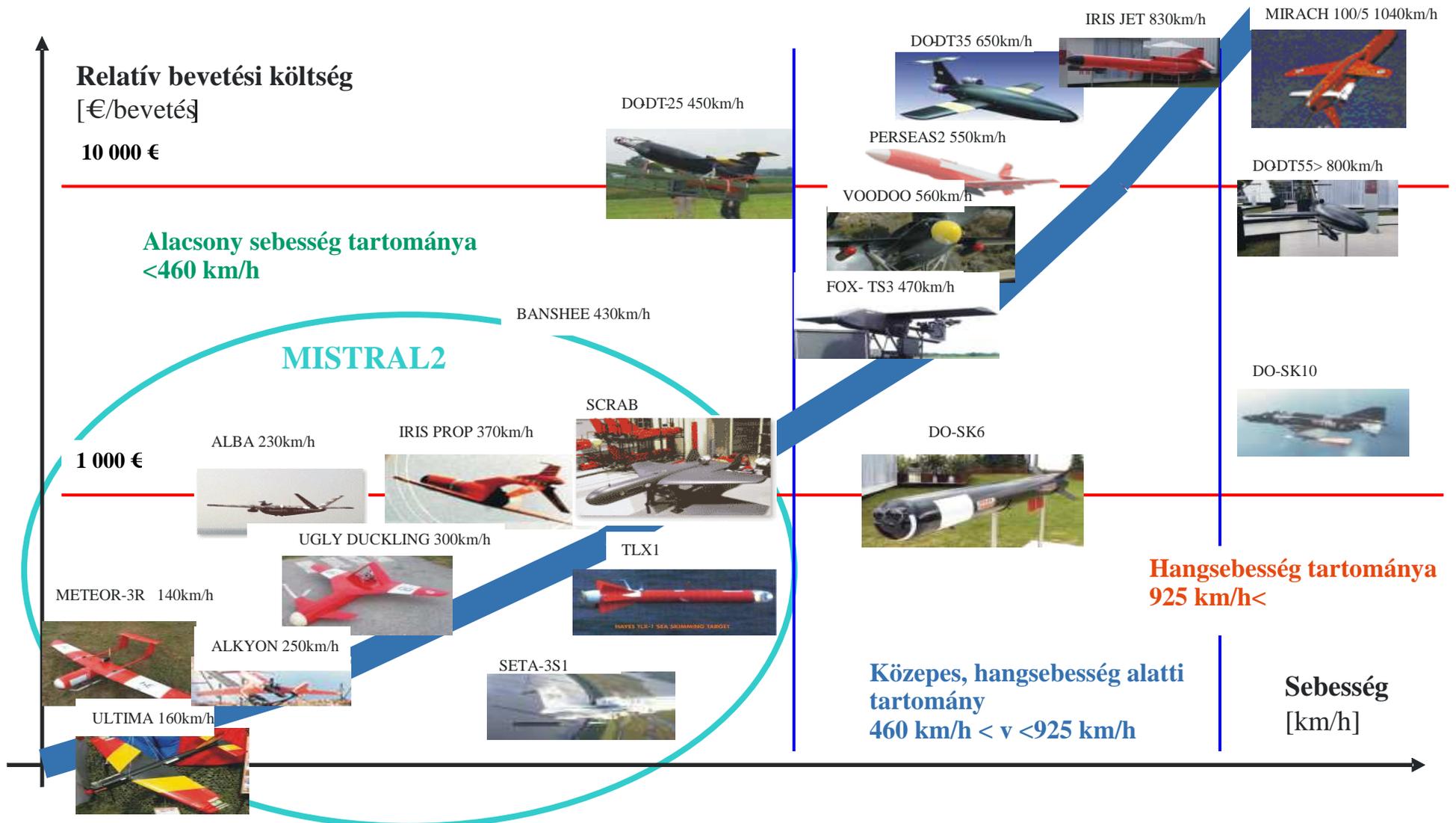
void find_target(void)
{
float turn_right = 0;
float altitude_error = 0;
turn_right_out = 0;
altitude_out = 0;
if (sys_stat.gps_data_valid == TRUE) gps_dist_head (latitude,
longitude, target_lat, target_lon);
    bearing_course_error = bearing - course;
    if (bearing_course_error >= 180) bearing_course_error =
bearing_course_error - 360;
    if (bearing_course_error < -180) bearing_course_error = 360
+ bearing_course_error;
    cross_track_error = gps_dist_from_line(bearing, distance,
line_by_wps);

```

¹⁹⁰ METEOR-3MA-nak felelhet meg a Magyar Honvédség pályázati kiírásában ([130], [131])

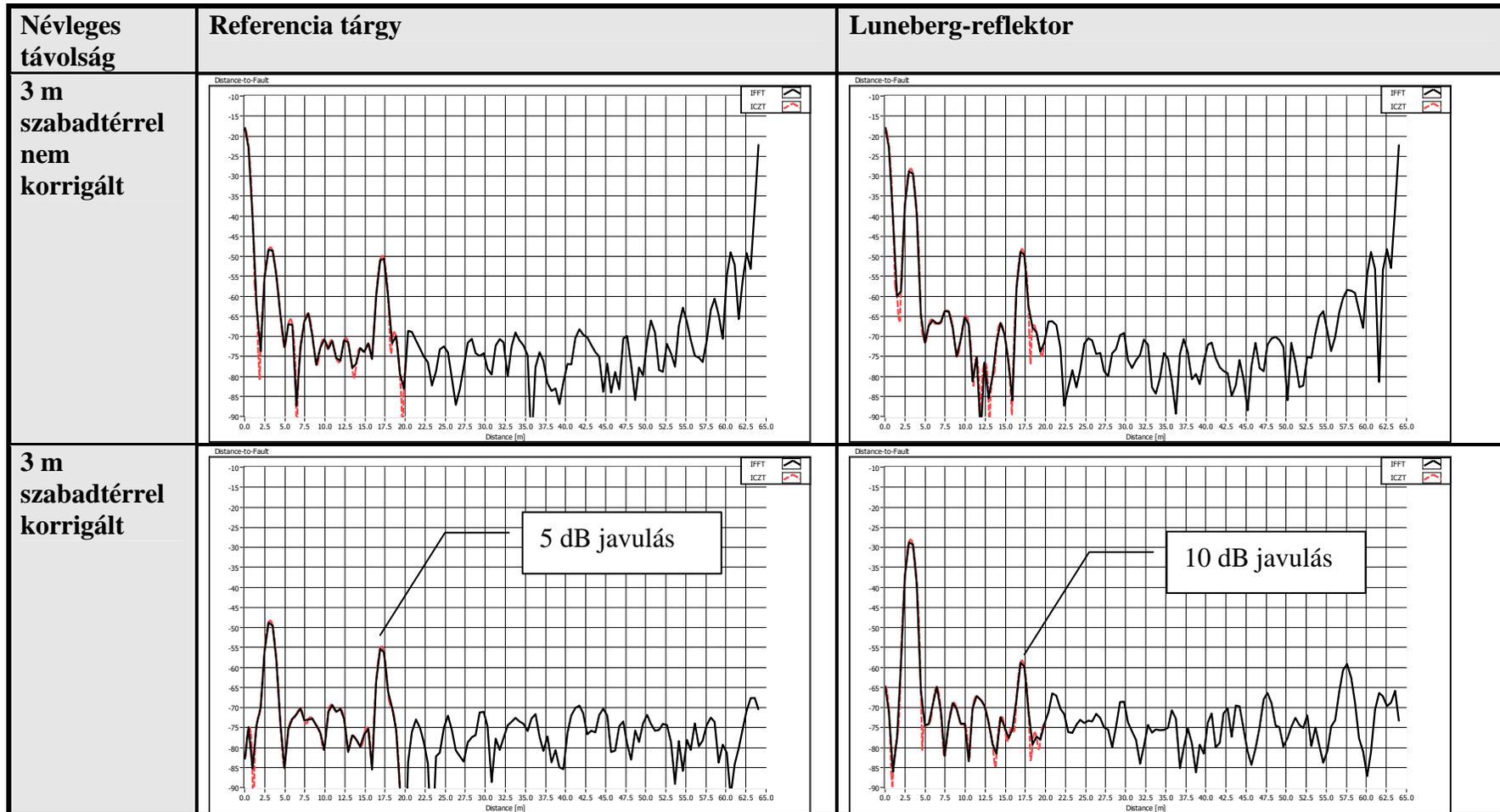
```
turn_right = limit_value(bearing_course_error +
limit_value(cross_track_error * cross_track_error_gain,
CTE_degree_limit, -CTE_degree_limit), 180, -180);
    if ((sys_stat.gps_data_valid == TRUE)) {
        data_transmission_ok = srv_data_read(SRV_STATUS_REG,
&srv_status);
        if (srv_status == MANUAL) {
            zero_pid_data(&direction_control);
        }
        move_pid_data(&direction_control);
        sampling_error(&direction_control, turn_right);
        turn_right_out = calcu-
late_pid_output(direction_control);
        sampling_output(&direction_control, turn_right_out);
        data_transmission_ok =
        srv_data_sync_write(SRV_DIRECTION_REG, (signed
int)(turn_right_out));
    }
    else {
        data_transmission_ok =
srv_data_sync_write(SRV_DIRECTION_REG, (signed int)(0));
        zero_pid_data(&direction_control);
    }

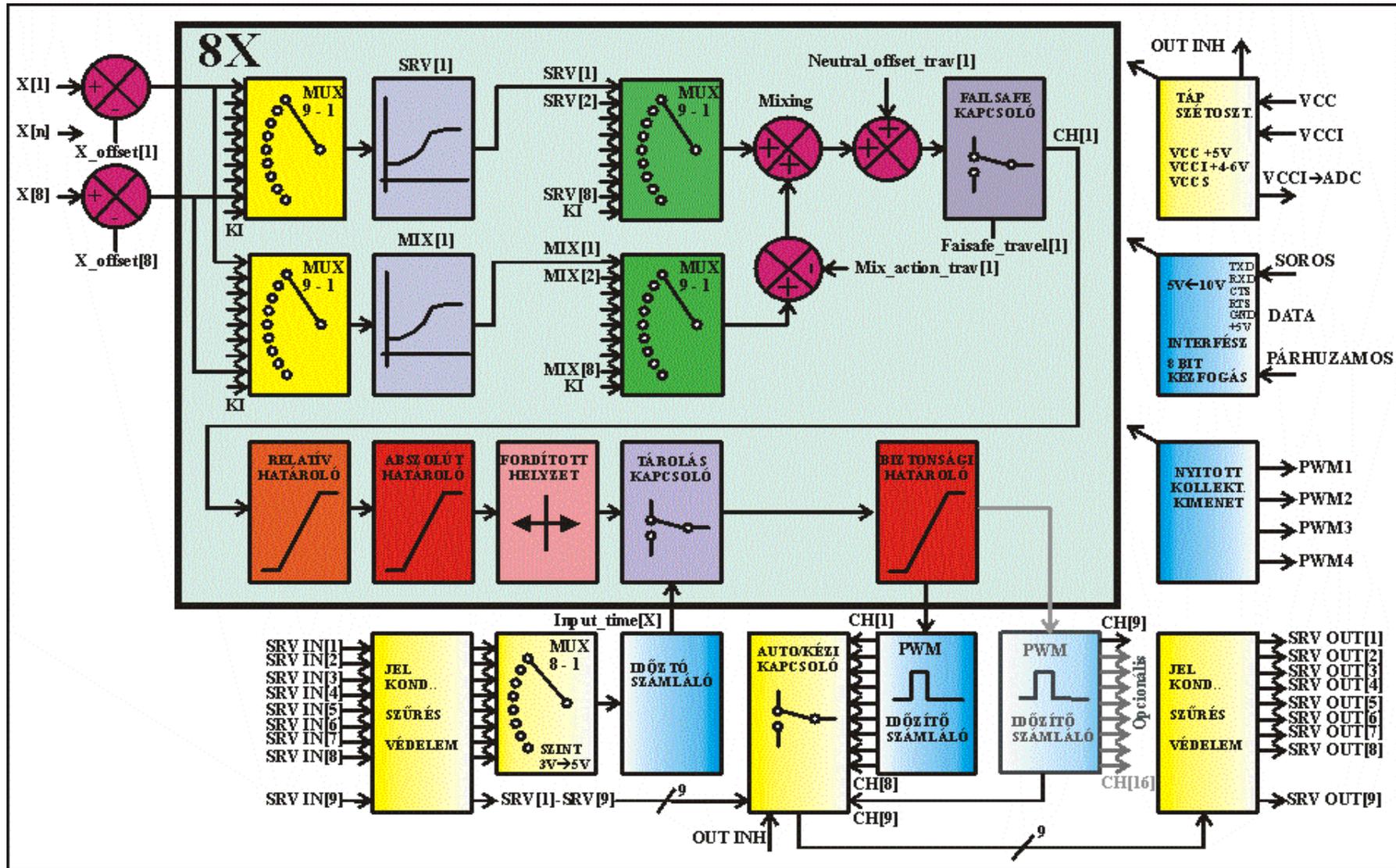
    if ((conv_error_altitude > 0) && (gps_mode == MODE_3D) &&
(gps_state > 0)) {
        data_transmission_ok = srv_data_read(SRV_STATUS_REG,
&srv_status);
        if (srv_status == MANUAL) {
            zero_pid_data(&altitude_control);
        }
        altitude_error = altitude - target_height;
        move_pid_data(&altitude_control);
        sampling_error(&altitude_control, altitude_error);
        altitude_out = calculate_pid_output(altitude_control);
        sampling_output(&altitude_control, altitude_out);
        data_transmission_ok =
        srv_data_sync_write(SRV_ALTITUDE_REG, (signed
int)(altitude_out));
    }
    else {
        data_transmission_ok =
srv_data_sync_write(SRV_ALTITUDE_REG, (signed int)(0));
        zero_pid_data(&altitude_control);
    }
    data_transmission_ok = pyro_control(target_type,
PYRO_CYCLE);
}
```



3. melléklet: Néhány európai célrepülőgép osztályozása maximális sebesség és működtetési költség alapján [6] (Szerkesztette: Koncz Miklós)

4. melléklet: Referencia tárgy és Luneberg-reflektor reflexiók csillapításának helyfüggése, szabadtéri értékkel korrigált és nem korrigált érték (0 ÷ 64,064 m IFFT, 0 ÷ 20 m ICZT és 9 ÷ 9,3 GHz frekvenciatartomány, Dolph-Chebyshev ablak, 80 dB oldalsáv elnyomás, distance – távolság [m], Rho magnitude – Rho nagyság [dB], mérte és szerkesztette: Koncz Miklós)





5. melléklet: Szervo interfész működési vázlata (szerkesztette: Koncz Miklós)