

Papp István

REPÜLŐFEDÉLZETI IRÁNYÍTHATÓ RAKÉTÁK

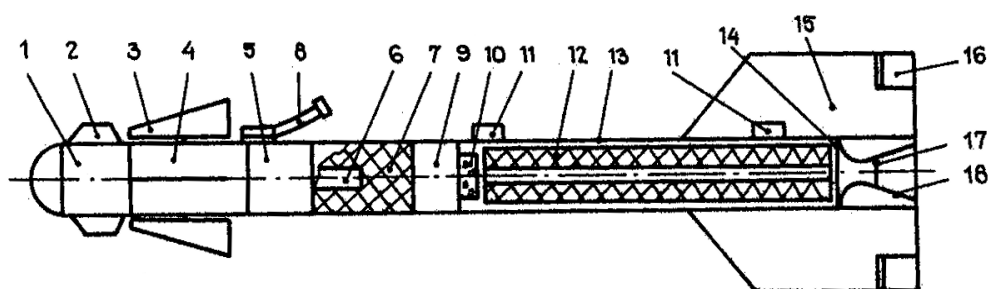
A doktori disszertációmban a repülőfedélzeti irányítható rakéták modellezésével foglalkozom. Ahhoz, hogy egy rakétát megfelelő matematikai modellel helyettesíthessünk, szükség van annak teljes ismeretére. Ebben a publikációban az irányítható rakéták csoportosításával, az alapvető irányítási eljárásokkal, az irányítható rakéták aerodinamikai felépítésével, a berendezések rendeltetésével és a leggyakrabban alkalmazott rakétahajtóművek bemutatásával foglalkozom, mely objektíven segít megérteni az irányítható rakéták működését.

Kulcsszavak: repülőfedélzeti irányítható rakéta, rakétahajtómű, rakétairányítás

Irányítható rakéta

A rakétatechnika fejlődésének kezdete a II. világháború idejére tehető, igaz Kínában már jóval korábban is alkalmaztak rakétához hasonló szerkezeteket tüzijátékokon. Az értekezés szempontjából a fejlődést mindenképpen csak a múltszázaddal érdemes kezdeni, mert a repülőfedélzeti rakéták fejlődéséhez először a repülőgépek fejlődésére volt szükség. A repülés korai éveiben számos olyan rakéta változatot kipróbáltak, mely később nem került sorozatgyártásra, éppen ezért a repülőfedélzeti irányítható rakéták vizsgálata során csak azokkal érdemes foglalkozni, melyek rendszerbeállítása is megvalósult.

A repülőfedélzeti irányítható rakéta a légierő fő fegyverzetét képezi elsősorban a légitámadások megsemmisítésében, de számos irányítható rakéta áll rendelkezésre felszíni célok támadására is. Az irányítható rakéták felépítése többé-kevésbé megegyezik, ezért egy általános példán keresztül vizsgálom meg a rakéta felépítését [2].



1. ábra A repülőfedélzeti irányítható rakéta felépítése [2]

A repülőfedélzeti rakéta felépítése:

- célkoordinátor (CK) (1). Gyakran nevezik önirányító fejnek is;
- destabilizátor (2);
- kormányfelületek (3);
- irányítórekesz vagy kormányrekesz (4);
- közelségiggyújtó (9);
- végrehajtó-biztosító szerkezet (PIM¹) (6);

¹ PIM – ПИМ – предохранительно-исполнительный механизм

- harcirész (7);
- elektromos csatlakozó vagy nyírózó csatlakozó (8);
- energetikai blokk (5);
- a hajtómű indító vagy gyullasztó töltete (10);
- függesztési csomópontok (11);
- szilárd hajtóanyagú rakétahajtómű (12);
- a hajtómű égőtere (13);
- diafragma² (14);
- stabilizátorok (15);
- pörgettyűs csűrők vagy rolleron-ok (18);
- záródugó (17);
- Laval-fúvóka (18);

Célkoordinátor: irányítható légiharc rakéták esetében a leggyakoribb a passzív infravörös (PIR vagy IR), a félaktív- és az aktív rádiólokációs célkoordinátor. Feladata a cél térbeli pozíciójának meghatározása a rakétához képest és az irányításhoz szükséges jelek kidolgozása. Például egy egyhajtóműves vadászrepülőgépet egy mai korszerű PIR célkoordinátor 20–30 km-es távolságból érzékelhet. Lopakodó képességekkel tervezett repülőgép esetében ez a távolság töredékére csökkenhet [18].

Destabilizátor: nem minden rakétán találunk ilyen aerodinamikai felületet. A nevéből is adódik a hatása ellentétes a stabilizátoréval, mivel a statikus stabilitást csökkenti.

Kormány felületek: az aerodinamikai irányítást biztosítják, mely a célkoordinátor által kidolgozott jelek alapján a rakéta térbeli mozgását határozza meg, hogy az a lehető legnagyobb valószínűséggel a cél körzetébe kerüljön.

Irányítórekesz vagy kormányrekesz: a kormányokhoz tartozó pneumatikus, forrógázos vagy hidraulikus kormánygépek és az azokhoz tartozó segédberendezéseket magában foglaló berendezések összessége.

Közelségigyújtó: az irányítható légiharc rakéták esetében nem követelmény a kontakt találat, elég azt csak a cél körzetébe kell eljuttatni. Ez a távolság általában a harcirész méretétől, megsemmisítési távolságától függ. Nagyobb eszközök esetében kb. 15–20 m, kisebbek esetében 5–10 m. Ebből adódóan a közelségigyújtó feladata, hogy az adott távolságon belül működésbe hozza a harcirészt. A leggyakrabban alkalmazott típusa az optikai vagy a rádiólokációs elven működő gyújtó. Az optikai létezik passzív infravörös elven működő változatban is, de előfordul aktív a látható fény tartományában működő is, illetve aktív lézer is. A rádiógyújtóból csak az aktív változat, terjedt el a légiharc rakétákban.

Az irányítható rakéták csoportosítása

Az irányítható rakéták csoportosítása több szempont szerint lehetséges. A kapcsolódó szakirodalmakat tanulmányozva, [4][13][17] munkákban leírt változat, amely a tanulmányom szempontjainak legjobban megfelel, így a továbbiakban azt alkalmazom.

² diafragma – egy rendszerint fémből készült rács, mely megakadályozza a hajtóanyag még el nem égett részecskéinek a fúvókába jutását, megelőzve ezzel annak eldugulását.

A **távirányítású rendszerekben** az irányító jel a rakétán kívül (pl.: a rávezető állomáson, ami a helikopter vagy repülőgép fedélzetén található) jön létre. Ezt parancsjel formájában kapja meg a rakéta fedélzeti irányító rendszere és működésbe jönnek a kormányok, amik a röppályát módosítják. A parancsjel közvetlenül vezetéken, vagy rádióhullámok segítségével továbbítható.

Az **önirányító rendszerekben** a rakéta valamint a cél kölcsönös helyzetét az irányító rendszer részét képező, a rakéta fedélzetén található célkoordinátor végzi. Ennek jele megfelelő feldolgozás (zavar- és zajszűrés, erősítés stb.) után a irányító berendezésén keresztül kormány elmozdítási jeleket hoz létre és ezzel korrigálja a rakéta röppályáját.

A **programirányítású rendszerekben** a rakéta repülése előre meghatározott paraméterek szerint történik. A fedélzetén elhelyezett berendezés nincs kapcsolatban sem a céllal, sem az indító repülőgéppel, a cél paramétereit az indítás előtt kapja meg a hordozó fedélzeti számítógépétől. A repülés folyamán a fedélzeti irányító berendezés összehasonlítja a beprogramozott értékeket és a valós paramétereket, majd ennek eredményeként kidolgozza az irányító jeleket és kiadja az irányító parancsokat a vezérlő szervek felé. A programvezérlés előnye a nagyfokú zavarvédetség, hátránya viszont az, hogy nincs lehetőség a program, repülés közbeni módosítására.

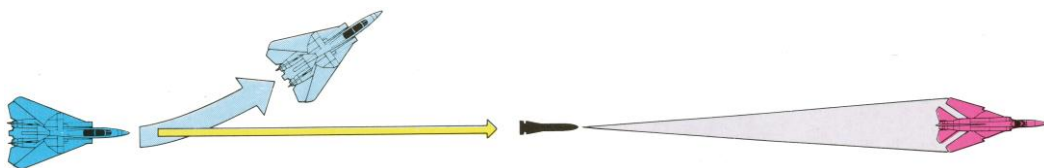
A **kombinált irányítású rendszer** alkalmazása egyre gyakoribb a közepes és nagy hatótávolságú légiharc rakétákban. Az ilyen eszközök célkörzetbe juttatása programirányítással történik, majd a cél befogása után áttér önirányításra, de akár korrekcióra is van lehetőség. Ez azt jelenti, hogy az indító repülőgép fedélzeti lokátora figyeli a cél és az elindított rakéta kölcsönös helyzetét, és szükség szerint egy rövid impulzuscsomaggal módosíthatja az indításkor bevitt programot. Bonyolult légi helyzetben, illetve mikor a cél mozgása kiszámítható (pl. teherszállító, bombázó, üzemanyag-töltő repülőgép) lehetőség van a rakétát magára hagyni, vagyis teljesül a „Tüzelj és felejsd el!” elv.

A cél kiválasztásának módszere szerint három önirányítási módszert különböztethető meg:

- aktív;
- félaktív;
- passzív.

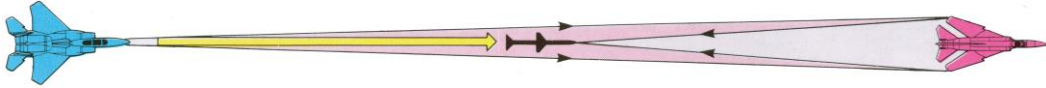
Az **aktív és félaktív** önirányítási rendszerek lényege, hogy a célt mesterségesen kiemelik a környezeti háttéréből – megvilágítják – elektromágneses hullámok segítségével. A célról visszaverődött jeleket a rakéta célkoordinátora érzékeli és a szükséges jelfeldolgozás után kiszűri belőle a szükséges információt a cél helyzetéről és mozgásáról. A hasznos információk alapján kidolgozza az önirányító rendszerben az irányító jeleket, ami a kormánygépek segítségével módosítja az eszköz röppályáját.

Azokat a rendszereket ahol a sugárzó berendezés is a rakéta fedélzetén található **aktív önirányításnak** (1. ábra), ahol csak a vevő berendezés van azt **félaktív önirányításnak** nevezzük (2. ábra).



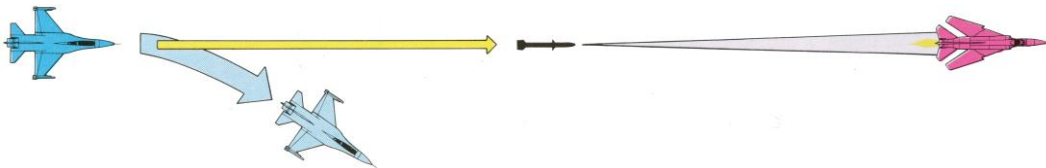
1. ábra Aktív önirányítás [4]

A félaktív rendszerek legnagyobb hátránya, hogy a rakéta teljes célba jutásáig meg kell világítani azt, vagyis folyamatosan biztosítani kell a mesterséges kiválasztást a környezetből. Ezt leggyakrabban a hordozó repülőgép végzi a rádiolokátora segítségével és ilyenkor megnövekszik a felderítésének a veszélye, mivel folyamatos rádió kisugárzás történik, illetve korlátozottak a saját (önvédelmi) manőver lehetőségei. Gyakran – közepes és nagy hatótávolságú légi harc rakéták esetében – az aktív és a félaktív önirányítási rendszereket kombináltan is alkalmazhatják.



2. ábra Félaktív önirányítás [4]

Passzív önirányítási módszer (3. ábra) esetében a célok saját kisugárzását (hő, fény, elektromágneses) használjuk fel a rakéta fedélzetén található célkoordinátor hasznos jeleként. A legelterjedtebb változat a passzív infravörös önirányítás (PIR³), ahol a repülőgép hajtómű kiáramló forró gázainak, a sárkányszerkezet felmelegedett elemeinek hősugárzását érzékeli a célkoordinátor. Ezeknek a rendszereknek több előnyös tulajdonsága is van, ilyen pl.: a viszonylag egyszerű, olcsó felépítés, a nagy pontosság, valamint az a tény, hogy a rakéta indítása után a hordozó repülőgép azonnal kiválhat a manőverből és megkezdheti egy másik, új cél támadását, vagy visszatérhet a bázisra. Ezt nevezzük a „Tüzelj és felejtse el!” elvnek. A PIR alkalmazásának csak a kedvezőtlen időjárási viszonyok szabhatnak határt [1][4][5][17].



3. ábra Passzív önirányítás [4]

Az irányítható rakéták aerodinamikai felépítése

A tengelyszimmetriával rendelkező rakéták kormányainak a szárnyakhoz viszonyított elhelyezkedésétől függően aerodinamikai elrendezéseket különböztetünk meg:

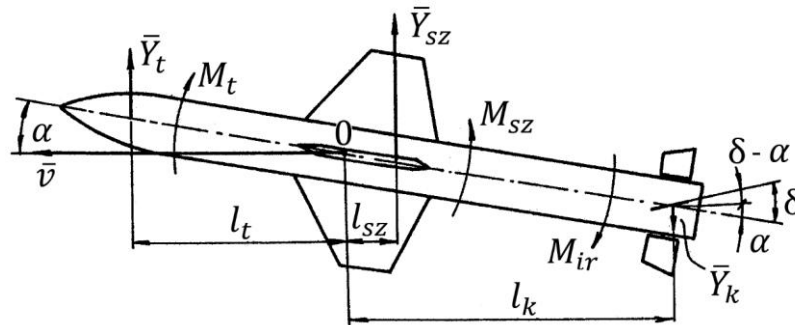
- normál vagy hagyományos rendszer;
- csupaszárny rendszer;
- fordított vagy kacska elrendezés;
- forgatható szárnyas rendszer.

Normál vagy hagyományos aerodinamikai elrendezés (4. ábra) esetén a kormányok a szárnyak mögött helyezkednek el, melynek előnye, hogy a kormányok kitérése során keletkező légörvények nincsenek hatással a szárnyakra, így azok hatásossága magasfokú. Ennek következtében jelentős kormánylap elfordulások hozhatók létre, így a rakéta maximális állásszöggel repülhet, így nagy irányítóerő keletkezik a szárnyakon is. Az elrendezés hátránya, hogy a kormányokon és a szárnyakon keletkező irányítóerők ellentétes hatása, ami csökkenti az eredő irányítóerőt. Illetve a kormányok a szárnyak leáramlásában találhatók, ezért a hatékony működésük érdekében a felületük növelése szükséges, ami viszont tömeg növekedéssel jár. A rendszer másik nagy hátránya a konstrukciós kialakítás során mutatkozik meg, mert a hajtómű gázok

³ PIR – Passive InfraRed – passzív infravörös

kivezetését is meg kell oldani úgy, hogy a rakéta farokrészen a Laval-fúvóka körül elhelyezhető legyenek a kormányfelületek és azok kormánygépei.

A 4. ábra alapján vizsgáljuk meg az irányító létrejöttét. Kezdeti feltételnek vegyük a $\delta = 0^\circ$ -ra kitérített kormányokat és $\alpha = 0^\circ$ állásszöget. A kormánykitérésen egy kormány pár (egymással szemben lévő kormányok) azonos irányú elfordulását értjük.



4. ábra Normál aerodinamikai elrendezés [2]

Ha a kormányt δ szögre kitérítjük, rajta \bar{Y}_k kormányerő keletkezik, amely a rakéta tömegközéppontjához képest $\bar{M}_{ir} = \bar{Y}_k \cdot l_k$ irányító nyomatékot hoz létre. Ennek hatására a rakéta a tömegközéppontja körül kezd elfordulni és megjelenik az $\alpha > 0$ állásszög, \bar{Y}_{sz} a szárnyon és \bar{Y}_t a rakéta testen ébredő irányítóerő. A rakéta állásszögének α növekedésével az \bar{Y}_{sz} és az \bar{Y}_t erők is nevednek, az \bar{Y}_k pedig csökken, mivel csökken a kormányok állásszöge $|\alpha_k| = |\delta| = \alpha$. Ezzel egy időben növekszik a $M_{sz} = Y_{sz} \cdot l_{sz}$ és $M_t = Y_t \cdot l_t$, de csökken az M_{ir} nyomaték értéke a tömegközépponthez viszonyítva, így egy meghatározott állásszögön létrejön a nyomatékok egyensúlya $M_{sz} = M_{ir} + M_t$, és a rakéta tömegközéppont körüli forgása megszűnik. Ebben az esetben az eredő irányítóerő $\bar{Y} = \bar{Y}_{sz} + \bar{Y}_t - \bar{Y}_k$ a rakéta tömegközéppontjában hat. Az fenti nyomaték egyensúly esetén a rakéta egyensúlyi állásszögéről beszélünk. Minden kormánylap kitéréséhez tartozik egy egyensúlyi állásszög, melyet lineárisnak tekinthetünk.

$$\alpha = k_\delta \cdot \delta,$$

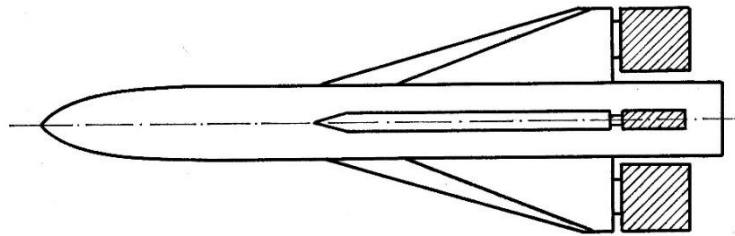
ahol a k_δ – egyensúlyi arányossági tényező.

A repülés állandósult állapotában az α és δ előjele ellentétes, ezért k_δ negatív.

A normál elrendezésű rakéták esetében csűrőnyomaték létrehozására eleronok alkalmazása akkor célszerű, ha a szárnyfesztáv lényegesen meghaladja a kormány fesztávolságot. Ellenkező esetben differenciál kitérésű kormányok alkalmazása a célszerű [2][6].

Csupaszárny aerodinamikai elrendezés (5. ábra) a normál aerodinamikai elrendezés egyik speciális esete, amikor a kormánylapok a szárnyak kilépő élén helyezkednek el. Előnyei és hátrányait, illetve az irányító erő létrehozásának folyamatát tekintve megegyezik a normál aerodinamikai elrendezéssel. A csupaszárny aerodinamikai rendszer több szerkezeti sajátossággal rendelkezik. A szárny fesztávolsága jelentősen csökken, így könnyebb a rakéta függesztése a repülőgépre, növekszik a rakétatest szilárdsága, valamint a szárnyak kisebb terhelése miatt – \bar{Y}_{cs} (a csűrőkön keletkező erő) kisebb erőkaron hat – így csökkenthető a rakéta tömege. Mivel a szárnyak nem takarhatják a harcírészt, illetve a közelségi gyújtót, így azokat a rakéta elején kell elhelyezni, valamint a szárnyakat hátra kell húzni. Ezzel viszont növekszik az \bar{Y}_{sz} erő erő-

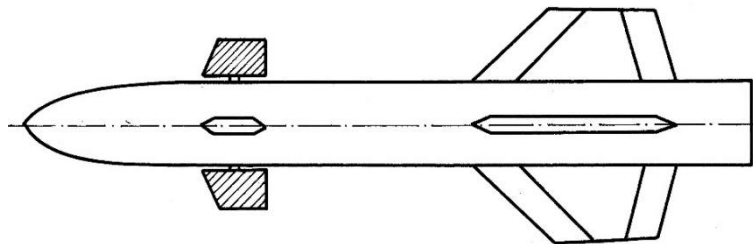
karja l_{sz} , ami az egyensúlyi állásszög csökkenéséhez vezet, ezzel romlik a rakéta irányíthatósága. Ezt a rakéta orrészén elhelyezett kisebb merev aerodinamikai felületek ún. destabilizátorok elhelyezésével lehet kiküszöbölni, amelyek kompenzálják a szárnyak hátra helyezéséből eredő M_{sz} nyomatékot. Csűrőnyomaték létrehozása a szárnyak kilépő élein elhelyezett kormányfelületek differenciál kitérítésével valósítható meg [2][6].



5. ábra Csúpszárny aerodinamikai elrendezés [23]

Fordított – kacsza – aerodinamikai elrendezésnek (6. ábra) számos előnye van. Talán a legfontosabb, hogy egyensúlyi állásszögeken, a szárnyon és a kormánylapokon azonos irányú iránytóerő keletkezik. A kormánylapok hatékony működését nem zavarja a szárnyakról leváló légáramlat, ami lehetővé teszi a kormányfelületek méretének csökkentését. Ez az elrendezés jelentősen egyszerűsíti a harcírész és a közelségi gyújtó elhelyezését is. Mivel egyensúlyi állásszögeken a kormánylapok állásszöge

$$\alpha_k = \delta + \alpha$$

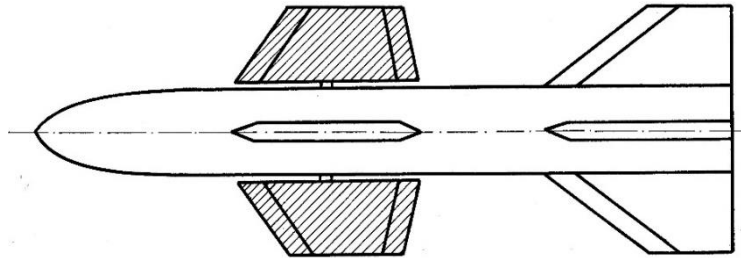


6. ábra Fordított (kacsza) aerodinamikai elrendezés [23]

A szárnyakon olyan $\Delta \bar{Y}_{sz}$ irányító erő jöhet létre, ami \bar{Y}_{sz} -el ellentétes irányú és teljesen közömbösítheti az \bar{Y}_k pozitív hatását. Mivel a megzavart légáram nem egyformán éri a négy szárnyfelületet ebből következik, hogy a keletkezett kiegészítő erők nagysága sem egyforma. Ennek következtében jelentős dőlési nyomaték keletkezik, ami a kormányok differenciál kitérítésével nem kompenzálható, de rolleronok (pörgettyűs csűrők) alkalmazásával igen.

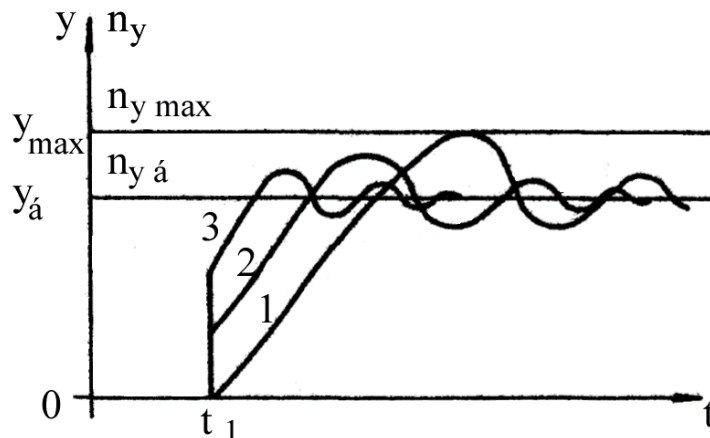
Megvizsgálva az irányító erők és nyomatékok létrehozásának módját, megfigyelhető, hogy a vízszintes síkban elhelyezett kormány pár δ szögre történő kitérítésekor \bar{Y}_k irányító erő és ennek nyomatéka M_{ir} keletkezik. Az irányító nyomaték M_{ir} hatására a rakéta kezd elfordulni a tömegközéppontja körül. A létrejövő állásszög miatt megjelennek az \bar{Y}_{sz} és az \bar{Y}_t erők. A kormányok állásszögének $\alpha_k = \delta + \alpha$ növekedése miatt az \bar{Y}_{sz} , az \bar{Y}_{sz} , az \bar{Y}_t erők és azok M_{ir} , M_{sz} , és M_t nyomatékai tovább növekednek. Ezek közül az M_{sz} nyomaték változása a legintenzívebb. Valamely α egyensúlyi állásszög esetében létrejön az $M_{sz} = M_{ir} + M_t$ nyomatékegyenlőség és a rakéta tömegközéppont körüli forgása befejeződik. Ekkor a rakéta dinamikus egyensúlyi helyzete kerül. Ekkor az irányító erők eredője $\bar{Y} = \bar{Y}_{sz} + \bar{Y}_k + \bar{Y}_t$ a rakéta tömegközéppontjában hat. Az α és a δ szögek azonos előjelűek, ezért a k_δ egyensúlyi arányossági tényező pozitív lesz [2][6].

Elforgatható⁴ szárnyas aerodinamikai elrendezés. (7. ábra). Nagyon hasonlít a fordított elrendezésre, azzal a különbséggel, hogy kormányfelületeket hátrébb – a tömegközéppont környezetében – helyezik el és megnövelik azok felületét. Ezeken keletkezik a rakéta irányító ereje. A rakéta farok részénél rögzített aerodinamikai felületek vannak, melyek a stabilizátor szerepét töltik be (7. ábra).



7. ábra Forgatható szárnyas aerodinamikai elrendezés [23]

Az irányítóerők és nyomatékok létrehozása a fordított rendszerénél leírt módon történik. Az elforgatható szárnyas aerodinamikai elrendezés legfontosabb előnye az irányító erő gyors létrehozása, amely a közvetlenül a szárny elfordulásakor keletkezik, melyek forgástengelye körüli inercia nyomatéka is lényegesen kisebb. A szárnyak az irányító erő létrehozásán kívül csűrő nyomatékot is létrehozhatnak. Ez – ellentétben a fordított aerodinamikai elrendezéstől – szárnyankénti külön kormánygépet igényel. Ebben az esetben differenciál kormányokról beszélünk.



8. ábra Az irányító erő létrehozásának átmeneti folyamata

1 – normál, 2 – fordított, 3 – elforgatható szárnyas aerodinamikai elrendezés átmeneti függvényei [2]

Az 8. ábrán az irányító erő és a vele arányos $n = \frac{Y}{G} = \frac{Y}{m \cdot g}$ irányító túlterhelés látható az idő függvényében. A rakéta egyensúlyi állásszöge esetén az irányító erő nagysága $Y_{\dot{\alpha}}$, a túlterhelés pedig $n_{y\dot{\alpha}}$.

Az elforgatható szárnyas aerodinamikai elrendezés hátránya, hogy az irányító erők létrehozására nagy kormányfelületek és ennek megfelelően nagy teljesítményű kormánygépek szükségesek, melyek jelentősen növelik a rakéta tömegét.

Az elemzések és a tapasztalatok azt mutatják, hogy mindegyik aerodinamikai elrendezésnek megvannak az előnyei és a hátrányai. A tervezés során törekednek arra, hogy olyan aerodinamikai

⁴ Számos szakirodalomban forgatható szárnyas elnevezéssel találkozhatunk (A szerző megjegyzése)

elrendezést válasszanak, mely előnyei legjobban megfelelnek a rakéta rendeltetésének, a hátrányai pedig ne gyakoroljanak jelentős negatív hatást a rakéta alkalmazási hatékonyságára [2][6].

Például nagy magasságban alkalmazott légiharc rakéták esetében célszerű normál vagy csu-paszárny aerodinamikai elrendezést alkalmazni, mert azok jelentős egyensúlyi állásszöggel rendelkeznek, így a szárnyak teljes egészében kihasználtak az irányító erő létrehozásában. Erre nagyon jó példák az AIM-54 és az R-33 légiharc rakéták [19][20].

Az irányítható rakéták hajtóművei

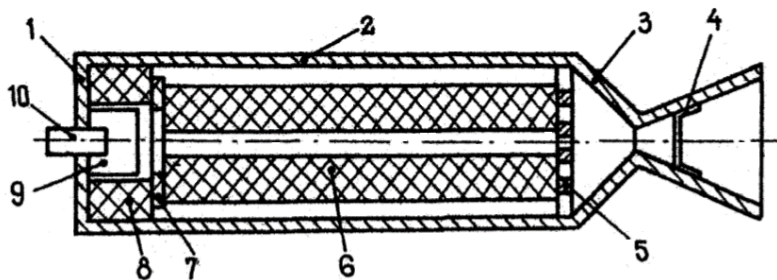
Feldolgozva a vonatkozó irodalmakat [2][3][6][8][9][10][11][12] ebben a részben a repülőfedélzeti irányítható rakétákon leggyakrabban alkalmazott hajtómű típusra kívánok kitérni ezzel is megalapozva a disszertációmban tárgyalt irányítási rendszereket.

A repülőfedélzeti irányítható rakéták egyik legfontosabb egysége a hajtómű. A hajtómű biztosítja a rakéta indítását az indítóberendezésről (kivétel a katapultos indítás), valamint az irányításhoz és a cél elfogásához szükséges sebességet.

A rakétákban kizárólag reaktív hajtóműveket alkalmaznak, melyeket a következőképpen lehet csoportosítani:

- sugár hajtómű:
 - turboreaktív;
 - torlósugár;
- rakétahajtómű:
 - folyékony hajtóanyagú;
 - szilárd hajtóanyagú;
- kombinált hajtómű.

A repülőfedélzeti rakétákon leggyakrabban szilárd hajtóanyagú rakétahajtóműveket alkalmaznak, melynek felépítése viszonylag egyszerű (9. ábra).



9. ábra Szilárdhajtóanyagú rakétahajtómű felépítése [2]

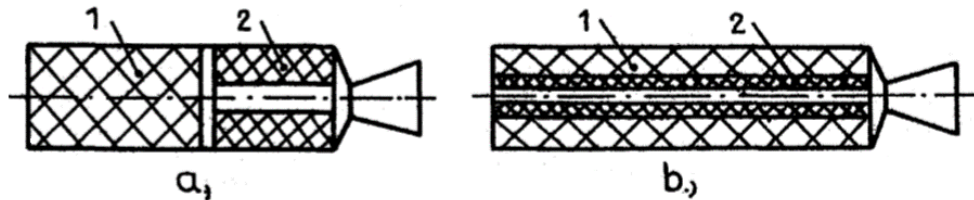
A hajtómű a következő főbb szerkezeti elemekből áll:

- mellső fedél (1);
- hajtómű test (2). Ez leggyakrabban a rakétatest része is egyben;
- hátsó fedél a fűvókával (3);
- záródugó (4);
- diafragma (rács) (5);
- hajtómű töltet (6);
- közbetét (7);

- amortizátor vagy rezgés csillapító (8);
- gyullasztó töltet (9);
- piropatron vagy elektromos gyutacs (10).

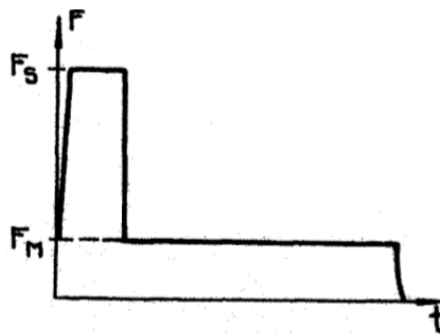
A hajtómű indításakor elektromos feszültség kerül az indító berendezésből az elektromos gyutacsra, mely begyújtja a durva szemcsés fekete lőporból álló gyullasztó töltetet. A megbízható indítás érdekében gyakorta alkalmaznak egyidejű működésű elektromos gyutacsot. A gyullasztó töltet végzi a hajtómű lőportöltetének begyújtását. A töltetben radiális furatok lehetnek, melyek az égőtér egyenletes nyomáseloszlását biztosítják.

Nagyobb indítási távolság ($D_0 > 40$ km) esetében gyakorta előfordul, hogy kétfokozatú hajtóművet alkalmaznak. Ez nem ugyanaz, mint a több lépcsős (űr, illetve interkontinentális ballisztikus) rakétákban alkalmazott megoldás. Ebben az esetben pl. a hajtómű teret osztják két részre és két különböző lőportöltetet alkalmazva bennük (10. ábra). Az 10. a ábrán a kétkamrás, a 10. b ábrán pedig az egykamrás hajtómű látható. Mindkettő belsejében menet (utazó) töltet (1), illetve egy start (gyorsító) töltet (2) található. A start fokozat tolóereje és égési sebessége jelentősen (kb. 4–6 szor) nagyobb, mint a menet fokozaté.

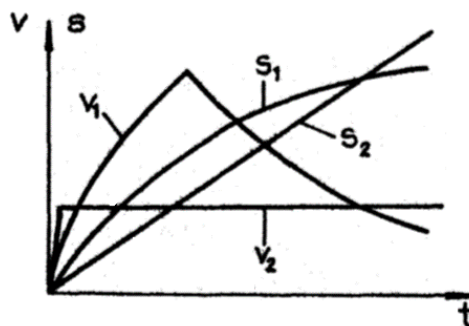


10. ábra Kétfokozatú szilárdhajtóanyagú rakétahajtómű [2]

Egyfokozatú hajtómű a rakétát rövid idő alatt nagy sebességre gyorsítja, hogy a passzív szakaszon még megfelelő mozgási energiával és energetikai tartalékkal rendelkezzen.

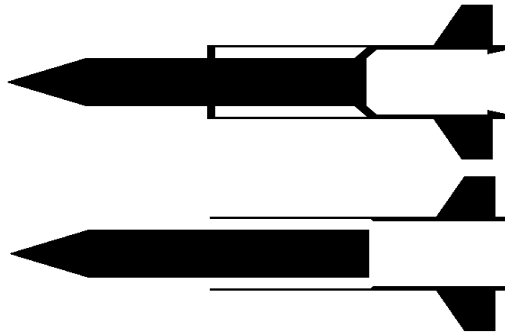


11. ábra A start és menet hajtómű tolóereje [2]



12. ábra Egy- és kétfokozatú hajtóművek sebesség, illetve útviszonyai [2]

Repülőfedélzeti rakétákon az utóbbi években megjelent a kétfokozatú hajtóművek egy érdekes változata (13. ábra). jelenlegi ismereteim szerint az orosz H-31 és a francia Meteor rakéták rendelkeznek ilyen hajtóművel [2][9][10][21][22].



13. ábra Kétfokozatú hatómű torlósugarhatóművel [9][10]

A rakétahajtómű startfokozata az eddig is tárgyalt nagy égési sebességgel bíró lőportöltetből áll. Kiegészése után az üres hajtómű a menet fokozat utánégető tereként funkcionál. A második fokozat lőportöltete oxigénhiányos⁵ lőporból készült. Ez viszont a repülés során külső levegő betáplálást igényel. A 13. ábrán is látható, hogy az első fokozat kiegészése után nyitja ki a levegő-beömlő nyílásokat. Természetesen ehhez már egy megfelelő sebesség szükséges, amit a start hajtómű biztosított már a rakétának.

Ahhoz, hogy a rakétát megfelelő sebességre gyorsítsa fel a hajtómű jól megtervezett hajtóanyag (lőportöltet) és lőportöltet forma szükséges. A repülőfedélzeti rakétákban leggyakrabban keverék hajtóanyagot alkalmaznak. Ez tüzelőanyag (kaucsuk- és gyantaszerű anyagok: természetes és mesterséges kaucsuk, karbamid, fenolgyanták, szurok, polimerbutadének, poliuretánok stb.) és oxidátorok (nagy oxigén tartalmú vegyületek: ammónia-, nátrium-, kálium-, lítiumperklorátok és nitrátok), valamint összekötő (ragasztó) anyagok – ez is hajtóanyag – keveréke. A hajtóanyagot öntéssel vagy préseléssel helyezik be a hajtómű térbe, így az kitölti a rendelkezésre álló helyet. Az öntéskor vagy préseléskor alakítják ki a hajtóanyag belső furatait, melyek a megfelelő égési felületet biztosítják.

Hajtóanyag formák

A hajtóanyag égése során az egy másodperc alatt keletkezett gázok mennyisége m_g arányos a töltet égési felületével S :

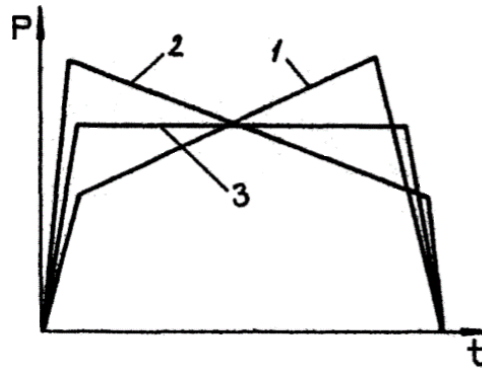
$$m_g = S \cdot \rho \cdot u$$

ahol

- ρ – a töltet sűrűsége;
- u – az égési sebesség.

Ha a hajtómű égése során az S felület növekszik progresszív (14. ábra) (1), ha csökken degreszív (2), stagnálás esetén pedig semleges (3) égésről beszélünk.

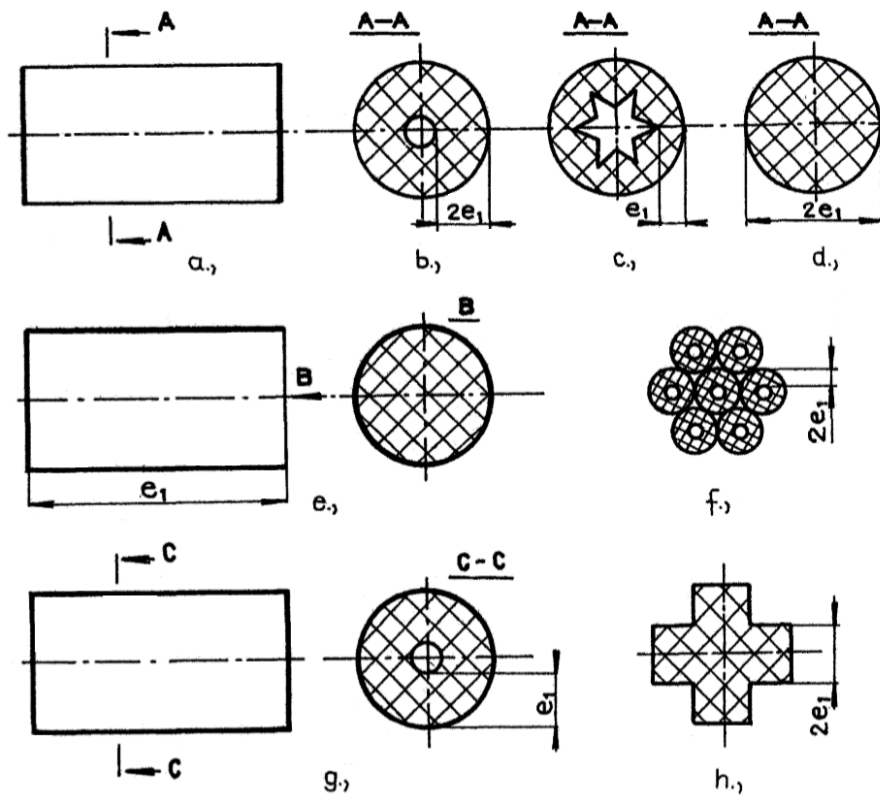
⁵ Oxigénhiányos lőpor (robbanóanyag) – a lőpor (robbanóanyag) nem tartalmazza az égéshez szükséges oxidálószer teljes mennyiségét, azt a környező levegőből használja fel.



14. ábra Az égőtér nyomása p az idő (t) függvényében [2]

Az ábrából látható, hogy a gázok maximális nyomása semleges égés esetén lesz a legkisebb. Ez lehetővé teszi az égőtér falvastagságának a csökkentését. Az égés jellege a töltet formájával – keresztmetszetének kialakításával (az égő felület nagyságának szabályozásával) – befolyásolható. Az égés szempontjából lényeges paraméter még az égő réteg vastagsága e_1 , ami gyakorlatilag egyenlő a töltet legvékonyabb falvastagságával, vagy annak a felével (15. ábra), és a hajtómű működési idejének meghatározásához kiinduló adatként szolgál.

A töltet belső keresztmetszetének kialakításán kívül az égés jellege befolyásolható az egyes felületek nem éghető réteggel történő bevonásával. Ezt a hajtóanyag égőtérben történő elhelyezésnek mikéntjével lehet megoldani. Ha az közvetlenül öntéssel töltik be a hajtóanyagterbe, akkor a külső felülete nem fog begyulladni és égni.



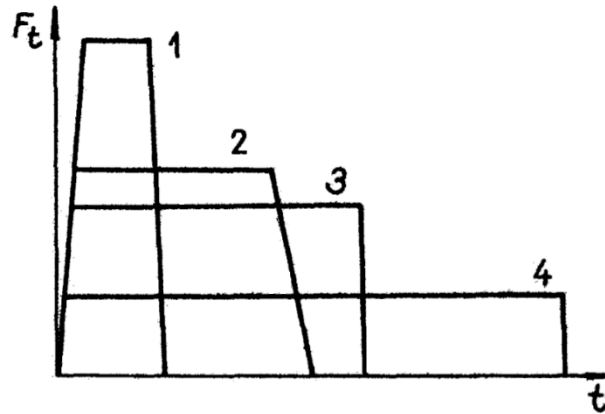
15. ábra Hajtóanyag formák [2]

Ha ennek megfelelően megvizsgáljuk a 15. ábra hajtóanyag formáit:

- a *d* és *h* ábrán látható töltet forma degresszív, a *g* progresszív, a többi pedig semleges jelleget mutat;
- a formák közül az egyik legelterjedtebb az *a*, *b* ábrán látható, amely kör keresztmetszetű csatornával ellátott hengeres test. A töltet homlokfelületeit hővédő réteg borítja, így a töltet a belső és külső felületéről egyforma sebességgel növekvő és csökkenő felületen ég, így az égő felületek összege nem változik;
- az előző pontban leírtak igazak az *f* ábrán látható csöves, kötegelt töltetre is. Ezt a formát gyakorta alkalmazzák nemirányítható levegő-föld rakétákban, ahol rövid idő alatt nagy tolóerőt kell kifejteni;
- az *a*, *c* csillag keresztmetszetű kialakítás nagyon gyakori az irányítható légi harc rakéták esetében. Itt is hővédő réteg borítja a homlokfelületeket, a külső felületet az öntési eljárás következtében rés nélkül érintkezik az égőtér falával, így nem ég. Ennek következtében a csillag keresztmetszetű hajtóanyagformával biztosítható az állandó égési felület.
- az *e* formájú töltettel rendelkező hajtóműtöltetet menethajtóművekben alkalmazzák, mivel kis égési felülettel rendelkezik, így kis tolóerőt hosszú időn keresztül biztosít.

Ha négy különböző keresztmetszetű, de azonos összipulzussal rendelkező hajtóanyagforma tolóerő diagramját ábrázoljuk (16. ábra) akkor a következőt kapjuk:

- 1 – csöves, kötegelt töltet (15. f. ábra);
- 2 – csillag keresztmetszetű belső csatornával ellátott töltet (15. c. ábra);
- 3 – csöves töltet (15. b. ábra);
- 4 – homlok felületen égő töltet (15. e. ábra).



16. ábra Tolóerő diagrammok [2]

ÖSSZEGZÉS

Ebben a publikációban a doktori disszertációhoz kapcsolódóan a repülőfedélzeti irányítható rakéták felépítését mutatom be röviden, mellyel alapot kívánok teremteni a leírt matematikai modell jobb megértéséhez.

FELHASZNÁLT IRODALOM

- [1] Gunston, Bill: Korszerű harci repülőgépek fegyverzete, Zrínyi Kiadó 1995, pp. 132–137
- [2] Kakula János mk. őrnagy: Rakéták szerkezetana, Főiskolai jegyzet, KGyRMF, Szolnok 1989 pp. 22–30
- [3] Lőrincz Attila hdgy.: Repülőfedélzeti fegyverzet komplexum, MH Kilián György Repülő Műszaki Főiskola, 1990, pp. 48–70
- [4] Szilvássy László: A harci helikopterek fegyverrendszerének modernizációs lehetőségei a Magyar Honvédségben, Doktori (PhD) értekezés, Zrínyi Miklós Nemzetvédelmi Egyetem, 2008, url: http://uni-nke.hu/downloads/konyvtar/digitgy/phd/2008/szilvassy_laszlo.pdf
- [5] Szilvássy László: A harci helikopterek fegyverrendszerének modernizációs lehetőségei a Magyar Honvédségben, (Tanulmány a szerző ZMNE Katonai Műszaki Doktori Iskolában megvédett doktori (PhD) értekezésének főbb eredményeit mutatja be). MTA DAB Műszaki Szakbizottsága, Elektronikus Műszaki Füzetek X. Debrecen, 2011., ISBN 978-963-7064-26-5 url: http://store1.digitalcity.eu.com/store/clients/release/aaa-abchf/doc/musz_fuz_10_2011.09.09-09.21.50.pdf; url: http://dr.sziszilaci.hu/pub/2011-35_A_HH_fvensz_mod_lehet_a_MH-ben.pdf
- [6] George M. Siouris: Missile Guidance and Control Systems; Springer 2004. ISBN 0-387-00726-1
- [7] Szilvássy László: Repülőfedélzeti tűzfegyverek lövedék mozgásának ballisztikai számítása; Repüléstudományi Közlemények XXVI. évfolyam, 2014. 1. szám
- [8] Szilvássy László: A repülőgépfedélzeti rakéták hajtóműveiben alkalmazott hajtóanyagok, Repüléstudományi Közlemények X/2. pp. 43–50 (1998), url: http://dr.sziszilaci.hu/pub/1998-01_A_rgfed_rak_hajtom_alk_hajt.pdf
- [9] Szilvássy László, Békési Bertold: A katonai repülőgép fedélzeti rakéták hajtóművei, 12th Hungarian Days of Aeronautical Sciences Conference „The Challenge of Next Millenium on Hungarian Aeronautical Sciences” Nyíregyháza, pp. 124–131., eR-Group (1999) (ISBN:963 03 7803 5), url: http://dr.sziszilaci.hu/pub/1999-03_A_kat_rgfed_rak_hajtom.pdf
- [10] Szilvássy László, Békési Bertold: Rakéta hajtóművek, Repüléstudományi Közlemények XI/1., pp. 263–271, (1999), url: http://dr.sziszilaci.hu/pub/1999-04_SzL-BB-Rak_hajtomuvek.pdf
- [11] Szilvássy László, Békési Bertold: Repülőfedélzeti rakéták hajtóművei, Bolyai Szemle F fiatal Tudósok Konferencián elhangzott előadás, Budapest (2002), url: http://dr.sziszilaci.hu/pub/2002-15-SzL-BB-Rg_rak_hajtomuvei.pdf
- [12] Szilvássy László, Dr. Szabó László: Rakéták reaktív hajtóművei, Repüléstudományi Közlemények XVIII/1. pp. 209–216., (2006), url: http://dr.sziszilaci.hu/pub/2006-22-SzL-SzL_Rak_reaktiv_hajt.pdf
- [13] Szilvássy László: Harci helikopterek fegyverei II. – Irányítható rakétafegyverzet, Repüléstudományi Közlemények XXII/1., p. online, 9 p., (2010) url: http://www.repulestudomany.hu/folyoirat/2010_1/2010_1_Szilvassy_Laszlo.html
- [14] Óvári Gyula, Papp István, Szilvássy László: Rakéta mozgásegyenletek, Hadmérnök X: (3) pp. 56–63. (2015) url: http://dr.sziszilaci.hu/pub/2015-42-Raketa_mozgasegyenletek.pdf
- [15] Szilvássy László: Aviation anti-tank missile AT-16 "Scallion" (9A4172 "Vikhr") Repüléstudományi Közlemények XXVI./3., pp. 28–33 (2014) url: http://www.repulestudomany.hu/folyoirat/2014_3/2014-3-03-0178_Szilvassy_Laszlo.pdf
- [16] Papp István, Szilvássy László, Óvári Gyula: Derivation of the Fundamental Missile Guidance Equations AARMS Volume 14 Issue 4 pp. 341-348. (2015) url: http://uni-nke.hu/uploads/media_items/aarms-vol-14_-issue4_-2015.original.pdf
- [17] Szilvássy László: Repülőfedélzeti irányítható páncéltörő rakéták és azok összehasonlítása, Repüléstudományi szemle 2016, ISBN 978-615-5057-70-0, Nemzeti Közsolgálati Egyetem Katonai Repülő Intézet 2016, pp. 151–176 url: <http://www.repulestudomany.hu/kiadvanyok/RepSzem-2016.pdf>
- [18] Óvári Gyula: A Stealth repülőgépek szerkezeti kialakításának néhány kérdése Haditechnika 1991/4. pp. 3-7.
- [19] Wikipedia – The Free Encyclopedia: AIM-54 Phoenix, e-dok; url: https://en.wikipedia.org/wiki/AIM-54_Phoenix
- [20] Wikipedia – The Free Encyclopedia: R-33 (missile), e-dok; url: [https://en.wikipedia.org/wiki/R-33_\(missile\)](https://en.wikipedia.org/wiki/R-33_(missile))
- [21] Wikipedia – The Free Encyclopedia: Kh-31 (missile), e-dok; url: <https://en.wikipedia.org/wiki/Kh-31>
- [22] Wikipedia – The Free Encyclopedia: Meteor (missile), e-dok; url: [https://en.wikipedia.org/wiki/Meteor_\(missile\)](https://en.wikipedia.org/wiki/Meteor_(missile))
- [23] A szerző saját munkája

On-board Guided Missile

In my PhD dissertation, I deal with the modelling of aerodynamically controlled air to air missile. In order to replace a missile with a proper mathematical model, it is necessary to have complete knowledge of it. In this publication, I deal with grouping of manageable missiles, basic control procedures, aerodynamic construction of manageable missiles, the purpose of the equipment and the most frequently used missile engines.

Keywords: *on-board guided missile rocket motor missile guidance and control systems*

Papp István
tanársegéd
Nemzeti Közszolgálati Egyetem
Hadtudományi és Honvédtisztképző Kar
Katonai Repülő Intézet
Fedélzeti Rendszerek Tanszék
pappi@uni-nke.hu
orcid.org/0000-0002-2929-5864

Papp István
Professor's assistant
National University of Public Service
Faculty of Military Science and Officer Training
Institute of Military Aviation
Department of On-Board Systems
pappi@uni-nke.hu
orcid.org/0000-0002-2929-5864



http://www.repulestudomany.hu/folyoirat/2017_2/2017-2-18-0407-Papp_Istvan.pdf