

# Proračun performansi zrakoplova MIG-21 u uvjetima bliske zračne borbe

---

Alić, Šime

Master's thesis / Diplomski rad

2020

*Degree Grantor / Ustanova koja je dodijelila akademski / stručni stupanj:* **University of Zagreb, Faculty of Transport and Traffic Sciences / Sveučilište u Zagrebu, Fakultet prometnih znanosti**

*Permanent link / Trajna poveznica:* <https://urn.nsk.hr/urn:nbn:hr:119:363205>

*Rights / Prava:* [In copyright / Zaštićeno autorskim pravom.](#)

*Download date / Datum preuzimanja:* **2024-11-26**



*Repository / Repozitorij:*

[Faculty of Transport and Traffic Sciences - Institutional Repository](#)



**SVEUČILIŠTE U ZAGREBU  
FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI**

**Šime Alić**

**PRORAČUN PERFORMANSI ZRAKOPLOVA MIG-21  
U UVJETIMA BLISKE ZRAČNE BORBE**

**DIPLOMSKI RAD**

**Zagreb, 2020.**

Sveučilište u Zagrebu  
Fakultet prometnih znanosti

## **DIPLOMSKI RAD**

**Proračun performansi zrakoplova MIG-21 u uvjetima bliske  
zračne borbe**

Mentor: Prof. dr. sc. Doris Novak

Student: Šime Alić  
JMBAG:0135206529

Zagreb, prosinac 2020.

**Zagreb, 16. studenoga 2020.**

Zavod: **Zavod za aeronautiku**

Predmet: **Zrakoplovna navigacija III**

**DIPLOMSKI ZADATAK br. 6053**

Pristupnik: **Šime Alić (0135206529)**

Studij: **Aeronautika**

Zadatak: **Proračun performansi zrakoplova MIG-21 u uvjetima bliske zračne borbe**

**Opis zadatka:**

U uvodu analizirati opće performanse zrakoplova i manevarske mogućnosti. Osnovni elementi koji utječu na performanse zrakoplova. Jednadžbe koje opisuju manevarske mogućnosti zrakoplova u zaokretima i evolucijama zrakoplova. Osnove zračne borbe i manevriranje u uvjetima zračne borbe. Analiza performansi zrakoplova u uvjetima zračne borbe. Upravljanja stanjem energije. Proračun performansi i manevarskih mogućnosti zrakoplova MIG-21 bisD u uvjetima bliske zračne borbe. Zaključak u svezi sposobnosti zrakoplova u uvjetima bliske zračne borbe.

Mentor:

Predsjednik povjerenstva  
za diplomski ispit:

---

prof. dr. sc. Doris Novak

## **SAŽETAK**

Bliska zračna borba se najčešće odvija između dva lovačka zrakoplova s ciljem uništenja protivnika. U njoj osim manevarskih mogućnosti zrakoplova, te borbenih značajki vođenih projektila zrak-zrak malog dometa (na vrlo malim udaljenostima mogu se upotrijebiti i topovi), značajnu ulogu igra i obučenosn pilota, kao i njegova spremnost na riskiranje života kako bi ostvario cilj. Ovaj diplomski rad prikazuje osnovne lovačke manevre (BFM) koji se koriste na zrakoplovu MiG-21bisD, te ono što je pilotu potrebno kako bi izveo manevr što sigurnije i uspješnije. Pojašnjeni su i osnovni elementi koji utječu na performanse zrakoplova u letu. U eksperimentalnom dijelu, izračunima te korištenjem V-n i E-M dijagrama izvršeni su probni letovi koji su doveli do zaključka o mogućnostima zrakoplova MiG-21bisD u uvjetima bliske zračne borbe.

**KLJUČNE RIJEČI:** Bliska zračna borba; zaštita i nadzor zračnog prostora Republike Hrvatske; Hrvatsko ratno zrakoplovstvo; pilot; manevriranje

## **SUMMARY**

Close air combat usually takes place between two fighter jets with the aim of destroying an opponent. In addition to the maneuverability of the aircraft, and the combat characteristics of short-range guided air-to-air missiles (at very short distances, cannons may be used as well), a significant role is played by the pilot's training and willingness to risk his life to achieve the goal. This graduate thesis presents the basic hunting maneuvers (BFM) used on the MiG-21bisD aircraft, and what it takes for a pilot to perform a maneuver as safely and successfully as possible. The basic elements that affect the performance of aircraft in flight are also explained. In the experimental part, calculations and the use of Vn and EM diagrams, test flights were performed, which led to the conclusion about the capabilities of the MiG-21bisD aircraft in close air combat conditions.

**KEYWORDS:** Close air combat; protection and surveillance of the airspace of the Republic of Croatia; Croatian Air Force; pilot; maneuvering

# SADRŽAJ

1. UVOD.....	1
2. TEMELJNA ULOGA HRZ-a I DEŽURNOG BORBENOG DVOJCA.....	2
2.1. Uloga HRZ-a u očuvanju suvereniteta i nadzoru zračnog prostora.....	2
2.2. Uloga dežurnog borbenog dvojca HRZ-a .....	3
3. OSNOVE ZRAČNE BORBE .....	4
3.1. Uvod u manevre bliske zračne borbe.....	4
3.2. Koncepti osnovnih manevara bliske zračne borbe .....	6
3.2.1. Geometrija .....	6
3.2.2. Opseg (Range) .....	6
3.2.3. Vidni kut (Aspect angle - AA).....	6
3.2.4. Kursni kut (Heading crossing angle - HCA) .....	7
3.2.5. Kut od nosa (Angle off nose - AON ili Antenna train angle - ATA).....	8
3.2.6. Kut od repa (Angle off tail - AOT) .....	8
3.2.7. Krivulje praćenja/napada (Pursuit curves).....	9
3.2.8. Zaokret.....	11
3.2.9. Linija pogleda (Line of sight – LOS, i Line of sight rate - LOR).....	11
3.2.10. Područje kontrolirane zone (Control zone - CZ) .....	12
3.3. Osnovni lovački manevri (Basic Fighter Manuevers- BFM).....	13
3.3.1. Napad bure valjkom (Lag Displacment Roll) .....	13
3.3.2. Visoki Yo-Yo (High Yo-Yo).....	17
3.3.3. Niski Yo-Yo (Low Yo-Yo).....	19
3.3.4. Škare sa valjkom (Rolling Scissors).....	20
3.3.5. Obrambena spirala (Defensive spiral) .....	21
4. OSNOVNI ELEMENTI KOJI UTJEČU NA PERFORMANSE ZRAKOPLOVA .....	24
4.1. Tlak .....	24
4.2. Gustoća.....	25
4.3. Temperatura.....	26
4.4. Standardna atmosfera .....	26
4.5. Brzina zvuka .....	32
4.6. Utjecaj visine na horizontalni let .....	33
5. EKSPERIMENTALNO ODREĐIVANJE PERFORMANSI ZRAKOPLOVA MiG-21bisD U LETU .....	38
5.1. Performanse zrakoplova MiG-21bisD.....	38
5.1.1. Konfiguracija MiG-21bisD dežurnog borbenog dvojca.....	39
5.1.2. Manevarske i energetske sposobnosti MiG-21bisD konfiguracija zrak-zrak.....	39

5.2. Zaokret .....	45
5.2.1. Najbrži zaokret za 180° .....	45
5.2.2. Maksimalno održivo kutno skretanje .....	47
5.2.3. Minimalni održivi radijus .....	48
5.3. Penjanje.....	49
5.3.1. Penjanje sa zaokretom.....	50
6. ZAKLJUČAK .....	51
7. LITERATURA .....	52
Popis slika .....	52
Popis tablica .....	53
Popis kratica.....	55

# 1. UVOD

Osnovna namjena lovačkih zrakoplova je uništavanje neprijateljskih letjelica. Lovачki zrakoplov je platforma koja dovodi određeno naoružanje u poziciju za djelovanje, s ciljem eliminacije potencijalne prijetnje iz zraka. Kako bi se ostvario uvjet dovođenja oružja, to jest samog lovca u poziciju za djelovanje, razvijeni su osnovni lovački manevri (Basic Fighter Maneuvers-BFM). Osnovni lovački manevri su sastavni dijelovi borbenih taktika. Mogu se klasificirati kao primarni (izvode se bez obzira na protivnika - ubrzanje, penjanje, spuštanje, zaokreti) i relativni manevri (izvode se u odnosu na drugi zrakoplov). Zračna borba je vrhunac manevarskih sposobnosti zrakoplova, kao i letačkih sposobnosti pilota koji upravlja zrakoplovom.

U drugom poglavlju opisane su uloge dežurnog borbenog dvojca i Hrvatskog ratnog zrakoplovstva (dalje u tekstu: HRZ). Cilj diplomskog rada je prikazati važnost razvoja i uvježbavanja temeljnih lovačkih manevara kako bi se što bolje i sigurnije izvršila zadaća zrakoplova MiG-21bisD.

Nadalje se opisuju osnove zračne borbe kao temelj lovačkog zrakoplovstva, te koncepti i manevri koji se koriste na zrakoplovu MiG-21bisD. Koncept zračne borbe stvoren je prikupljanjem iskustava pilota, kao i pomoću raznih proračuna koji obuhvaćaju očuvanje i iskoristivost energije zrakoplova. Uz pomoć slika pojašnjene su uloge samih manevara i način primjene istih na zrakoplovu MiG-21bisD.

Četvrto poglavlje opisuje osnovne elemente koji utječu na performanse lovačkog zrakoplova, a to su: tlak zraka, gustoća zraka, temperatura zraka, standardna atmosfera, brzina zvuka i utjecaj visine na horizontalni let.

Posljednje poglavlje odnosi se na eksperimentalno određivanje performansi zrakoplova MiG-21bisD. Odrađena su četiri probna leta. Izveden je zaključak o mogućnostima zrakoplova MiG-21bisD u uvjetima zračne borbe, zasnovan na poznavanju performansi zrakoplova, osnovnih elemenata koji utječu na iste, te pomoću izraza i vrijednosti iz V-n i E-M dijagrama.

Potrebno je naglasiti da se u ovom radu obrađuju samo osnovni elementi zračne borbe koji se primjenjuju u HRZ-u, te da je velika mogućnost napretka s dolaskom novih zrakoplova. Treba imati na umu da sposobnost zrakoplova za zračnu borbu ne ovisi samo o performansama zrakoplova u pogledu aerodinamike i količine energije, već je važan faktor i naoružanje kojim raspolaže, te obučenosť pilota.



## 2. TEMELJNA ULOGA HRZ-a I DEŽURNOG BORBENOG DVOJCA

### 2.1. Uloga HRZ-a u očuvanju suvereniteta i nadzoru zračnog prostora

Pod temeljnim ulogama HRZ-a podrazumijevamo osiguranje suverenosti zračnog prostora Republike Hrvatske (dalje u tekstu: RH), zaštitu i nadzor zračnog prostora RH (*air policing*), sudjelovanje u združenim i međunarodnim NATO/UN/EU vođenim vojnim operacijama, te provedbu operacija pružanja pomoći civilnim institucijama u državi. Za provođenje nadzora i zaštite suverenosti zračnog prostora RH, HRZ ima zadaću postizanja prevlasti u zračnom prostoru iznad kopna i mora obrambenim i napadnim operacijama u ratnim uvjetima. Za bolje razumijevanje temeljne uloge HRZ-a nabrojiti ćemo stupnjeve kontrole zračnog prostora, te definirati pojam prevlasti u zraku. Dijelimo ih na:

1. *Povoljnu situaciju u zraku*, gdje je nastavak djelovanja od strane neprijateljskih zrakoplovnih sredstava nedostatan da bi se ugrozio uspjeh prijateljskih pomorskih, kopnenih i zračnih operacija;
2. *Nadmoć u zraku* je stupanj dominacije jednih snaga nad drugima u zračnim borbama koji dozvoljava provođenje operacija od strane dominantnih snaga, i tozemaljskih, pomorskih i zračnih u zadanom mjestu i vremenu, bez značajnog utjecaja suprotstavljenih snaga;
3. *Prevlast u zraku* predstavlja zračnu nadmoć u kojoj su suprotstavljene snage u nemogućnostidjelotvornog utjecaja. Prevlast u zračnom prostoru se postiže raznovrsnim djelovanjima koja smanjuju učinkovitost i borbenu moć protivničkog ratnog zrakoplovstva, ostvaruju povoljan odnos snaga i stvaraju povoljne uvjete za djelovanje ostalih grana Oružanih snaga Republike Hrvatske (dalje u tekstu: OSRH). Prevlast može biti:
  - taktička, koja je kratkotrajna (tijekom izvršenja kritičnih faza djelovanja) i ostvaruje se zaštitom taktičkih postrojbi;
  - operativna, koja se ostvaruje u zračnom prostoru bojišta ili njegovom dijelu: za vrijeme provođenja operacije;
  - strategijska, koja se ostvaruje u cjelokupnom zračnom prostoru RH ili njegovom dijelu: za vrijeme trajanja rata ili samo u najvažnijem periodu istog.

Kako bi zrakoplovne snage postigle prevlast u zraku potrebna je tehnološka opremljenost sustavima i zrakoplovima koji takav stupanj kontrole zračnog prostora mogu osigurati u odnosu na protivničke snage. Međutim, osim opremljenosti potrebnom tehnikom, potrebna je i obučenost ljudskih snaga koje mogu tu tehniku iskoristiti za ostvarivanje zadanih ciljeva. Iz tog razloga, posade moraju biti obučene za djelovanje po ciljevima u zraku, te za zračnu borbu.

## **2.2. Uloga dežurnog borbenog dvojca HRZ-a**

Glavna zadaća lovačkog borbenog zrakoplovstva u sukobu je uspostava i održavanje prevlasti u zraku iznad čuvanog zračnog prostora, a u miru provođenje zaštite i nadzor zračnog prostora. Kako bi tu zadaću uspješno odradili, posade lovačkog zrakoplova moraju biti sposobne izvesti presretanje drugih zrakoplova unutar zračnog prostora koji nadziru. Zadaće posade lovca pri presretanju su:

1. postizanje pozicije u prostoru između zrakoplova uljeza i objekta koji lovac brani;
2. kontroliranje geometrije presretanja, kako bi se doveli u optimalnu zonu za korištenje naoružanja, a ujedno onemogućili neprijateljskom zrakoplovu djelovanje poštićenom objektu;
3. dovođenje zrakoplova na točku susreta gdje se uspostavlja vizualni kontakt sa metom uz prednost u poziciji i/ili količini energije, nakon čega se moraju koristiti osnovni manevri zračne borbe kako bi oborili neprijatelja ili ga natjerali da se povuče;
4. dovođenje zrakoplova na točku susreta sa metom prilikom izvršavanja zadaće provođenje zaštite i nadzora zračnog prostora u miru, kako bi mogli uspostaviti vizualnu identifikaciju mete (VID), te postupiti po propisanoj proceduri.

Glavni nositelj PZO aktivnosti unutar OSRH je Hrvatsko ratno zrakoplovstvo, a jedini PZO borbeni sustav koji HRZ koristi za tu namjenu je borbeni zrakoplov MiG 21bisD. Zajedničkom spregom borbenog zrakoplova MiG 21bisD i radarskog sustava nadzora zračnog prostora FPS 117 s komunikacijskim sustavom zemlja-zrak unutar bojne ZMIN-a, HRZ vrši nadzor i zaštitu zračnog prostora RH od bilo kakvih ugroza iz zraka. To čini HRZ nositeljem i organizatorom zračne obrane u Republici Hrvatskoj.

### 3. OSNOVE ZRAČNE BORBE

#### 3.1. Uvod u manevre bliske zračne borbe

Temeljni lovački manevri bliske zračne borbe (Basic Fighter Manuevers- BFM) osnovni su manevri lovačkog zrakoplova u uvjetima bliske zračne borbe. Manevri tokom izvođenja BFM-a kombinacija su osnovnih i složenih akrobatskih manevara u svim ravninama, a bit će opisani u ovom poglavlju.

Primarni cilj BFM-a je manevriranje zrakoplovom razmjenjujući energiju koja se manifestira kroz brzinu i visinu, kako bi doveli zrakoplov u povoljnu poziciju u odnosu na neprijatelja. BFM se sastoji od napadačkog (ofenzivnog-OBFM) i obrambenog (defenzivnog - DBFM). Napadački ima za cilj ostati iza protivnika i dovesti se u poziciju za gađanje, dok obrambeni manevriranjem mora izbjeći protivnikovu povoljnu poziciju za uvjete gađanja. Također postoji i napad sprijeda (Head – on - HIGH ASPECT), što je takozvana neutralna pozicija u kojoj zrakoplovi prilaze jedan drugome iz prednje sfere.

Kod izvođenja manevara dolazi do gubitka energije zrakoplova pa je vrlo važno da pilot zna ispravno koristiti određene manevre kako ne bi doveo zrakoplov u nepovoljnu situaciju odnosno izgubio dominantnu poziciju.

Znanjem manevara u BFM-u i performansi zrakoplova moguće je predvidjeti tokom borbe gdje povećati svoju energiju kako bi se svladao protivnik. Sam tijek borbe je dinamičan te nije moguće za svaki protivnikov potez imati razrađenu taktiku već treba moći predvidjeti protivnikov potez.

Zrakoplovom se upravlja u odnosu na protivnika pa prema tome postoje tri zakona u zračnoj borbi bez obzira na situaciju:

- 1. Izgubi vizualan kontakt s protivnikom, i izgubio si bitku (Loose Sight, Loose the Fight):** U bitci gdje se oba zrakoplova kreću brzinom većom od 700 km/h, potrebno je par sekundi da se izgubi vizualni kontakt s protivnikom. Otegotna okolnost je boja lovačkih zrakoplova, koja se bira na način da bude što manje uočljiva. U određenim situacijama neophodno je kratko skrenuti pogled s protivnika, ali treba naučiti odabrati povoljan trenutak. Relativno je lako promatrati protivnika koji je ispred tebe. U obrambenom manevru u kojem se ne vidi protivnik, on ima veće mogućnosti za ostvarenje pobjede stoga je važno upotrijebiti sve komponente DBFM-a. Održavanje vizualnog kontakta zahtjeva što

duže držanje pogleda van pilotske kabine. Glavno pravilo je ostati fokusiran na protivnika dok on ne postane predvidljiv, dok nije lako uočiv ili dok traje ugroza. Ako postoji nesigurnost u ispravnost odluke o odabiru pravog trenutka za gubitak vizualnog kontakta s neprijateljskim zrakoplovom, sigurnije je ostati fokusiran i ne gledati u kabinu.

**2. Upravljanje u odnosu na protivnika (Maneuver in Relation to the Bandit):** Skoro svaki pokret, odnosno „manevar“ zrakoplova mora se izvoditi u odnosu na protivnika. To znači svaki put kada pilot manevrira zrakoplovom treba postojati reakcija na protivnikov manevar. Borba se može voditi tako da pilot prisili protivnikov zrakoplov da manevrira u odnosu na njega. Svi BFM manevri se upotrebljavaju bez obzira na položaj u kojem je zrakoplov, stoga je svako pilotiranje u odnosu na horizont manje bitno. Izuzetak je uključivanje korištenja efekta gravitacije za povećanje svoje prednosti i manevriranje za izbjegavanje udara u zemlju. U napadačkom (ofenzivnom-OBFM) i u napadu sprijeda (Head-on - HIGH ASPECT), potrebno je manevrirati u odnosu na protivnika kako bi ušao u zonu djelovanja oružjem (Weapons engagement zone - WEZ). U defenzivnom manevru DBFM potrebno je kretati se u odnosu na protivnika kako bi mu onemogućili dolazak u WEZ. Kako bi postigli najbolje performanse kod MiG-21bisD, potrebno je manevrirati kada god je moguće u odnosu na horizont.

**3. Energija protiv pozicije nosa (Energy versus Nose Position):** Posljednje pravilo govori kako znati kada se boriti energijom koju posjeduje zrakoplov u određenom trenutku, a kada pozicijom nosa zrakoplova. Da bi se poštivalo navedeno pravilo potrebno je održavati trenutno ukupno energetska stanje ili ulagati tu energiju u položaj nosa za otvaranje vatre ili obranu. Na protivnika nije moguće djelovati ako nos zrakoplova ne gleda u njegovom pravcu, iako novi sustavi ciljanja i upravljanja naoružanjem povećavaju prostor djelovanja oružja WEZ-a. Iz tog razloga važno je prepoznati kada usmjeriti koncentraciju na stanje energije, a kada na poziciju nosa. Tijekom OBFM generalno se zadržava energija dok se ne odluči upotrijebiti naoružanje kada je velika vjerojatnost pogotka, tada se koristi pozicija nosa. U DFBM-u pilot ulaže svu energiju kako bi porazio protivnikovo naoružanje, a pri tom mora biti koncentriran na njegovu poziciju nosa. Kad protivnikov nos više nije usmjeren na njega, tada se pilot koncentrira na zadržavanje ili povrat energije kako bi osigurao da protivnik nema nos usmjeren u njega. U HIGH ASPECT borbi pilot se koncentrira na energiju

kako bi istu mogao uložiti u poziciju nosa i dovesti se u povoljne uvjete za ostvarivanje pogotka. Bez obzira u kojim uvjetima borbe se pilot nađe, važno je znati kada je važnija energija zrakoplova, a kada pozicija nosa [1].

## **3.2. Koncepti osnovnih manevara bliske zračne borbe**

BFM nije set uokvirenih manevara, nego je dinamična, promjenjiva kombinacija pokreta, valjanja, zaokreta i manevara kako bi se stvorio ili riješio BFM problem. BFM problem može se stvoriti s udaljenošću, kutevima i brzinom približavanja. Vrijeme trajanja i količina BFM-a ovisi o vrsti naoružanja, reakciji protivnika i samoj vještini pilota. Koncept BFM-a uključuje pojmove koji pružaju zajedničku osnovu za daljnju raspravu o BFM-u, a biti će opisani u daljnjem tekstu.

### **3.2.1. Geometrija**

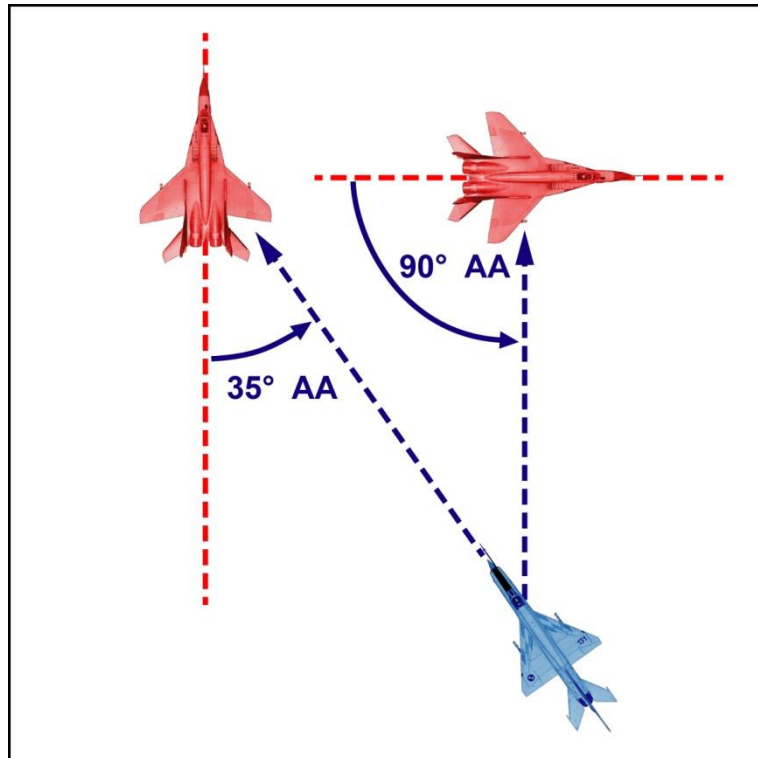
Navedeni pojam podrazumijeva poznavanje nekoliko ključnih geometrijskih pojmova i uvjeta, što je presudno u razumijevanju pozicije jednog zrakoplova u odnosu na drugi [1].

### **3.2.2. Opseg (Range)**

Pojam označava udaljenost na kojoj su razdvojena dva zrakoplova [1].

### **3.2.3. Vidni kut (Aspect angle - AA)**

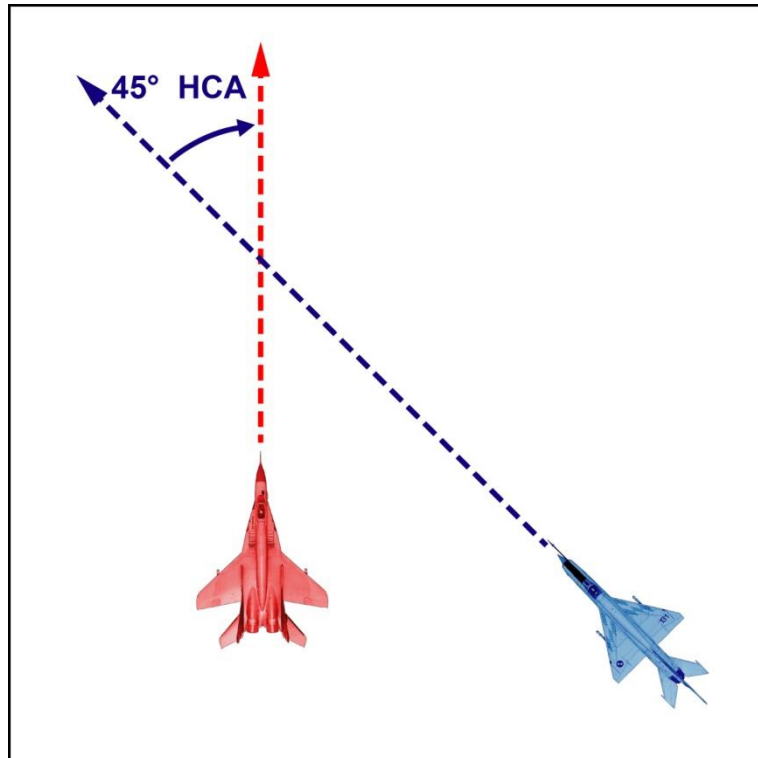
Vidni kut (AA) opisuje relativnu poziciju napadača u odnosu na cilj, bez obzira na napadačev položaj zrakoplova odnosno kursa. AA je definiran kao kut mjereno od repa cilja do pozicije napadača. Iz defenzivne pozicije DBFM-a ovaj kut se naziva i kut od repa (Angle off tail-AOT) [1].



Slika 1. Vidni kut

### 3.2.4. Kursni kut (Heading crossing angle - HCA)

Kursni kut označava razliku kursova između dva zrakoplova. S konvergencijom vektora HCA može se mjeriti do najviše  $180^\circ$  za prolazak nos u nos zrakoplova [1].



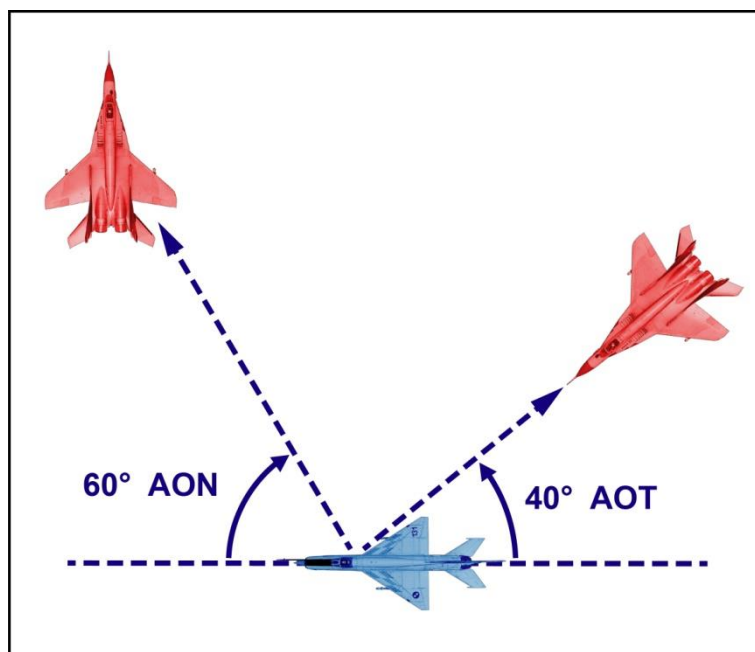
**Slika 2.** Kursni kut

### **3.2.5. Kut od nosa (Angle off nose - AON ili Antenna train angle - ATA)**

Kut od nosa je kut između produženih uzdužnih osi dvaju zrakoplova koji se nalaze u zračnoj borbi. Kao i AA, AON/ATA je neovisan o kursu drugog zrakoplova [1].

### **3.2.6. Kut od repa (Angle off tail - AOT)**

Navedeni kut već je prethodno spomenut kod vidnog kuta, a definira se kao kut od osi zrakoplova prema protivniku, mjereno od repa [1].



Slika 3. Kut od nosa i kut od repa

### 3.2.7. Krivulje praćenja/napada (Pursuit curves)

Postoje tri krivulje praćenja, a to su:

1. **Krivulja s pretjecanjem (Lead pursuit):** Nos zrakoplova usmjeren je ispred protivnika. Efekt ovakvog manevra je dobivanje povećanja brzine približavanja protivniku, povećanje AA, te smanjenje udaljenosti. Ova krivulja tipična je za OBFM pri korištenju topovskog naoružanja kao što je kod MiG-21 bisD top GŠ23. Za izvođenje ovakvog manevra potrebno je da i protivnički zrakoplov održava zaokret. O poziciji napadača u odnosu na cilj, kao i o vidljivosti cilja, ovisi maksimalno pretjecanje. Ograničavajući element za izvođenje napada pretjecanjem je ograničenje po  $g$ -opterećenju. Prilikom izvođenja takvog napada napadački zrakoplov je na unutarnjoj putanji, a ako želi održati stalni kut pretjecanja mora za istu brzinu imati veće opterećenje od cilja. Povećanjem opterećenja zrakoplov gubi energiju tokom zaokreta pa se može dovesti u situaciju da ostane bez energije koja mu omogućava praćenje cilja i samim time može postati cilj. Poznavajući performanse zrakoplova s obzirom na režim motora, visinu i brzinu pilot odlučuje koliko dugo će se zadržati u krivulji.

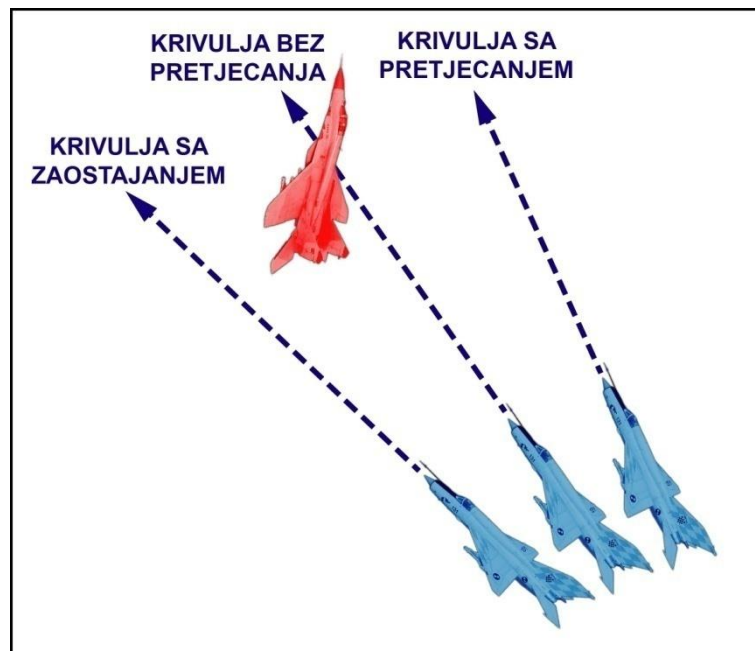
2. **Krivulja bez pretjecanja (Pure pursuit):** Nos zrakoplova usmjeren na protivnika. Za efekt ovakvog manevra također imamo smanjenje udaljenosti



između napadača i cilja, osim ako cilj ima znatno veću brzinu. Prednost manevra je što se udaljenost smanjuje, ali se AA ne povećava znatnije - kao kod pretjecanja. Krivulja se koristi u OBFM-u gdje se pokušava ostvariti radarsko zaključavanje cilja i ispaljivanje određene vrste rakete, što kod MiG-21bisD nije moguće jer ne koristi radarski vođenu raketu. U praksi ovakav napad ima jednu prednost, napadački zrakoplov je tada najmanje vizualno izložen cilju – što znači da je otkriven cilju samo s prednjim dijelom, te na taj način otežava poduzimanje pravilnih radnji protivniku.

**3. Krivulja sa zaostajanjem (Lag pursuit):** Nos zrakoplova je usmjeren iza protivnika. Za efekt ovakvog manevra dobivamo smanjenje brzine prilaženja, smanjenje AA i povećanje udaljenosti. Kod izvođenja napada ovom krivuljom brži zrakoplov može održati svoju poziciju unutar stražnje hemisfere protivnika, što pogoduje zrakoplovu MiG-21bisD kojem je potrebna brzina kako bi imao što veći paket energije. Taj manevar se još koristi kako bi omogućio takozvani *turning room (TR)*, odnosno kako bi sebi osigurao prostor za izvođenje manevra koji bi održao zrakoplov u povoljnoj poziciji zbog brzine i radijusa zaokreta.

Krivulje praćenja ovise o poziciji napadača u odnosu na protivnika, udaljenosti, te o vrsti i karakteristikama naoružanja koje upotrebljavamo [1].



Slika 4. Krivulje praćenja

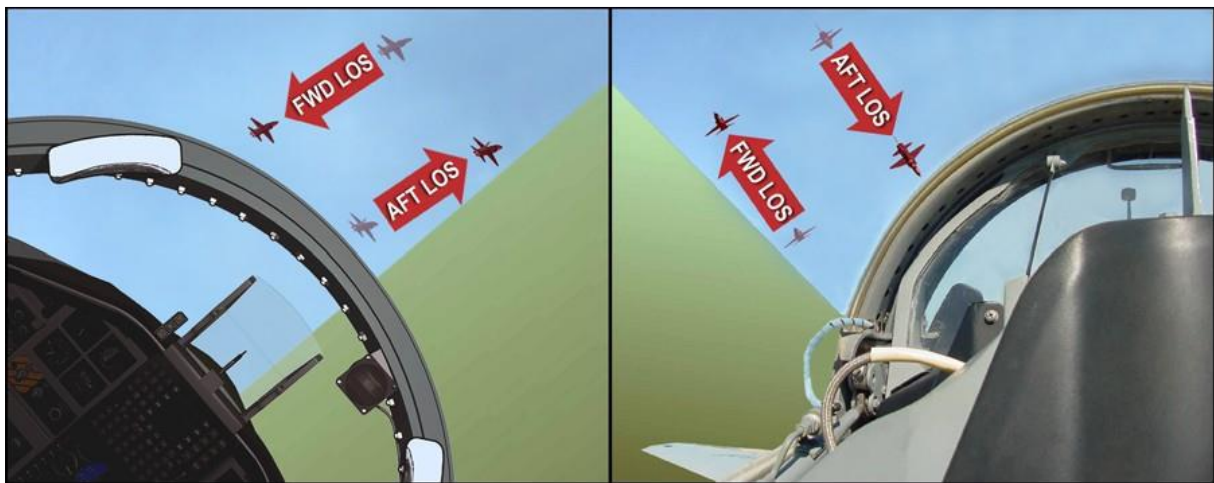
### 3.2.8. Zaokret

Zaokret osigurava pilotu da riješi problem udaljenosti, kuta i brzinu prilaženja u ofenzivnoj situaciji, a u defenzivnoj da stvori isti problem protivniku. Za najbolje performanse zaokreta potrebno je koristiti maksimalno dostupno  $g$  opterećenje kako bi riješili problem s prihvatljivim gubitkom specifične snage ( $Ps$ ).  $Ps$  krivulja MiG-21bisD je prikazana u E-M dijagramu na Slici 22. Temeljem eksperimentalnog dijela i dobivenim tablicama pilot zna na kojem režimu motora i s kojim opterećenjem može održati maksimalno održivo kutno skretanje. Za primjer imamo maksimalno održivo kutno skretanje MiG-21bisD iznosi  $12^\circ/s$  u režimu motora na punom sagorijevanju, te pri koeficijentu opterećenja  $\approx 5,3g$  i brzini  $0,8Ma$  (Tablica 6). Pilot je tada svjestan da daljnjim povećanjem opterećenja, kako bi smanjio radijus zaokreta i povećao kutno skretanje, gubi energiju odnosno smanjuje brzinu (Tablica 4). Takav manevar koristi se kada je pilot siguran da će time postići povoljnu poziciju za uporabu naoružanja, što je ranije opisano u odlomku energija protiv pozicije nosa (Energy Versus Nose Position - EVNP) [1].

### 3.2.9. Linija pogleda (Line of sight – LOS, i Line of sight rate - LOSR)

Brzina kojom se linija pogleda (LOS) mijenja naziva se line of sight rate (LOSR). Lovački piloti koriste LOSR za procjenu u BFM-u. LOSR opisuje prividno kretanje cilja po kabini zrakoplova promatrano od strane pilota. Na primjer, cilj koji leti okomito na putanju napadača i ispred može imati LOS s lijeve na desnu stranu. Tijekom BFM-a LOS se opisuje s obzirom na smjer i brzinu, pri čemu se LOS gleda u odnosu na napadačev zrakoplov. Za cilj koji se kreće prema repu napadača veoma brzo kaže se da ima veliki „aft LOSR“, dok cilj koji se kreće polako i naprijed ima mali „fwd LOSR“. LOS se koristi kako bi pilot odredio gdje se nalazi u tzv. *turning circle* (TC) i da uoči što cilj radi u svrhu predviđanja nastavka manevra. LOS i LOSR se koristi u navedenim linijama praćenja kako bi procijenili koju liniju praćenja treba koristiti uz kombinaciju zaokreta. Forward LOSR znači da je prividno kretanje cilja od repa zrakoplova prema nosu. Aft LOSR je obrnuta radnja od Forward LOSR. LOSR nije ovisan o ciljevom kursu, liniji kretanja i AA. Nedostatak kod MiG-21bisD pri neophodnom korištenju LOSR i LOS je taj što je vidljivost smanjena samim dizajnom kokpita, a instrumenti za održavanje parametara leta nalaze na nepogodnom mjestu koji odvlači pogled s

cilja. Suvremeni borbeni zrakoplovi imaju kokpit koji omogućuje bolju preglednost, a uz to i Head up display (HUD) koji omogućuje pilotu prikaz parametara leta bez da pomiče pogled unutar kabine zrakoplova pa je fokusiran na prednju sferu svog kokpita. Poboľšane inačice suvremenih zrakoplova su opremljene sustavom Helmet-mounted display (HMD), koji parametre leta proicira direktno na staklo zaštitne kacige. Takav sustav omogućuje pilotu pomicanje glave unutar kokpita koliko god fizički može i koliko mu dopušta sama konstrukcija kabine. Pomoću tih sustava pilot ima veću situacijsku svjesnost te može na vrijeme reagirati kako bi izmanevrirao cilj, za razliku od pilota MiG-21bisD [1].



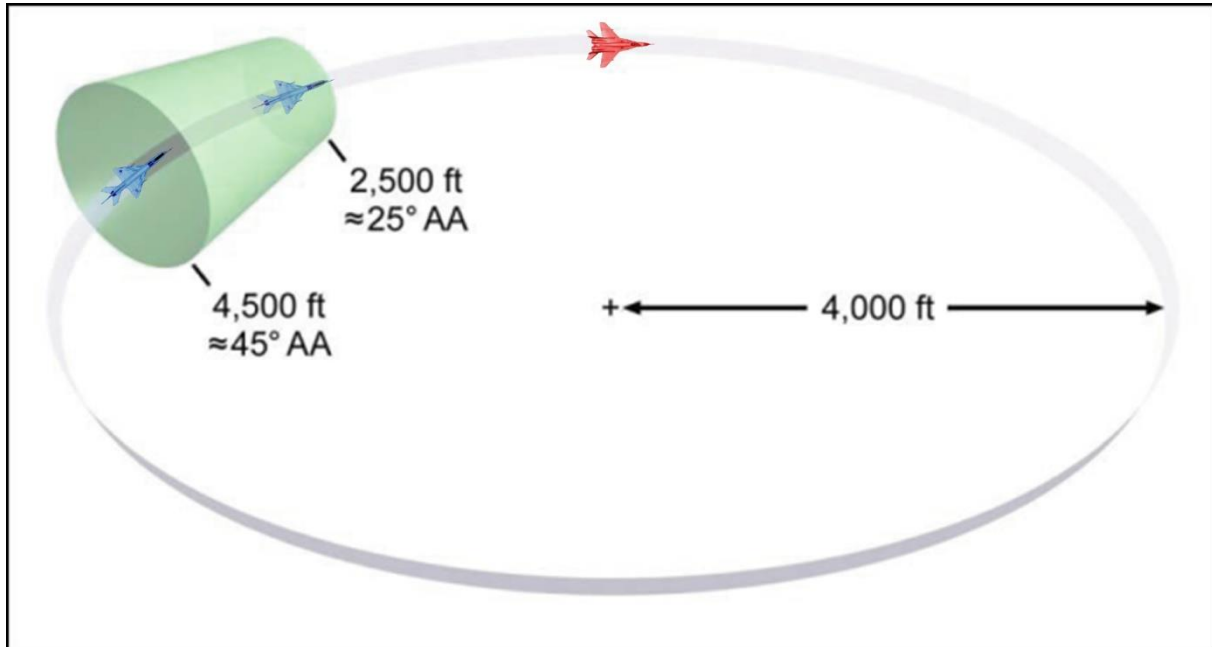
Slika 5. Linija pogleda

Izvor: [1]

### 3.2.10. Područje kontrolirane zone (Control zone - CZ)

To je područje iza cilja unutar kojeg napadač može uspostaviti stabilnu poziciju za izvršenje paljbenog djelovanja. Ono se definira udaljenošću do cilja koje je definirano naoružanjem koje se koristi, radijusom zaokreta cilja i napadačkog zrakoplova. Prilikom ulaska u kontroliranu zonu lovac uvijek mora biti svjestan svoje udaljenosti od cilja kako se ne bi udaljio jer bi izvođenje protivnikovog zaokreta moglo dovesti napadača u poziciju „head-on“ BFM, to jest u neutralnu poziciju. CZ za MiG-21bisD definiran je naoružanjem koje teoretski za raketu R-60MK iznosi minimalnu udaljenost 2 km i maksimalnu 8 km, dok je za uporabu topa GŠ23 minimalna udaljenost je 300 m, a maksimalna 600 m. To ne znači da je kontrolirana zona 300 m do 8 km, jer kao što je navedeno, cilj pri otkrivanju napadača na većim udaljenostima može vrlo brzo postati napadač. Za kontroliranu zonu uzima se područje

od 300-2000 m, za MiG-21bisD, te je nužno u tim trenucima imati zalihu energije kako bi mogao reagirati u odnosu na obrambeni manevar cilja. Prema E-M dijagramu i eksperimentalnom dijelu, idealno bi bilo u tom trenutku imati brzinu od 0.8Ma [1].



**Slika 6.** Područje kontrolirane zone CZ

Izvor: [1]

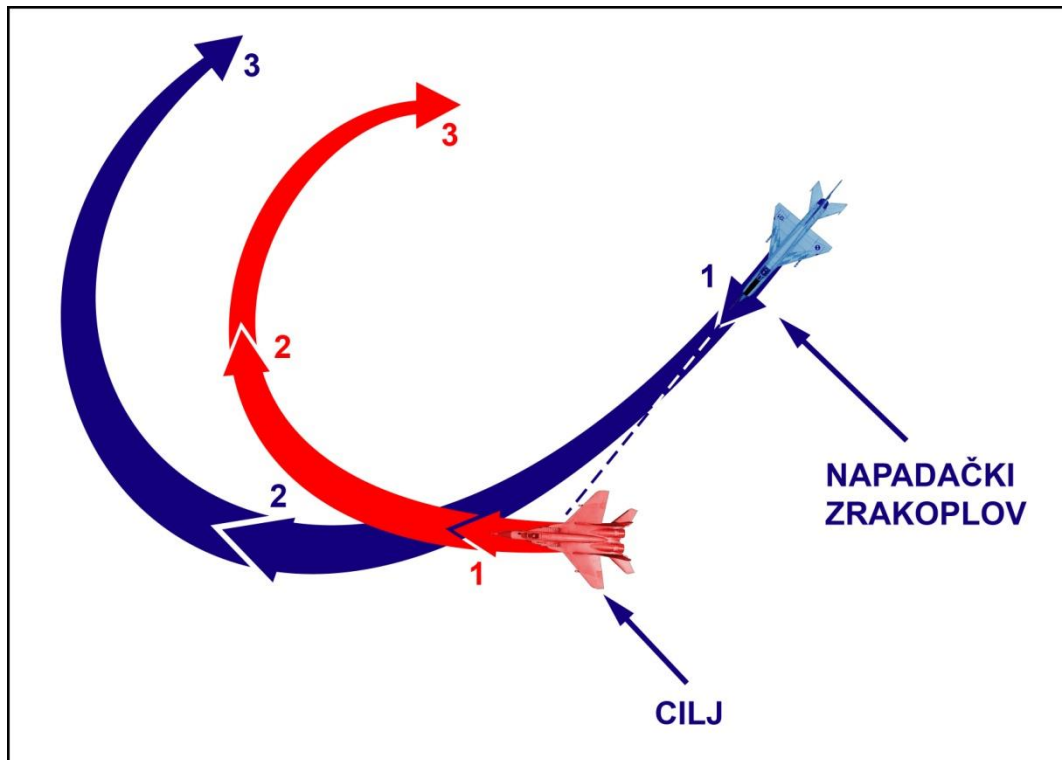
### 3.3. Osnovni lovački manevri (Basic Fighter Manuevers- BFM)

U nastavku teksta biti će detaljno pojašnjeni manevri BFM-a koji se koriste na zrakoplovu MiG-21bisD, te primjena istih. Prilikom izvođenja manevara, kako bi se postigla povoljna pozicija, zrakoplov gubi energiju. Piloti lovačkih zrakoplova moraju biti upoznati sa osnovnim manevrima zračne borbe, kako bi u određenim situacijama mogli prepoznati i iskoristiti prednosti, ali i nedostatke svoje pozicije i performansi zrakoplova u odnosu na protivnika. Važno je naglasiti da su temeljni lovački manevri u načelu isti kod svih zrakoplova koji mogu izvoditi složene akrobacije pa su piloti MiG-21bisD već ranije upoznati s manevrima tokom školovanja na zrakoplovu PC-9M.

#### 3.3.1. Napad bure valjkom (Lag Displacement Roll)

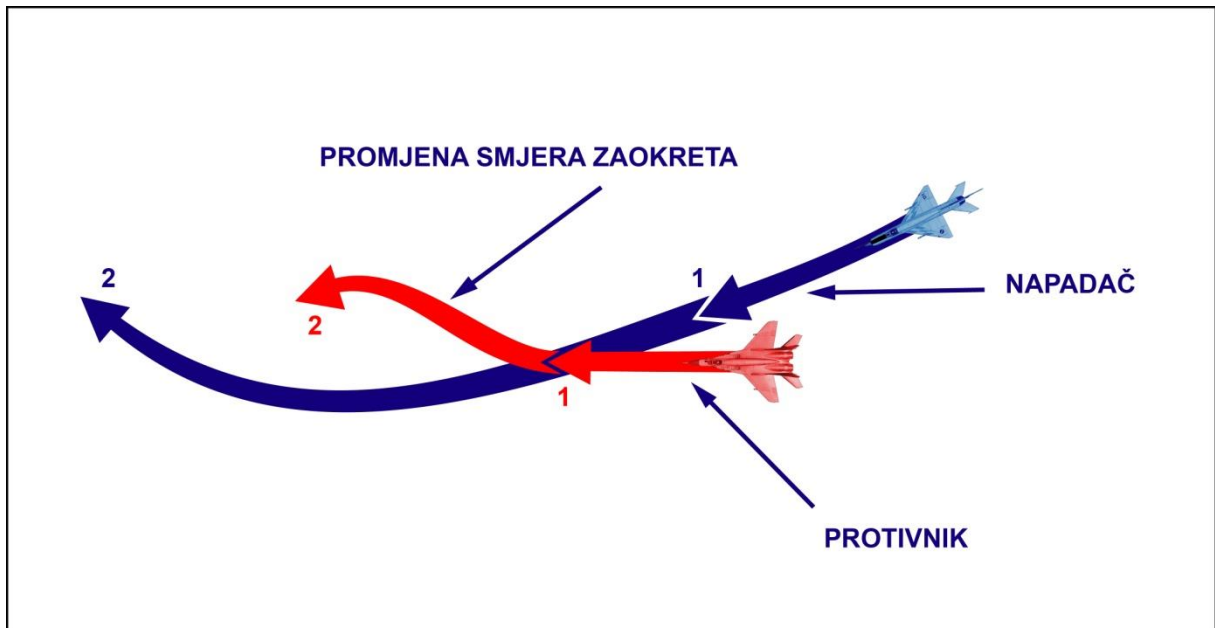
U poglavlju 3.2.7., pod točkom 3.) objašnjen je napad sa zaostajanjem, te način njegove primjene. Napad sa zaostajanjem koristi se najbolje kada AOT između napadača i

cilja iznosi  $30^\circ$  i  $60^\circ$ , te prilikom udaljenosti nešto veće od željene za dovođenje u „*cold side lag*“, odnosno u poziciju u kojoj se napadač nalazi sa vanjske strane protivničkog zaokreta. Na Slici 7 je prikazana shema putanje zrakoplova prilikom izvođenja napada sa zaostajanjem, koja se koristi kako bi brži zrakoplov (koji ne može postići zaokret jednakih parametara) ostao u stražnjoj hemisferi sporijeg protivnika. Kod zrakoplova MiG-21bisD brzina napadača zbog optimalnih performansi u takvom trenutku treba iznositi  $Ma \approx 0.8$ . Stoga velika brzina i ograničenje performansi u zaokretu ne dopuštaju da se izvrši zaokret s pretjecanjem kako bi se postigli povoljni parametri za izvršenje gađanja. Napadač u toj situaciji popušta opterećenje u zaokretu, dobiva ubrzanje, te ostaje u istoj manevarskoj ravnini kao i cilj dok se ne dovede na željenu poziciju [2].



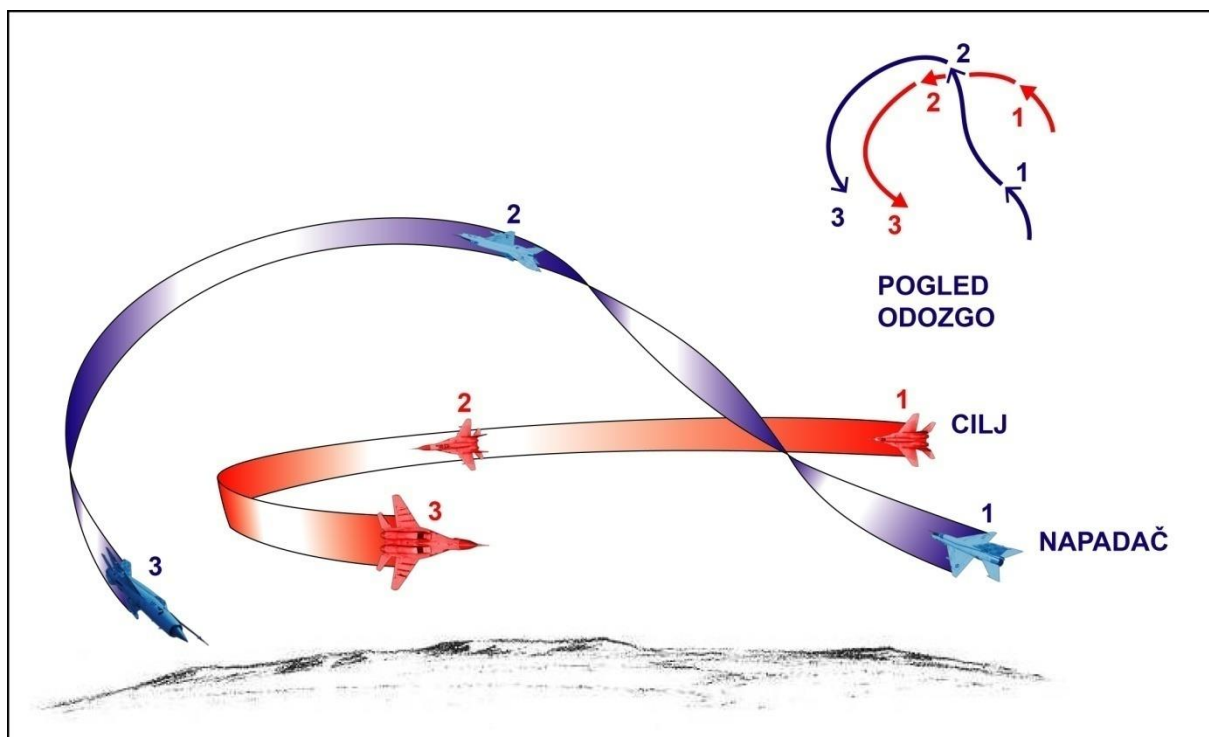
**Slika 7.** Prikaz putanje zrakoplova pri izvođenju napada sa zaostajanjem

Kad pilot protivničkog zrakoplova prepozna tu situaciju, može pretpostaviti da napadač ne može postići zaokret jednakih parametara te da će se dovesti u poziciju za promašaj cilja - *overshooting*. Pilot protivničkog zrakoplova će promijeniti smjer zaokreta s ciljem da dovede napadača u uvjete *overshooting-a*, no takva situacija često pruža priliku napadaču za kratkotrajnu paljbu na protivnika i ostvarenje *lucky shot-a*.



**Slika 8.** Promašaj protivnika (*overshooting*)

Situaciju *overshooting*-aprikazanu na Slici 8 pilot može izbjeći jedino drastičnim smanjenjem brzine, koja nije poželjna reakcija jer time napadač gubi energiju i manevarsku prednost u odnosu na protivnika. Oštrim zaokretom od protivnika može se dovesti do gubitka vizualnog kontakta s protivnikom, te izgubiti energiju kroz gubitak brzine. Takvi manevri ili potezi vode do gubitka povoljne ofenzivne pozicije u borbi i omogućuju protivniku bijeg ili dovođenje u povoljnu poziciju za nastavak borbe. Situaciju *overshooting-a* je moguće izbjeći manevrom u nekoj drugoj ravnini u odnosu na protivnika. Pod pojmom druge ravnine misli se na primjenu vertikalnih manevara, odnosno „Lag Displacement Roll-a“ (Slika 9) [2].



**Slika 9.** Manevar „Napad bure valjkom“

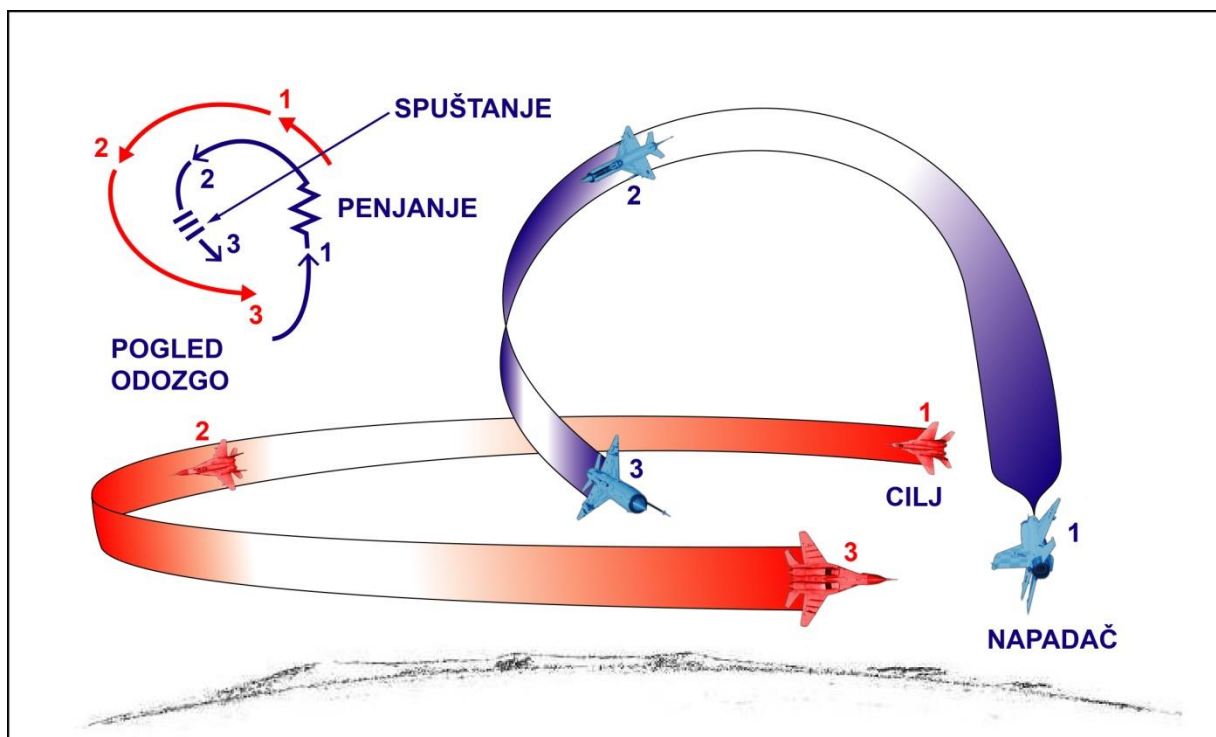
Na slici je prikazano kako napadač u točki „1“ prilazi cilju napadom s pretjecanjem i velikom brzinom na maloj udaljenosti, za MiG-21bisD ta brzina iznosi  $Ma \approx 0.8$ . Pilot vadi zrakoplov iz zaokreta i uvodi ga u penjanje odnosno vertikalni manevar. Penjanjem se smanjuje brzina zrakoplova i mijenja se tempo smanjenja udaljenosti u odnosu na protivnika. U tom trenutku iz Tablice 10 možemo vidjeti da se zrakoplov MiG-21bisD penje brzinom 165 m/s, te postiže razliku visine u iznosu od +500 m. To znači da je sačuvao ukupnu energiju, smanjio prilaženje protivniku te povećao mogućnost zadržavanja u kontroliranoj zoni. Pilot svjestan energetske mogućnosti u tom trenutku nastavlja manevrirati krećući se u odnosu na cilj, izvođenjem manevra sa valjanjem prema cilju kako bi osigurao da prilikom križanja sa putanjom cilja prođe iznad i iza protivničkog zrakoplova. Kontinuirani valjak omogućuje pilotu napadačkog zrakoplova da cijelo vrijeme ima vizualni kontakt s protivnikom, da može odrediti tempo okreta i zaustavljanje penjanja (pozicija označena kao točka „2“ na Slici 9). U tom trenutku pilot je zamijenio brzinu za visinu i omogućeno mu je zadržavanje veće energije u odnosu na protivnika. Nakon točke „2“ kroz zaokret smanjenog radijusa sa spuštanjem uz pomoć gravitacije ostvaruje se bolje kutno skretanje, čime se dovodi u poziciju za izvođenje napada sa zaostajanjem. Točka „2“ se može nazvati još i točkom kontroliranja protivnika jer ako protivnik odluči promijeniti stranu zaokreta napadač jednostavno nastavlja valjanje i podešava se na drugu stranu.

Iduća varijacija „Lag-Roll-a“ je poznata kao „Barrel-Roll“ napad. Ovaj napad lovac koristi kako bi prešao iz napada s pretjecanjem u stražnju sferu protivnika. Takav manevar se koristi ako napadač prepozna da cilj povećava kutno skretanje u trenutku velike udaljenosti, te ako se može dovesti do križanja s putanjom protivnika pod velikim AOT i dovođenjem u neutralnu poziciju (Head - on - HIGH ASPECT). Napadač također kreće u manevar penjanjem te započinje valjanje s premještanjem putanje iza cilja. Tempo valjanja određuje vizualnim kontaktom s ciljem kako ne bi ostvario prevelik HCA i doveo se u neutralnu poziciju ili gubitak vizualnog kontakta s protivnikom. U toj situaciji, zbog toga što u položaju iznad i u leđnom letu zrakoplovi imaju veći HCA, izvođenje napada sa zaostajanjem nije preporučljivo. Napadač bi se trebao obrušiti oštro prema cilju i dovesti se u poziciju za izvođenje napada s pretjecanjem, te na taj način smanjiti ili zadržati udaljenost između dva zrakoplova (za MiG-21bisD iznosi 300-600 m kako bi se moglo djelovati topom). Pilot mora biti svjestan da prilikom penjanja i izvođenja „Barell-Roll“ manevra dovodi zrakoplov u poziciju smanjenja brzine te povećanja HCA, stoga mora procijeniti kada je idealan trenutak da zadrži količinu energije, odnosno brzine, kako bi mogao izvesti što bolje kutno skretanje da dovede zrakoplov pretjecanjem u napad. Imajući uvid u Tablicu 5 i Tablicu 7, zaključujemo da je potrebno održati brzinu između  $Ma \approx 0.6-0.8$  [2].

### 3.3.2 Visoki Yo-Yo (High Yo-Yo)

Ovaj manevar se primjenjuje kako bi se spriječio prolazak preko putanje mete, te smanjenje AOT-a. Također se koristi ako lovac nema dovoljno pretjecanje mete ili zbog viška energije postoji mogućnost da izgubi vizualni kontakt s manevrirajućom metom, a nalazi se na većem aspektnom odnosu. Lovac ima približno jednaku brzinu kao i cilj pa nema mogućnost izvesti „Lag-Roll“ napad. Prilikom izvođenja „High Yo-Yo“ manevra, kao i kod „Lag Displacement Roll-a“, koriste se prostorni manevri umjesto povećanja  $g$ -manevra u horizontalnoj ravnini, da bi se „uštedilo“ više energije, ili da bi se povećavala energija s ostvarenjem penjanja. Lovac treba prepoznati da se nalazi u uvjetima za izvođenje „High Yo-Yo“ manevra, te pomoću E-M dijagrama biti svjestan u kojem se trenutno „energetskom paketu“ nalazi. Na Slici 10 prikazan je shematski izgled manevra „High Yo-Yo“ [2].





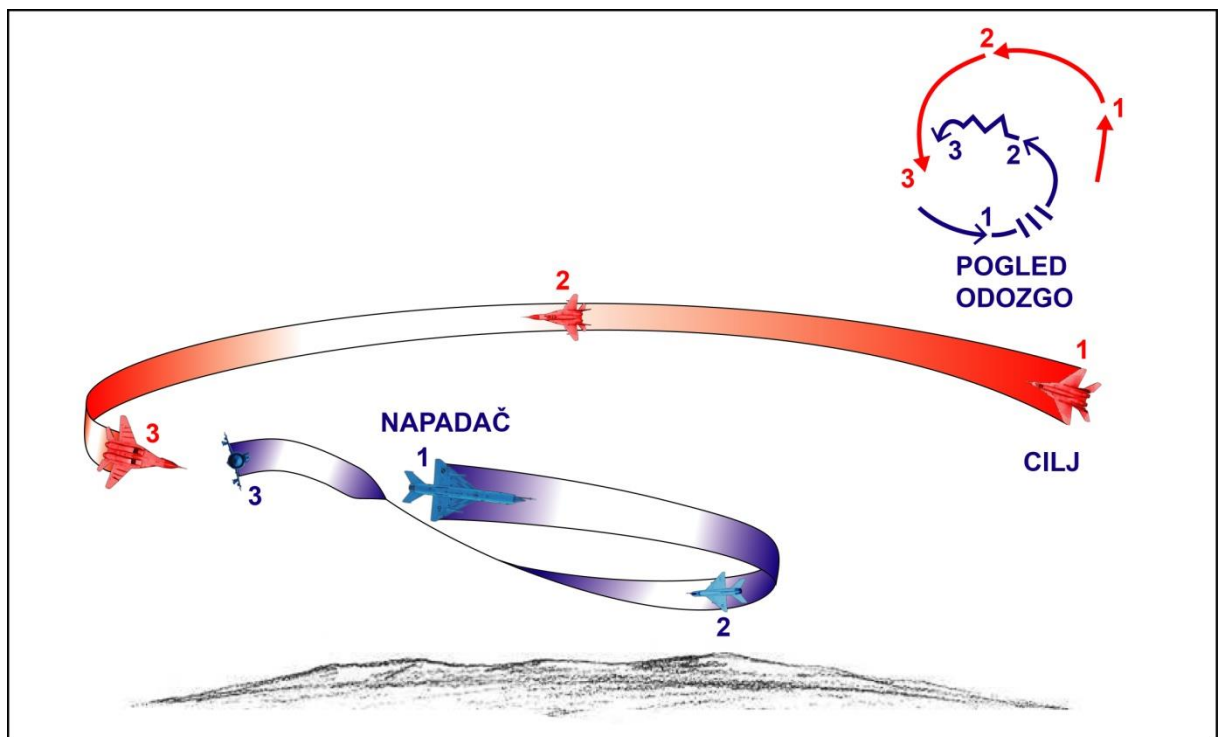
**Slika 10.** Manevar „Visoki Yo-Yo“

Poznavajući E-M dijagram pilot se nalazi u poziciji za izvođenje „High Yo YO“ manevra kada ima brzinu  $M \approx 0.6$ . Tad je svjestan da može krenuti u manevr i uz kontinuirano postavljanje opterećenja ima mogućnost popeti se za cca 740 m u odnosu na cilj točka „1“. Napadač radi napad bez pretjecanja protivničkog zrakoplova uz znatno smanjenje udaljenosti u odnosu na protivnika, te povećanje AOT-a. Ako bi napadač nastavio sa napadom bez pretjecanja, a nije u mogućnosti nastaviti napad s pretjecanjem, doveo bi se u situaciju *overshooting-a* putanje protivnika i gubitka prednosti. Kako bi napadač spriječio takvu grešku, vadi se iz zaokreta te uvodi zrakoplov u penjanje i radi manevr izvan ravnine zaokreta protivnika, odnosno iskorištava energiju kako bi ostvario dobitak visine. Penjanjem se smanjuje komponenta progresivne brzine prema protivniku, kao i tempo prilaženja protivniku. Kako se prilaženje cilju smanjuje napadač bi se trebao nalaziti u stražnjoj sferi cilja, na većoj visini i sa postavljenim kutom penjanja. U točki „2“ napadač postavljanjem nagiba održava vizualni kontakt s ciljem te uspostavlja napad sa ili bez pretjecanja, ili sa zaostajanjem. Izbor napada ovisi o udaljenosti u odnosu na cilj i AOT u poziciji kada napadač ponovno usmjeri nos prema cilju. Ako napadač odluči izvesti napad pretjecanjem mora biti svjestan da će imati veće opterećenje, a ujedno i smanjen prirast brzine. Takvu odluku donosi ako želi smanjiti udaljenost do cilja, što je za MiG-21bisD 300-600 m za top ili min 2 km za lansiranje rakete.

Odluka lovca o načinu uvođenja u napad ovisi o poznavanju sposobnosti zakoplova, ali i o uvježbanosti procjene pozicije cilj-lovac [2].

### 3.3.3. Niski Yo-Yo (Low Yo-Yo)

Namjena „Low Yo-Yo“ manevra je smanjenje udaljenosti, povećanje tempa prilaznja i dovođenje u povoljnu poziciju izvođenjem napada s pretjecanjem (u drugoj ravnini u odnosu na protivnika). „Low Yo-Yo“ manevar je suprotan „High Yo-Yo“ i „Lag Roll“ manevrima jer lovac primjenjuje napad s pretjecanjem, ali nema mogućnost povećanja kutnog skretanja i smanjenja radijusa zaokreta pa time ni dovođenja cilja u željenu poziciju za izvršenje paljbenog djelovanja. Na Slici 11 prikazana je shema manevra „Low Yo-Yo“ [2].



Slika 11. Manevar „Niski Yo-Yo“

U točki „1“ napadač želi povećati opterećenje i dovesti se u poziciju paljbenog djelovanja topom na cilj, ali nema mogućnosti izvođenja zaokreta većeg kutnog skretanja u horizontalnoj ravnini. Po E-M dijagramu, kada se MiG-21bisD zatekne u niskom „energetskom paketu“  $Ma \leq 0,4$ , napadač može povećati vrijednost kutnog skretanja u horizontalnoj ravnini prevođenjem u spuštanje i obaranjem nosa ispod horizonta. Uz pomoć gravitacije ubrzava i ostvaruje povećanje kutnog skretanja, te napadač može usmjeriti nos

zrakoplova ispred cilja, ali znatno ispod visine cilja. U idealnoj situaciji napadač može u točki „2“ izvaditi zrakoplov iz zaokreta, postaviti kut penjanja i letjeti ravnom putanjom prema cilju kako bi presreo putanju cilja na željenoj udaljenosti. U točki „3“ napadač prilazi cilju odozdo i ponovno uspostavlja manevar u ravnini cilja, dok se istovremeno dovodi unutar raspona naoružanja 300- 600 m. Ako se napadač nalazi na većoj udaljenosti u točki „1“, za smanjenje udaljenosti potrebno je veće pretjecanje, a to ima za rezultat povećanje AOT-a u odnosu na cilj, a u ekstremnim situacijama napadač bi se mogao dovesti u uvjete *overshooting-a*. Ako je potrebno znatno smanjenje udaljenosti do cilja, napadaču je bolje izvesti više uzastopnih manevara niskog Yo-Yo. Postavljanjem prevelikog pretjecanja napadač dovodi zrakoplov do prevelikog spuštanja i povećanja razlike visine što je rezultat povećanja takozvanog *turning room-a*. Takav potez može dovesti cilj u povoljnu poziciju obrušavanjem na napadača. Stoga pri uvježbavanju ovakvog manevra važno se uvjeriti da je lovac ostvario povećanje energetskog paketa zrakoplova, to jest putem izvođenja više uzastopnih manevara povećao brzinu.

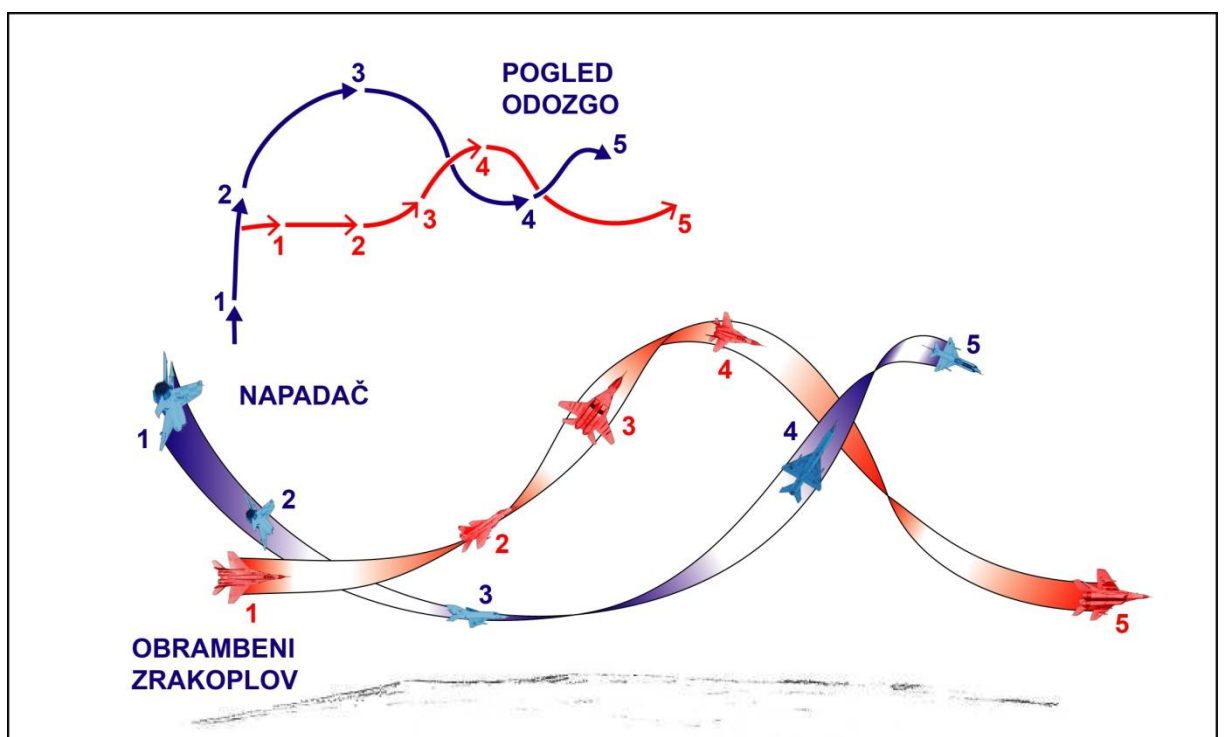
Ovakav manevar na zrakoplovu MiG-21bisD iznimno je nepovoljan jer zrakoplov, ako se dovede u uvjete brzine manje od 450 km/h, nije u mogućnosti uključiti naknadno sagorijevanje pa ne može ostvariti svoje najbolje performanse. Stoga treba paziti da se ne ulazi u sam manevar ispod 0.5 Ma [2].

### 3.3.4. Škare sa valjkom (Rolling Scissors)

Ako pri izvođenju bilo kojeg od već navedenih manevara meta predvidi manevar lovca, tada cilj započinje penjanje prema lovcu kako bi smanjio svoju brzinu i doveo lovca u „overshooting“ te kroz poluvaljak konstantno mijenja svoju poziciju. Tada se i napadač, kao što je u ranijem tekstu navedeno, mora nastaviti kretati u odnosu na cilj. U tom slučaju borba poprima izgled dvostruke spirale prikazane na Slici 12, u kojoj zrakoplovi jedan oko drugog izvode bure valjak. Napadač se nalazi u točki „2“ gdje ima veliku brzinu  $Ma > 0.7$  i tada cilj prepoznaje da napadač ima uvjete *overshooting-a*, te radi zaokret prema napadaču i kreće u penjanje i valjak. Cilj usmjerava svoj vektor uzgona prema napadaču te napadač izvodi valjak kako bi zadržao vektor sile uzgona na cilj u pokušaju da ga nacilja. Pri dolasku cilja u točku „3“ odlikuje ga manja brzina i veća visina, te se nalazi u povoljnijoj poziciji od napadača prolazeći kroz točku „4“. U tom trenutku napadač nastavlja s opterećenjem i zaokretom prema cilju (tada ima veliki kut penjanja), a obrambeni zrakoplov se nalazi u kutu spuštanja jer je izgubio energiju te mora pomoću gravitacije vratiti izgubljeno. U tim uvjetima dolazi do točke

„5“, u kojoj napadač ponovno ima prednost. Iz ovoga je vidljivo da se ovakav manevar prividno može nastaviti unedogled, naravno ako su zrakoplovi potpuno istih performansi i tehnika pilotiranja potpuno ista - što u stvarnosti nije nikad zadovoljeno. Stoga se ovaj manevar uvježbava kako bi se stekao osjećaj manevriranja u odnosu na protivnika i kako bi se „kaznila“ njegova greška [2].

Prilikom ovog manevra dolazi do izražaja nadmetanje u „Energy management-u“, zamjena brzine za visinu i bolju poziciju u borbi. Nedostatak ovog manevra na zrakoplovu MiG-21 bisD je to što je vidljivost iz kabine ograničena pa pilot lako gubi vizualni kontakt s ciljem [2].



**Slika 12.** Manevar „Škare sa valjkom“

### 3.3.5. Obrambena spirala (Defensive spiral)

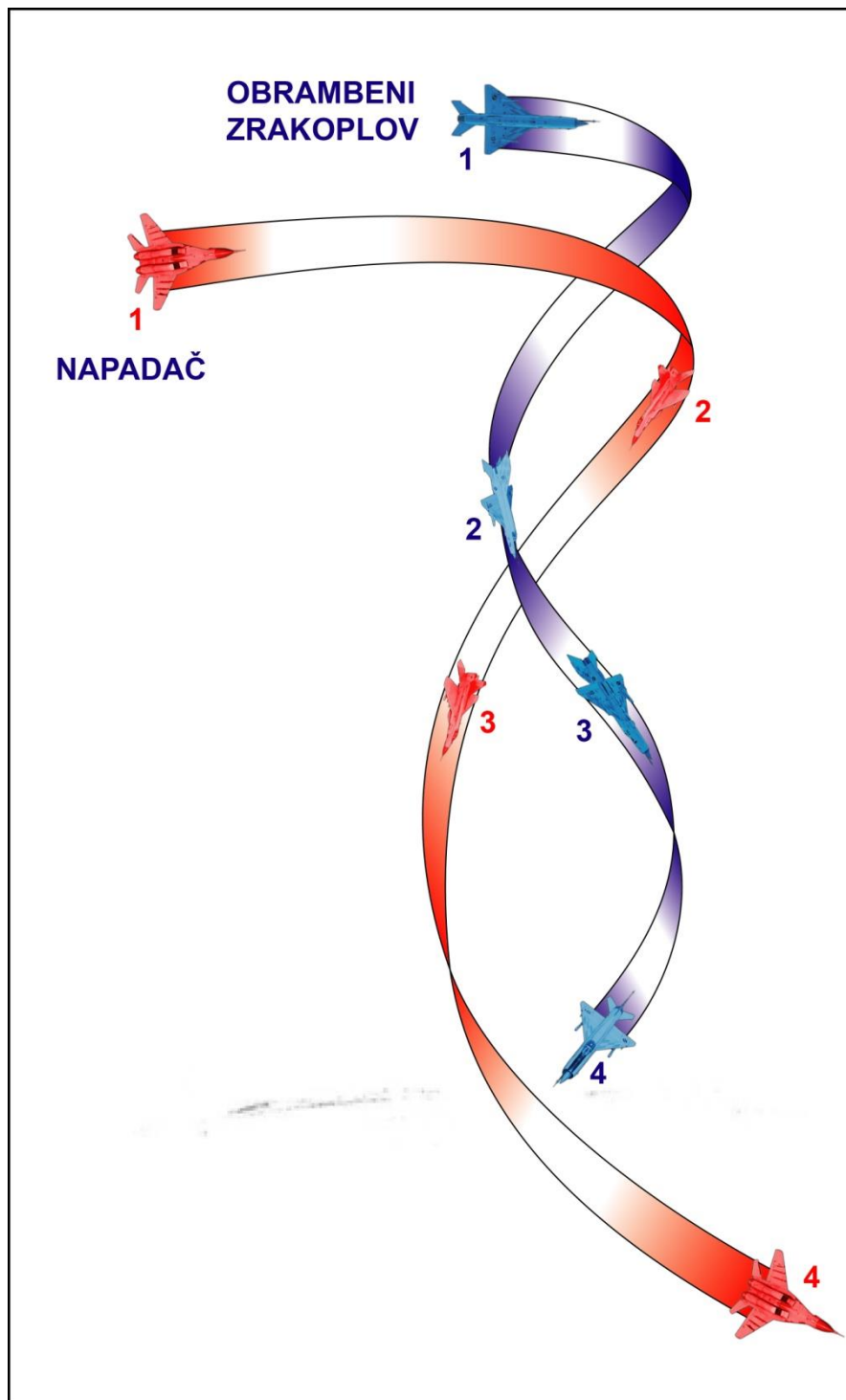
Obrambena spirala je zapravo manevar „škare s valjkom“, ali vertikalno usmjeren na dolje. Sam naziv mu govori da je to manevar s ciljem obrane od napadača, te da cilj postane napadač i obrnuto [2].

Za uvjete izvođenja ovog manevra cilj mora biti znatno sporiji od napadača, dok se napadač nalazi u kontroliranoj zoni ili stražnjoj hemisferi, te na maloj udaljenosti koja mu omogućuje djelovanje topom (točka 1).

Zrakoplov MiG-21bisD pri brzini  $Ma \leq 0.5$  nema energije da izmanevrira napadača koji se već nalazi u kontroliranoj zoni. U nadi da će cilj povećati AOT kako bi narušio povoljnu poziciju napadača, pilot okreće zrakoplov poluvaljkom na leđa te kreće na dolje uz pomoć gravitacijskog ubrzanja. Očekujući da će zadržati svoju poziciju napadač slijedi cilj u spuštajućoj spirali, te se oba zrakoplova dovode u uvjete točke 2 (Slika 13). Takvo kretanje u spirali onemogućuje napadaču djelovanje topom. Mala udaljenost napadač-cilj znači da će napadač morati raditi valjke velikom brzinom kako bi zadržao vizualni kontakt. Izvođenje manevra sa velikim kutem spuštanja osigurava zrakoplovima znatno ubrzanje, ali minimalna akceleracija je važna (napadaču da ne prestigne *overshooting*) tako i cilju (da dovede napadača u uvjete *overshooting-a*). Iz tog razloga je važno napadaču i cilju koristiti minimalnu snagu, maksimalno moguće  $g$  opterećenje i zračne kočnice [2].

Izvođenjem manevra dolazimo do točke 3 u kojoj je cilj smanjio udaljenost do napadača. Točka 4 prikazuje napadačev zrakoplov doveden u uvjete „overshooting-a“ zbog veće brzine u odnosu na cilj, ali se napadač nalazi i na manjoj visini. Nakon izmjenjenih uloga cilj osigurava svoju novonastalu poziciju te čeka napadača da započne s penjanjem zbog opasnosti udara u tlo. U tom trenutku cilj može napustiti borbu ili izvršiti paljbu topom. Ako se cilj odluči na obaranje napadača mora biti svjestan da prilikom promašaja napadač ima veću energiju zbog veće brzine i veći kut nakon započinjanja penjanja. Stoga će napadač imati veću energiju za nastavak borbe, odnosno dovođenje zrakoplova u povoljnu poziciju.

Obrana od obrambene spirale je moguća u samom uvođenju u manevar gdje napadač u točki 1 ne prati odmah protivnika, već horizontalnim letom pušta cilj da poveća udaljenost i tada kreće za njim. Opasnost kod ovakvog manevra je prekoračenje brzine zrakoplova koja je za MiG-21bisD 1300 km/h, te kasno vađenje koje može dovesti do udara o tlo [2].

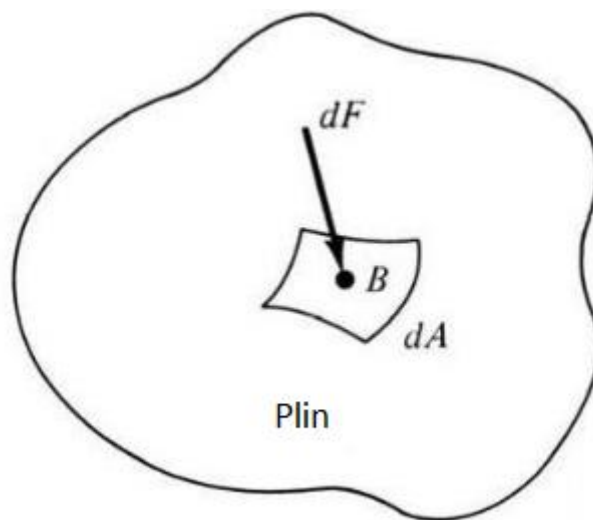


Slika 13. Manevar „Obrambena spirala“

## 4.OSNOVNI ELEMENTI KOJI UTJEČU NA PERFORMANSE ZRAKOPLOVA

### 4.1. Tlak

Tlak zraka u fizičkom je smislu rezultat beskonačnog broja slučajnih udara na promatranu površinu, u ovom slučaju zrakoplov. Tlak je definiran kao sila okomita na površinu i može varirati od jedne do druge točke. Označava se kao  $p$ , a mjerna jedinica za tlak je  $Pa$  [Paskal] [3].



Slika 14. Definicija tlaka

Izvor: [3]

Prema [3], tada je tlak  $p$  u točki B definiran pomoću izraza (1):

$$p = \lim_{dA \rightarrow 0} \left( \frac{dF}{dA} \right) \quad (Pa) \quad (1)$$

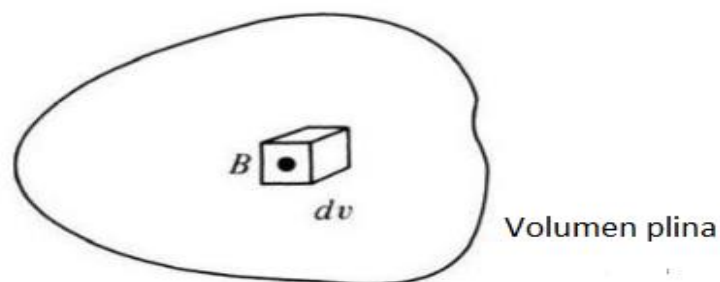
gdje oznake imaju sljedeće značenje:

- $p$  – tlak ( $Pa$ )
- $F$  – sila uzrokovana tlakom na površinu  $dA$  ( $N$ )
- $A$  – površina porasta oko točke B ( $m^2$ ).

U stvarnosti tlak  $p$  je ograničavajući oblik sile po jedinici površine u kojoj se područje interesa smanjilo na nulu oko točke B.

## 4.2. Gustoća

Gustoća je fizikalna veličina određena kao količina mase i obujma nekog tijela, a označava se sa grčkim slovom  $\rho$  te joj je mjerna jedinica  $kg/m^3$ [3].



Slika 15. Definicija gustoće

Izvor: [3]

Prema [3], gustoća u točki B tada je definirana pomoću izraza (2):

$$\rho = \lim_{dv \rightarrow 0} \left( \frac{dm}{dv} \right) \quad (kg/m^3) \quad (2)$$

gdje oznake imaju sljedeće značenje:

- $\rho$  – gustoća ( $kg/m^3$ )
- $m$  – masa plina unutar  $dv$  ( $kg$ )
- $v$  – elementarni volumen oko točke B ( $m^3$ ).

Gustoća je masa po jedinici volumena gdje se volumen oko točke B smanjio na nulu, a vrijednost gustoće može varirati od jedne do druge točke u plinu.



### 4.3. Temperatura

Temperatura je osnovna fizikalna veličina koja opisuje toplinsko stanje i sposobnost tijela da izmjenjuje toplinu s okolinom. Označava se sa slovom  $T$  te joj je mjerna jedinica  $K$  [*Kelvin*]. Ona ovisi o tome koliko unutarnje energije sadrži neko tijelo određene mase i tlaka. Plin visoke temperature možemo vizualizirati kao onaj u kojem se čestice nasumično sudaraju velikim brzinama, dok je kod niskih temperatura kretanje čestica sporo. Temperatura je vrlo važna za performanse zrakoplova, osobito pri nadzvučnim brzinama [3].

### 4.4. Standardna atmosfera

Zemljina atmosfera je dinamički promjenjiv sustav. Tlak, gustoća i temperatura atmosfere ovisi o visini, lokaciji, vremenu, godišnjem dobu, čak i o aktivnosti Sunčevih pjega. Pri dizajnu i izradi zrakoplova bilo bi nepraktično uzeti u obzir sve navedene varijacije zemljine atmosfere. Iz tog razloga je definirana standardna atmosfera s srednjim vrijednostima tlaka, temperature i gustoće. Do tih vrijednosti se došlo eksperimentalno i u kombinaciji s matematičkim modelom atmosfere. Tablica 1 prikazuje standardnu atmosferu izraženu u SI sustavu, a koristi se pri dizajnu i izračunu performansi zrakoplova [3].

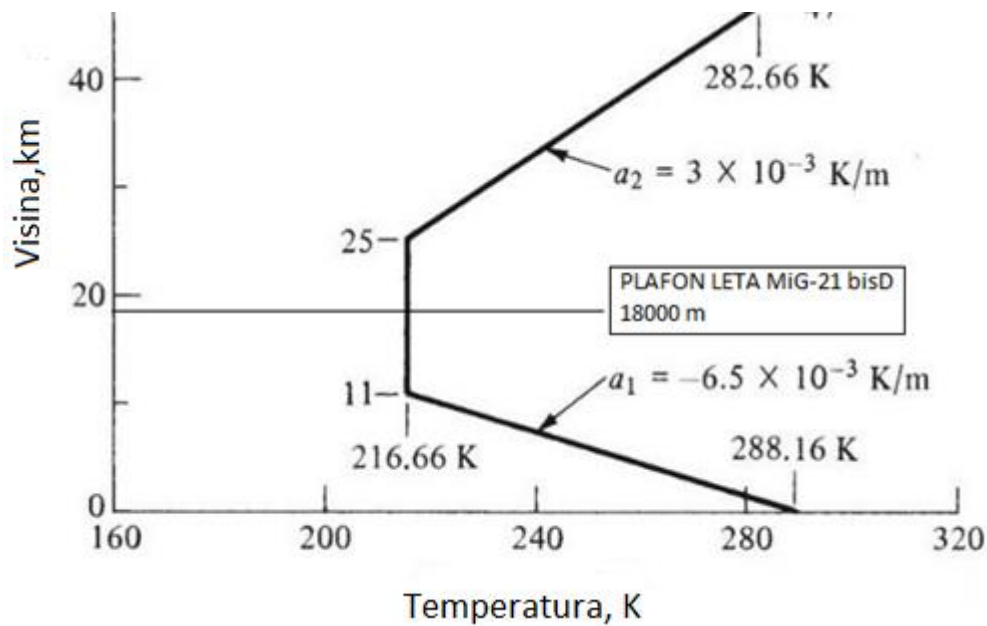
**Tablica 1.** Primjer vrijednosti fizikalnih veličina u Međunarodnoj standardnoj atmosferi

<i>Visina <math>h_G, m</math></i>	<i>Visina <math>h, m</math></i>	<i>Temperatura <math>T, K</math></i>	<i>Tlak <math>p, N/m^2</math></i>	<i>Gustoća <math>\rho, kg/m^3</math></i>
2,600	2,599	271,27	7.3759	9.4727
2,700	2,699	270,62	7.2835	9.3765
2,800	2,799	269,97	7.1921	9.2811
2,900	2,899	269,32	7.1016	29.1865

Izvor: [3]

Glavno načelo standardne atmosfere je definirano promjenom temperature  $T$  s visinom, bazirano na eksperimentalnim dokazima. Ove promjene su prikazane Tablicom 1. Graf se sastoji od vertikalnih linija (koje prikazuju konstantnu temperaturu) i kosih linija (koje

prikazuju promjenu temperature). Zadana temperatura  $T = T(h)$  definirana je Slikom 16, dok su tlak  $p = p(h)$  i gustoća  $\rho = \rho(h)$  definirani formulama.



Slika 16. Raspodjela temperature u standardnoj atmosferi

Izvor: [3]

Prema [4], tlak zraka računa se pomoću izraza (3):

$$p = \rho RT \text{ (Pa)} \quad (3)$$

gdje oznake imaju sljedeće značenje:

- $p$  – tlak (Pa)
- $\rho$  – gustoća ( $kg/m^3$ )
- $R$  – specifična konstanta za zrak
- $T$  – temperatura (K).

Prema [3], tlak je jednak gustoći pomnoženoj s temperaturom i specifičnom konstantom,  $R$ , koja za zrak iznosi  $287 \text{ J}/(kg)(K)$ . Varijacija tlaka s visinom,  $dp$  (uzevši u obzir da je opterećenje  $g$  konstantno) računa se pomoću izraza (4):

$$dp = -\rho g dh \text{ (Pa)} \quad (4)$$

gdje oznake imaju sljedeće značenje:

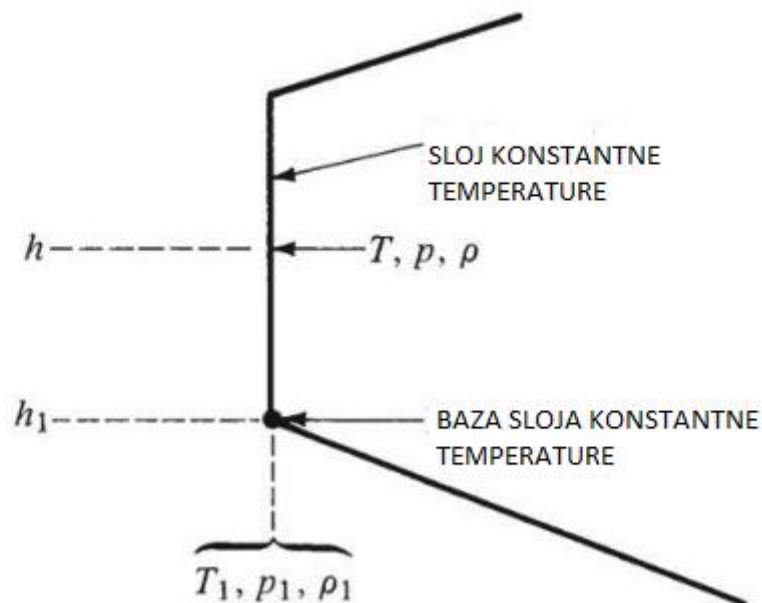
- $dp$  – varijacija tlaka s visinom ( $Pa$ )
- $\rho$  – gustoća ( $kg/m^3$ )
- $g$  – gravitacijska sila
- $dh$  – promjena visine ( $m$ ).

Prema [3], ako izraz (4) podijelimo s jednačkom stanja, dobiven je izraz (5):

$$\frac{dp}{p} = -\frac{\rho g dh}{\rho RT} = -\frac{g}{RT} dh \text{ (Pa)} \quad (5)$$

Sukladno [3], uzmemo li iz Slike 17 visinu  $h_1$  na dnu konstantne temperature gdje  $T_1, p_1$  i  $\rho_1$ , te povećamo visinu na  $h$  možemo dobiti tlak  $p$  na visini  $h$ . Integralom izraza (5), dobiven je izraz (6) za izračun tlaka na visini:

$$\int_{p_1}^p \frac{dp}{p} = -\frac{g}{RT} \int_{h_1}^h dh \quad (6)$$



**Slika 17.** Sloj konstantne temperature

Izvor: [3]

Prema [4], gustoću zraka se također može izračunati korištenjem jednadžbe stanja idealnog plina u ovisnosti od temperature i tlaka, a računa se pomoću izraza (7):

$$\rho = \frac{p}{RT} \text{ (Pa)} \quad (7)$$

gdje oznake imaju sljedeće značenje:

- $\rho$  – gustoća zraka ( $kg/m^3$ )
- $p$  – tlak (Pa)
- $R$  – specifična konstanta za zrak
- $T$  – temperatura (K).

Prema [3], uzmemo li u obzir da su opterećenje  $g$ , specifična konstanta  $R$  i temperatura  $T$  konstantni, možemo ih izuzeti iz integrala iz izraza (6), te je dobiven izraz (8):

$$\frac{p}{p_1} = e^{-\left[\frac{g}{RT}\right](h-h_1)} \text{ (Pa)} \quad (8)$$

Sukladno [3], iz jednadžbe stanja, dobiven je izraz (9):

$$\frac{p}{p_1} = \frac{\rho T}{\rho_1 T_1} = \frac{\rho}{\rho_1} \text{ (Pa)} \quad (9)$$

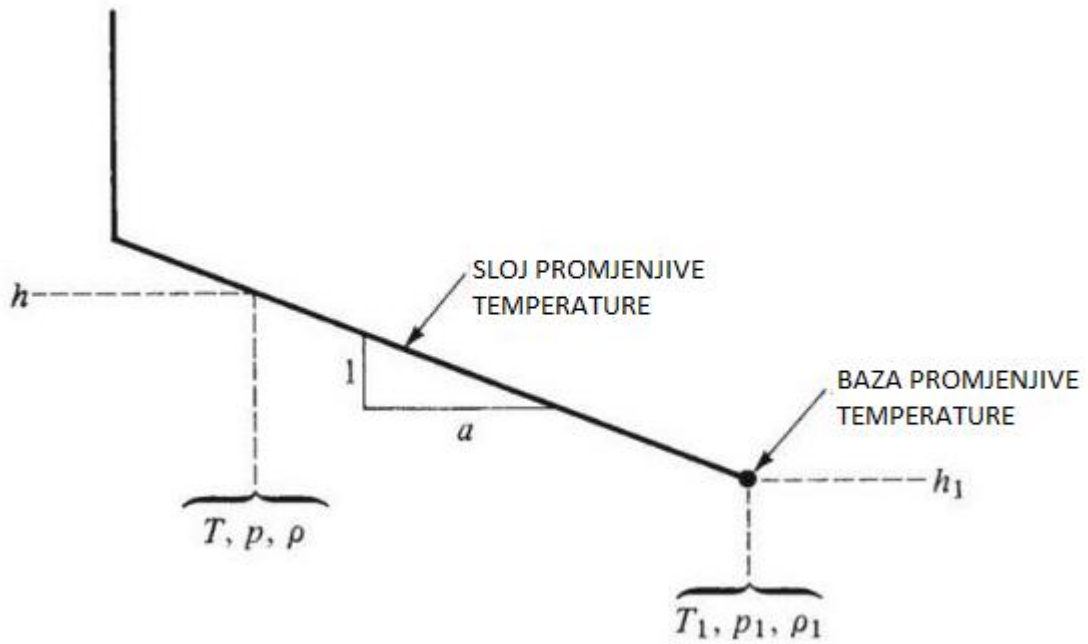
Tako je [3]:

$$\frac{\rho}{\rho_1} = e^{-\left[\frac{g}{RT}\right](h-h_1)} \text{ (kg/m}^3\text{)} \quad (10)$$

Promatrajući kosu liniju koja prikazuje promjenu temperature na Slici 18 vidi se da je promjena linearna i geometrički zadana izrazom (11) kao:

$$\frac{T - T_1}{h - h_1} = \frac{dT}{dh} = a \quad (11)$$

gdje je oznaka  $a$  specifična konstanta za svaki dio sloja dobivena iz definirane temperaturne varijacije na Slici 18 [3].



**Slika 18.** Sloj promjenjive temperature

Izvor: [3]

Prema [3], na taj je način iz izraza (11) izveden izraz (12):

$$dh = \frac{1}{a} dT \text{ (m)} \quad (12)$$

Kad uvrstimo izraz (12) u izraz (5) dobiven je izraz (13) [3]:

$$\frac{dp}{p} = -\frac{g}{aR} \frac{dT}{T} \quad (13)$$

Sukladno [3], integracijom izraza (13) između baze promjenjive temperature prikazane na Slici 18 i neke visine  $h$ , također u promjenjivom području temperature, dobije se sljedeće:

$$\int_{p_1}^p \frac{dp}{p} = -\frac{g}{aR} \int_{T_1}^T \frac{dT}{T}$$

$$\ln \frac{p}{p_1} = -\frac{g}{aR} \ln \frac{T}{T_1}$$

Tako je izveden izraz (14) [3] :

$$\frac{p}{p_1} = \left[ \frac{T}{T_1} \right]^{-g/(aR)} \quad (14)$$

Prema [3], iz jednačbe stanja, izveden je izraz (15):

$$\frac{p}{p_1} = \frac{\rho T}{\rho_1 T_1} \quad (15)$$

Stoga izraz (14) proizlazi u izraz (16) [3]:

$$\frac{\rho}{\rho_1} = \left( \frac{T}{T_1} \right)^{-\{[g/(aR)]+1\}} \quad (16)$$

Varijacija T je linearna s visinom, te je zadan odnos koji se računa pomoću izraza (17) [3]:

$$T = T_1 + a(h - h_1) \text{ (K)} \quad (17)$$

Prema [3], izraz (17) daje  $T = T(h)$  za promjenjivi sloj. Kad uvrstimo izraz (17) u izraz (14) dobijemo tlak  $p = p(h)$ . Kad uvrstimo izraz (17) u izraz (16) dobijemo gustoću  $\rho = \rho(h)$ . Na Slici 16  $h = 0$ , što vrijedi na razini mora gdje imamo standardne vrijednosti temperature, tlaka i gustoće:

$$p = 101325 \text{ (Pa)}$$

$$\rho = 1.2250 \text{ (kg/m}^3\text{)}$$

$$T = 288.15 \text{ (K)}$$

Pomoću Slike 16 i izraza (17) moguće je izračunati temperaturu zraka s promjenom visine sve do temperature  $T = 216.66\text{K}$ , koja vrijedi za visinu  $h = 11\text{km}$ . S tim

vrijednostima temperature  $T$  moguće je izračunati tlak pomoću izraza (14), te gustoću pomoću izraza (16). Sljedeći dio se računa od visine  $h = 11\text{km}$ , za tlak koristimo izraz (8), a za gustoću izraz (10) dok je temperatura konstantna. Temeljem tih izračuna i formula izrađena je Tablica 1 Appendix A. Plafon leta zrakoplova MiG-21 bisD je  $h = 18\text{ km}$ , stoga je pokriveno potpuno područje razmatranja ovog rada.

#### 4.5. Brzina zvuka

Brzina zvuka je brzina kojom se širi zvučni val uzrokovan nekim izvorom kroz medij. Uzima se da je zrak nepomični medij i ima gustoću  $\rho$ , tlak  $p$ , te temperaturu  $T$ .

Prema [4], zvučni val se kroz zrak kreće brzinom  $a$  mjerne jedinice  $m/s$  i računa se pomoću izraza (18):

$$a = \sqrt{\kappa RT} \text{ (m/s)} \quad (18)$$

gdje oznake imaju sljedeće značenje:

- $a$  – brzina zvuka ( $m/s$ )
- $\kappa$  – adijabatski koeficijent plina (1,4)
- $R$  – specifična konstanta za zrak
- $T$  – temperatura ( $K$ ).

Brzina zvuka za savršeni plin ovisi samo o temperaturi  $T$ . Ako se razmatra oslobađanje energije nekog izvora zvučnog vala koju prenosi na molekule zraka, tada se povećava i njihova kinetička energija. Te molekule povećane energije se kreću nasumično i prenose energiju na druge molekule. Tako se energija zvučnog vala prenosi kroz zrak putem molekula koje se sudaraju jedne s drugima. Ako se pogleda Poglavlje 4.3., u kojem je definirano kako je temperatura mjera kinetičke energije molekula, onda temperatura treba biti mjera brzine zvučnog vala koji se prenosi molekularnim sudarima.

Sukladno [4], Machov broj je omjer brzine nekog tijela  $V$  (zrakoplova) i brzine zvuka  $a$ , računa se izrazom (19):

$$Ma = \frac{V}{a} \quad (19)$$

gdje oznake imaju sljedeće značenje:

- $Ma$  – Machov broj
- $V$  – brzina zrakoplova ( $m/s$ )
- $a$  – brzina zvuka ( $m/s$ ).

Prema [3], brzine se prema Machovom broju razvrstavaju na:

$Ma < 1$ , podzvučno strujanje;

$Ma = 1$ , krozzvučno strujanje;

$Ma > 1$ , nadzvučno strujanje.

#### 4.6. Utjecaj visine na horizontalni let

Temeljni uvjet za režim horizontalnog leta je da sila uzgona bude jednaka gravitacijskoj sili zrakoplova bez obzira na visinu (20), a sila potiska jednaka sili otpora (21).

$$F_L = F_G \quad (20)$$

$$F_T = F_D \quad (21)$$

gdje oznake imaju sljedeće značenje:

- $F_L$  – sila uzgona ( $N$ )
- $F_G$  – sila gravitacije ( $N$ )
- $F_T$  – sila potiska ( $N$ )
- $F_D$  – sila otpora ( $N$ ).

Prema [5], s povećanjem visine smanjuje se gustoća zraka što ima za posljedicu opadanje raspoložive snage motora, što znači da je pri istom napadnom kutu i istoj težini potrebno povećanje potrebnog potiska. Potisak  $F_{TR}$ , koji je potreban kako bi zrakoplov letio zadanom brzinom u horizontalnom letu računa se pomoću izraza (22):

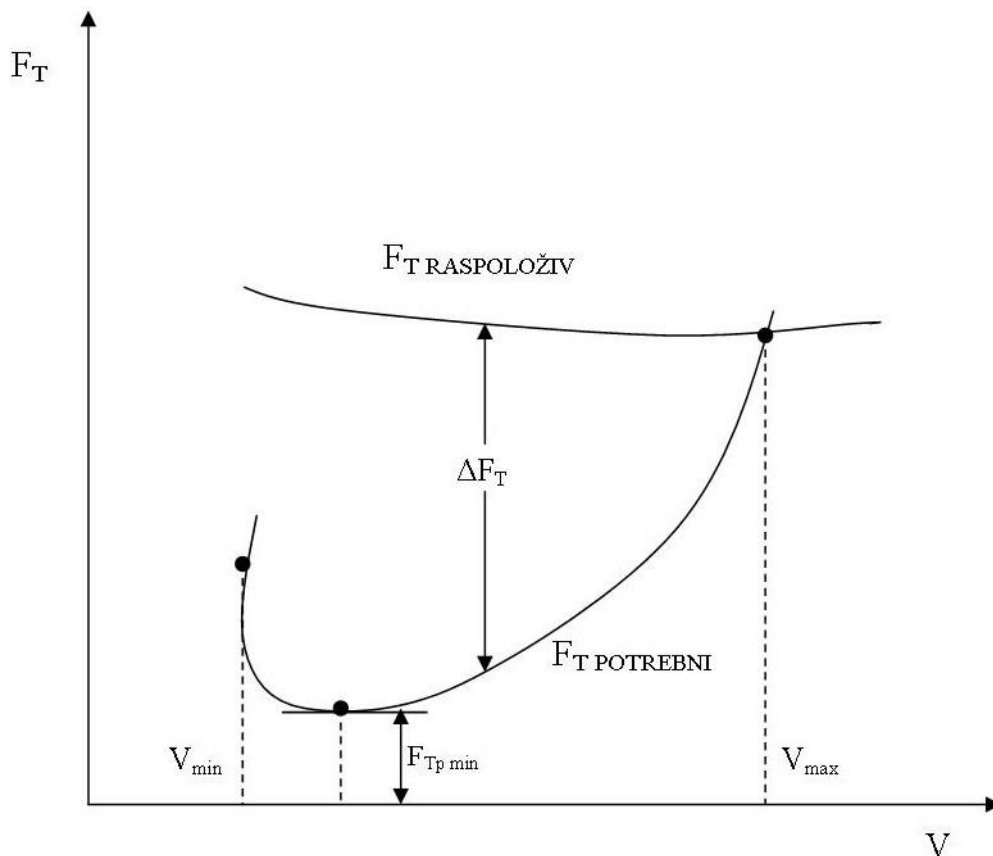
$$F_{TR} = F_D = F_G \frac{C_D}{C_L} (N) \quad (22)$$

gdje oznake imaju sljedeće značenje:



- $F_{TR}$  – potreban potisak ( $N$ )
- $F_D$  – sila otpora ( $N$ )
- $F_G$  – sila gravitacije ( $N$ )
- $C_D$  – koeficijent otpora
- $C_L$  – koeficijent uzgona.

Iz jednadžbe je vidljivo da je potreban potisak ovisan o težini zrakoplova i o odnosu uzgona i otpora, a rezultat jednadžbe je potreban potisak ovisno o brzini. Na taj način se dobiva Penaudov dijagram koji pokazuje zavisnost potrebnog potiska o brzini zrakoplova. Potreban potisak varira inverzivno s finesom zrakoplova ( $C_L/C_D$ ), što znači da je potisak minimalan ako se leti maksimalnom finesom ( $(C_L/C_D)_{max}$ ). Kada su poznate varijable kao što su maksimalna brzina, brzina uspinjanja, potrebno vrijeme penjanja, dolet, i polijetanje, moguće ih je grafički prikazati u Penaudovom dijagramu. Na Slici 19 je prikazan Penaudov dijagram za zrakoplov pogonjen mlaznim motorom.



**Slika 19.** Penaudov dijagram

Prema [5], kada je poznat potreban potisak za određenu brzinu lako se može odrediti i potrebna snaga pomoću izraza (23):

$$P_R = F_{TR}V = mg \frac{C_D}{C_L} V \quad (W) \quad (23)$$

gdje oznake imaju sljedeće značenje:

- $P_R$  – potrebna snaga ( $W$ )
- $F_{TR}$  – potreban potisak ( $N$ )
- $V$  – brzina ( $m/s$ ).

Sukladno [5], minimalna brzina horizontalnog leta pri najvećem napadnom kutu računa se pomoću izraza (24):

$$V_{min} = \sqrt{\frac{2F_G}{C_{Lmax}\rho A}} \quad (m/s) \quad (24)$$

Prema [5], ako u izraz (23) uvrstimo izraz (24) nastaje izraz za potrebnu snagu (25):

$$P_R = \frac{C_D}{C_L^{1.5}} \sqrt{\frac{2F_G^3}{\rho A}} \quad (W) \quad (25)$$

gdje oznake imaju sljedeće značenje:

- $P_R$  – potrebna snaga ( $W$ )
- $C_D$  – koeficijent otpora
- $C_L$  – koeficijent uzgona
- $F_G$  – sila gravitacije ( $N$ )
- $\rho$  – gustoća zraka ( $kg/m^3$ )
- $A$  – površina krila ( $m^2$ ).

Iz jednadžbe je vidljivo da za zadanu masu zrakoplova i površinu krila snaga ovisi samo o odnosu  $C_D/C_L^{3/2}$  i visini leta. Također se vidi iz jednadžbe da izraz ispod korijena ovisi o gustoći zraka  $\rho$  koja je također određena visinom leta.

Sukladno [5], ako se za zadanu težinu i napadni kut zrakoplova poveća visina sa smanjenjem gustoće zraka, potrebno je povećati brzinu leta kako bi se zadržala ista sila uzgona. Brzinu na visini računamo pomoću izraza (26).

$$V_h = \sqrt{\frac{2mg}{\rho_h C_L S}} \quad (m/s) \quad (26)$$

A na razini mora određuje se izrazom (27):

$$V_0 = \sqrt{\frac{2mg}{\rho_0 C_L S}} \quad (m/s) \quad (27)$$

Podijeli li se izraz (26) s izrazom (27) dobije se izraz (28):

$$\frac{V_h}{V_0} = \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_h}} \rightarrow V_h = V_0 \frac{1}{\sqrt{\delta}} \quad (28)$$

gdje je:

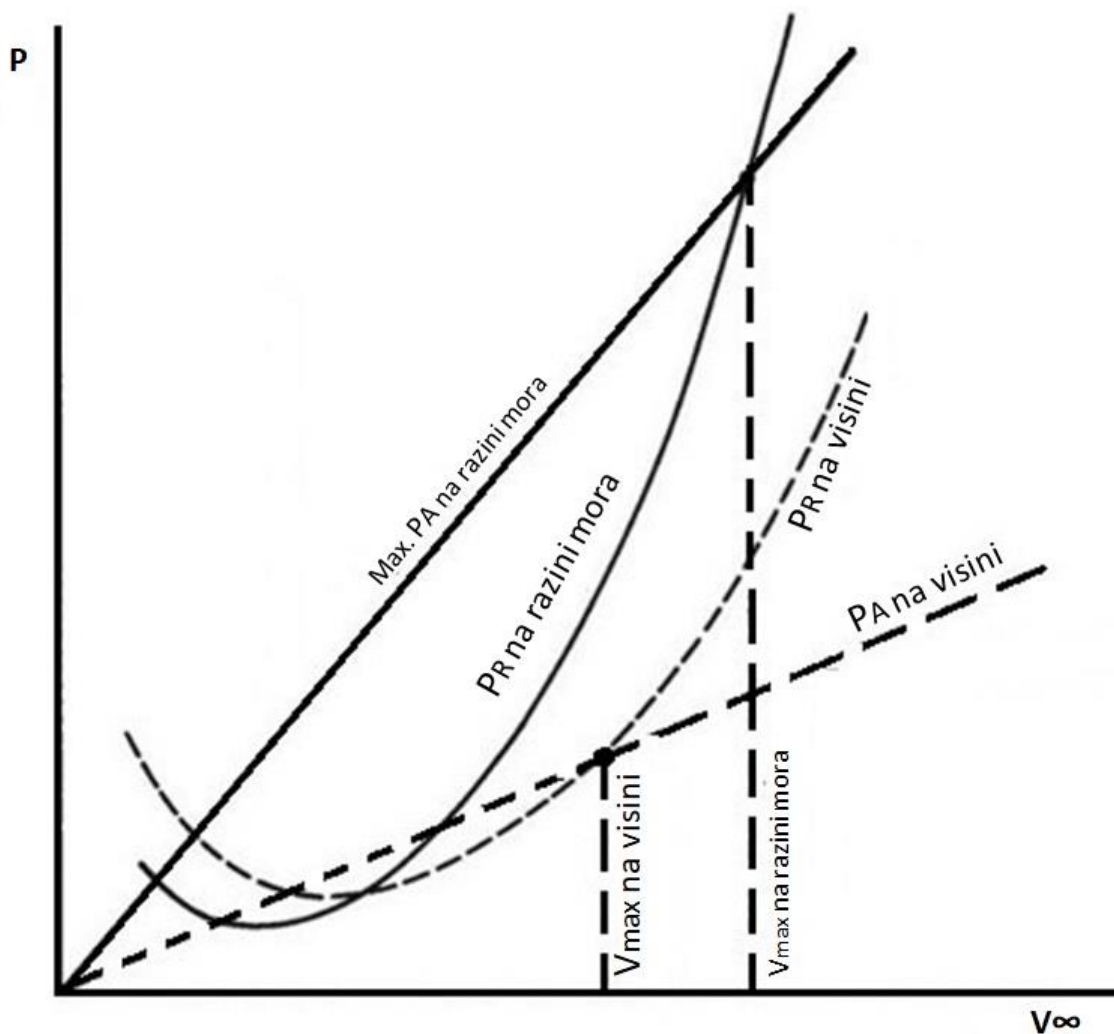
- $\delta = \frac{\rho}{\rho_h}$  – relativna gustoća zraka.

Prema [5], budući da brzinomjer pokazuje brzinu na temelju mjerenja dinamičkog tlaka, uz stalnu silu uzgona će i vrijednost inducirane brzine biti stalna bez obzira na visinu. Kako bi odredili stvarnu brzinu leta koristi se izraz (29):

$$V_h = V_0 \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_h}} \quad (m/s) \quad (29)$$

gdje oznake imaju sljedeće značenje:

- $V_h$  – stvarna brzina zrakoplova
- $V_0$  – inducirana brzina
- $\rho_0$  – gustoća zraka u ISA/SL
- $\rho_h$  – gustoća zraka na visini.



**Slika 20.** Utjecaj visine na potrebnu i raspoloživu snagu mlaznog motora

Možemo zaključiti da se s povećanjem visine događaju razne fizikalne promjene koje utječu na zrakoplov u letu. Tako se povećanjem visine od razine mora pa sve do visine  $h = 11 \text{ km}$  vidi promjena temperature tlaka i gustoće, prikazano i opisano u poglavlju 4.4. Unutar tog sloja se mijenja brzina zvuka što vidimo iz izraza (18), a ujedno i Machov broj koji je osim brzine zvuka ovisan i o stvarnoj brzini zrakoplova, vidljivo u izrazu (19). Nakon  $h = 11 \text{ km}$  temperatura je konstantna, ali i dalje imamo promjenu gustoće koja utječe na stvarnu brzinu, što je izraz (29) i Machov broj. Promjena visine također utječe i na performanse pogonske skupine zrakoplova prikazano izrazom (25) i Slikom 20.

## **5. EKSPERIMENTALNO ODREĐIVANJE PERFORMANSI ZRAKOPLOVA MiG-21bisD U LETU**

Poznavajući izračunate elemente i performanse zrakoplova, izvršena su četiri probna leta - dva na visini od 1000 m i dva na visini 5000 m. Navedene visine su odabrane jer se uvježbavanje pilota najčešće izvodi u zoni na visinama od 1000 m do 5000 m. Na svakoj visini je izvođen test koji objedinjuje zaokrete i penjanja. Pri izvođenju osnovnih borbenih manevara važno je poznavati mogućnosti zrakoplova te prepoznati u kojem se energetsom paketu nalazi zrakoplov. Kako bi se izveo ekseprimentalni dio uzete su performanse zrakoplova u konfiguraciji zrak-zrak, V-n dijagram (Slika 21) i E-M dijagram (Slika 22).

### **5.1. Performanse zrakoplova MiG-21bisD**

Zrakoplov MiG-21bisD je jednomotorni lovac-presretač druge generacije, opremljen instrumentalnom i elektroničkom opremom za letenje danju i noću u povoljnim i složenim meteorološkim uvjetima. Konstruktivno, zrakoplov predstavlja metalni slobodnonoseći srednjekrilac sa delta krilom, strelastim repnim površinama i upravljivim stabilizatorom. Pokreće ga turbomlazni motor oznake R-25-300 (s posebnim režimom nakanadnog sagorijevanja “ЧР”). Potisak motora pri ispitivanju na probnom stolu na posebnom režimu “ЧР” iznosi 7100 kg, u letu pri  $Ma=1$  na razini mora potisak iznosi 9900 kg. Na punom nakanadnom sagorijevanju potisak iznosi 6850 kg, a na režimu maksimalne snage iznosi 4100 kg. Maksimalna dozvoljena težina zrakoplova je 9800 kg, maksimalni koeficijent opterećenja iznosi  $+8g$ , te ga odlikuje kratkotrajan koeficijent negativnog opterećenja. Najveća dozvoljena brzina leta je 1300 km/h na visinama od 0 m do 11200 m, pri čemu je  $Ma=2,05$  na visinama većim od 11200 m, a plafon leta je 18000 m. Evolutivna brzina iznosi 400 km/h, a maksimalni napadni kut  $28^\circ$ . Maksimalna brzina penjanja na razini mora iznosi 225 m/s. Zrakoplov ima pet podvjesnih točaka za nošenje tereta, jedna podtrupna za dodatne spremnike goriva kapaciteta 490 L ili 800 L, po dvije na svakom krilu za naoružanje, te gondola topa unutar trupa [6].

**Tablica 2.** Dimenzije zrakoplova MiG-21 bisD

Dimenzije zrakoplova MiG-21bisD	
Dužina zrakoplova s pitot cijevi	15 m
Visina zrakoplova	4,12 m
Raspon krila	7,15 m
Površina krila	23m <sup>2</sup>

Izvor: [6]

### 5.1.1. Konfiguracija MiG-21bisD dežurnog borbenog dvojca

Zrakoplov se nalazi u konfiguraciji zrak-zrak, opremljen dvjema IC-raketama zrak-zrak kratkog dometa oznake "R-60MK", topom GŠ-23 sa 200 granata i podvjesnim spremnikom kapaciteta 490 L. U Tablici 3 su prikazane karakteristike zrakoplova MiG-21 bisD u konfiguraciji zrak-zrak pri odbačenom dodatnom spremniku za gorivo [6].

**Tablica 3.** Ograničenja pri odbačenom dodatnom spremniku

Brzina	1300km/h, M=2,05
Koeficijent opterećenja	$M \leq 0.8 - 8g$
Napadni kut AOA	28°

Izvor: [6]

### 5.1.2. Manevarske i energetske sposobnosti MiG-21bisD konfiguracija zrak-zrak

Kako bi se mogle prikazati performanse i manevarske sposobnosti zrakoplova koje igraju važnu ulogu u borbi u zraku, potrebno je razmatriti V-n dijagram (Slika 21). Pomoću V-n dijagrama određena je ovojnica (envelopa) manevarske sposobnosti zrakoplova. Pri proračunu performansi zrakoplova korišteni su podaci za konfiguraciju zrakoplova u zrak-

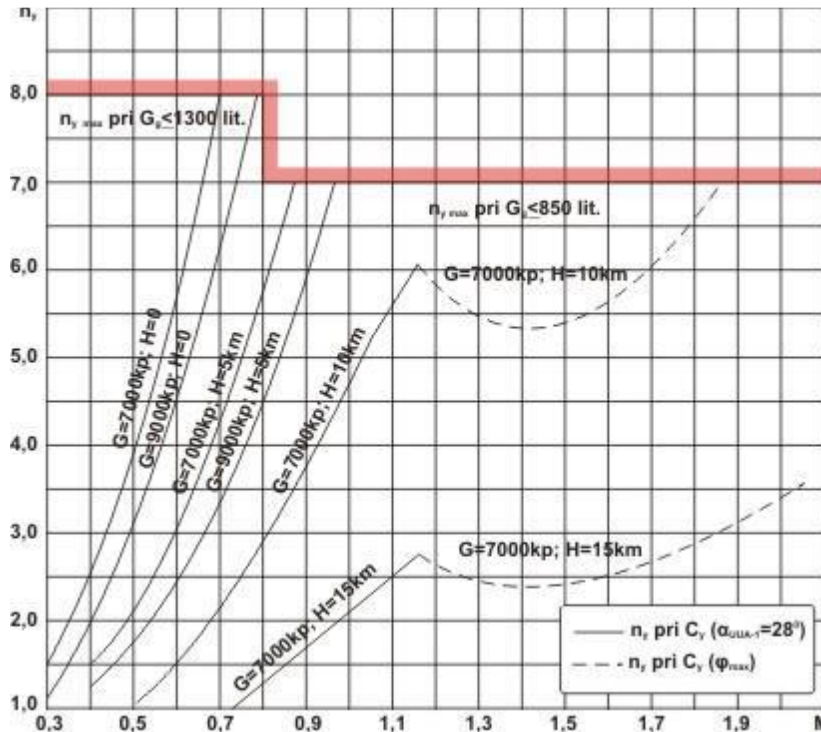
zrak verziji sa odbačenim vanjskim spremnikom. Za prvi dio izračuna na visini  $h=0\text{m}$  uzeto je da zrakoplov ima količinu goriva 1300 L što čini ukupnu masu zrakoplova 7100 kg. Brzina prevlačenja iznosi 230 km/h, a maksimalna dozvoljena brzina za koeficijent opterećenja  $8g$  iznosi  $Ma \leq 0.8$ . Za drugi dio izračuna na visini  $h=5000\text{ m}$  uzeti su isti podaci brzine prevlačenja ukupne mase zrakoplova [7].

Prema [7], maksimalna brzina iznosi  $Ma=1.3$ , a koeficijent opterećenja  $7g$  dobiven je iz V-n dijagrama (Slika 21) pomoću izraza (30):

$$V = V_{stall} \sqrt{n} = 63,89 \sqrt{8} = 180 \text{ m/s} \quad (30)$$

gdje oznake imaju sljedeće značenje:

- $V$  – kutna brzina (m/s)
- $V_{stall}$  – brzina prevlačenja (m/s)
- $n$  – maksimalni koeficijent opterećenja.



Slika 21. V-n dijagram za zrakoplov MiG-21 bisD

Izvor: [6]

Iz V-n dijagrama iščitava se da se pri brzini  $Ma=0.8$  može postići maksimalno opterećenje u iznosu od  $8g$ . Tada se zrakoplov nalazi u nestacionarnom stanju, što znači da su te vrijednosti trenutne pa će opadanjem brzine opadati i koeficijent opterećenja jer se pilot mora pridržavati ograničenja napadnog kuta od  $28^\circ$ , kako ne bi došlo do svaljivanja zrakoplova. Iznad brzine  $Ma=0.8$  moguće je postići opterećenje od  $7g$ , te je moguće postaviti i veće opterećenje no to bi dovelo do strukturalnog opterećenja zrakoplova. Poznavajući ove podatke pilotu je dozvoljeno kretati se unutar određenih ograničenja za vrijeme borbe u zraku, te treba imati na umu da korištenje vršnih vrijednosti zrakoplov ne može održati jer nema dovoljno potiska da zadrži brzinu. Zbog nemogućnosti održanja brzine dolazi do pada energije. Ispod brzine  $Ma=0.7$  nije moguće održati konstantno opterećenje od  $7g$ , kao ni održavanje maksimalnog kutnog skretanja i minimalnog radijusa, što je od velike važnosti u BFM-u. Poznavajući podatke iščitane iz V-n dijagrama mogu se izračunati minimalni radijus zaokreta pri brzini kutnog skretanja, vrijeme trajanja zaokreta i kutna brzina. No treba upozoriti da su te vrijednosti trenutne i neodržive jer na njih utječu brzina i opterećenje koje je promjenjivo.

Prema [5], koristeći izraze i vrijednosti iz V-n dijagrama dobiveni su rezultati:

$$R_{min} = \frac{V^2}{g\sqrt{n_{max}^2 - 1}} = \frac{180^2}{9,81\sqrt{8^2 - 1}} = 416 \text{ m} \quad (31)$$

gdje oznake imaju sljedeće značenje:

- $R_{min}$  – minimalni radijus (m)
- $V$  – kutna brzina (m/s)
- $g$  – gravitacijsko ubrzanje ( $9.81m/s^2$ ).

$$t = \frac{\varphi}{\omega_{max}} = \frac{360}{24,79} = 14,52 \text{ s} \quad (32)$$

gdje oznake imaju sljedeće značenje:

- $t$  – vrijeme trajanja zaokreta (s)
- $\varphi$  – kut ( $^\circ$ )
- $\omega_{max}$  – brzina kutnog skretanja ( $^\circ/s$ )



$$\omega_{max} = \frac{V}{R_{min}} = 24,79 \text{ } ^\circ/s \quad (33)$$

gdje oznake imaju sljedeće značenje:

- $\omega_{max}$  – brzina kutnog skretanja ( $^\circ/s$ )
- $V$  – kutna brzina ( $m/s$ )
- $g$  – gravitacijsko ubrzanje ( $9.81m/s^2$ )
- $n$  – koeficijent opterećenja [5].

Iz V-n dijagrama ne mogu se dobiti podaci o efektu koeficijenta opterećenja na gubitak ili dobitak visine i brzine tokom samog manevra. Manevarske mogućnosti zrakoplova ne očituju se samo kroz mogućnosti promjene pravca leta, već su povezane i sa postizanjem energetske visine koja se brzo može zamjeniti za povećanje brzine leta, odnosno izmjenu kinetičke energije u potencijalnu i obratno. Takav pojam energetske mogućnosti zrakoplova za izvođenje manevra zove se energetska manevriranje i najpraktičniji je za analizu zrakoplova u uvjetima bliske zračne borbe.

Prema [8], ukupna energija zrakoplova jednaka je sumi potencijalne i kinetičke energije, a prikazuje se izrazom energije (34):

$$E = mgh + \left( \frac{mV^2}{2} \right) (J) \quad (34)$$

gdje oznake imaju sljedeće značenje:

- $E$  – ukupna energija zrakoplova ( $J$ )
- $m$  – masa zrakoplova ( $kg$ )
- $g$  – gravitacijsko ubrzanje ( $9.81m/s^2$ )
- $h$  – visina ( $m$ )
- $V$  – brzina ( $m/s$ ).

Prema [5], ako podijelimo izraz (34) sa težinom zrakoplova, dobije se specifična energija koju zrakoplov ima, a računa se pomoću izraza (35):

$$h_e = \frac{E}{F_G} = h + \frac{v^2}{2g} (m) \quad (35)$$

Specifična energija ima jedinicu pređeni put ( $m$ ) pa se također zove energija visine  $h_e$ , jer je jednaka nadmorskoj visini zrakoplova kada je brzina nula.

Prema [8], specifična snaga je jedinica dužine u nekom vremenu  $\left(\frac{m}{s}\right)$ . Računa se pomoću izraza (36):

$$\begin{aligned}
 P_S &= \frac{dh_e}{dt} = \frac{dh}{dt} + \frac{v}{g} \frac{dv}{dt} = \frac{v(F_T - F_D)}{F_G} \\
 &= v \left[ \frac{F_T}{F_G} - \frac{qC_{DO}}{F_G/S} - n^2 \frac{K F_G}{g S} \right] (m/s)
 \end{aligned}
 \tag{36}$$

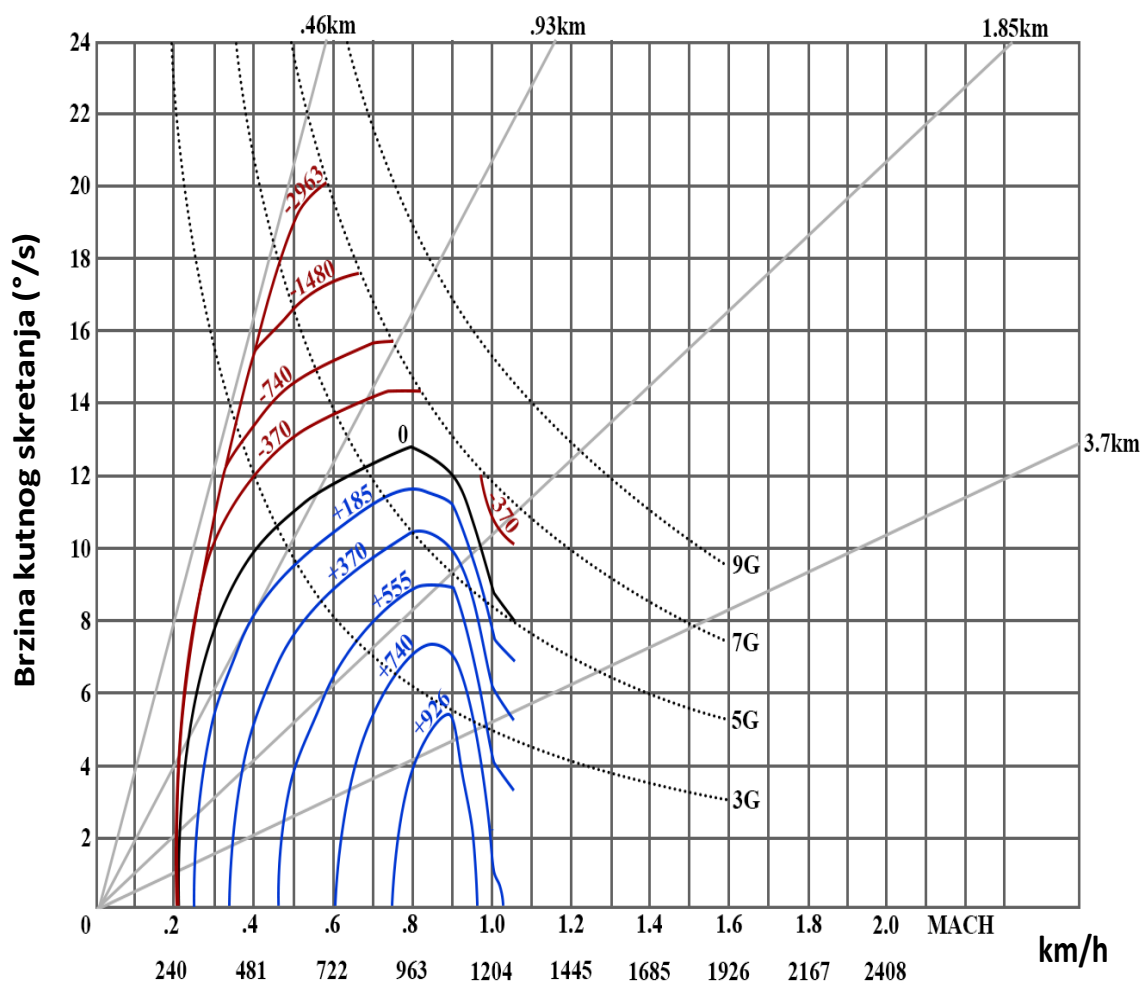
gdje oznake imaju sljedeće značenje:

- $P_S$  – specifična snaga ( $m/s$ )
- $F_T$  – vučna sila ( $N$ )
- $F_D$  – sila otpora ( $N$ )
- $F_G$  – sila gravitacije ( $N$ )
- $C_{DO}$  – koeficijent otpora oblika
- $S$  – površina krila ( $m^2$ )
- $n$  – koeficijent opterećenja.

$P_S$  je funkcija faktora opterećenja zrakoplova  $n$ , a što je veći faktor opterećenja veći je otpor, što znači da preostaje manji višak snage. Parametri u gornjem izrazu  $F_T/F_G$  i  $F_G/S$  su za zadane uvjete leta, a longitudinalna akceleracija je jednaka nuli ( $dv/dt = 0$ ).  $P_S$  uz koeficijent opterećenja  $n = 1$  je mogući omjer penjanja ako bi pilot odabrao sav višak snage upotrijebiti za penjanje konstantnom brzinom. Kad je  $P_S$  jednak nuli, otpor zrakoplova je izjednačen s potiskom i nema viška snage, ali to ne znači da se zrakoplov ne ubrzava ili ne penje. Ako je suma korištene energije jednaka nuli tada zrakoplov mora letjeti horizontalno, penjati se uz smanjenje brzine ili ponirati da bi ubrzao.

# MiG-21

1500M



Slika 22. E-M dijagram za zrakoplov MiG-21

Izvor: [9]

Energetske sposobnosti zrakoplova MiG-21bisD mogu se odrediti pomoću E-M dijagrama (Slika 22). E-M dijagram se koristi za opisivanje performansi zrakoplova kao ukupne kinetičke i potencijalne energije ili specifične energije zrakoplova. Dijagram objedinjuje potisak, težinu, otpor, površinu krila i ostale karakteristike leta zrakoplova koje utječu na energetske manevriranje zrakoplova. Označen je slovom E (količina energije) i M (Machov broj).

Krivulja specifične snage  $P_S$  predstavlja sposobnost zrakoplova da poveća svoj energetski paket korištenjem viška potiska, uz konstantan kompromis. Tako će zaokret s opterećenjem 7g pri brzini 722 km/h imati najveću brzinu kutnog skretanja koja iznosi

20 °/s, ali će rezultirati gubitkom energije  $Ps = negativno$ . To znači da zrakoplov treba spustiti 2963 m kako bi vratio energiju.

Krivulja  $Ps = 0$  pokazuje najbolje održivo kutno skretanje. Ova krivulja ne predstavlja gubitak ukupne energije. Na vrhu krivulje se nalazi maksimalno održivo kutno skretanje uz očuvanje energetskeg paketa. Pri ovoj brzini agresivniji potez, odnosno postavljanje većeg koeficijenta opterećenja, dovodi do gubitka energije i tada se prelazi u područje  $Ps = negativno$ . U drugom slučajuće popuštanje, odnosno smanjenje koeficijenta opterećenja, dovesti zrakoplov u uvjete povećanja energije  $Ps = pozitivno$ . Na grafu se očitava da pri brzini od približno 1000 km/h, s koeficijentom opterećenja 3g, zrakoplov ima kutno skretanje od 5,5 °/s. Uočava se višak raspoložive energije u iznosu od 926 m, što znači daako se sav višak specifične energije iskoristi za penjanje zrakoplov bi se popeo 926 m.

## 5.2. Zaokret

Zaokret je sposobnost zrakoplova da mijenja smjer kretanja u letu. Smjer je definiran vektorom brzine kojem se duljina mijenja s obzirom na brzinu zrakoplova. Zaokret može biti horizontalan, penjući, spuštajući, ustaljeni i neustaljeni. Pomoću eksperimentalnog leta pri izvođenju zaokreta utvrđene su mogućnosti zrakoplova u zaokretu. Korištenjem V-n dijagrama, te konfiguracije zrak-zrak određene su granične vrijednosti za izvođenje probnog leta. Poznavajući E-M dijagram iščitane su najbolje energetske sposobnosti zrakoplova MiG-21 bisD.

### 5.2.1. Najbrži zaokret za 180°

Najbrži zaokret za 180° je minimalno vrijeme koje je potrebno da zrakoplov izvrši horizontalno skretanje za 180°, s maksimalnim koeficijentom opterećenja u trenutnim uvjetima i brzinom koja daje najkraće vrijeme.

Na visini od 1000 m pri brzini od 0.8Ma, ograničenjem po napadnom kutu AOA=28° i ograničenjem opterećenja 8g u režimu motora na dodatnom sagorijevanju, zabilježene su vrijednosti prikazane u Tablici 4.

**Tablica 4.** Najbrži zaokret za 180° na visini 1000 m

	000°			≈90°			180°
	t=0s	t=2s	t=4s	t=6s	t=8s	t=10s	t=11s
Mach	0.8	0.76	0.71	0.68	0.64	0.62	0.6
N	8	8	7.5	6.7	6	5.5	5.3

Na visini od 5000 m pri brzini od 0.8Ma i ograničenjem po napadnom kutu AOA=28°, te pri režimu motora na dodatnom sagorijevanju zabilježene su vrijednosti prikazane u Tablici 5.

**Tablica 5.** Najbrži zaokret za 180° na visini 5000 m

	000°			≈90°			180°	
	t=0s	t=2s	t=4s	t=6s	t=8s	t=10s	t=12s	t=14
Mach	0.87	0.85	0.83	0.8	0.75	0.72	0.7	0.67
N	6	6	6	6	5.7	5.4	5	4.6

Na temelju dobivenih podataka može se utvrditi da je za zrakoplov MiG-21 bisD povoljnije biti na manjoj visini, što naravno nije uvijek moguće. Kako bi izveo ovakav zaokret pilot mora zadovoljiti određene uvjete kao što je brzina 0.8Ma, te pri povećanju visine treba posvetiti pažnju napadnom kutu. Iz Tablice 5 vidi se da pilot nije bio u mogućnosti postaviti maksimalno opterećeno 8g jer je već postigao AOA 28°. Po završetku zaokreta zrakoplov ima određenu količinu energije koju može iskoristiti za daljnje manevriranje, a da se ne dovodi u uvjete spuštanja ili većeg smanjenja koeficijenta opterećenja. Dobiveni podaci, ako uzmemo srednju vrijednost koja iznosi 0.63Ma te koeficijent opterećenja 4,95g, govore da zrakoplov u tom trenutku s obzirom na E-M dijagram ima višak energije za penjanje u iznosu od ≈700 m ili povećanje kutnog skretanja na 8°/s. Ovakav zaokret se najčešće koristi prilikom obrambenog manevra kako bi se zaštitilo od mogućnosti dolaska lovca u povoljnu poziciju ili poziciju kontrole, a da ujedno nije izgubljena energija.

### 5.2.2. Maksimalno održivo kutno skretanje

Maksimalno održivo kutno skretanje je minimalno potrebno vrijeme kako bi se napravio zaokret za  $360^\circ$  uz konstantnu brzinu s određenim radijusom.

Na visini 1000 m pri brzini 0.8Ma uz koeficijent opterećenja  $\approx 5.3g$ , uz ograničenje po napadnom kutu  $AOA=28^\circ$ , te režimu motora na dodatnom sagorijevanju, zabilježene su vrijednosti prikazane u Tablici 6.

**Tablica 6.** Maksimalno održivo kutno skretanje na visini 1000 m

Stupanj/sekundi	Radijus (m)	Mach	Vrijeme (s)
12	1142	0.8	30

Na visini 5000 m pri brzini 0.8Ma uz koeficijent opterećenja  $\approx 5.3g$  i ograničenjem po napadnom kutu  $AOA=28^\circ$ , te režimu motora na dodatnom sagorijevanju, zabilježene su vrijednosti prikazane u Tablici 7.

**Tablica 7.** Maksimalno održivo kutno skretanje na visini 5000 m

Stupanj/sekundi	Radijus (m)	Mach	Vrijeme (s)
8.5	1745	0.8	43

Dobivenim podacima iz tablica, uz precizno održavanje elemenata leta kao što su brzina 0,8Ma i koeficijent opterećenja  $\approx 5.3g$ , pilot održava zrakoplov u uvjetima očuvanja energije i konstantnog kutnog skretanja. Ako cilj manevrira unutar poznatih parametara, lovac ima mogućnost izmjene energije kako bi izmanevrirao protivnika, odnosno namjestio se u kontroliranu zonu bez gubitka energije. Svi podatci vrijede ako je protivnički zrakoplov sličnih performansi. Na primjer, ako je protivnik lovcu MiG-21 bisD zrakoplov tipa PC-9M tada pilot lovca ne smije dovesti zrakoplov u uvjete da pokušava pratiti cilj u njegovm najboljem održivom kutnom skretanju, jer je cilj u prednosti. Prepoznavanjem tih uvjeta lovac iskorištava svu energiju na penjanje kako bi se udaljio od cilja i postigao povoljnu poziciju. Svi ti manevri se izvode pomoću manevara objašnjenih u Poglavlju br. 3.

### 5.2.3. Minimalni održivi radijus

Minimalni održivi radijus je minimalni radijus konstantne brzine za zaokret od  $360^\circ$  i potrebno vrijeme. Na visini 1000 m pri brzini  $V_i=450$  km/h i ograničenjem po napadnom kutu  $AOA=28^\circ$ , te režimu motora na dodatnom sagorijevanju, zabilježene su vrijednosti prikazane u Tablici 8.

**Tablica 8.** Minimalni održivi radijus na visini 1000 m

Stupanj/sekundi	Radijus (m)	Mach	Vrijeme (s)
8.5	711	0.35	40

Na visini 5000 m pri brzini  $V_i=450$  km/h i ograničenjem po napadnom kutu  $AOA=28^\circ$ , te režimu motora na dodatnom sagorijevanju, zabilježene su vrijednosti dane u Tablici 9.

**Tablica 9.** Minimalni održivi radijus na visini 5000 m

Stupanj/sekundi	Radijus (m)	Mach	Vrijeme (s)
6	1015	0.35	60

Zaokret minimalnog održivog radijusa je iznimno zahtjevan jer se zrakoplov nalazi gotovo pa u uvjetima prevlačenja. Vještina i uvježbanost pilota uvelike ovise o izvođenju zaokreta. Takav zaokret pilot može iskoristiti ako protivnik ima zrakoplov istih ili lošijih performansi. Takav manevar je visoko rizičan, ako pilot ne obrati pozornost na napadni kut može doći do prevlačenja zrakoplova. Zrakoplov kroz takav zaokret nema energiju kako bi se nastavio boriti već mora popuštati opterećenje i smanjivati visinu kako bi prikupio energiju. Pomoću dobivenih tablica prepoznaju se uvjeti i može se raditi usporedba s mogućim protivnikom.

### 5.3. Penjanje

Pri penjanju bez skretanja zrakoplov će letjeti na maksimalnoj konstantnoj brzini penjanja za razliku visine 500 m.

Na visini od 1000 m pri brzini od 0.8Ma, te režimu motora na dodatnom sagorijevanju, zabilježene su vrijednosti prikazane u Tablici 10.

**Tablica 10.** Penjanje bez skretanja na visini 1000 m

Brzina penjanja (m/s)	Vrijeme (s) do 500 m
165	3.7

Na visini od 5000 m pri brzini od 0.8Ma, te režimu motora na dodatnom sagorijevanju, zabilježene su vrijednosti prikazane u Tablici 11.

**Tablica 11.** Penjanje bez skretanja na visini 5000 m

Brzina penjanja (m/s)	Vrijeme (s) do 500 m
110	5.5

Prilikom penjanja pretvara se potencijalnu energiju u kinetičku. Većina manevara borbe u zraku spada u kombinaciju horizontalnih manevara kao što je zaokret, i vertikalnih koji uključuju penjanje i spuštanje. Tablice 10 i 11 prikazuju brzinu penjanja, odnosno brzinu postizanja razlike visine uz očuvanje energije. Ako se pilot nađe u poziciji da s brzinom 0,8Ma prestiže metu (*overshooting*) potrebno je stvoriti razliku visine uz što manje ili bez gubitka energije, što je za MiG 21bisD slučaj kada se nalazi u uvjetima borbe sporijeg i okretnijeg protivnika. Gubitak energije u penjanju kroz blisku zračnu borbu je gotovo nemoguć jer treba imati na umu da se protivnik također kreće i da manevrira sukladno na napadača. Ova tablica koristi se tokom presretanja s većom razlikom brzine ako cilj nije zamjetio lovca, te omogućuje lovcu podešavanje u kontroliranu poziciju. Penjanje sa zaokretom je u principu slično, osim što pilot treba imati na umu da pod utjecajem određenog opterećenja i kutnog skretanja nije u mogućnosti jednako se brzo popeti kao u pravocrtном penjanju (rezultati su prikazani u Tablicama 12 i 13).



### 5.3.1. Penjanje sa zaokretom

Ako zrakoplov leti konstantnom brzinom i konstantnim opterećenjem, dobije se brzina penjanja kojom se postiže  $90^\circ$  skretanja u određenom vremenu.

Na visini od 1000 m pri brzini od 0.8Ma, te ograničenjem po napadnom kutu  $AOA=28^\circ$  i režimu motora na dodatnom sagorijevanju, zabilježene su vrijednosti zapisane u Tablici 12.

**Tablica 12.** Penjanje sa skretanjem za  $90^\circ$  na visini 1000 m

Brzina penjanja (m/s)	Vrijeme (s) do $90^\circ$
100	4

Na visini od 5000 m pri brzini od 0.8Ma, uz ograničenje po napadnom kutu  $AOA=28^\circ$ , te režimu motora na dodatnom sagorijevanju, zabilježene su vrijednosti zapisane u Tablici 13.

**Tablica 13.** Penjanje s skretanjem za  $90^\circ$  na visini 5000 m

Brzina penjanja (m/s)	Vrijeme (s) do $90^\circ$
60	6

## 6. ZAKLJUČAK

U ovom radu pojašnjeni su osnovni manevri zračne borbe koji se koriste na zrakoplovu MiG-21bisD unutar Hrvatskog ratnog zrakoplovstva. Za lakše razumijevanje korištenja zrakoplova u uvjetima zračne borbe, opisani su osnovni elementi koji utječu na performanse zrakoplova. Zrakoplov MiG-21bisD jedini je sustav zaštite Hrvatskog zračnog prostora pa je važna njegova primjena u punim mogućnostima.

Koristeći se formulama, dijagramima i uputstvima za uporabu zrakoplova MiG-21bisD odrađen je eksperimentalni dio. Dobivene vrijednosti implementirane su u osnovne manevre zračne borbe, te je donesen zaključak koji uvjeti moraju biti zadovoljeni kako bi se savladao neprijatelj. Eksperimentalni dio daje pilotu uvid u trenutno energetska stanje zrakoplova, te mu olakšava odluku o načinu ulaska u zračnu borbu i predviđanje njenog konačnog ishoda. Zaključuje se da vertikalni manevri imaju prednost u odnosu na horizontalne, a zrakoplov MiG-21bisD ima najbolje manevarske sposobnosti pri održavanju brzine  $M=0.8$ .

Treba naglasiti da se sve situacije zračne borbe ne mogu generalizirati jer je to promjenjivi proces manevriranja jednog zrakoplova u odnosu na drugi, ovisan o vještini i uvježbanosti pilota. Ishod zračne borbe ovisi i o performansama zrakoplova, koje su definirane kroz energetske i manevarske mogućnosti. Zrakoplov MiG-21bisD lovac je druge generacije namijenjen za presretanje i uništavanje neprijateljskih bombardera koji imaju loše manevarske mogućnosti. Iz tog razloga ne može se očekivati da navedena letjelica konkurira lovcima četvrte generacije kao što su MiG-29, F-16, Gripen i sl. Unatoč tome od velike je važnosti uvježbavanje manevara zračne borbe, kako bi se očuvalo znanje i vještine, te razvila veća situacijska svjesnost, a samim time i sigurnost tokom letenja i izvođenja primarnih zadaća provođenja zaštite i nadzora zračnog prostora.

## 7. LITERATURA

- [1] T-38C intruduction to fighter fundamentals IFF. Preuzeto sa: <https://static.e-publishing.af.mil/production/1/aetc/publication/aetcttp11-1/aetcttp11-1.pdf>(Pristupljeno: 10.08.2020.)
- [2] Shaw, R. L. Fighter Combat: Tactics and Maneuvering. Naval Institute Press, 1985.
- [3] Anderson, J. Introduction to Flight. McGraw-Hill Education, 2011.
- [4] Franjković, D., Krajček Nikolić , K. Zbirka riješenih zadataka iz Teorije leta I. Zagreb: Fakultet prometnih znanosti, 2015. Preuzeto sa: [https://bib.irb.hr/datoteka/567204.ZBIRKA\\_ZADATAKA Teorija leta I.pdf](https://bib.irb.hr/datoteka/567204.ZBIRKA_ZADATAKA_Teorija_leta_I.pdf) (Pristupljeno: 10.08.2020.).
- [5] Franjković, D., Krajček Nikolić, K. Zbirka riješenih zadataka iz Teorije leta II. Zagreb: Fakultet prometnih znanosti, 2015. Preuzeto sa: [https://www.fpz.unizg.hr/zan/wp-content/uploads/2018/08/Skripta-Teorija-leta-II-2015-Zadaci-za-nastavu-Krajcek-Nikolic-Franjkovic\\_corr.pdf](https://www.fpz.unizg.hr/zan/wp-content/uploads/2018/08/Skripta-Teorija-leta-II-2015-Zadaci-za-nastavu-Krajcek-Nikolic-Franjkovic_corr.pdf) (Pristupljeno: 11.08.2020.).
- [6] Priručnik za uporabu zrakoplova MiG-21 bisD, Zagreb, 2016.
- [7] Kalajžić, M. Teorija leta zrakoplova. Sveučilište u Zagrebu, Zagreb, 2002.
- [8] Ukupna energija. Zagreb: Fakultet prometnih znanosti. Preuzeto sa: [https://www.fsb.unizg.hr/aero/images/books/10\\_Energija.pdf](https://www.fsb.unizg.hr/aero/images/books/10_Energija.pdf) (Pristupljeno: 11.08.2020.).
- [9] An easier to read MiG-21 turn performance chart. Preuzeto sa: [https://www.reddit.com/r/hoggit/comments/5siuy7/an\\_easier\\_to\\_read\\_mig21\\_turn\\_performance\\_chart/](https://www.reddit.com/r/hoggit/comments/5siuy7/an_easier_to_read_mig21_turn_performance_chart/) (Pristupljeno: 11.08.2020.).

## Popis slika

Slika 1. Vidni kut .....	7
Slika 2. Kursni kut.....	8
Slika 3. Kut od nosa i kut od repa .....	9
Slika 4. Krivulje praćenja .....	10
Slika 5. Linija pogleda.....	12
Slika 6. Područje kontrolirane zone CZ.....	13
Slika 7. Prikaz putanje zrakoplova pri izvođenju napada sa zaostajanjem.....	14
Slika 8. Promašaj protivnika ( <i>overshooting</i> ) .....	15
Slika 9. Manevar „Napad bure valjkom“ .....	16
Slika 10. Manevar „Visoki Yo-Yo“ .....	18
Slika 11. Manevar „Niski Yo-Yo“ .....	19
Slika 12. Manevar „Škare sa valjkom“ .....	21
Slika 13. Manevar „Obrambena spirala“ .....	23
Slika 14. Definicija tlaka .....	24
Slika 15. Definicija gustoće .....	25
Slika 16. Raspodjela temperature u standardnoj atmosferi.....	27
Slika 17. Sloj konstantne temperature .....	28
Slika 18. Sloj promjenjive temperature .....	30
Slika 19. Penaudov dijagram .....	34
Slika 20. Utjecaj visine na potrebnu i raspoloživu snagu mlaznog motora.....	37
Slika 21. V-n dijagram za zrakoplov MiG-21 bisD .....	40
Slika 22. E-M dijagram za zrakoplov MiG-21 .....	44

## Popis tablica

Tablica 1. Primjer vrijednosti fizikalnih veličina u Međunarodnoj standardnoj atmosferi .....	26
Tablica 2. Dimenzije zrakoplova MiG-21 bisD .....	39
Tablica 3. Ograničenja pri odbačenom dodatnom spremniku .....	39
Tablica 4. Najbrži zaokret za 180° na visini 1000 m .....	46
Tablica 5. Najbrži zaokret za 180° na visini 5000 m .....	46
Tablica 6. Maksimalno održivo kutno skretanje na visini 1000 m .....	47
Tablica 7. Maksimalno održivo kutno skretanje na visini 5000 m .....	47
Tablica 8. Minimalni održivi radijus na visini 1000 m .....	48
Tablica 9. Minimalni održivi radijus na visini 5000 m .....	48
Tablica 10. Penjanje bez skretanja na visini 1000 m .....	49
Tablica 11. Penjanje bez skretanja na visini 5000 m .....	49
Tablica 12. Penjanje sa skretanjem za 90° na visini 1000 m .....	50
Tablica 13. Penjanje s skretanjem za 90° na visini 5000 m .....	50

## Popis kratica

AA	(Aspect angle) vidni kut
AON	(Angle off nose) kut od nosa
AOT	(Angle off tail) kut od repa
ATA	(Antenna train angle) kut od nosa
BFM	(Basic Fighter Manuevers) manevri bliske zračne borbe
CZ	(Control zone) područje kontrolirane zone
DBFM	(Deffensive BFM) obrambeni (defenzivni) manevar bliske zračne borbe
EVNP	(Energy Versus Nose Position) energija protiv pozicije nosa
HCA	(Heading crossing angle) kursni kut
LOR	(Line of sight rate) brzina promjene linije pogleda
LOS	(Line of sight) linija pogleda
OBFM	(Offensive BFM) napadački (ofenzivni) manevar bliske zračne borbe
PA	(Paskal) mjerna jedinica za tlak
WEZ	(Weapons engagement zone) zona djelovanja oružjem



Sveučilište u Zagrebu  
Fakultet prometnih  
znanosti  
10000 Zagreb  
Vukelićeva 4

## IZJAVA O AKADEMSKOJ ČESTITOSTI I SUGLASNOST

Izjavljujem i svojim potpisom potvrđujem kako je ovaj \_\_\_\_\_ diplomski rad

isključivo rezultat mog vlastitog rada koji se temelji na mojim istraživanjima i oslanja se na objavljenu literaturu što pokazuju korištene bilješke i bibliografija.

Izjavljujem kako nijedan dio rada nije napisan na nedozvoljen način, niti je prepisan iz necitiranog rada, te nijedan dio rada ne krši bilo čija autorska prava.

Izjavljujem također, kako nijedan dio rada nije iskorišten za bilo koji drugi rad u bilo kojoj drugoj visokoškolskoj, znanstvenoj ili obrazovnoj ustanovi.

Svojim potpisom potvrđujem i dajem suglasnost za javnu objavu \_\_\_\_\_ diplomskog rada  
pod naslovom \_\_\_\_\_ Proračun performansi zrakoplova MiG-21 u uvjetima bliske zračne borbe

na internetskim stranicama i repozitoriju Fakulteta prometnih znanosti, Digitalnom akademskom repozitoriju (DAR) pri Nacionalnoj i sveučilišnoj knjižnici u Zagrebu.

U Zagrebu, \_\_\_\_\_ 01.12.2020. \_\_\_\_\_

Student/ica:

\_\_\_\_\_  
(potpis)