

Proračun letnih performansi helikoptera u bezmotornom letu

Vrdoljak, Lea

Master's thesis / Diplomski rad

2022

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:119:168567>

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

Download date / Datum preuzimanja: **2025-01-19**



Repository / Repozitorij:

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



SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI

Lea Vrdoljak

**PRORAČUN LETNIH PERFORMANSI
HELIKOPTERA U BEZMOTORNOM LETU**

DIPLOMSKI RAD

Zagreb, 2022.

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI
POVJERENSTVO ZA DIPLOMSKI ISPIT

Zagreb, 29. ožujka 2022.

Zavod: **Zavod za aeronautiku**
Predmet: **Teorija leta helikoptera**

DIPLOMSKI ZADATAK br. 6705

Pristupnik: **Lea Vrdoljak (0135236383)**
Studij: **Aeronautika**

Zadatak: **Proračun letnih performansi helikoptera u bezmotornom letu**

Opis zadatka:

Uvod. Navesti osnovne pojmove vezani uz teoriju diska i teoriju elementarnog kraka. Opisati režimi spuštanja helikopterom. Navesti čimbenike koji utječu na dinamiku nosivog rotora u režimu autorotacije. Proračun brzine silaženja helikoptera u bezmotornom letu. Proračun minimalne brzine pristajanja. Konstrukcija H-V dijagrama. Opis osnova tehnike upravljanje helikopterom tijekom bezmotornog režima. Zaključak.

Mentor:

Predsjednik povjerenstva za
diplomski ispit:

prof. dr. sc. Doris Novak

Sveučilište u Zagrebu
Fakultet prometnih znanosti

DIPLOMSKI RAD

**PRORAČUN LETNIH PERFORMANSI
HELIKOPTERA U BEZMOTORNOM LETU**

**CALCULATION OF HELICOPTER FLIGHT
PERFORMANCE IN AUTOROTATION**

Mentor: prof. dr. sc. Doris Novak

Studentica: univ. bacc. ing. aeronaut.

Lea Vrdoljak

JMBAG: 0135236383

Zagreb, rujan 2021.

SAŽETAK

Autorotacija je režim spuštanja helikoptera koji se primjenjuje po otkazu motora i izvedena na pravilan način omogućava sigurno slijetanje helikoptera. Reakcija pilota nakon otkaza motora treba biti pravovremena i točna, a vrijeme reakcije pilota ne bi smjelo biti veće od dopuštenog. U ovom radu opisana je tehnika upravljanja u autorotaciji i te su nabrojani i opisani čimbenici koji utječu na dinamiku nosivog rotora. Analiziran je H-V dijagram i karakteristične točke na dijagramu te su prikazane opasne kombinacije brzine i visine. Opisana su operativna ograničenja i zahtijevane performanse helikoptera pri otkazu motora kod slijetanja i uzlijetanja ovisno o klasi performansi.

KLJUČNE RIJEČI: autorotacija; H-V dijagram; performanse; dinamika nosivog rotora; vrijeme reakcije pilota

SUMMARY

Autorotation is flight regime that pilot initiates after a helicopter engine fails. Performed in the right way autorotation enables safe landing of helicopter. Pilot response after the engine failure must be timely and accurate and the delay time should not exceed the permitted delay time. This paper describes the control technique in autorotation that pilot should use. It is also described which factors and how affect the dynamics of the main rotor. The H-V diagram and characteristic points on the diagram showing dangerous combinations of speed and height were analyzed. The operational limitations and required performance of the helicopter in the event of engine failure during landing and takeoff depending on the performance class are described.

KEYWORDS: autorotation; H-V diagram; performance; dynamics of the main rotor; delay time

SADRŽAJ

1. UVOD	1.1
2. TEORIJA DISKA	3
3. TEORIJA ELEMENTARNOG KRAKA	9
4. REŽIMI SPUŠTANJA HELIKOPTERA	13
4.1. REŽIM SPUŠTANJA S MOTOROM U RADU	14
4.2. REŽIM VRTLOŽNOG PRSTENA.....	15
4.2.1. Nastanak režima vrtložnog prstena	17
4.2.2. Izlazak iz režima vrtložnog prstena	17
4.3. REŽIM VJETRENJAČE.....	18
5. OSNOVE AUTOROTACIJE	19
5.1. AUTOROTACIJA BEZ NAPREDUJUĆE BRZINE LETA	20
5.2. AUTOROTACIJA S NAPREDUJUĆOM BRZINOM LETA	22
6. ČIMBENICI KOJI UTJEČU NA DINAMIKU NOSIVOG ROTORA	25
6.1. NAJMANJA BRZINA OKRETAJA LOPATICA I INERCIJA ROTORA.....	25
6.2. POSTUPCI PILOTA PRI OTKAZU MOTORA I TIJEKOM AUTOROTACIJE.....	27
6.3. VRIJEME REAKCIJE PILOTA	30
7. BRZINA SILAŽENJA	32
8. BRZINA NAJVEĆE ISTRAJNOSTI I DOLETA	34
9. MANEVAR RAVNANJA	35
10. KONSTRUKCIJA H-V DIJAGRAMA	38
10.1. OPASNO PODRUČJE A	39
10.1.1. Najmanja visina lebdenja.....	40
10.1.2. Koljeno krivulje	42
10.1.3. Najveća visina lebdenja	44
10.2. OPASNO PODRUČJE B	45
11. OPERATIVNA OGRANIČENJA I ZAHTJEVANE PERFORMANSE HELIKOPTERA PRI OTKAZU MOTORA	46
11.1. ODREĐIVANJE PREPREKA PRI DEFINIRANJU PUTANJE LETA HELIKOPTERA	47
11.2. OTKAZ MOTORA PRI UZLIJETANJU ZA HELIKOPTERE PERFORMANSI KLASI 1	50
11.3. OTKAZ MOTORA PRI SLIJETANJU ZA HELIKOPTERE PERFORMANSI KLASI 1	54
11.4. OTKAZ MOTORA PRI UZLIJETANJU ZA HELIKOPTERE PERFORMANSI KLASI 2	57
11.5. OTKAZ MOTORA PRI SLIJETANJU ZA HELIKOPTERE PERFORMANSI KLASI 2	59
11.6. LETNE OPERACIJE HELIKOPTERA PERFORMANSI KLASI 3	61
12. ZAKLJUČAK	62
LITERATURA	63

POPIS KRATICA	65
POPIS SLIKA	66
POPIS TABLICA.....	68

1. UVOD

Autorotacija predstavlja režim bezmotornog leta helikoptera koji se događa po otkazu motora, problema s prijenosnim mehanizmom ili po otkazu repnog rotora. Ona je jedinstveno je svojstvo helikoptera koje omogućava sigurno prizemljenje pri gore navedenim uvjetima.

Da bi bile iskorištene sve prednosti autorotacije, potrebno je razumjeti na koji način postupci pilota utječu na performanse u autorotaciji.

Cilj diplomskog rada je razjasniti svaki manevar koji se događa u režimu autorotacije te pomoću teorijskih proračuna doći do zaključka kako različiti uvjeti leta i određeni čimbenici utječu na performanse u autorotaciji. Naslov diplomskog rada jest: Proračun letnih performansi helikoptera u bezmotornom letu. Rad je podijeljen u 13 cjelina:

1. Uvod
2. Teorija diska
3. Teorija elementarnog kraka
4. Režimi spuštanja helikoptera
5. Osnove autorotacije
6. Čimbenici koji utječu na dinamiku nosivog rotora
7. Brzina silaženja
8. Brzina najveće istrajnosti i doleta
9. Manevar ravnanja
10. Konstrukcija H-V dijagrama
11. Operativna ograničenja i zahtijevane performanse helikoptera pri otkazu motora
12. Zaključak

U drugom poglavlju opisani su i objašnjeni osnovni pojmovi vezani uz teoriju diska koja se primjenjuje na sve sustave koji koriste okolni zrak za dobivanje pogonske sile promjenom količine gibanja. Također, opisana je teorija diska za režim autorotacije.

U trećem poglavlju opisani su i objašnjeni osnovni pojmovi vezani uz teoriju elementarnog kraka koji se nadovezuje na teoriju diska i kako su iskorišteni za vertikalni let helikoptera.

U četvrtom poglavlju navedeni su, objašnjeni i uspoređeni režimi spuštanja helikoptera koji su podijeljeni prema brzini silaženja helikoptera.

U petom poglavlju čitatelja se uvodi u osnovne pojmove vezane uz autorotaciju. Objašnjena je autorotacija bez i s napredujućom brzinom leta te je prikazan i objašnjen raspored sila i područja diska nosivog rotora u autorotaciji.

U šestom poglavlju nabrojani su čimbenici koji utječu na dinamiku nosivog rotora. Oni su podijeljeni u tri skupine, a to su; najmanja brzina okretaja lopatica i inercija rotora, postupci pilota pri otkazu motora i tijekom autorotacije te vrijeme reakcije. Za svaku skupinu pomoću jednadžbi i grafičkih prikaza pojašnjen je njihov utjecaj na dinamiku nosivog rotora.

U sedmom poglavlju objašnjena je brzina silaženja u autorotaciji. Prikazan je utjecaj mase, opterećenja diska, ukupne površine otpora trupa letjelice i brzine rotora na brzinu silaženja.

U osmom poglavlju objašnjene su i grafički prikazane brzine najveće istrajnosti i doleta.

U devetom poglavlju objašnjen je manevar ravnanja i njegova podjela. Prikazana je promjena performansi u manevru ravnanja s vremenom. Prikazan je teorijski izračun najmanje brzine pristajanja.

Deseto poglavlje opisuje konstrukciju H-V dijagrama. Objašnjena su opasna područje A i B na dijagramu, te karakteristične točke na opasnom području A. Opisani su i grafički prikazani čimbenici koji utječu na povećanje i smanjenje opasnih područja na H-V dijagramu, te su prikazani dijagrami za otkaz jednog motora za dvomotorne helikoptere.

U jedanaestom poglavlju opisana su operativna ograničenja i zahtijevane performanse helikoptera pri otkazu motora. Podijeljena su na helikoptere performansi klase 1,2 i 3 i ovisno o tome prikazana su ograničenja mase pri slijetanju i uzlijetanju.

2. TEORIJA DISKA

Teorija diska primjenjuje se na sve pogonske sustave koji koriste okolni zrak da dobiju pogonsku silu promjenom količine gibanja [1].

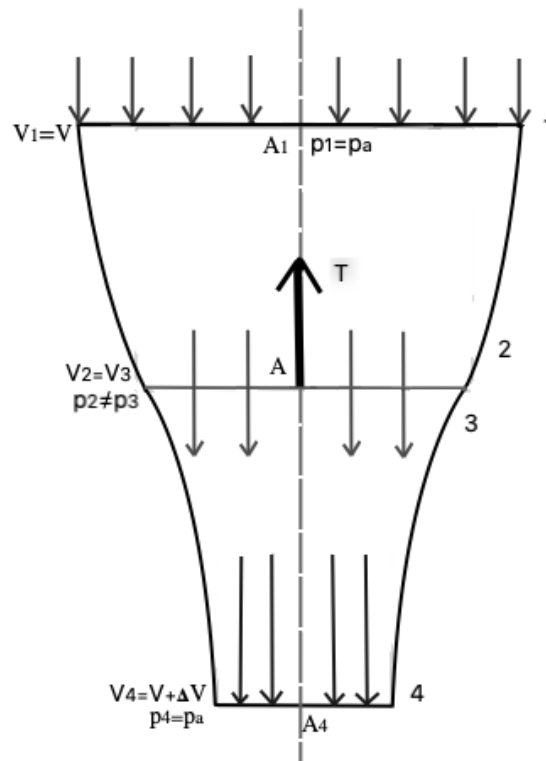
Na teoriji je rađeno od 1865. godine kada ju je započeo proučavati W.J.M Rankine, pa sve do 1889. kada je to završio R.E Froude, te zbog toga nosi naziv i Rankine-Froudeova teorija. Također, još jedan naziv koji nosi je i teorija količine gibanja rotora (engl. *Momentum Theory*) [2].

Disk rotora je, prema ovoj teoriji, jednak beskonačno tankom propusnom disku. Njegova površina jednaka je površini diska rotora te se ne suprotstavlja gibanju fluida. Osobine fluida ravnomjerno se mijenjaju na cijeloj površini diska, dok tlak naglo poraste prolaskom kroz disk, stvarajući tako pogonsku silu. Model teorije diska može se primijeniti na bilo koje radno stanje rotora u kojem se formira kontinuirana strujna cijev [1].

Polazne pretpostavke ove teorije su:

- porast tlaka pri prolasku kroz disk je uniformiran (Δp)
- gibanje diska rotora ne unosi tangencijalnu komponentu gibanja fluida
- fluid je nestlačiv i nevtložan
- strujanje je stacionarno [1].

Teorija je objašnjena na jednodimenzionalnom modelu strujanja. Promatrana je strujna cijev unutar koje se nalazi disk. Postoje četiri karakteristična položaja na strujnoj cijevi u kojima će se analizirati struja zraka. Prvi poprečni presjek cijevi bit će nazvan presjek 1-1 . On se naziva i presjek dovoljno daleko iznad diska i u tom presjeku brzina fluida je jednaka translatornoj brzini diska (promatrača), dok je tlak jednak okolnom, atmosferskom tlaku ($p_1=p_a$). Presjek 2-2 nalazi se neposredno iznad diska, dok je presjek 3-3 neposredno ispod diska. Presjek 4-4 nalazi se nizstrujno od diska, dovoljno daleko tako da je tlak jednak okolnom ($p_4 = p_a = p_1$). Strujna cijev, s naznačenim poprečnim presjecima, tlakovima i brzinama prikazana je na slici 1 [1].



Slika 2.1. Disk rotora u strujnoj cijevi
Izvor: [1]

Na strujanje unutar promatrane strujne cijevi bit će primijenjeni relevantni zakoni strujanja. Integralna jednadžba kontinuiteta za stacionarno strujanje nestlačivog fluida izgleda:

$$\int V \cdot dS = 0 \quad (1)$$

gdje je: -dS – element površine iz granične površine GP [m²]
-V – brzina na elementu dS [m/s]

Najprije se izraz 1 primjeni na segment strujne cijevi između presjeka 1-1 i 2-2. Primjena izraza izgleda:

$$V_1 \cdot A_1 = V_2 \cdot A_2 = V_2 \cdot A_p \quad (2)$$

gdje je: -V₁ – brzina u poprečnom presjeku 1-1 [m/s]
- A₁ – površina poprečnog presjeka 1-1 [m²]
- V₂ – brzina u poprečnom presjeku 2-2 [m/s]
- A₂ – površina poprečnog presjeka 2-2 [m²]
- A_p – površina diska rotora [m²]

U režimu lebdenja helikoptera brzina u poprečnom presjeku 1-1 (V_1) bit će jednaka nuli. Primjena izraza 1 na segment strujne cijevi od presjeka 2-2 do presjeka 3-3 izgleda:

$$V_2 \cdot A_p = V_3 \cdot A_p \quad (3)$$

gdje je: $-V_3$ – brzina u poprečnom presjeku 3-3 [m/s]

Kako je površina diska (A_p) jednaka s obje strane jednadžbe ona se krati i ostaje izraz:

$$V_2 = V_3 \quad (4)$$

Izraz 4 dokazuje da se brzina ne mijenja prolaskom kroz disk.

Strujanje između presjeka 1-1 i 2-2 te između presjeka 3-3 i 4-4 je nevtložno pa se primjenjuje Bernoullijeva jednadžba:

$$p_1 + \frac{1}{2} \rho v_1^2 = p_2 + \frac{1}{2} \rho v_2^2 \quad (5)$$

gdje je: $-p_1$ – tlak u poprečnom presjeku 1-1 [Pa]
 $-p_2$ – tlak u poprečnom presjeku 2-2 [Pa]
 $-\rho$ – gustoća zraka [kg/m^3]

Primjena Bernoullijeve jednadžbe na strujanje između presjeka 3-3 i 4-4 prikazano je izrazom:

$$p_3 + \frac{1}{2} \rho v_3^2 = p_4 + \frac{1}{2} \rho v_4^2 \quad (6)$$

gdje je: $-p_3$ – tlak u poprečnom presjeku 3-3 [Pa]
 $-p_4$ – tlak u poprečnom presjeku 4-4 [Pa]

S obzirom na to da vrijedi da je $p_1=p_4=p_a$ te da je $V_2=V_3$ na temelju prethodnih izraza dobiva se razlika tlakova na disku, odnosno porast tlaka prema izrazu:

$$p_3 - p_2 = \frac{1}{2} \rho (v_4^2 - v_1^2) \quad (7)$$

Izraz za pogonsku silu na rotoru T određen je pomoću izraza 6 i jednak je umnošku razlike tlaka i površine diska rotora i iznosi:

$$T = \frac{1}{2} \rho A_2 (v_4^2 - v_1^2) \quad (8)$$

Korištenjem jednadžbe kontinuiteta i uvjeta da u stacionarnom stanju mora postojati ravnoteža između pogonske sile i sile kojom okolina djeluje na helikopter dobiva se izraz za brzinu strujanja kroz disk:

$$V_2 = \frac{1}{2}(V_4 - V_1) \quad (9)$$

Iz izraza 9 vidljivo je kako je brzina strujanja kroz disk jednaka srednjoj vrijednosti brzina na ulazu i izlazu iz strujne cijevi. Porast brzina jednak je:

$$\Delta V_{21} = \Delta V_{43} = \frac{\Delta V_u}{2} = v_i \quad (10)$$

gdje je:

- ΔV_{21} – porast brzine između presjeka 1-1 i 2-2 [m/s]
- ΔV_{43} – porast brzine između presjeka 3-3 i 4-4 [m/s]
- ΔV_u – ukupan porast brzine između presjeka 1-1 i 4-4 [m/s]
- v_i – inducirana brzina na disku [m/s] [1]

Inducirana brzina na disku v_i zadana je prema [3] izrazom:

$$v_i = V_2 - V_1 \quad (11)$$

S obzirom na to da je V_1 u lebdenju helikoptera jednaka nuli, inducirana brzina u lebdenju naziva se v_{ih} jednaka je brzini na disku V_2 , odnosno u poprečnom presjeku 2-2 prema izrazu:

$$v_{ih} = V_2 = \frac{\Delta V_u}{2} \quad (12)$$

Brzina struje zraka daleko iza diska, na kraju promatrane strujne cijevi, dva puta je veća od povećanja brzine na samom disku [3].

To je vidljivo u izrazu:

$$V_4 = V_1 + 2V_2 = V_1 + 2v_i \quad (13)$$

Koristeći identitete $V_4^2 - V_1^2 = (V_4 + V_1)(V_4 - V_1)$ i $V_4 = V_1 + \Delta V_u = V + \Delta V_u$ dobiva se izraz za intenzitet pogonske sile:

$$T = \dot{m}\Delta V_u \quad (14)$$

gdje je: - \dot{m} – masneni protok [kg/s]

Snaga potrebna za povećanje kinetičke energije masnenog protoka P_u iznosi:

$$P_u = \dot{m}V\Delta V_u \left(1 + \frac{\Delta V_u}{V}\right) \quad (15)$$

gdje je: - V - brzina kojom se translacija disk rotora [m/s]

Korisna snaga P_k ovisi o sili otpora F_D odnosno pogonskoj sili T i brzini kojom se translacija disk rotora V i iznosi:

$$P_K = TV = \dot{m}\Delta V_u V \quad (16)$$

Snaga potrebna za lebdenje P_h prema [3] prikazana je izrazom:

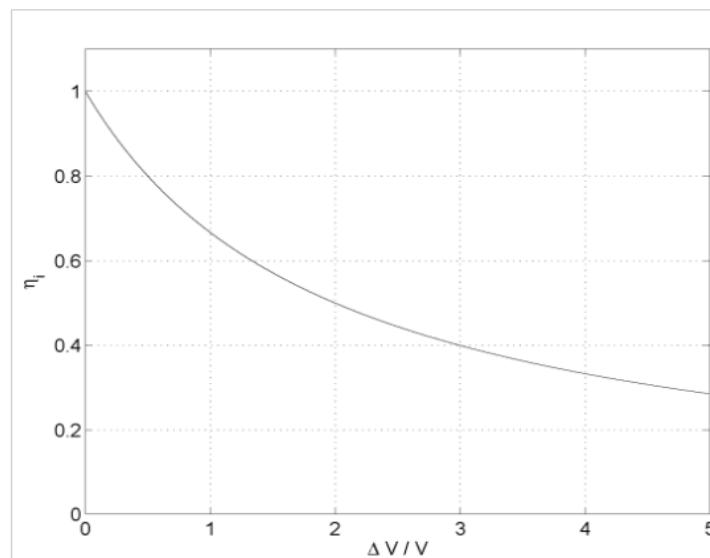
$$P = P_h = TV_h = \frac{T^{\frac{3}{2}}}{\sqrt{2\rho A}} = 2\rho AV_i^3 \quad (17)$$

Omjer korisne P_u i uložene snage P_K za gibanje fluida naziva se idealnim stupnjem korisnog djelovanja η_i koji je određen prema izrazu:

$$\eta_i = \frac{P_k}{P_u} = \frac{1}{1 + \frac{z}{V}} \quad (18)$$

Najveći stupanj korisnog djelovanja iznosi jedan i on se događa pri nultom porastu brzine ($\Delta V_u = 0$) što daje nultu pogonsku silu, stoga je takav rezultat apsurdan jer bez pogonske sile ne postoji ni korisno djelovanje. To dovodi do zaključka da je koeficijent učinkovitosti uvijek manji od 1. Stupanj korisnog djelovanja veći je što je veća brzina strujanja (leta) V ili što je manje povećanje brzine ΔV_u [1].

Za malu veličinu ΔV_u slijedi i da je pogonska sila rotora mala. Na slici 2.2 prikazana je učinkovitost idealnog rotora kao funkcija omjera $\Delta V_u/V$ [3].

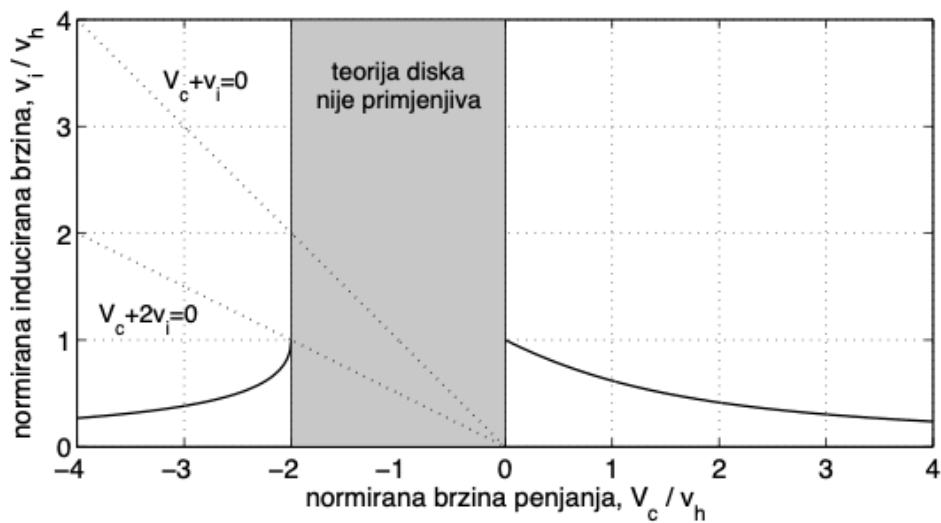


Slika 2.2. Učinkovitost idealnog rotora kao funkcija omjera $\Delta V_u/V$ [3]

U vertikalnom spuštanju postoje određena područja gdje se teorija diska ne može primijeniti jer nisu zadovoljene njene osnovne pretpostavke. Da bi se definiralo to područje postoje dva karakteristična pravca na dijagramu promjene inducirane brzine v_i u ovisnosti o brzini penjanja V_c normiranih sa induciranom brzinom u lebdenju v_h [3].

Prvi pravac definiran je jednačbom $V_c + v_i = 0$. Za točke desno od pravca vrijedi da rotor troši snagu sa vratila, a za točke lijevo od njega, odnosno ispod njega, rotor snagu dobiva iz struje zraka. Drugi pravac definiran je jednačbom $V_c + 2v_i = 0$ [3].

Stanje idealne autorotacije definira se presjekom pravca $V_c + v_i = 0$ s krivuljom inducirane brzine v_i/v_h . Tada ne postoji strujanje kroz rotor i inducirana snaga jednaka je nuli. To je prikazano na slici 2.3. Navedeni presjek nalazi se u području normirane brzine penjanja V_c/v_h između -2 i 0 gdje teorija diska nije primjenjiva zbog disipacije energije pa će se vrijednost v_i/v_h određivati na temelju eksperimentalnih rezultata [3].



Slika 2.3. Dijagram ovisnosti inducirane brzine o vertikalnoj brzini

Izvor: [3]

U autorotaciji potrebno je da rotor savlada i gubitke na profilu tako da se realna autorotacija javlja pri nešto većoj brzini spuštavanja prema izrazu:

$$V_c + v_i = -\frac{P_0}{T} \quad (19)$$

gdje je: $-P_0$ – snaga za savladavanje otpora profila [W]
 $-V_c$ – vertikalna brzina penjanja [m/s]

Potrebno je da bude zadovoljen sljedeći izraz:

$$P_i + P_0 = T(V_c + v_i) + P_0 = 0 \quad (20)$$

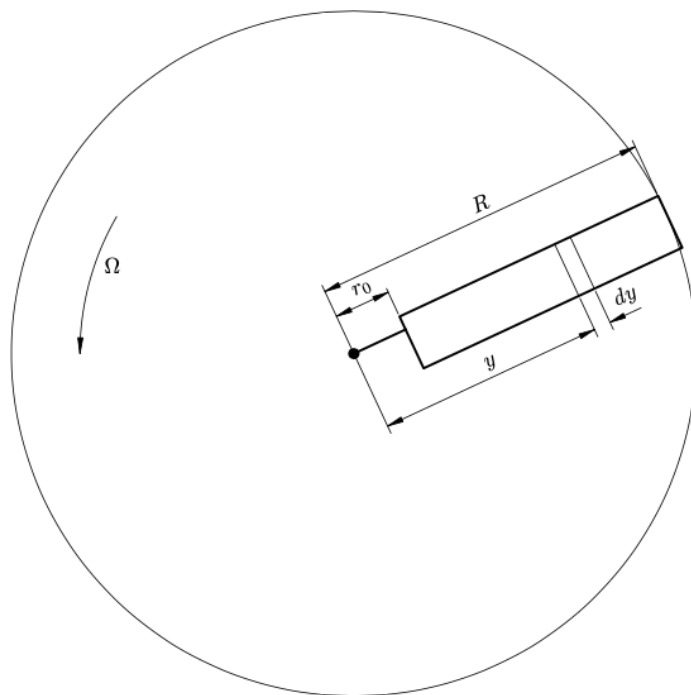
gdje je: $-P_i$ – inducirana snaga [W]

Idealna autorotacija javlja se pri $V_c/v_h = -1.75$, a realna autorotacija pojavljuje se pri $V_c/v_h = -1.85 \dots -1.95$ [3].

3. TEORIJA ELEMENTARNOG KRAKA

Teorija elementarnog kraka rotora se nadovezuje na teoriju diska (Froudeovu teoriju) i služi za konstruiranje rotora pomoću geometrije rotora i njezinog utjecaja na performanse.

Promatran je rotor radijusa R , kutne brzine rotora Ω i prikazan je odozgo na slici 3.1. Pomoću teorije elementarnog kraka promatraju se sile na elementu kraka koji ima raspon dy i nalazi se na udaljenosti y od osi rotiranja glavčine na koju je ugrađen krak [3].



Slika 3.1. Elementarni presjek dy kraka rotora na radijusu y [3]

Na promatranom presjeku koji ima krak širine tetive c prikazane su tangencijalna brzina od rotacije kraka U_T i vertikalna brzina U_Z . Tangencijalna brzina prema [3] prikazana je izrazom:

$$U_t = \Omega \cdot y \quad (21)$$

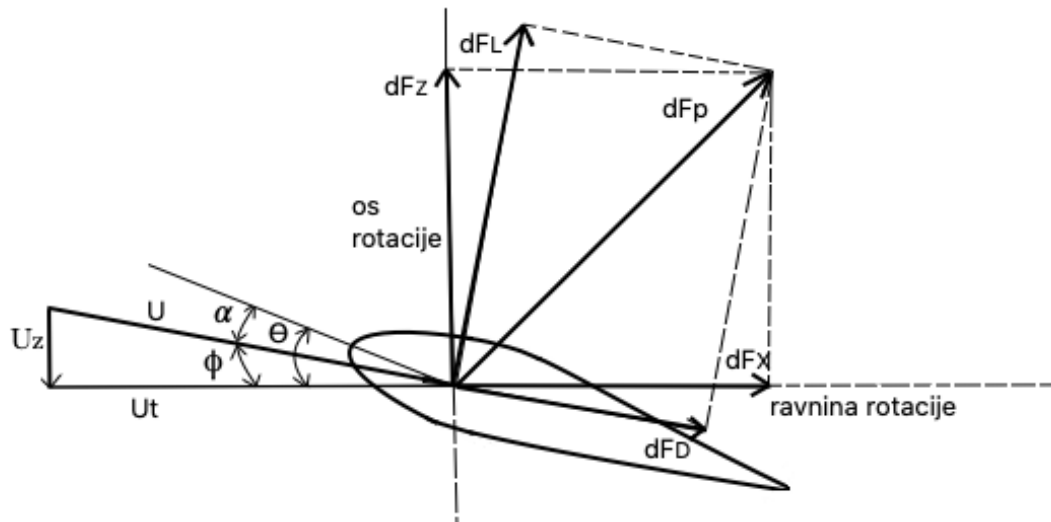
U vertikalnom letu pri brzini penjanja V_C vertikalna brzina prikazana je kao:

$$U_z = V_c + v_i \quad (22)$$

Ukupna brzina na promatranom presjeku U rezultanta je tangencijalne i vertikalne brzine i prikazana izrazom:

$$U = \sqrt{U_t^2 + U_z^2} \quad (23)$$

Slika 3.2. prikazuje navedene brzine, sile i kutove na elementarnom presjeku δy [3].



Slika 3.2. Brzine i sile na elementarnom presjeku dy kraka rotora na radijusu y [3]

Kut ukupne brzine prema ravnini rotacije ϕ naziva se kut nagiba struje (engl. *inflow angle*) i za male vrijednosti kuta prikazan je prema izrazu:

$$\phi = \tan^{-1} \left(\frac{U_z}{U_t} \right) \approx \frac{U_z}{U_t} \quad (24)$$

Postavni kut θ kut je između profila lokalnog presjeka i ravnine rotacije. Napadni kut na promatranom presjeku prikazan je izrazom:

$$\alpha = \theta - \phi \quad (25)$$

Komponenta aerodinamičke sile u smjeru vertikalne osi δF_z i prikazana je izrazom:

$$dF_z = dF_L \cos \phi - dF_D \sin \phi \quad (26)$$

gdje je: $-F_L$ – sila uzgona [N]
 $-F_D$ – sila otpora [N]

Tangencijalna komponenta elementarne aerodinamičke sile δF_x prikazana je izrazom:

$$dF_x = dF_L \sin \phi - dF_D \cos \phi \quad (27)$$

Elementarna sila uzgona okomita na ukupnu brzinu na promatranom kraku i intenzitet sile prikazan je izrazom:

$$dF_L = \frac{1}{2} \rho U^2 c \cdot C_L \cdot dy \quad (28)$$

gdje je: $-C_L$ – koeficijent uzgona

Elementarna sila otpora paralelna je s ukupnom brzinu na promatranom kraku i intenzitet sile prikazan je izrazom:

$$dF_D = \frac{1}{2} \rho U^2 c \cdot C_D \cdot dy \quad (29)$$

gdje je: $-C_D$ – koeficijent otpora

Doprinos svih elementarnih presjeka N krakova ukupnoj pogonskoj sili T , okretnom momentu Q i snazi rotora P prikazan je pomoću izraza:

$$\begin{aligned} dT &= N \cdot dF_z \\ dQ &= N \cdot dF_x \cdot y \\ dP &= N \cdot dF_x \cdot \Omega y \end{aligned} \quad (30)$$

Uvrštavanjem izraza (34) i (35) u izraz (38) pogonska sila, okretni moment i snaga rotora mogu biti prikazani kao:

$$\begin{aligned} dT &= N \cdot (dL \cos \phi - dD \sin \phi) \\ Q &= N \cdot (dL \sin \phi - dD \cos \phi) \cdot y \\ dP &= N \cdot (dL \sin \phi - dD \cos \phi) \cdot \Omega y \end{aligned} \quad (31)$$

Pri vertikalnom letu helikoptera postoje određene pretpostavke:

- vertikalna brzina U_z zanemariva je u odnosu na tangencijalnu brzinu U_t te je ukupna brzina na promatranom presjeku jednaka tangencijalnoj brzini (za presjeke malog radijusa ne vrijedi ova pretpostavka, no tamo su aerodinamičke sile manjeg iznosa)
- kut nagiba struje ϕ je mali
- sila otpora je za red veličine manja od sile uzgona na promatranom presjeku kraka [3].

S obzirom na gore navedene pretpostavke izraz (31) može se raspisati kao:

$$\begin{aligned} dT &= N \cdot dL \\ dQ &= N \cdot (\phi dL - dD) \cdot y \\ dP &= N \cdot (\phi dL - dD) \cdot \Omega y \end{aligned} \quad (32)$$

Poželjno je pogonsku silu, okretni moment i snagu je prikazati u bezdimenzionalnom obliku pomoću odgovarajućih koeficijenata. Zbog toga su uvedene bezdimenzionalne veličine:

- za duljinu normiranjem sa R tako da je $\bar{r} = y/R$
- za brzinu normiranjem s tangencijalnom brzinom na vrhu kraka ΩR
- koeficijent ispunjenosti kraka σ [3].

Koeficijent brzine struje na radijusu \bar{r} (λ) definiran kao omjer vertikalne brzine i tangencijalne brzine vrha kraka prema izrazu:

$$\lambda = \frac{V_c + v_i}{\Omega R} = \frac{V_c + v_i}{\Omega y} \frac{\Omega y}{\Omega R} = \frac{U_z}{U_t} \bar{r} = \phi \bar{r} \quad (33)$$

Elementarni doprinos koeficijenta pogonske sile prema [3] prikazan je izrazom:

$$dC_T = \frac{NdL}{\rho A(\Omega R)^2} = \frac{N \frac{1}{2} \rho U_t^2 c_{C_L} dy}{\rho \pi R^2 (\Omega R)^2} = \frac{1}{2} \sigma C_L \bar{r}^2 d\bar{r} \quad (34)$$

Elementarni doprinos koeficijenta snage prema [3] jednak je koeficijentu okretnog momenta i prikazan je izrazom:

$$dC_P = dC_Q = \frac{N(\phi dL - dD)y}{\rho \pi R^2 (\Omega R)^2 R} = \frac{1}{2} \sigma (\phi C_L + C_D) \bar{r}^3 d\bar{r} \quad (35)$$

Integracijom elementarnih doprinosa koeficijenta iz izraza (34) i (35) po normiranom radijusu kraka rotora od korijena do vrha ukupni koeficijenti pogonske sile, snage i okretnog momenta iznose:

$$C_T = \frac{1}{2} \sigma \int_0^1 C_L \bar{r}^2 d\bar{r} \quad (36)$$

$$C_P = C_Q = \frac{1}{2} \sigma \int_0^1 (\phi C_L + C_d) \bar{r}^3 d\bar{r} = \frac{1}{2} \sigma \int_0^1 (\lambda C_L \bar{r}^2 + C_D \bar{r}^3) d\bar{r} \quad (37)$$

Za određivanje vrijednosti navedenih koeficijenata potrebno je znati lokalni koeficijent vertikalne brzine koji se mijenja s radijusom $\lambda(\bar{r})$ i lokalne koeficijente sile uzgona C_L i otpora C_D . Aerodinamički koeficijenti funkcije su napadnog kuta α , Reynoldsovog i Machovog broja. Napadni kut α na promatranom lokalnom presjeku funkcija je brzine penjanja, lokalnog postavnog kuta i inducirane brzine. Za zadanu vertikalnu brzinu penjanja i poznati kut lokalnog presjeka kraka θ potrebno je definirati induciranu brzinu $v_i(\bar{r})$.

Potrebna je numerička integracija izraza (36) i (37) jer zbog svoje složenosti navedene ovisnosti nije moguće prikazati jednostavnim analitičkim izrazima. Uvođenjem nekih aproksimacija postoji mogućnost da se koeficijenti iz navedenih izraza izvedu da bi se dobila opća ovisnost o režimu leta i geometrijskim karakteristikama rotora [3].

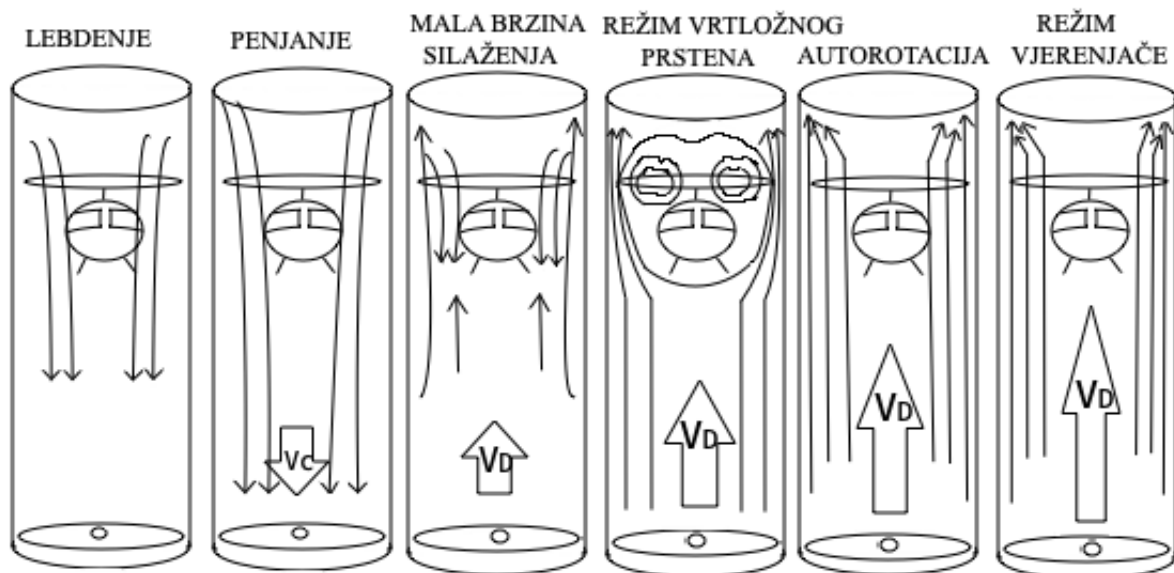
4. REŽIMI SPUŠTANJA HELIKOPTERA

Ovisno o brzini silaženja razlikujemo četiri režima protoka zraka kroz nosivi rotor:

- režim spuštanja s motorom u radu
- režim vrtložnog prstena
- režim autorotacije
- režim vjetrenjače [2].

Navedeni režimi vrijede samo za protok zraka u vertikalnom letu. Oni se mogu pojaviti i u spuštanju pri određenoj brzini napredujućeg leta, no tada će se razlikovati brzine silaženja pri kojima se pojavljuju i predznaci njihovih pojava [2].

Slika 4.1 prikazuje sliku strujanja zraka u vertikalnom aerodinamičkom tunelu za režime lebdenja, penjanja i sva četiri različita režima spuštanja. Ispod modela helikoptera nalazi se ventilator koji usmjerava struju zraka kako bi se simulirala brzina silaženja i penjanja modela [4].



Slika 4.1. Strujanje zraka u vertikalnom aerodinamičkom tunelu za različite režime leta

Izvor: [4]

Brzine silaženja razlikuju se za svaki režim što je prikazano na slici 4.1. Kod režima spuštanja s motorom u radu brzina silaženja bit će manja od brzine inducirane struje zraka, odnosno iznositi će 70 % inducirane brzine struje zraka. U režimu vrtložnog prstena brzina silaženja bit će između 70 % i 125 % inducirane brzine, ovisno o kojem dijelu diska nosivog rotora se radi. Kod autorotacije brzina silaženja je između 125 % i 180 % inducirane brzine, a kod režima vjetrenjače brzina silaženja je veća od 180 % inducirane brzine. Tablica 1. prikazuje brzinu silaženja u odnosu na induciranu brzinu struje zraka za svaki režim spuštanja helikoptera [4].

Tablica 1. Brzine silaženja za različite režime protoka zraka

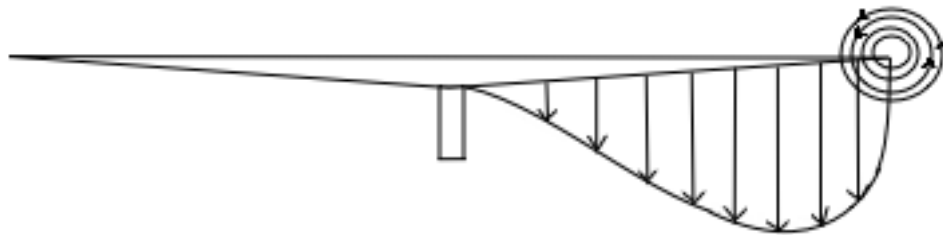
Režimi protoka zraka	Brzina silaženja u odnosu na induciranu brzinu struje zraka
Režim spuštanja s motorom u radu	Do 70% v_i
Režim vrtložnog prstena	70%-125% v_i
Režim autorotacije	125%-180% v_i
Režim vjetrenjače	Više od 180% v_i

Izvor: [4]

4.1. REŽIM SPUŠTANJA S MOTOROM U RADU

Prvi režim je spuštanje snagom motora, odnosno s motorom u radu. On se primjenjuje pri malim brzinama silaženja, kada je inducirana brzina struje zraka od lopatica rotora veća od brzine silaženja. Tada je protok zraka usmjeren prema dolje u odnosu na disk nosivog rotora. Kod normalnog režima postoje razlike u induciranoj brzini struje zraka ovisno o položaju uzduž razmaha lopatice. To je posljedica različitih kutnih brzina pojedinih elementarnih presjeka, odnosno pripadajućih napadnih kutova od korijena do vrha lopatice. Potisak koji stvara nosivi rotor prilično je stabilan, dok je snaga motora potrebna za održavanje stalne kutne brzine lopatica dovoljno stalna [2].

Kako se smanjuje brzina napredujućeg leta, proporcionalno se smanjuje i brzina silaženja kako bi se održala konstantna putanja poniranja. Brzina silaženja se smanjuje sve dok se ne dođe do visine kada započinje proces lebdenja. Profil inducirane brzine i prikaz strujanja zraka kroz disk NR-a prikazan je na slici 4.2 [4].



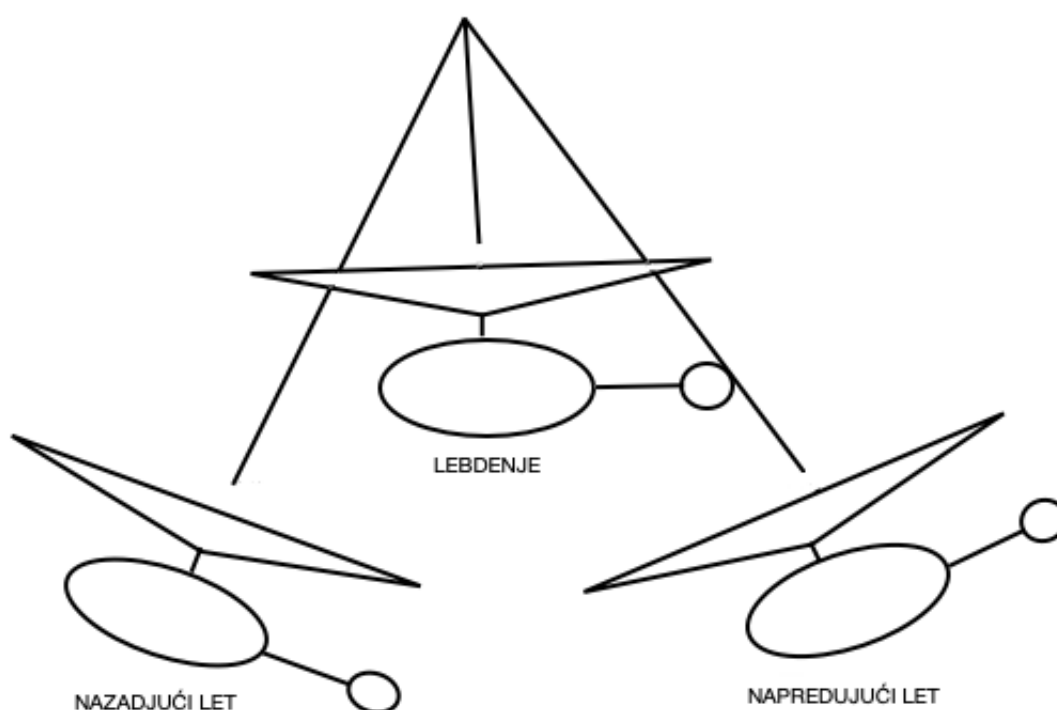
Slika 4.2. Strujanje zraka kroz NR u režimu spuštanja s motorom u radu

Izvor: [2]

Kako se smanjuje brzina u silaženju tako se smanjuje parazitski otpor sa kvadratom brzine. Zbog toga uvođenje zrakoplova u lebdenje zahtjeva otklon ciklične komande kada se dolazi iznad površine. Kada helikopter gubi translacijski uzgon, potrebno je povećanje kolektivnog postavnog kuta lopatica. Ako se kolektivna komanda povlači u trenutku kada je virtualna os značajno nagnuta unazad odnosno mehanička i virtualna os se ne poklapaju, nos helikoptera diže se prema gore, stvarajući tako efekt njihala [4].

Efekt njihala su uzdužne i poprečne oscilacije helikoptera u lebdenju, često uzrokovane naglim i neravnomjernim komandama pilota. Taj efekt najčešći je pri slijetanju. Horizontalni stabilizator, u slučaju kada je nos helikoptera gore, može potisnuti rep prema dolje, rezultirajući tako udar repa o tlo.

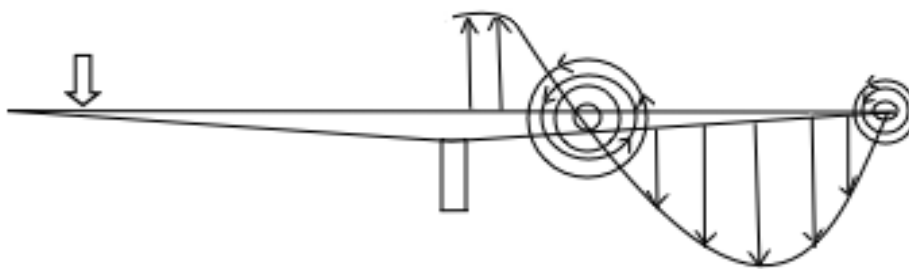
Kod rotora sa zglobovima centrifugalna sila s lopaticama translata se na trup helikoptera i trup nastoji pratiti rotor te tako nastaje navedeni efekt. Kod polukrutog rotora to se događa zbog sporijeg vremena odaziva na otklon komandi pilota. Najmanja vjerojatnost da se efekt dogodi jest kod krutih rotora zbog najbržeg vremena odaziva na otklon komandi pilota. Također je izraženije i kod helikoptera sa samo dvije lopatice na nosivom rotoru koje su zglobovno spojene u sredini. Efekt je prikazan na slici 4.3 [5].



Slika 4.3. Prikaz efekta njihala
Izvor: [6]

4.2. REŽIM VRTLOŽNOG PRSTENA

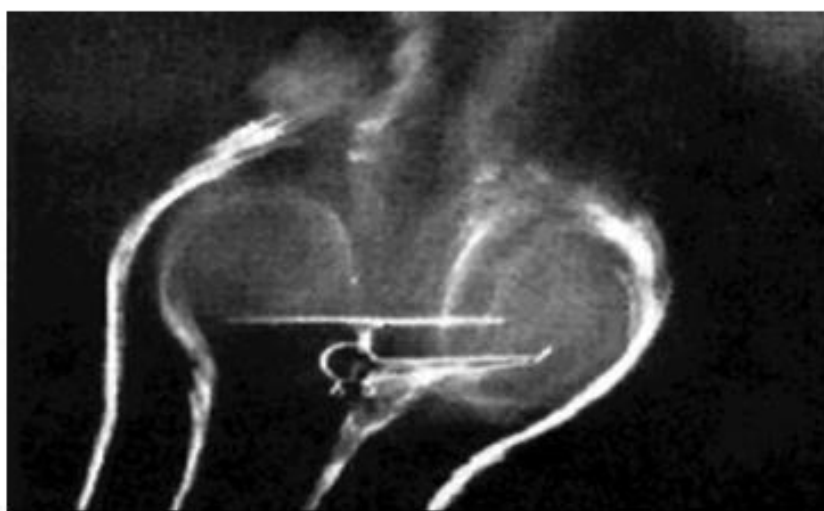
Režim vrtložnog prstena (engl. *Vortex Ring State* - VRS) režim je pri kojemu su brzine silaženja veće od brzina kod režima spuštanja s motorom u radu. Kod većih brzina silaženja, brzina struje zraka suprotnog je smjera od inducirane brzine struje zraka od rotora što uzrokuje strujanje zraka prema gore i djelomično smanjuje induciranu brzinu. Posljedica toga je pojavljivanje protoka mase zraka kroz disk nosivog rotora odozdo prema gore tamo gdje je inducirana brzina struje zraka manja od brzine struje zraka prema gore (što je posljedica male kutne brzine) a prikazano je na slici 4.4. Zbog toga je protok zraka kroz disk nosivog rotora turbulentan, te se povećava brzina silaženja, čak i uz povećanje snage motora [2].



Slika 4.4. Strujanje zraka kroz NR u režimu vrtložnog prstena
Izvor: [2]

Režim vrtložnog prstena pojavljuje se pri strmom spuštanju ili spuštanju niz vjetar. Ulaskom u taj režim smanjuje se učinkovitost kontrole. Ako se režim pojavi pri dovoljno velikim visinama helikopter neće biti oštećen, a dogodi li se pri nižim visinama, oporavak i izlazak iz navedenog režima treba započeti što je prije moguće [4].

Svako krilo konačnih dimenzija, uključujući i lopaticu rotora proizvodi vrtloge na vrhovima kada stvara silu uzgona. Kod rotora, svaki vrtlog na vrhu lopatice je odnesen nizstrujno induciranom brzinom rotora. U napredujućem letu ili lebdenju pod utjecajem vjetra vrtlozi su također otpuhani nizstrujno od rotora. Struja zraka rotora inače je jako kompleksna zbog interakcije s tijelom helikoptera, repnim rotorom, vjetrom i nekoliko drugih varijabli. U lebdenju vrtlog na krajevima lopatica može biti vizualiziran kao spirala koja izlazi iz vrha svake lopatice i pruža se prema dolje. Kada je helikopter u približno vertikalnom slijetanju, takvom da je brzina silaženja jednaka induciranom vertikalnom strujanju, tada vrtlozi ostaju zakačeni za rotor i povećavaju se. Umjesto da zrak struji prema dolje, rotor postaje okružen vrtložnim prstenom u obliku krafne kao što je prikazano na slici 4.5. [4].



Slika 4.5. Protok zraka na rotoru u režimu vrtložnog prstena [7]

Većina snage koju razvija motor troši se na vrtloženje zraka kroz obod rotora. Pilot doživljava naglo povećanje brzine silaženja, praćeno vibracijama rotora i strukturnim vibracijama, te gubitkom kontrole.

Gubitak kontrole odnosi se na cikličke i na kolektivne komande. Iz tog razloga, samo korištenje ciklične palice bit će neučinkovito u pokušaju izlaska iz režima vrtložnog prstena.

Važno je napomenuti kako VRS ne utječe na performanse repnog rotora, jer naglo spuštanje uzrokuje protok zraka paralelan s ravninom repnog rotora. VRS repnog rotora poseban je fenomen gdje vjetar struji okomito ili približno okomito na ravninu repnog rotora [4].

4.2.1. Nastanak režima vrtložnog prstena

U većini slučajeva, režim vrtložnog prstena nastaje kada pilot započne strmo spuštanje iz lebdjenja i ne uspije spriječiti da brzina silaženja postane prevelika. Međutim, može biti i posljedica drugih pojava, kao što je iznenadno smanjenje vjetra. Također, moguće je ući u VRS na prijelazu iz autorotacije na let s pogonom, osobito ako je oporavak gotovo vertikalno. Iz tog razloga, vježbanje autorotacije za slijetanje pri nultoj brzini napredujućeg leta bez čeonog vjetra može dovesti helikopter u opasnost od ulaska u VRS prilikom ublažavanja slijetanja [4].

VRS se događa kada je helikopter uvučen u vlastito inducirano vertikalno strujanje i zahtjeva određene letne uvjete.

Ti uvjeti su:

- mala brzina napredujućeg leta (do 10 čvorova za helikoptere s niskim opterećenjem diska (engl. Disk Loading - DL) i do 30 čvorova za helikoptere s visokim DL)
- relativno velika brzina silaženja (najmanje 500 ft/min za helikoptere s niskim DL sve do 1500 ft/min za helikoptere s visokim DL)
- do 40 % okretnog momenta
- osjet lakoće u sjedalu pilota u sporo napredujućem letu i/ili lebdjenju (normalno 0,3-0,8G) [4].

Kada pilot primijeti išta od navedenog a posebno zadnju stavku trebao bih refleksno započeti tehniku oporavka kako bi se prevenirala nesreća [4].

4.2.2. Izlazak iz režima vrtložnog prstena

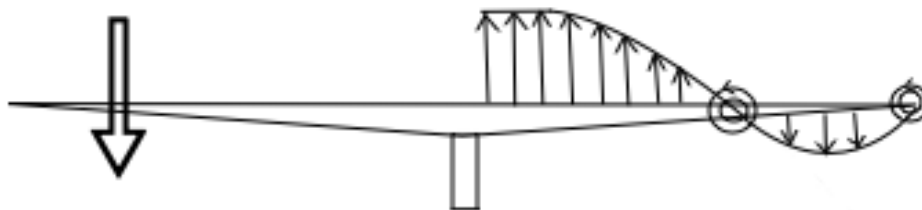
Budući da je VRS režim spuštanja snagom motora, jedna od tehnika izlaska je ulazak u autorotaciju. U autorotaciji, inducirana brzina je obrnuta, a vršni vrtlozi usmjereni prema gore od vrhova lopatica [4].

Standardna procedura za izlazak iz VRS-a uključuje smanjenje kolektivnog kuta lopatica i potiskivanje ciklične palice prema naprijed. Problem kod ove tehnike je u tome što zahtijeva značajnu visinu da bi se helikopter oporavio, a kada je izvan vrtložnog prstena, helikopter je male snage u položaju spuštenog nosa [4].

Kasnije je prepoznato da na potisak repnog rotora ne utječe VRS. Claude Vuichard upotrijebio je kombinaciju povećanja kolektivnog postavnog kuta lopatica kako bi se dobila najveća moguća snaga i lijeve nožne komande kako bi zadržao pravac leta (za lijevo okrećuće rotore). Tako je povećao potisak repnog rotora bez da se prouzroči okretanje helikoptera. Kombinirajući horizontalni potisak repnog rotora i 10° do 20° valjanja u smjeru potiska repnog rotora (udesno) pomoću ciklične palice uzrokuje to da se helikopter pogura lateralno dovoljno da dio rotora koji je spušten nadolje izađe iz vrtloga. To dovodi do poremećaja vrtloga i trenutnog oporavka cikličnih i kolektivnih komandi. Tom tehnikom izgubi se samo 50 stopa ili manje visine tijekom izlaska iz VSR-a, s time da nos helikoptera nije spušten nadolje. Kasnije je tehnika nazvana Vuichard tehnika za oporavak i 2019. godine Savezna uprava za civilno zrakoplovstvo (engl. Federal Aviation Administration - FAA) je bila prva službena zrakoplovna vlast koja je tehniku tako i naslovila [4].

4.3. REŽIM VJETRENJAČE

Režim vjetrenjače događa se pri velikim brzinama silaženja, kada je brzina silaženja veća od 180 % inducirane brzine struje zraka. U tom režimu veliki je dio protoka zraka kroz disk nosivog rotora usmjeren prema gore kao što je prikazano na slici 4.6. Tada rotor iz struje zraka izvlači više energije nego što je potrebno za let pa se može reći da se rotor ponaša kao vjetrenjača. Taj dio energije potrebno je dodatno utrošiti kako bi se spriječilo prekoračenje broja okretaja nosivog rotora. To se postiže povećanjem kolektivnog koraka lopatica [2].



Slika 4.6. Strujanje zraka kroz NR u režimu vjetrenjače
Izvor: [2]

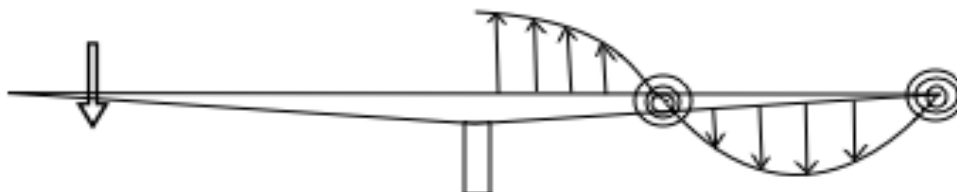
Helikopter je najbliže stanju vjetrenjače tijekom manevra cikličnog ravnjanja u autorotaciji. Kinetička energija se tada povećava povećanjem uzlazne struje zraka kako bi se kasnije mogla koristiti pri slijetanju. Broj okretaja rotora svakako mora biti nadziran i kontroliran kako bi se preveniralo prekoračenje brzine glave rotora [4].

5. OSNOVE AUTOROTACIJE

Autorotacija je manevar koji je korišten kako bi helikopter bio sigurno prizemljen nakon što dođe do otkaza motora, problema s prijenosnim mehanizmom ili otkaza repnog rotora [2].

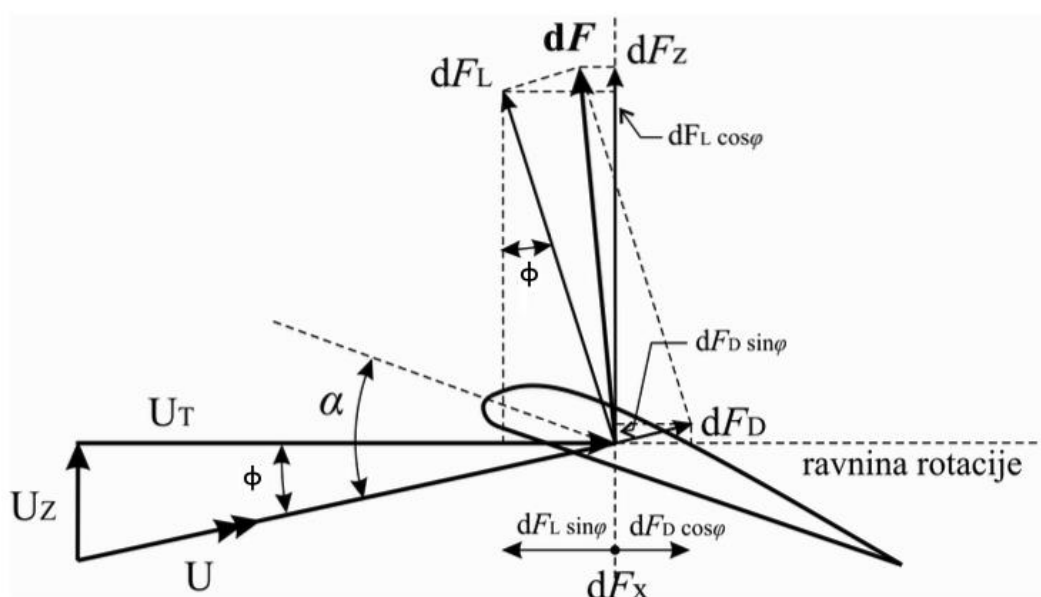
Tada je helikopter u stabilnom stanju i lopatice rotora pokretane su aerodinamičkom silom koja je rezultat strujanja zraka kroz rotor odozdo prema gore [4].

Profil inducirane brzine i prikaz strujanja zraka kroz disk NR-a u režimu autorotacije prikazan je na slici 5.1.



Slika 5.1. Strujanje zraka kroz NR u režimu autorotacije
Izvor: [2]

Iz takvog protoka zraka rotor izvlači dovoljno energije i stvara se dovoljno uzgona da bi se kontrolirala brzina silaženja. Uzgon nosivog rotora (NR) stvara se i održava zbog jednolike brzine silaženja i posljedica je gravitacije odnosno težine helikoptera. Neposredno nakon otkaza motora, NR počinje usporavati jer gubici profilne i inducirane snage apsorbiraju kinetičku energiju rotora prije otkaza. Kako se povećava brzina silaženja zbog težine helikoptera i djelovanja gravitacijske sile, tako se povećava i brzina strujanja zraka kroz disk rotora prema gore. Helikopter mora imati odgovarajuću spojku koja će u trenutku otkaza motora automatski odvojiti motor od rotora kako bi se otklonio otpor motora tijekom rotacije. Na slici 5.2. prikazan je raspored sila na elementarnom presjeku u autorotaciji [2].



Slika 5.2. Raspored sila na elementarnom presjeku u autorotaciji [2]

Elementarna aerodinamička sila δF razložena je na komponentu uzgona δF_L i komponentu otpora δF_D . Tangencijalna komponenta elementarne aerodinamičke sile δF_x prikazana je izrazom:

$$dF_x = dF_D \cos \phi - dF_L \sin \phi \quad (38)$$

Komponenta aerodinamičke sile u smjeru vertikalne osi δF_z prikazana je izrazom:

$$dF_z = dF_L \cos \phi - dF_D \sin \phi \quad (39)$$

Iz prethodna dva izraza vidljivo je da vrijedi odnos prikazan sljedećim izrazom:

$$dF_D \cos \phi > dF_L \sin \phi \quad (40)$$

Rotor će usporavati ako vrijedi odnos prikazan izrazom:

$$dF_D \cos \phi < dF_L \sin \phi \quad (41)$$

Rotor će ubrzavati, odnosno imati jednoliku brzinu vrtnje ako vrijedi odnos prema izrazu:

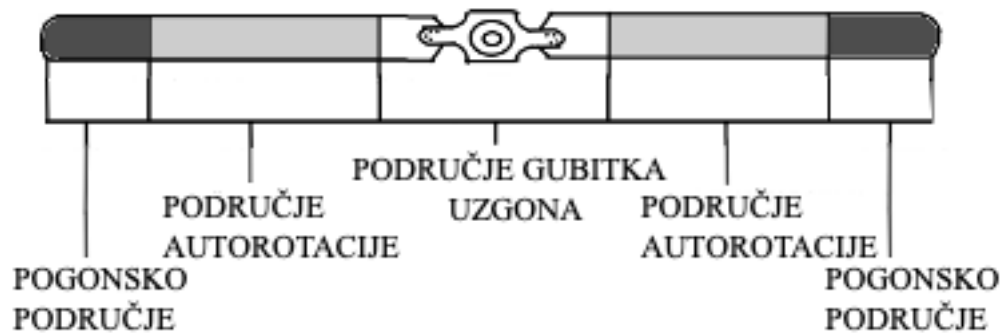
$$dF_D \cos \phi = dF_L \sin \phi \quad (42)$$

Taj odnos može se postići kombinacijom brzine spuštanja, brzine silaženja i napadnog kuta. Potrebna brzina silaženja postiže se promjenom uzdužnog položaja helikoptera pomoću ciklične komande. Potrebna vrijednost napadnog kuta postiže se pomoću kolektivne komande. Time se uspostavlja energetska ravnoteža. Smanjenje potencijalne energije u jedinici vremena koje se događa zbog gubitka visine jednako je potrebnoj snazi za održavanje brzine rotora. Kontrolirana brzina silaženja osigurava energiju za pokretanje rotora i stvaranje uzgona [2]. Autorotacija se može prepoznati po tome što nakon što motor prestane raditi dešava se dodatno bočno skretanje koje bi moglo izazvati prevrtanje ako se ne poduzmu korektivne mjere [8]. U autorotaciji se ne pojavljuje okretni moment jer motor ne koristi rad za pogon NR. Repni rotor u autorotaciji pogonjen je od nosivog rotora [2].

5.1. AUTOROTACIJA BEZ NAPREDUJUĆE BRZINE LETA

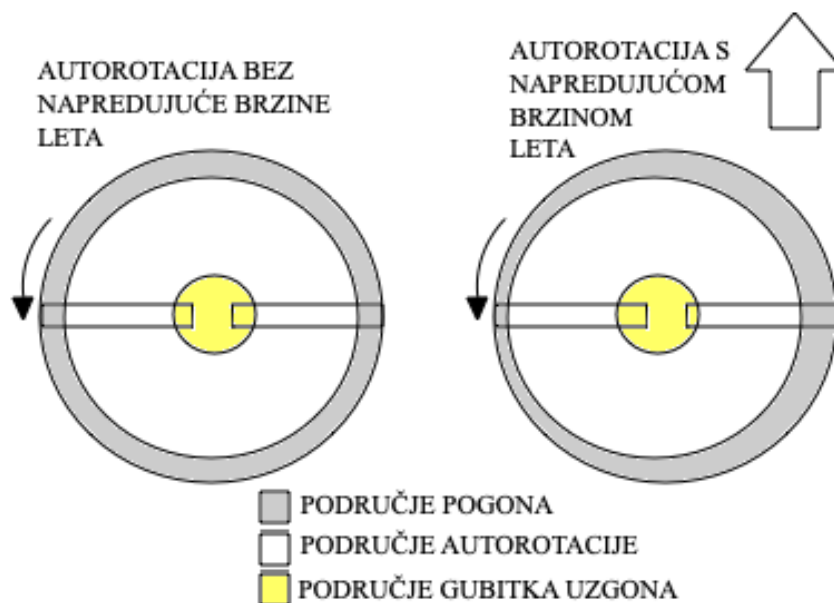
Autorotacija bez napredujuće brzine leta opisuje silaženje u uvjetima otkaza motora uz odsustvo napredujuće brzine u mirnom zraku. U ovim uvjetima sile koje utječu na vrtnju lopatica slične su za sve lopatice bez obzira na njihovu poziciju u ravnini rotacije. Također ne postoji asimetrija uzgona. Tijekom takve autorotacije, disk rotora podijeljen je na tri područja: područje gubitka uzgona, područje autorotacije i pogonsko područje koji su prikazani na slici 5.3.

Vektori sila različiti su za svaku regiju jer je rotacijski relativni vjetar sporiji u blizini korijena lopatice i kontinuirano se povećava prema vrhu lopatice. Također uvijanje lopatice pridonosi pozitivnijem napadnom kutu u području autorotacije i pogonskom području [4].



Slika 5.3. Područja diska NR u vertikalnoj autorotaciji
Izvor: [4]

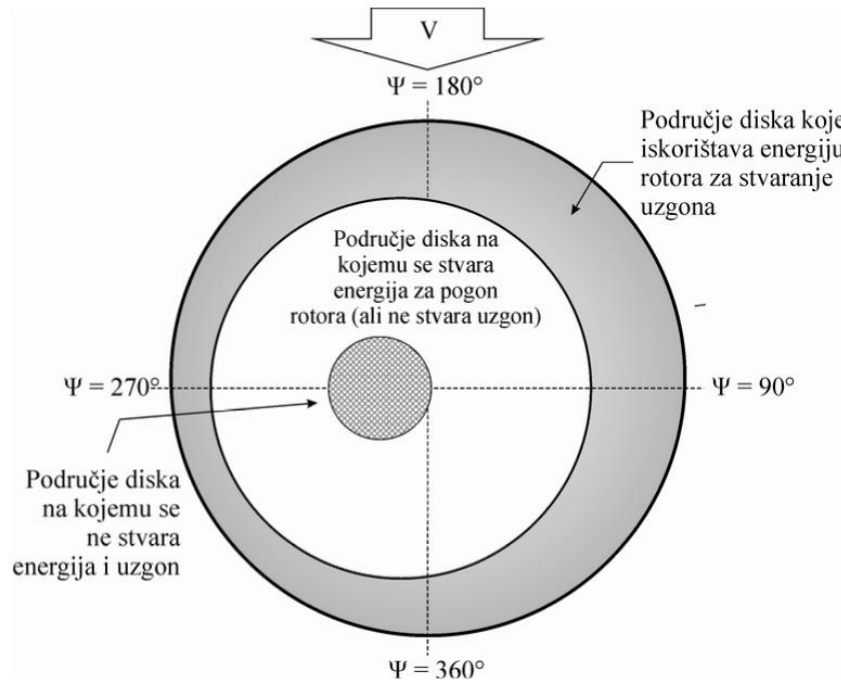
Kombinacija strujanja prema gore s rotacijskim vjetrom proizvodi različite kombinacije aerodinamičkih sila na svaku točku duž lopatice. U napredujućem letu disku rotora dodana je četvrta regija koja se zove površina obrnutog optjecanja. Ona se nalazi na korijenu nazadujuće lopatice. U većini slučajeva u autorotaciji postoji brzina napredujućeg leta. Usporedba područja u autorotaciji bez i s napredujućom brzinom leta prikazana je na slici 5.4. [4].



Slika 5.4. Autorotacija u vertikalnom letu i pri napredujućoj brzini [9]

5.2. AUTOROTACIJA S NAPREDUJUĆOM BRZINOM LETA

Kod autorotacije s napredujućom brzinom leta postoje četiri regije protoka koje su prikazane na slici 5.5. [4].



Slika 5.5. Područja diska NR u autorotaciji [2]

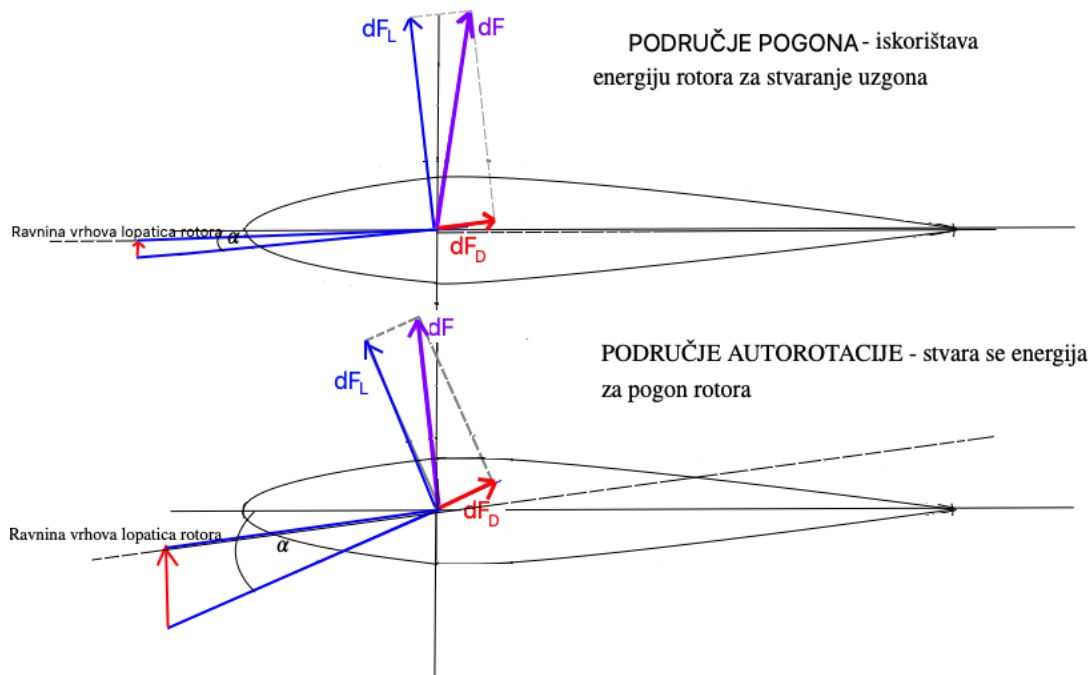
Te regije protoka su počevši od korijena lopatice do vrha redom:

- područje obrnutog protoka
- područje gubitka uzgona
- područje autorotacije
- pogonsko područje [4].

Područje autorotacije je jedino područje diska na kojemu se stvara energija za pogon rotora, a ostala tri područja pogonjena su preko područja autorotacije, odnosno iskorištavaju energiju rotora za stvaranje uzgona. Područje gubitka uzgona ne proizvodi iskoristivi uzgon niti stvara energiju.

Uzgon je uvijek okomit na relativni vjetar. Inducirana brzina prema gore znači da relativni vjetar struji od ispod ravnine vrhova lopatica. Ako se to ne događa onda taj element lopatice nije u stanju autorotacije. Sila uzgona u autorotaciji ispred je vertikalne osi. Smjer vektora aerodinamičke sile određuje hoće li ukupna sila na elementu lopatice biti takva da stvara ili iskorištava energiju. Pošto je vektor aerodinamičke sile vektorski zbroj uzgona i otpora profila, što je veći otpor profila to je vektor aerodinamičke sile povučen više unazad. Ukupna aerodinamička sila u području autorotacije nagnuta je blago naprijed u odnosu na os rotacije, stvarajući kontinuiranu silu ubrzanja. Hvatište sile se nalazi između 25 % i 70 % radijusa lopatica rotora [4].

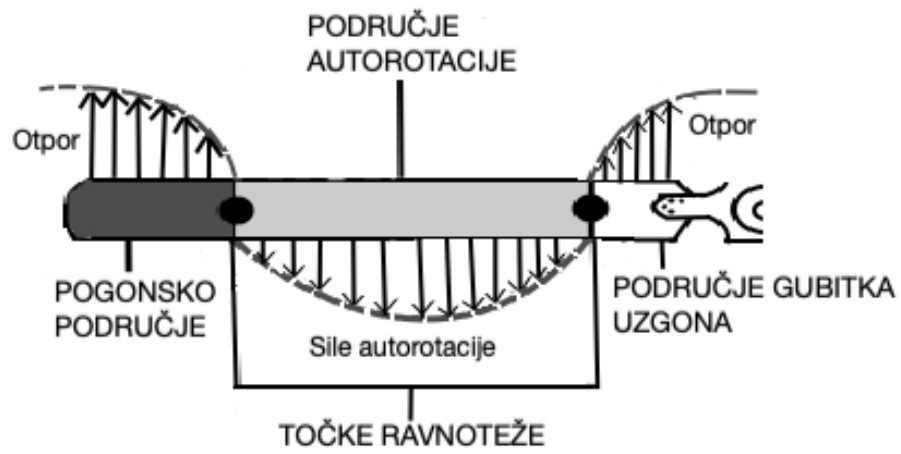
Pogonsko područje nalazi se najbliže vrhu lopatice. Normalno sadrži 30 % radijusa lopatica rotora. U pogonskom području aerodinamička sila nalazi se iza osi rotacije, rezultirajući tako stvaranjem sile otpora i usporavanjem lopatice. Veličina pogonskog područja i područja autorotacije ovisi o postavnom kutu lopatice, brzini leta i kutnoj brzini rotora. Usporedba rasporeda sila na elementarnom presjeku u području autorotacije i pogonskom području prikazana je na slici 5.6. [4].



Slika 5.6. Raspored sila na elementarnom presjeku u području pogona i autorotacije
Izvor: [4]

Postoje dvije točke ravnoteže na lopatici. Jedna se nalazi između područja koje iskorištava energiju i područja koje stvara energiju za pogon, a jedna između područja koje stvara energiju i područja gubitka uzgona. U tim točkama komponenta uzgona jednaka je otporu profila, a aerodinamička sila je vertikalna i poravnata s osi rotacije. Ondje nastaju uzgon i otpor, ali ne dolazi ni do usporavanja ni do ubrzavanja [4].

Unutarnjih 25 % lopatice rotora uključuje područje gubitka uzgona i područje obrnutog protoka. To su područja koja iskorištavaju energiju rotora. Područje gubitka uzgona proizvodi otpor ali ne i uzgon. Malo područje blizu korijena lopatice je područje obrnutog protoka i može dati neki doprinos uzgonu. Područja lopatica rotora i slika strujanja u autorotaciji prikazana je na slici 5.7. [4].



Slika 5.7. Slika strujanja na lopatici u autorotaciji
Izvor: [4]

6. ČIMBENICI KOJI UTJEČU NA DINAMIKU NOSIVOG ROTORA

Režim autorotacije stanje je između režima leta u kojem rotoru treba osigurati dovoljno snage od motora da se spriječi smanjenje broja okretaja i režima leta kada je potrebno oduzeti snagu kako bi se spriječio preveliki broj okretaja rotora [2].

U daljem tekstu bit će analizirani čimbenici koji utječu na dinamiku nosivog rotora.

6.1. NAJMANJA BRZINA OKRETAJA LOPATICA I INERCIJA ROTORA

U režimu autorotacije bitno je da se okretaji rotora (engl. Rotor Revolutions Per Minute - RRPM) ne smanje ispod dopuštenih vrijednosti nakon otkaza motora kako bi bilo moguće uvesti helikopter u stabilnu autorotaciju [8].

RRPM podešavaju se različitim položajem rotora i promjenom kolektivnog postavnog kuta. Podešavanje okretaja u autorotaciji utječe na brzinu silaženja i energiju pohranjenu u rotoru. Odabir dobre kutne brzine rotora u autorotaciji ovisi o željenim performansama. Visoka vrijednost broja okretaja rotora dobro pohranjuje energiju ali tada je brzina silaženja veća. Niži broj okretaja rotora kao posljedicu ima nižu brzinu silaženja no može pohraniti manje energije potrebne za manevar ravnjanja. Gledajući ekstremno, niski RRPM može dovesti do gubitka uzgona velikog dijela rotora i otežati oporavak. Međutim ako je kutna brzina rotora prevelika doći će do prekomjernog opterećenja na glavčini rotora i korijenu lopatica. Sigurni raspon je između 80 % i 115 % posto okretaja u odnosu na normalne uvjete kada motor radi [4].

Slijede određena razmatranja i teze vezane uz vrijednost RRPMa.

Pri visokoj vrijednosti RRPM-a:

- dolazi do centrifugalnih opterećenja na glavčini rotora
- veliko pogonsko područje rezultira većom brzinom silaženja
- veća kinetička energija za korištenje u maneuvru ravnjanja
- dobro za sustave visokih inercija koji bi imali poteškoće brzo povećati RRPM u maneuvru ravnjanja.

Pri niskoj vrijednosti RRPM-a:

- veći napadni kut ima za posljedicu manju brzinu silaženja
- na velikoj regiji rotora dolazi do gubitka uzgona ako RRPM postane prenizak, što rezultira povećanjem brzine silaženja
- manje kinetičke energije za korištenje u maneuvru ravnjanja
- dobro za sustave niske inercije koji mogu brzo povećati RRPM u maneuvru ravnjanja.
- lopatice rotora gube centrifugalnu krutost i konus prema gore smanjujući tako djelotvorno područje diska, povećavajući zamor materijala i brzinu spuštanja [4].

Promjena kutne brzine posljedica je brzine silaženja u autorotaciji a vezane su uz brzinu protoka zraka kroz disk rotora. Pri malim brzinama silaženja smanjuje se kutna brzina rotora, a posljedica toga je usporavanje kretanja lopatica što dovodi do smanjenja uzgona [2].

Stopa smanjenja brzine rotora je jako važan čimbenik i najmanja brzina rotora ispod koje oporavak nije moguć glavna je briga dizajnera rotora helikoptera [8].

Najmanja dozvoljena brzina rotora (Ω_{min}) odgovara najvećem srednjem koeficijentu uzgona koji rotor može proizvesti (\tilde{C}_{Lmax}). Tako je potisak rotora T predstavljen pomoću izraza:

$$T = \frac{1}{2} \rho V^2 bcR \overline{C_L} \quad (43)$$

gdje su: - \tilde{C}_L – srednja vrijednost koeficijenta uzgona
 -R – radijus nosivog rotora [m]
 -b – broj lopatica nosivog rotora [8]

Ako se pretpostavi da potisak ostaje konstantan tijekom početne faze otkaza motora i da je brzina strujanja mala u odnosu na brzinu rotora tada će potisak rotora biti predstavljen pomoću izraza:

$$T = \frac{1}{2} \rho \Omega_{min}^2 bcR^3 \tilde{C}_{Lmax} \quad (44)$$

gdje su: - Ω_{min} – najmanja dozvoljena brzina rotora [rad/s]
 - \tilde{C}_{Lmax} – najveći srednji koeficijentu uzgona koji rotor može proizvesti

Stoga je raspisivanjem izraza (44) dobiven izraz za najmanju dozvoljenu brzinu rotora koji iznosi:

$$\Omega_{min} = \Omega_{nom} \sqrt{\frac{\tilde{C}_{Lnom}}{\tilde{C}_{Lmax}}} \quad (45)$$

gdje je: - Ω_{nom} – brzina rotora u trenutku otkaza motora [rad/s]
 - \tilde{C}_{Lnom} –srednjem koeficijentu uzgona u trenutku otkaza motora

U nedostatku snage osovine iz pogonskog postrojenja zbog otkaza motora zahtjevi za okretnim momentom uzrokovat će smanjenje brzine rotora $\dot{\omega}$ prema izrazu:

$$\dot{\omega} = -\frac{Q_{nom}}{I} \left(\frac{\Omega}{\Omega_{nom}} \right)^2 \quad (46)$$

gdje su: -I – moment inercije nosivog rotora [kgm²]
 - Q_{nom} – okretni moment u trenutku otkaza motora [Nm]

Vrijeme potrebno da bi se brzina rotora spustila na najmanju dopuštenu vrijednost t_{min} prikazana je izrazom:

$$t_{min} = \frac{I\Omega_{nom}}{Q_{nom}} \left(\sqrt{\frac{\tilde{C}_{Lmax}}{\tilde{C}_{Lnom}}} - 1 \right) \quad (47)$$

Iz izraza (47) vidljivo je da vrijeme potrebno da bi se brzina rotora smanjila na najmanju dopuštenu vrijednost ovisi o inerciji rotora, kutnoj brzini rotora, okretnom momentu pri otkazu motora i omjeru potrebnog i najvećeg potiska koji rotor može proizvesti. Potrebno vrijeme moguće je povećati povećanjem inercije rotora, nominalne brzine rotora ili smanjenjem potiska koji rotor mora proizvesti pri normalnom režimu rada [8].

6.2. POSTUPCI PILOTA PRI OTKAZU MOTORA I TIJEKOM AUTOROTACIJE

Čimbenici koji utječu na vrijeme potrebno da se brzina rotora smanji na najmanju dopuštenu vrijednost također uključuju djelovanje pilota u pokušaju da se brzina rotora zadrži u potrebnim granicama [8].

Kako bi se dobio bolji uvid u radnje i postupke pilota pri otkazu motora, a koji utječu na smanjenje brzine rotora, potrebno je konstruirati detaljniji model rotora u vertikalnoj autorotaciji. Koristit će se vrijednost $\frac{3}{4}$ radijusa lopatice kao reprezentativna za uvjete na cijeloj lopatici rotora.

Koristeći osnovnu teoriju aeroprofila uzgon je prikazan izrazom:

$$F_L = \frac{1}{2} \rho v_{0.75}^2 a c b R \alpha_{0.75} \quad (48)$$

gdje su:

- $v_{0.75}$ – brzina na $\frac{3}{4}$ radijusa lopatice [m/s]
- $\alpha_{0.75}$ – napadni kut na $\frac{3}{4}$ radijusa lopatice [°]
- a – nagib krivulje uzgona [°]

Otpor se izražava preko izraza:

$$F_D = \frac{1}{2} \rho v_{0.75}^2 b c R C_D \quad (49)$$

gdje je: - C_D – koeficijent otpora

Napadni kut ovisit će o postavnom kutu lopatice, vertikalnoj komponenti brzine i brzini rotacije na $\frac{3}{4}$ radijusa. [8]

Postavni kut presjeka lopatice na $\frac{3}{4}$ radijusa lopatice određuje se prema izrazu:

$$\theta_{0.75} = \theta + 0.75\theta_1 \quad (50)$$

gdje su: $-\theta_1$ – kut linearne vitoperenosti lopatice [$^\circ$]

Stoga će izraz za napadni kut izgledati:

$$\alpha_{0.75} = \theta_{0.75} - \alpha \tan\left(\frac{v_c + v_{ih}}{0.75R\Omega}\right) \quad (51)$$

gdje su: $-v_c$ – kalibrirana brzina [kt]

$-v_{ih}$ – inducirana brzina zraka kroz disk rotora u lebdenju [kt]

Efekt promjene u proizvedenom potisku na vertikalnu brzinu (brzinu silaženja) prema [8] može biti određen pretpostavivši konstantno ubrzanje tijekom kratkog vremenskog intervala δt i prikazano je izrazom:

$$[V_c]_{t+\delta t} = [V_c]_t + \frac{[T - mg]_t}{m} \delta t \quad (52)$$

Također može se pretpostaviti konstantno ubrzanje tijekom kratkog vremenskog intervala δt i odrediti efekt promjene potrebnog okretnog momenta na brzinu rotora prema izrazu:

$$[\Omega]_{t+\delta t} = [\Omega]_t - \frac{[Q]_t}{I} \delta t \quad (53)$$

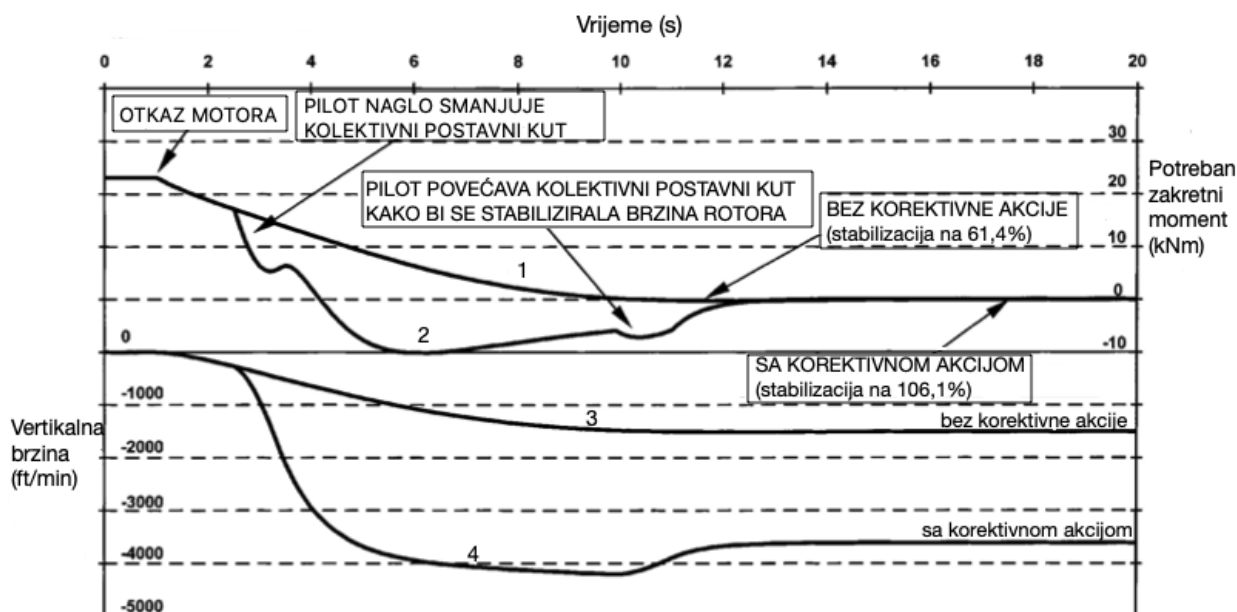
U slučaju da ne postoji nikakva korektivna akcija od strane pilota okretaji rotora će se stabilizirati na 60 % što neće biti dovoljno za održavanje horizontalnog leta. To znači da brzina inducirane struje zraka kroz rotor neće postojati, pa će se helikopter naći u režimu vjetrenjače [10].

Slika 6.1. prikazuje što se događa ako postoji i ako ne postoji korektivna akcija pilota u vidu spuštanja kolektivne komande. Krivulja 1 pokazuje pad broja okretaja rotora kada pilot nema nikakvu reakciju po otkazu motora. Kutna brzina rotora stabilizira se na 61,4 % nominalne kutne brzine rotora, što nije dovoljno za sigurno slijetanje u slučaju otkaza motora.

Krivulja 2 pokazuje naglo spuštanje kolektivne komande, što uzrokuje smanjenje postavnog kuta a samim time i otpora koje stvaraju lopatice nosivog rotora.

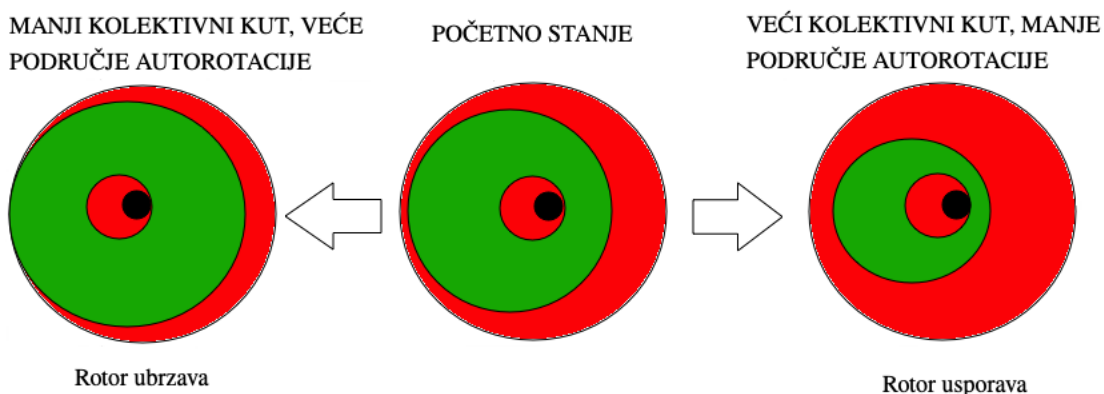
Pomoću ciklične palice osigurano je strujanje zraka kroz rotor koje osigurava dovoljan broj okretaja rotora. Kutna brzina rotora stabilizira se na 106,1 % nominalne kutne brzine rotora. Daljnje podizanje kolektivne palice dovodi do regulacije brzine silaženja.

Krivulja 3 pokazuje da će se brzina silaženja bez reakcije pilota stabilizirati na 1500 ft/min. Spuštanje kolektivne komande znači veću brzinu silaženja. Za režim autorotacije brzina silaženja u rasponu je između 3000 i 4000 ft/min što pokazuje krivulja 4. Tako se osigurava strujanje zraka kroz rotor koje osigurava dovoljan broj okretaja rotora [10].



Slika 6.1. Efekt korektivne akcije pilota na letne uvjete pri autorotaciji
Izvor: [8]

Smanjenje kolektivnog postavnog kuta povećava induciranu brzinu kroz rotor, stvarajući veće područje autorotacije i uzrokuje povećanje brzine silaženja. Podizanje kolektivne komande smanjuje područje autorotacije, uzrokujući smanjenje brzine silaženja. Ovaj odnos je ilustriran na slici 6.2. [4].



Slika 6.2. Efekt promjene kolektivnog postavnog kuta na kutnu brzinu rotora u autorotaciji
Izvor: [4]

Konstantni broj okretaja rotora postiže se podešavanjem kolektivnog postavnog kuta tako da su sile ubrzanja lopatice iz područja stvaranja energije uravnotežene sa silama usporavanja iz područja koja ne stvaraju energiju.

U autorotaciji, ujednačeni broj okretaja očituje se u tome što će promjena protoka zraka koja bi povećavala broj okretaja generirati veće područje u kojemu se ne proizvodi energija i usporiti rotor, a promjena koja bi smanjila broj okretaja generirati veće područje u kojemu se proizvodi energija i ubrzati rotor.

Brzina rotora neće biti stabilna samo ako broj okretaja postane toliko mali da područje gubitka uzgona preraste područje autorotacije. Broj okretaja također varira pri spuštanju ovisno o visini po tlaku i visini po gustoći. Veća visina po gustoći zahtjeva veći postavni kut lopatica za održavanje zadanog broja okretaja, no zbog niže gustoće zraka, veća brzina silaženja svakako će se pojaviti [4].

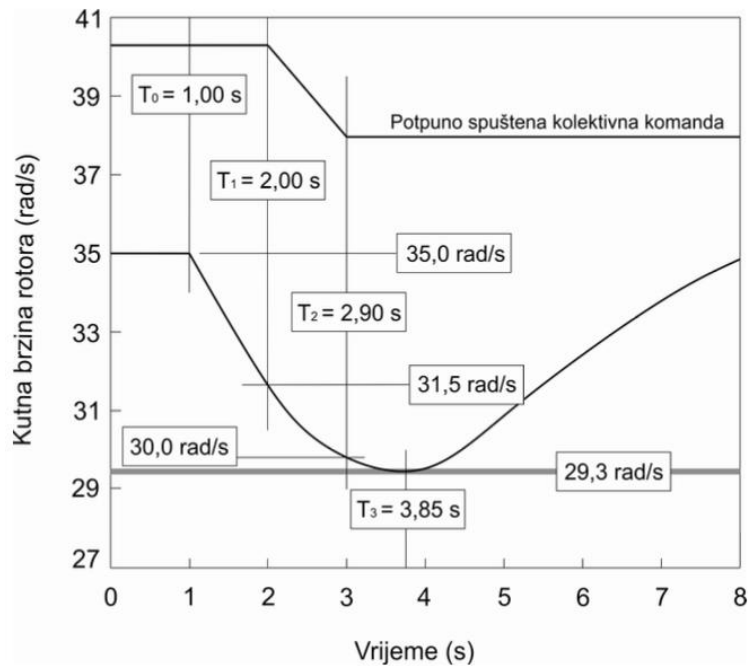
6.3. VRIJEME REAKCIJE PILOTA

Vrijeme reakcije pilota je vrijeme između otkaza motora i vremena kada pilot započinje poduzimati korektivne radnje kako bi uveo helikopter u autorotaciju [8].

U to vrijeme nije uračunato vrijeme fizičke reakcije pilota, odnosno spuštanje kolektivne komande u krajnji donji položaj [2].

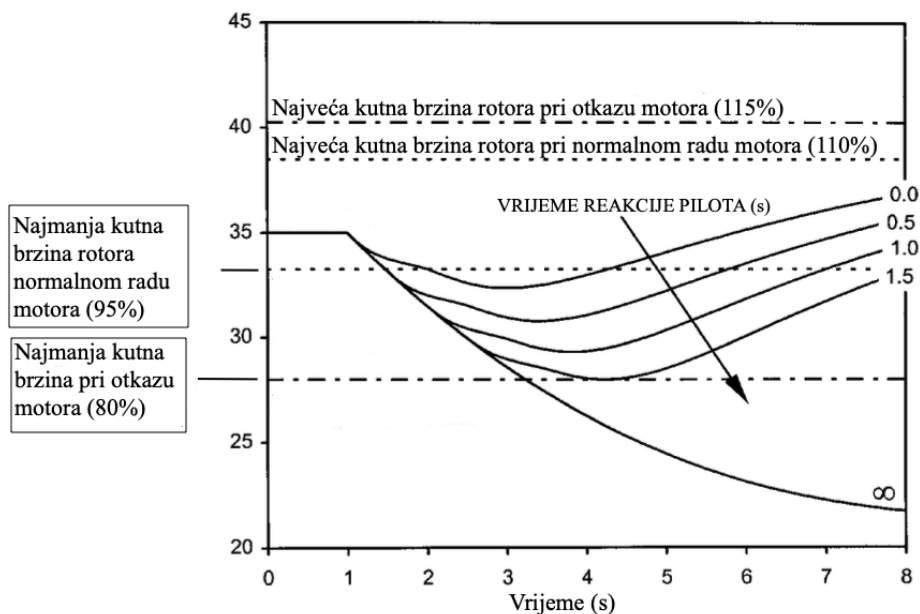
Stoga je najdulje vrijeme reakcije pilota ono u kojem se brzina rotora smanji na najmanju dopuštenu vrijednost prije nego što poraste kako bi se postiglo stabilno stanje autorotacije. Budući da je brza akcija nakon otkaza motora često ključna za uspjeh, važno je znati ima li pilot dovoljno vremena da identificira problem s pogonom i poduzme korektivne mjere. To se utvrđuje mjerenjem vremena reakcije pilota [8].

Povezanost kutne brzine rotora s vremenom reakcije pilota prikazana je na slici 6.3. Otkaz motora događa se u vremenu T_0 odnosno u prvoj sekundi. Prikazano je vrijeme reakcije od jedne sekunde ($T_1 - T_0$). U tom vremenu kutna brzina rotora smanji se za 10 % zbog otkaza motora. U T_1 događa se fizička akcija pilota gdje on spušta kolektivnu komandu u krajnji donji položaj i ona traje 0,9 sekundi. U trenutku T_2 brzina rotora smanji se još pet posto u odnosu na početnu (ukupno 15 posto) a helikopter još uvijek nije u režimu autorotacije. U T_3 brzina rotora postiže svoju najmanju vrijednost koja iznosi otprilike 80 % kutne brzine rotora pri normalnom radu motora. Kako helikopter započinje svoje vertikalno silaženje, tako se i kutna brzina rotora povećava, što osigurava dovoljnu kinetičku energiju rotora [2].



Slika 6.3. Odnos kritičnih brzina rotora i vremena reakcije pilota [2]

Slika 6.4 prikazuje odnos vremena reakcije i kutne brzine rotora, odnosno broja okretaja rotora. Prva krivulja prikazuje vrijeme reakcije od nula sekundi, što znači da pilot reagira odmah po otkazu motora gdje je vidljivo da će se broj okretaja, odnosno kutna brzina rotora, bez obzira na hitru reakciju, smanjiti za neku malu vrijednost od otprilike 5 %. Kako se vrijeme reakcije povećava tako će se kutna brzina rotora sve više smanjivati. Brzina rotora bit će u granicama (80 % - 115 % nominalne brzine rotora po otkazu motora) sve dok se vrijeme reakcije ne poveća toliko da dođe do potpunog gubitka uzgona na nosećem rotoru. To se u ovom slučaju događa za vrijednosti veće od 1.5s, što znači da ta vrijednost predstavlja najveće dopušteno vrijeme reakcije za zadani helikopter [8].



Slika 6.4. Efekt povećanja vremena reakcije na smanjenje brzine rotora

Izvor: [8]

7. BRZINA SILAŽENJA

Kao posljedica povezanosti sa stanjem vrtložnog prstena i zbog bolje vizualne preglednosti područja slijetanja, češća je praksa da se autorotacija izvodi pri nekoj brzini napredujućeg leta nego u vertikalnom letu [8].

U režimu autorotacije brzina promjene potencijalne energije mora biti dovoljno velika kako bi osigurala snagu jednaku onoj koja je potrebna za ravnotežan let [11].

Prema [11] brzina silaženja (engl. *Rate of descent - ROD*) u autorotaciji izražena u ft/min prikazana je izrazom:

$$ROD = \frac{33000 P_R}{m} \quad (54)$$

gdje je: $-P_R-$ potrebna snaga [hp]
 $-m-$ masa helikoptera [lb]

Potrebna snaga jednaka je zbroju inducirane snage, snage za savladavanje otpora profila i snaga za savladavanje parazitskog otpora i računa se prema izrazu:

$$P_R = \frac{m^2}{1,100\rho A V e} + \frac{\rho V^3 f}{1,100} + P_0 \quad (55)$$

gdje je: $-V-$ brzina leta [kt]
 $-e-$ faktor inducirane brzine
 $-f-$ ukupna površina otpora trupa letjelice [ft²] [11]

Najmanja brzina silaženja ostvarena je pri brzini za najmanju snagu potrebnu za ravnotežni let. Uvrštavanjem izraza (55) u izraz (54) moguće je dobiti uvid u parametre koji utječu na brzinu silaženja u autorotaciji. Brzina silaženja prema tome je prikazana pomoću izraza:

$$ROD = \frac{30 DL}{\rho V e} + \frac{30\rho V^3 f}{m} + \frac{33000 P_0}{m} \quad (56)$$

gdje je: $-DL-$ opterećenje diska [lb/ft²]

Iz izraza (56) moguće je zaključiti kako se brzina silaženja u autorotaciji povećava s povećanjem koeficijenta opterećenja DL, odnosno smanjuje sa smanjenjem DL.

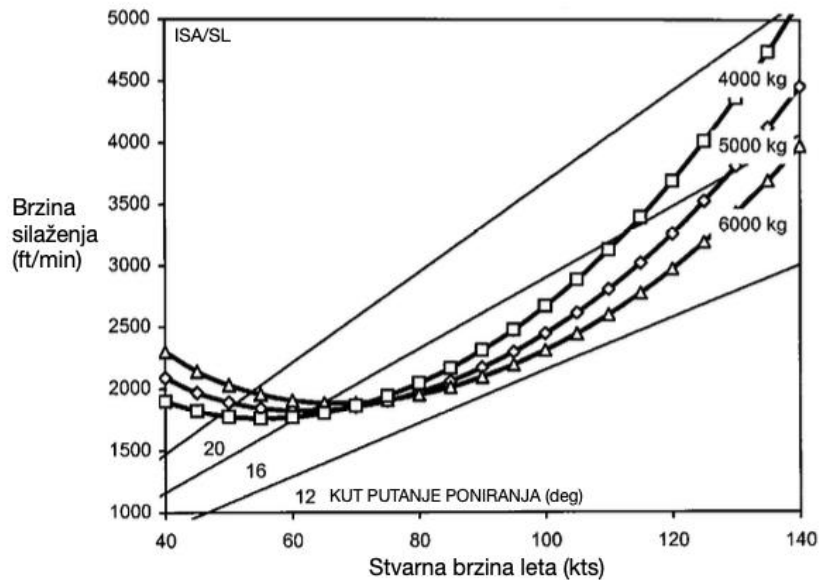
Također, za veće mase helikoptera, brzina silaženja u autorotaciji bit će manja, dok će za manje mase brzina silaženja biti veća. To je objašnjeno tako što se pri smanjenju mase helikoptera, potencijalna energija E_p smanjuje prema izrazu:

$$E_p = mgh \quad (57)$$

gdje je: $-h-$ visina leta [ft]

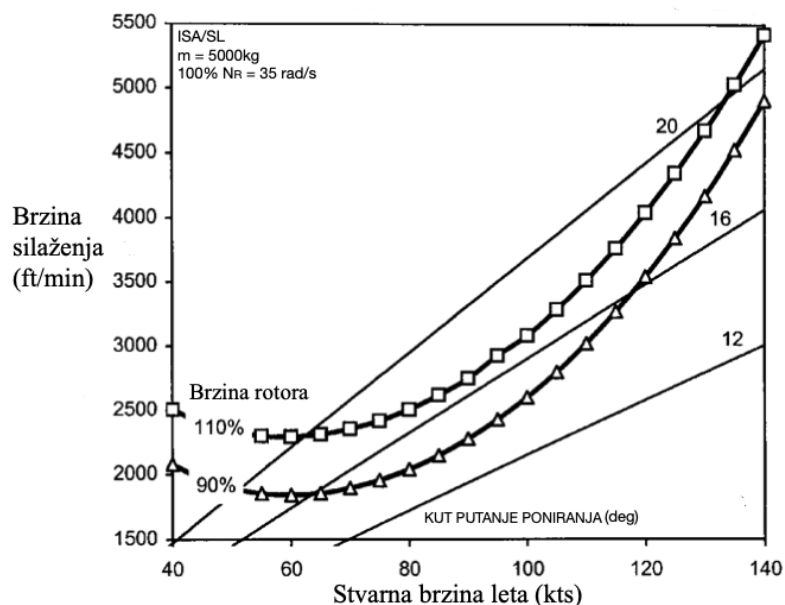
Smanjenje potencijalne energije mora biti nadoknađeno povećanjem brzine silaženja kako bi se održala snaga za ravnotežni let. Slika 7.1. prikazuje promjenu brzine silaženja u odnosu na brzinu napredujućeg leta s obzirom na masu helikoptera pri uvjetima ISA/SL.

Smanjenje ukupne površine otpora trupa letjelice f smanjivati će brzinu silaženja, dok će njezino povećanje povećavati brzinu silaženja [11].



Slika 7.1. Efekt promjene mase na performanse u autorotaciji
Izvor: [8]

Slika 7.2. prikazuje utjecaj brzine rotora na brzinu silaženja. Vidljivo je kako veća kutna brzina rotora povećava brzinu silaženja. Tako su vrijednosti brzine silaženja veće za brzinu rotora koja je jednaka 110 % nominalne brzine rotora (koja je za ovaj primjer 35 rad/s), nego za brzinu rotora koja je jednaka 90 % nominalne brzine rotora [8].

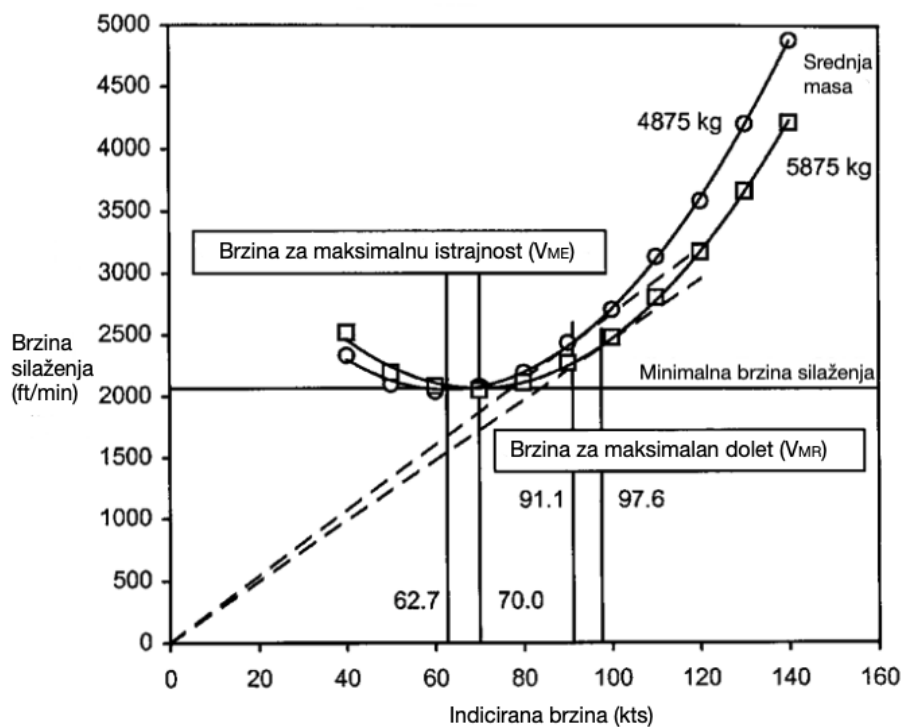


Slika 7.2. Efekt promjene brzine rotora na performanse u autorotaciji
Izvor: [8]

8. BRZINA NAJVEĆE ISTRAJNOSTI I DOLETA

S obzirom na to da varijacija brzine silaženja u autorotaciji s brzinom leta nalikuje krivulji snage, moguće ju je koristiti za identifikaciju brzine najvećeg doleta (engl. *Speeds for maximum range*, V_{MR}) ili brzine najveće istrajnosti (engl. *Speeds for maximum endurance*, V_{ME}) [8].

U silaženju u autorotaciji helikopter će ostati dulje u zraku ako leti brzinom koja rezultira najnižom brzinom silaženja. Stoga je brzina najveće istrajnosti V_{ME} dobivena iz krivulje performansi, gdje pravac najmanje brzine silaženja presijeca krivulju, kao što je prikazano na slici 8.1. Krivulja performansi u autorotaciji obično predstavlja brzinu silaženja u odnosu na indiciranu brzinu leta. Ako kut nagiba zrakoplova tijekom spuštanja nije prevelik i pitot-statički sustav je bez značajnih pogrešaka, može se pretpostaviti da krivulja predstavlja dvije brzine duž ortogonalnih osi; brzinu napredovanja i brzinu silaženja. Posljedično, nagib linije od ishodišta koja siječe krivulju performansi predstavlja kut poniranja i stoga će brzina koja daje najmanji kut (tangenta na krivulju performansi) biti brzina najvećeg doleta V_{MR} [8].



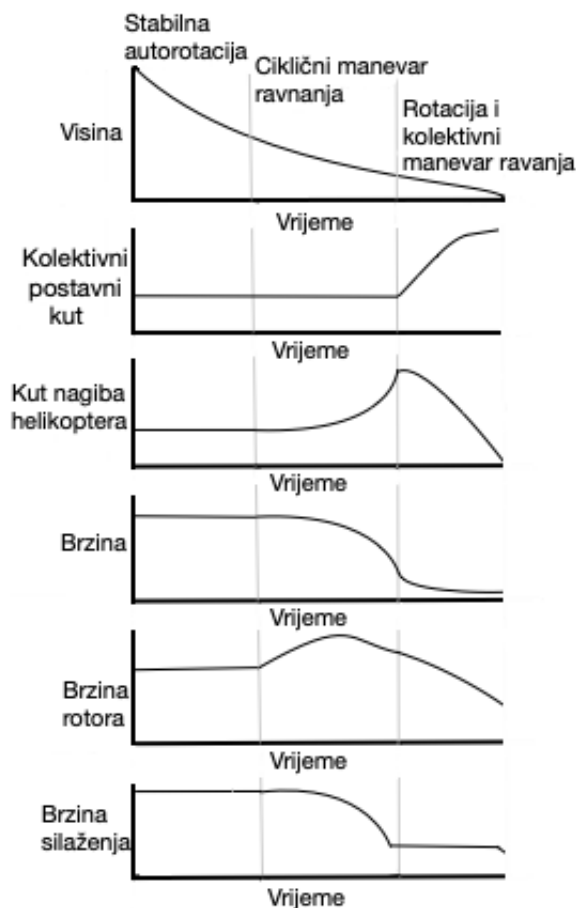
Slika 8.1. Prikaz brzina najveće istrajnosti i doleta

Izvor: [8]

9. MANEVAR RAVNANJA

Neposredno prije slijetanja pilot započinje manevr ravnjanja (engl. *flare*). Tada istodobno smanjuje vertikalnu i horizontalnu brzinu, sve do pristajanja. Helikopter bi trebao dodirnuti tlo u trenutku kada je brzina kretanja jednaka nuli. To se postiže odgovarajućim tempom podizanja kolektivne komande, čime se povećava i uzgon. Kako se povećava uzgon, tako se istodobno povećava i otpor pa dolazi do smanjenja broja okretaja. Zbog toga je potrebna pravilna procjena pilota za iskorištenje kinetičke energije koja se u tom manevru naglo smanjuje [2].

Idealan manevr ravnjanja te promjena visine, kolektivnog postavnog kuta, nagiba, brzine, brzine rotora, brzine spuštanja i položaj helikoptera u svakom dijelu manevra i tijekom stabilne autorotacije prikazani su na slici 9.1. [11].



Slika 9.1. Promjena performansi s vremenom u idealnom manevru ravnjanja
Izvor: [11]

Idealan manevar ravnanja trebao bi započeti s konstantnim kolektivnim postavnim kutom pri čemu povećani uzgon rotora zbog povlačenja ciklične palice smanjuje horizontalnu i vertikalnu komponentu brzine. Taj dio se naziva ciklični manevar ravnanja (engl. *cyclic flare*) i njegova svrha je smanjenje napredujuće brzine, smanjenje brzine silaženja i povećanje kutne brzine rotora. Manevar bi idealno trebao završiti tako da helikopter blizu tla ima vertikalnu komponentu brzine nula ili jednaku najmanjoj brzini prilaženja stajnog trapa (V_{LG}), a horizontalna komponenta brzine trebala bi odgovarati onoj u autorotaciji pri napadnom kutu na kojem je rotor postavljen [11].

Najveći kut ravnanja predstavlja najveći kut nagiba trupa helikoptera koji se može generirati u raspoloživom vremenu. On je jednak najvećem dopuštenom napadnom kutu ravnine putanje vrha na kraju faze cikličnog ravnanja. Ako taj kut prelazi vrijednost od 45° , tada se koristi kut od 45° zbog toga što taj kut daje teoretski najveće smanjenje horizontalne i vertikalne brzine. Najveći kut ravnanja prema [8] prikazan je izrazom:

$$\theta_{max} = \alpha_{TPPmax} = \frac{\gamma\Omega}{16} \Delta B_1 \Delta t \quad (58)$$

gdje su:

- γ – kut putanje leta [$^\circ$]
- ΔB_1 – promjena uzdužnog cikličnog postavnog kuta [$^\circ$]
- Δt – vrijeme dostupno za ravnanje helikoptera [s]

Najveća promjena kuta računa se prema izrazu:

$$\dot{\theta}_{max} = \frac{\gamma\Omega}{16} \Delta B_1 \quad (59)$$

Sljedeće karakteristike dizajna, zajedno s procjenom prihvatljivog stupnja oštećenja, utjecat će na kut ravnanja koji pilot može koristiti i na položaj zrakoplova, brzinu spuštanja i brzinu pristajanja koje su dopuštene pri kontaktu s tlom:

- tip podvozja
- udar koji može podnijeti podvozje
- otpornost na udare pilotske kabine, poda trupa i sustava za napajanje gorivom
- snaga repne grane helikoptera
- vidno polje
- inercija rotora [8].

Finalna rotacija nosa helikoptera prema dolje i podizanje kolektivne palice zadnji su koraci prije dodira helikoptera s tlom. Tijekom tog vremena potrebno je iskoristiti preostalu energiju i smanjiti vertikalnu i horizontalnu brzinu što je više moguće [11].

Vrijeme dostupno za ravnanje helikoptera prema [15] prikazano je izrazom:

$$\Delta t = \frac{J\Omega_{nom}^2 \left[1 - \frac{C_W}{\frac{\sigma}{C_T}} \right]}{1100P_{OGE}} \quad (60)$$

gdje su:

- J – polarni moment inercije [slug ft²]
- P_{OGE} – snaga u lebdenju bez utjecaja tla [hp]
- C_W – koeficijent težine
- C_T – koeficijent potiska

Najmanja brzina pristajanja izražena pomoću izraza:

$$V_{\min T.D.} = \frac{1}{1.69} \left[\mu_{auto} (\Omega R)_{normal} - \frac{g}{2} \tan \alpha_{TPP} \Delta t \right] \quad (61)$$

gdje je: - g – konstanta; ubrzanje Zemljine gravitacijske sile; iznosi 32,17 ft/s²

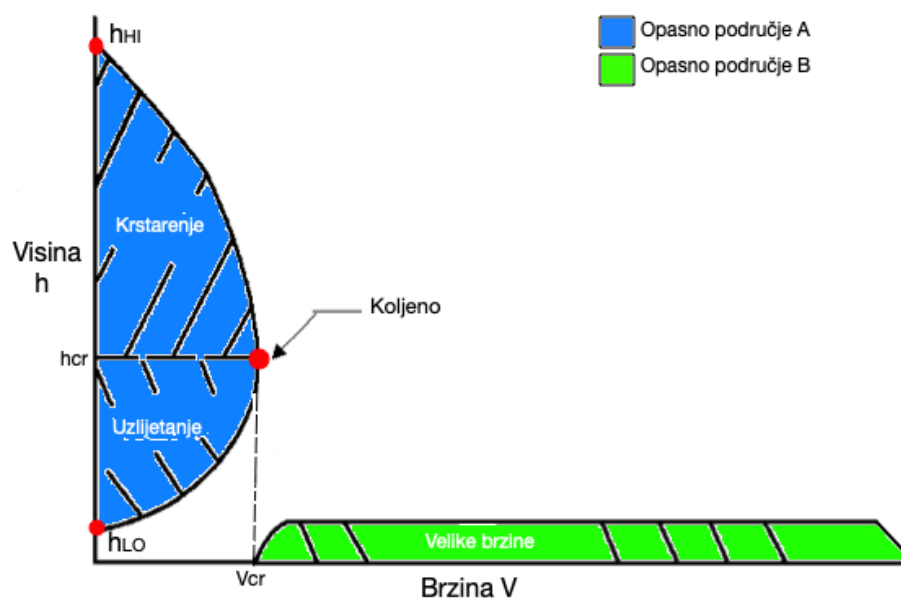
U izrazu (61) član μ_{auto} predstavlja koeficijent napredovanja pri kojem autorotacija može biti održiva pri najvećem kutu ravnjanja, a da se pritom stvara potisak rotora jednak težini helikoptera. Dio izraza „ $\frac{g}{2} \tan \alpha_{TPP} \Delta t$ “ predstavlja smanjenje napredujuće brzine tijekom rotacije nosa prema dolje da bi se došlo u horizontalan položaj [11].

Ulazak u manevar ravnjanja prerano može predstavljati potencijalnu opasnost zbog toga što helikopter postaje prespor na prevelikoj visini iznad tla, pa se tako gube prednosti koje su inače dobivene maneвроm ravnjanja. Preostalo spuštanje postaje gotovo vertikalno i rezultira velikom brzinom silaženja prije dodira s tlom. Također povlačenje ciklične komande u gotovo vertikalnom spuštanju, da bi se dodatno smanjila napredujuća brzina i brzina silaženja, može dovesti do ulaska u režim vrtložnog prstena. Zbog toga pilot podiže kolektivnu komandu dok je helikopter još u položaju nosa prema gore [4].

10. KONSTRUKCIJA H-V DIJAGRAMA

Bez obzira koliko je pilot dobro uvježbao postupke u autorotaciji, postoje neke kombinacije visine i brzine u kojima je sigurno slijetanje u uvjetima autorotacije jako teško izvesti. Granice kombinacija tih visina i brzina prikazane su pomoću dijagrama visine-brzine leta (engl. *Height-Velocity Diagram*, H-V dijagram). Svrha H-V dijagrama je identificirati područja koja bi trebalo izbjegavati u letu i ona u kojima je moguće izvesti sigurno slijetanje ako dođe do otkaza motora [4].

Područja koja treba izbjegavati mogu se ovisno o brzini i visini leta podijeliti na opasno područje A i opasno područje B i prikazana su na slici 11.1. To su područja u kojima helikopter u slučaju otkaza motora neće imati dovoljno visine/brzine za uvođenje rotora u sigurnu autorotaciju [2].



Slika 10.1. Dijagram odnosa brzina-visina (H-V dijagram)

Izvor: [13]

Vrijednosti za H-V dijagrame dobiveni su testnim letovima u kojima piloti simuliraju otkaz motora pri određenoj brzini postupno smanjujući visinu leta ili na određenoj konstantnoj visini, smanjujući brzinu leta. To se ponavlja sve dok se ne dođe do kombinacije brzine i visine leta koja je, prema mišljenju pilota, točka najveće brzine ili visine za performanse autorotacije. [13] Postoje H-V dijagrami za svaki helikopter i nalaze se u njihovim odgovarajućim operativnim priručnicima [4].

10.1. OPASNO PODRUČJE A

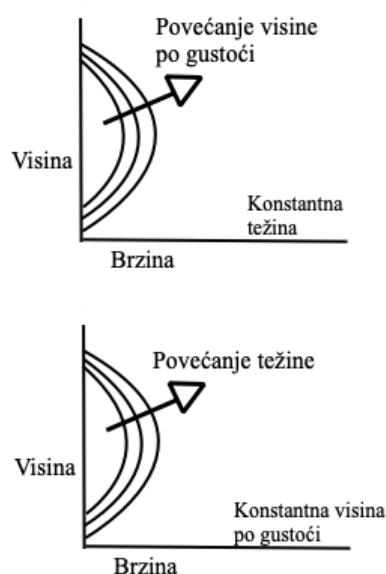
Unutar područja A manja je opasnost od nesreće ako je moguće pronaći pogodan teren za slijetanje. Područje A je područje malih brzina gdje je potencijalna energija nedovoljna da kompenzira malu kinetičku energiju za prijelaz u autorotacijsku putanju poniranja. Drugim riječima brzina je premala za uspostavu kontrolirane autorotacije. Pri određivanju opasnih područja uzeto je u obzir više čimbenika. Čimbenici koji su uzeti u obzir su:

- potrebna brzina silaženja - potrebna da se osigura brzina protoka zraka za pokretanje rotora u autorotaciji
- vrijeme reakcije pilota
- dodatni uzgon koji se pojavljuje po prestrojenju strujnica i brzina propadanja za svaku kombinaciju visine i brzine leta – dovoljan broj okretaja da se ublaži slijetanje
- konstruktivna ograničenja stajnog trapa na udare [2].

Također postoje i čimbenici koje direktno utječu na veličinu opasnog područja u H-V dijagramu a to su:

- Inercija rotora – visoka inercija rotora smanjuje površinu opasnog područja zbog toga što se broj okretaja rotora smanjuje sporije nego kod sustava s niskom inercijom. Visoke vrijednosti inercije pomiču koljeno krivulje ulijevo.
- Težina helikoptera – s povećanjem težine helikoptera povećava se potrebna snaga. Što je veća težina helikoptera to će se koljeno više pomicati udesno i tako povećavati opasno područje.
- Visina po gustoći – što je veća visina po gustoći to je potrebna veća snaga. Što je veća visina po gustoći to će se koljeno više pomicati udesno i tako povećavati opasno područje [4].

Navedeni čimbenici i njihov učinak prikazani su na slici 11.2.



Slika 10.2. Efekt promjene visine po gustoći i težine na H-V dijagram
Izvor: [12]

Kod malih brzina napredujućeg leta, visina leta potrebna za uvođenje u režim autorotacije po otkazu motora je oko 100 metara iznad zemlje, a kod većine helikoptera to je 300 metara [2]. Uporaba kolektivne palice u ovom području dovodi do smanjenja broja okretaja rotora i rezultira tvrdim slijetanjem zbog ograničene kinetičke energije. Područje A započinje u točki koja označava donju visinu lebdenja. Ispod te visine helikopter može sletjeti sigurno jer stalni trap apsorbira udarac o tlo. Najveća visina kojom je omeđeno područje A je najveća visina lebdenja [4].

Na dijagramu postoje tri kombinacije visine i brzine leta koje definiraju područje A na H-V krivulji, a to su:

- najmanja visina lebdenja h_{LO} - visina ispod koje je moguće izvesti sigurno slijetanje nakon otkaza motora pri nultoj brzini
- najveća visina lebdenja h_{HI} – visina iznad koje je moguće izvesti sigurno slijetanje nakon otkaza motora počevši od nulte brzine
- koljeno krivulje (v_{CR} , h_{CR})- točka najveće (kritične) brzine ispod koje sigurna autorotacija nije izvediva kada je započeta pri kritičnoj visini [13].

10.1.1. Najmanja visina lebdenja

Pretpostavke za izračun najmanje brzine lebdenja (engl. *Low Hover Height*, h_{LO}) su da je cijeli manevar autorotacije izveden pri brzini spuštanja jednako najmanjoj brzini propadanja stalnog trapa (V_{LG}) i traje sve dok se energija pohranjena u rotoru može koristiti za snagu u lebdenju. Najmanju visinu lebdenja moguće je izračunati prema izrazu:

$$h_{LO} = \frac{V_{LG} I \Omega_{nom}^2 \left[1 - \sqrt{\frac{1}{0,2} \left(\frac{mg}{\rho A_b (R \Omega_{nom})^2} \right)} \right]}{2 P_{IGE}} \quad (62)$$

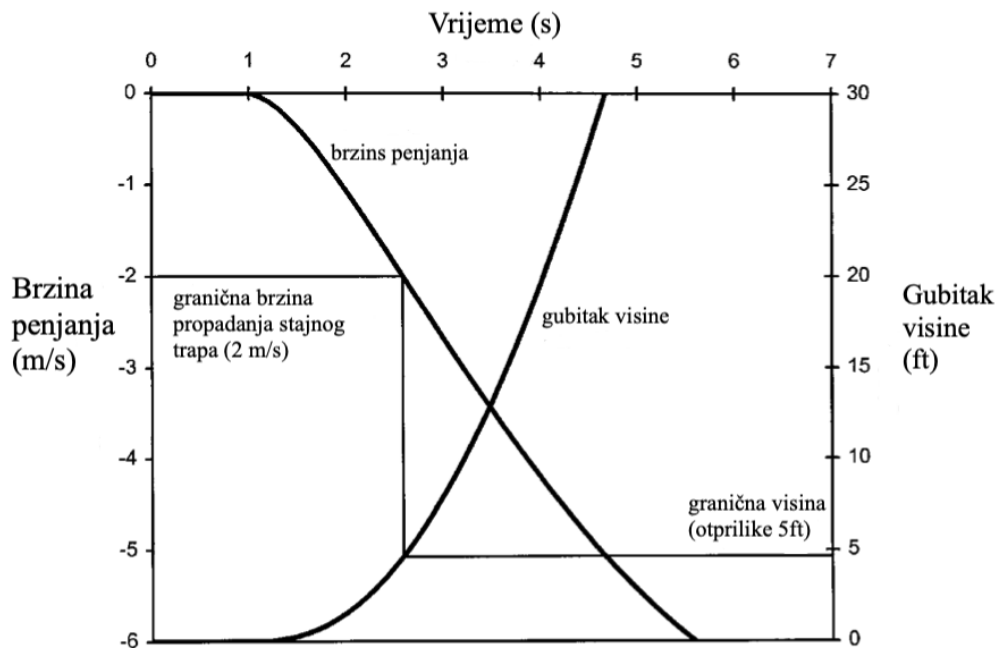
gdje su:

- V_{LG} – brzina propadanja stalnog trapa [m/s]
- A_b – površina lopatica nosivog rotora [m^2]
- P_{IGE} – snaga za let pod utjecajem zračnog jastuka [W] [8]

Koristeći taj izraz moguće je predvidjeti koliko je potiska ostvareno i koliko je okretnog momenta potrebno nosivom rotoru kao funkciju brzine rotora i kolektivnog postavnog kuta. Ti podaci onda mogu biti iskorišteni za predviđanje brzine silaženja i naknadni gubitak visine nakon otkaza motora u lebdenju.

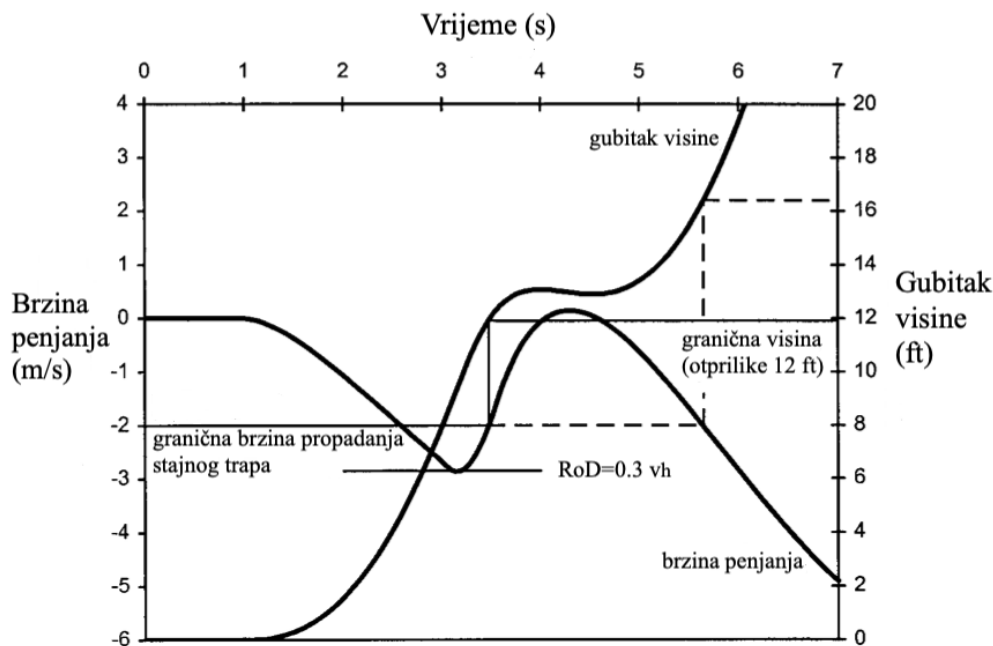
Slika 11.3. pokazuje brzinu silaženja i gubitak visine koji se događa ako pilot odluči ne mijenjati kolektivni kut i ostaviti ga fiksiranim u poziciji koju je imao pri lebdenju. Helikopter se otprilike 1,6 sekundi nakon otkaza motora spušta brzinom od 2 m/s koja je u ovom slučaju pretpostavljena kao zadana brzina propadanja stalnog trapa, a ona je zadana u operativnom priručniku za svaki od helikoptera.

Visina koju je prešao nakon tog vremena je 5 stopa, što bi u ovom slučaju predstavljalo najmanju visinu lebdenja. Time se može zaključiti da kad bi motor ili motori otkazali na nekoj višoj visini lebdenja, a pilot ne bi reagirao, došlo bi do oštećenja podvozja [8].



Slika 10.3. Određivanje donje visine lebdenja u slučaju izostanka reakcije pilota
Izvor: [8]

U stvarnosti je dopuštena veća vrijednost h_{LO} budući da se može očekivati da će pilot iskoristiti energiju pohranjenu u rotoru za ublažavanje slijetanja i učiniti korektivne akcije kada se dogodi otkaz motora. Ova situacija je prikazana na slici 11.4. Ovdje pilot dopušta brzini spuštanja da se izgradi do stanja početnog vrtložnog prstena ($0,3v_h$) prije podizanja kolektivne palice kako bi se smanjila brzina silaženja. Visina izgubljena prije nego što se brzina silaženja smanji natrag na 2 m/s je oko 12 ft . Dakle, ako pilot brzo povećava kolektivni postavni kut u pravo vrijeme, može pretrpjeti potpuni otkaz motora ,za slučaj helikoptera iz ovog primjera, dok lebdí na oko 10 stopa bez oštećenja zrakoplova [8].

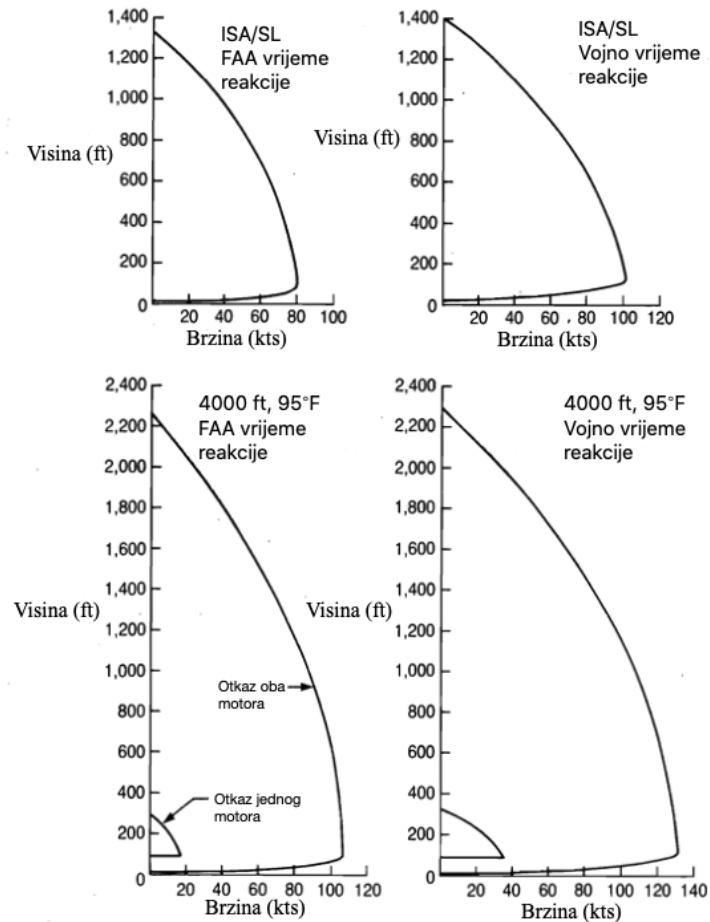


Slika 10.4. Određivanje donje visina lebdenja uz reakciju pilota
Izvor: [8]

10.1.2. Koljeno krivulje

Koljeno krivulje (engl. *Knee point*) predstavlja točku najmanje brzine ispod koje postoji raspon visina koji bi se trebao izbjegavati. Određuje se proračunom najmanje brzine s obzirom na masu, kutnu brzinu rotora i određene atmosferske uvjete. Krična visina ne proračunava se već se uzima kao fiksna vrijednost ovisno o konfiguraciji zrakoplova i mijenja se jedino ako se promjeni zadano vrijeme reakcije pilota. Prema FAA pretpostavljeno je vrijeme reakcije od jedne sekunde za točke visoke brzine iznad koljena, a za h_{CR} uzeta je visina od 95 stopa za jednomotorne helikoptere. Za višemotorne helikoptere kritična visina iznosi 50 stopa ili h_{LO} ovisno što je veće. Prema standardima vojske SAD-a pretpostavljeno je vrijeme reakcije pilota od dvije sekunde, zbog pretpostavke da vojne pilote izvršavanje misija i zadataka u letu može omesti pri prepoznavanju otkaza motora, i kritična visina h_{CR} podignuta je na 120 stopa [8].

Na slici 11.5. prikazani su H-V dijagrami pri atmosferskim uvjetima na razini mora i uvjetima na 4000 stopa za vojno vrijeme reakcije od dvije sekunde i standardno vrijeme reakcije od jedne sekunde. Prikazani su dijagrami za otkaz jednog i oba motora dvomotornog helikoptera. Na slici je vidljivo da je u uvjetima na razini mora moguće lebdenje pod utjecajem tla pri otkazu jednog motora pa zbog toga ne postoji H-V dijagram za otkaz jednog motora. Na 4000 stopa helikopter ne može lebdjeti samo s jednim motorom, pa je prikazan H-V dijagram za otkaz jednog motora [8].



Slika 10.5. Efekt promjene visine na H-V dijagram za višemotorne helikoptere
Izvor: [11]

Kritična brzinu (V_{CR}) empirijski je povezana s brzinom pri najmanjoj snazi (V_{min}) i srednjim koeficijentom uzgona aeroprofila (C_L/σ) pri istoj brzini.

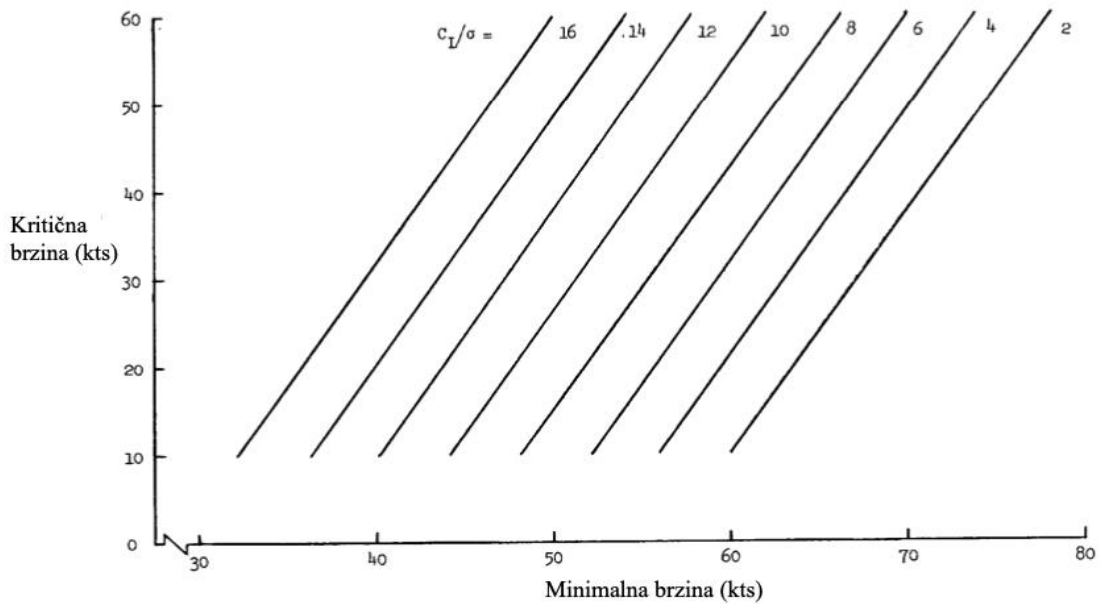
U većini slučajeva otkaza motora, pilot će pokušati ubrzati do brzine slijetanja u bezmotornom letu od oko V_{min} , a prevladavajuća vrijednost C_L/σ pokazat će marginu, ispod zastoja lopatice rotora, u kojoj pilot može izvoditi radnje. Parametar C_L/σ prema [8] prikazan je izrazom:

$$\frac{C_L}{\sigma} = \frac{2mg}{\rho A_b V_{min}^2} \quad (63)$$

Najmanja brzina V_{min} prema [14] proračunava se metodom iteracije prema izrazu:

$$V_{min}^4 + \frac{1}{2} \frac{A_b}{f} \Omega R C_d V_{min}^3 = \frac{\left(\frac{W}{\rho_0}\right)}{3 \left(\frac{\rho}{\rho_0}\right) e f A} \quad (64)$$

Kritična se brzina zatim očitava sa slike 11.6.



Slika 10.6. Promjena kritične brzine sa brzinom najmanje snage za zadane C_L/σ [13]

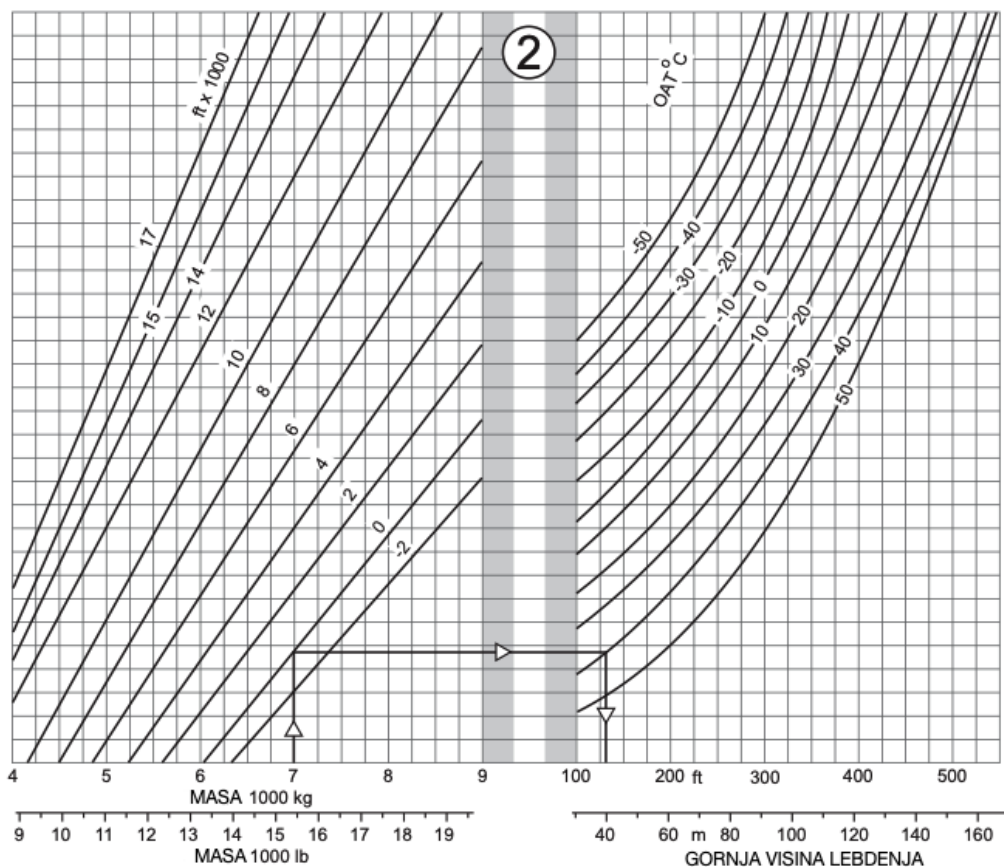
10.1.3. Najveća visina lebdenja

Najveća visina lebdenja predstavlja najveću visinu na kojoj se helikopter ne bi trebao zadržavati u lebdenju. Kada se otkaz motora dogodi pri najvećoj visini lebdenja, helikopter će biti previsoko i najmanja održiva brzina rotora bit će postignuta puno prije nego helikopter dođe do površine za slijetanje [8].

Pilot će pri otkazu motora na visinama iznad najveće visine lebdenja trebati povećati kinetičku energiju rotora dopuštajući helikopteru da „potone“ sve dok ne postigne željenu brzinu a potom započeti uobičajeni manevar ravnjanja [4].

Najveća visina lebdenja proračunava se iz RFM-a pomoću grafova uzimajući u obzir poletnu masu helikoptera, visinu po tlaku i temperaturu vanjskog zraka (engl. Outside Air temperature, OAT) [14].

Primjer grafa prikazan je na slici 11.7. Radi boljeg razumijevanja ucrtan je primjer za traženu masu zrakoplova od 7000 kg, visini na srednjoj razini mora, i OAT +40 °C. Za zadane parametre najveća visina lebdenja iznositi će 130 ft.



Slika 10.7. Primjer grafa za određivanje gornje visine lebdenja
Izvor: [14]

10.2. OPASNO PODRUČJE B

Opasno područje B ograničava let helikoptera na malim visinama, velikom brzinom. Ograničenja su postavljena temeljem reakcije pilota na otkaz motora. On mora prevesti helikopter iz uzdužnog položaja u napredujućem letu u položaj koji omogućava bolje strujanje zraka kroz NR. Potrebnu brzinu silaženja za izvođenje autorotacije neće biti moguće postići zbog male visine leta. Zbog toga pada broj okretaja NR i ne proizvodi se dovoljno energije za stvaranje dodatne sile uzgona potrebnog za ublažavanje slijetanja [2].

11. OPERATIVNA OGRANIČENJA I ZAHTJEVANE PERFORMANSE HELIKOPTERA PRI OTKAZU MOTORA

Organizacija međunarodnog civilnog zrakoplovstva (International Civil Aviation Organization – ICAO) u dodatku (*Annexu*) 6 specificira međunarodne standarde i preporučene prakse za zrakoplove i helikoptere koji se koriste u međunarodnom komercijalnom zračnom prijevozu koji prevoze putnike ili teret.

Helikopteri se prema ICAO-u dijele u dvije kategorije s obzirom na broj motora i performanse pri otkazu motora. To su helikopteri kategorije A i kategorije B. U kategoriju A spadaju višemotorni helikopteri projektirani s definiranim karakteristikama izolacije motora i sustava, koji mogu izvesti uzlijetanja i slijetanja prema planiranom konceptu kritičnog otkaza motora koji osigurava prikladnu određenu površinu i adekvatne performanse za nastavak sigurnog leta ili sigurno prekinuto uzlijetanje.

Kategoriju B čine helikopteri s jednim motorom ili helikopteri s više motora koji ne zadovoljavaju standarde kategorije A. Helikopteri kategorije B nemaju zajamčenu sposobnost za nastavak sigurnog leta u slučaju otkaza motora, te je pretpostavljeno prisilno slijetanje [15].

Helikopteri performansi klase 1 oni su kod kojih u slučaju otkaza kritične pogonske jedinice, helikopter može sletjeti unutar raspoložive duljine za prekinuto uzlijetanje ili sigurno nastaviti let do odgovarajućeg područja za slijetanje, ovisno o trenutku kada se otkaz dogodi.

Helikopteri performansi klase 2 oni su kod kojih u slučaju otkaza kritične pogonske jedinice, helikopter raspolaže performansama dovoljnim da sigurno nastavi let, osim u slučaju kada se otkaz dogodi u ranoj fazi manevra uzlijetanja ili kasnoj fazi manevra slijetanja, kada prisilno slijetanje može biti potrebno.

Helikopteri performansi klase 3 oni su kod kojih, u slučaju otkaza kritične pogonske jedinice u bilo kojem trenutku tijekom leta, prisilno slijetanje može biti potrebno za više motorni helikopter i bit će potrebno za jednomotorni helikopter [16].

Helikopteri koji spadaju u klasu performansi 1 i 2 trebaju biti certificirani u kategoriji A.

Helikopteri koji spadaju u klasu performansi 3 trebaju biti certificirani ili u kategoriji A ili kategoriji B [15].

Helikopteri s više od 19 putničkih sjedala ili helikopteri koji voze do ili od helidroma u neprijateljskom okruženju trebaju obavljati operacije u klasi performansi 1.

Helikopteri s konfiguracijom putničkih sjedala između 9 i 19, trebali bi obavljati operacije u klasi performansi 1 ili 2, osim ako ne izvode operacije u ili iz neprijateljskog okruženja u kojem slučaju helikopteri trebaju raditi u klasi performansi 1.

Helikopteri s konfiguracijom putničkih sjedala do 9 trebali bi obavljati operacije u klasi performansi 1 ili 2 ili 3, osim ako ne rade u ili iz neprijateljskog okruženja u kojem slučaju helikopteri trebaju raditi u klasi performansi 1 [15].

Prijateljsko okruženje predstavlja okruženje u kojem:

- se može izvesti sigurno prisilno slijetanje
- se putnici helikoptera mogu zaštititi od vanjskih utjecaja
- sposobnost i mogućnost djelovanja službe za traganje i spašavanje odgovara očekivanoj izloženosti opasnosti.
- se dijelovi gusto naseljenih područja s primjerenim površinama za prisilno slijetanje smatraju prijateljskim [16].

Za određivanje performansi helikoptera potrebno je uzeti u obzir sljedeće čimbenike:

- masu helikoptera
- elevaciju ili visinu po tlaku i temperaturu
- vjetar; za uzlijetanje i slijetanje, komponenta vjetra ne smije biti veća od 50 % bilo koje prijavljene stalne komponente čeonog vjetra od 5 čvorova ili više. Gdje je polijetanje i slijetanje s komponentom stražnjeg vjetra dopušteno prema operativnom priručniku, uvažava se najmanje 150 % bilo koje prijavljene komponente stražnjeg vjetra. Tamo gdje oprema za precizno mjerenje vjetra omogućava točno mjerenje brzine vjetra na točki polijetanja i slijetanja, te se vrijednosti mogu mijenjati [15].

11.1. ODREĐIVANJE PREPREKA PRI DEFINIRANJU PUTANJE LETA HELIKOPTERA

U svrhu nadvisivanja prepreka, prepreku treba uzeti u obzir ako njezina bočna udaljenost od najbliže točke na površini ispod predviđene putanje leta nije veća od:

1. Za operacije koje se izvode prema pravilima vizualnog letenja (engl. Visual Flight rules - VFR):
 - a) polovice najmanje širine područja završnog prilaza i uzlijetanja (engl. Final approach and take off area, FATO) ili ekvivalentnog izraza korištenog u operativnom priručniku
 - b) kada širina FATO nije definirana bočna udaljenost od najbliže točke na površini ispod predviđene putanje leta za VFR dnevne operacije ne bi trebala biti veća od:

$$0,75D + 0,25D + 0,10DR \quad (65)$$

gdje je: D – najveća dimenzija helikoptera [m]
DR (Distance travelled) - horizontalna udaljenost koju je helikopter prešao od kraja dostupne udaljenosti za polijetanje [m]

- c) kada širina FATO nije definirana bočna udaljenost od najbliže točke na površini ispod predviđene putanje leta za VFR noćne operacije ne bi trebala biti veća od:

$$0,75D + 0,25D + 0,15DR \quad (66)$$

Kod izraza (65) i (66) član 0,25D može biti zamijenjen sa 3m ovisno što je veće [15].

2. Za operacije prema pravilima instrumentalnog letenja (Instrument Flight Rules - IFR):

- a) za IFR operacije sa točnim vođenjem po smjeru definirana bočna udaljenost od najbliže točke na površini ispod predviđene putanje leta ne bi trebala biti veća od:

$$1,5D + 0,10DR \quad (67)$$

- b) za IFR operacije sa standardnim vođenjem po smjeru definirana bočna udaljenost od najbliže točke na površini ispod predviđene putanje leta ne bi trebala biti veća od:

$$1,5D + 0,15DR \quad (68)$$

- c) za IFR operacije bez vođenja po smjeru definirana bočna udaljenost od najbliže točke na površini ispod predviđene putanje leta ne bi trebala biti veća od:

$$1,5D + 0,30DR \quad (69)$$

U izrazima (68) i (69) član 1,5D može biti zamijenjen sa 30m ovisno što je veće [15].

3. Za operacije s početnim uzlijetanjem koje se izvode vizualno i pretvaraju u IFR/IMC u prijelaznoj točki, kriteriji zahtijevani u 1. primjenjuju se do prijelazne točke, a zatim kriteriji zahtijevani u 2. primjenjuju se nakon prijelazne točke

Za uzlijetanje pomoću rezervnog postupka ili postupka bočnog prijelaza, u svrhu određivanja zahtjeva u pogledu izbjegavanja prepreka, treba uzeti u obzir prepreku koja se nalazi ispod rezervne ili bočne putanje leta ako njezina bočna udaljenost od najbliže točke na površini ispod predviđene putanje leta nije veća od:

- a) polovice najmanje širine FATO (ili ekvivalentnog izraza koji se koristi u operativnom priručniku) definirane u operativnom priručniku
- b) kada nije definirana širina FATO za VFR dnevne operacije pri određivanju bočne udaljenosti se koristi izraz:

$$0,75D + 0,25D + 0,10 p.u \quad (70)$$

gdje je: $p.u$ - prijeđena udaljenosti od stražnjeg ruba FATO [m]

- c) kada nije definirana širina FATO za VFR noćne operacije pri određivanju bočne udaljenosti se koristi izraz:

$$0,75D + 0,25D + 0,15 p.u \quad (71)$$

Prepreke se mogu zanemariti ako se nalaze iza:

- $7R$ (gdje je R radijus rotora helikoptera) za dnevne operacije ako je osigurano da se navigacijska točnost može postići pomoću prikladnih vizualnih orijentira tijekom penjanja
- $10R$ za noćne operacije ako je osigurano da se navigacijska točnost može postići pomoću prikladnih vizualnih orijentira tijekom penjanja
- 300 m ako se navigacijska točnost može postići odgovarajućim navigacijskim pomagalima
- 900 m u ostalim slučajevima [15].

11.2. OTKAZ MOTORA PRI UZLIJETANJU ZA HELIKOPTERE PERFORMANSI KLASSE 1

Helikopteri performansi klase 1 pri uzlijetanju su oni kod kojih u slučaju otkaza kritične pogonske jedinice, koji se prepozna na ili prije točke odluke o polijetanju (engl. *Take Off Decision Point*, TDP), moraju biti u stanju prekinuti uzlijetanje i zaustaviti se unutar raspoloživog područja prekinutog polijetanja. U slučaju otkaza kritičnog motora, koji se prepozna na ili nakon TDP, helikopter treba moći nastaviti uzlijetanje, nadvisujući sve prepreke duž putanje leta uz odgovarajuću zadanu vrijednost nadvišavanja [15].

Masa pri uzlijetanju helikoptera ne smije premašiti najveću masu pri uzlijetanju navedenu u operativnom priručniku za postupak koji će se koristiti i za postizanje brzine penjanja od 100 ft/min na 60 m (200 ft) i 150 ft /min na 300 m (1000 ft) iznad razine helidroma s kritičnim motorom neoperativnim i preostalim motorima koji rade pri odgovarajućoj nazivnoj snazi [15].

Masa pri uzlijetanju mora biti takva da:

- je moguće prekinuti uzlijetanje na FATO-u slučaju da se otkazivanje kritičnog motora utvrdi na TDP-u ili prije te točke
- potrebna duljina za prekinuto uzlijetanje (engl. *Rejected take-off distance required helicopter*, RTODRH) nije veća od raspoložive duljine za prekinuto uzlijetanje (engl. *Rejected take-off distance available helicopter*, RTODAH)
- potreba duljina za uzlijetanje (engl. *Take-off distance required helicopter*, TODRH) nije veća od raspoložive duljina za uzlijetanje (engl. *Take-off distance available helicopter*, TODAH) [15].

Slučaj kada potreba duljina za uzlijetanje može biti veća od raspoložive duljine za uzlijetanje je ako helikopter s otkazom kritičnog motora utvrđenim na TDP-u, može pri nastavku uzlijetanja izbjeći sve prepreke do kraja TODRH-a vertikalnom marginom od najmanje 10,7 m (35 ft), kao što je prikazano na slici 12.2. [15].

Područje uzlijetanja do TDP-a, uključujući TDP obavlja se u vidnom doseg površine, kako bi se mogao izvesti postupak prekinutog uzlijetanja.

Za uzlijetanje pomoću rezervnog postupka ili postupka bočnog prijelaza, s otkazom kritičnog motora utvrđenim na TDP-u ili prije TDP-a, sve prepreke koje se nalaze u rezervnom području ili u području bočnog prijelaza moraju se nadvisiti odgovarajućom visinom.

Na slici 12.1. prikazana je predviđena putanja pri uzlijetanju za helikoptere performansi klase 1 na helidromu u razini sa zemljom, pripadajuće udaljenosti i površine te vrijednosti vertikalnog nadvisivanja prepreka pri uzlijetanju [15].

Od kraja TODRH, s otkazom kritičnog motora utvrđenim na TDP-u masa pri polijetanju mora biti takva da se putanjom leta pri uzlijetanju osigurava vertikalno nadvišavanje svih prepreka koje se nalaze na putanji penjanja, za najmanje 10,7 m (35 ft) kod VFR operacije.

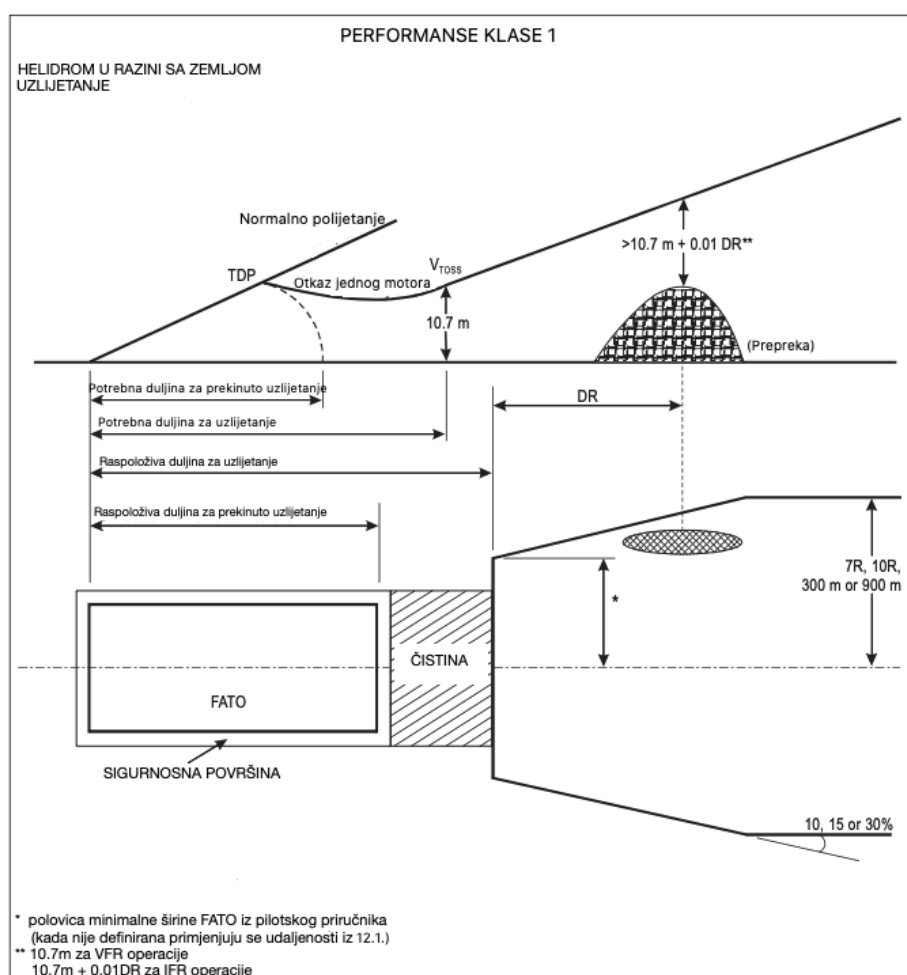
Kod IFR operacija vertikalno nadvisivanje svih prepreka koje se nalaze na putanji penjanja računa se prema izrazu:

$$10,7 + 0,01DR \quad (72)$$

gdje je: DR – distance travelled - horizontalna udaljenost koju je helikopter prešao od kraja raspoložive udaljenosti za polijetanje [m]

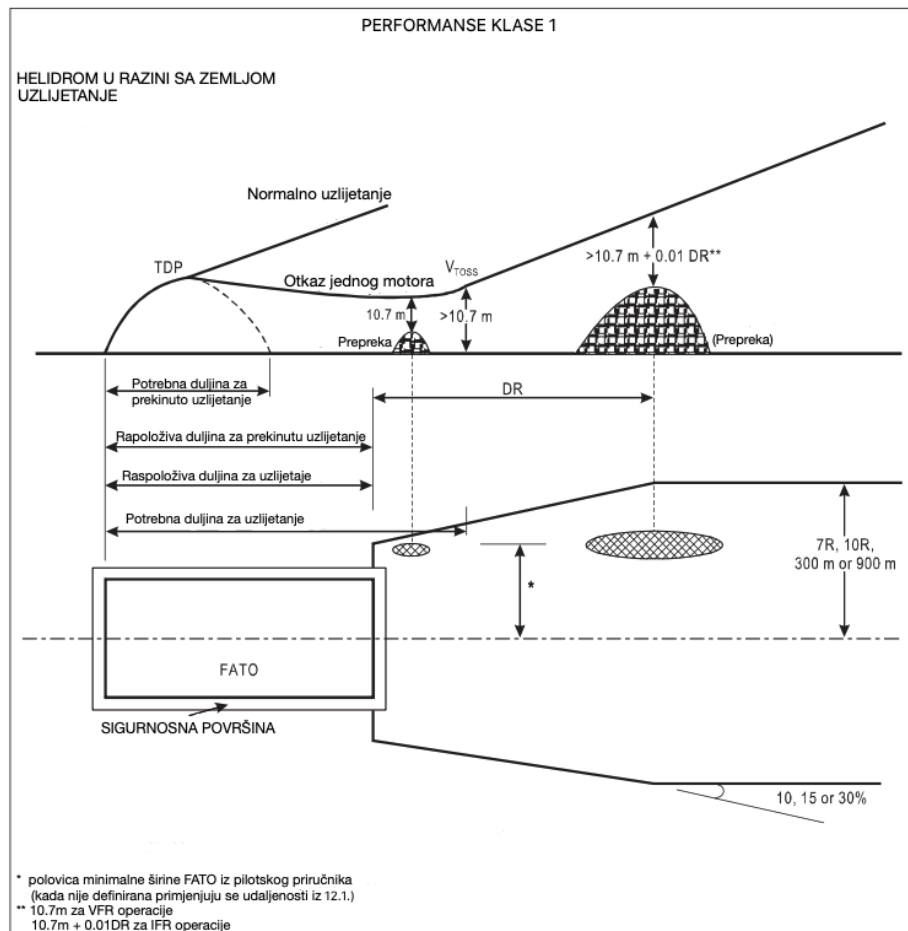
Od kraja TODRH, s otkazom kritičnog motora utvrđenim na TDP-u, pri promjeni smjera za više od 15°, mora se uzeti u obzir učinak kuta nagiba na mogućnost usklađivanja sa zahtjevima u pogledu izbjegavanja prepreka. Pilot ovaj okret ne smije započeti prije nego dostigne visinu od 61 m (200 ft) iznad površine uzlijetanja, osim u slučaju kada je to dio postupka odobrenog u operativnom priručniku helikoptera [16].

Sigurna brzina uzlijetanja (V_{TOSS}) je najmanja brzina pri kojoj penjanje može biti obavljeno s kritičnim motorom neoprativnim, a preostalim motorima koji rade u odobrenim radnim granicama [15].



Slika 11.1. Uzlijetanje sa helidroma u ravnini sa zemljom za helikoptere performansi klase 1
Izvor: [15]

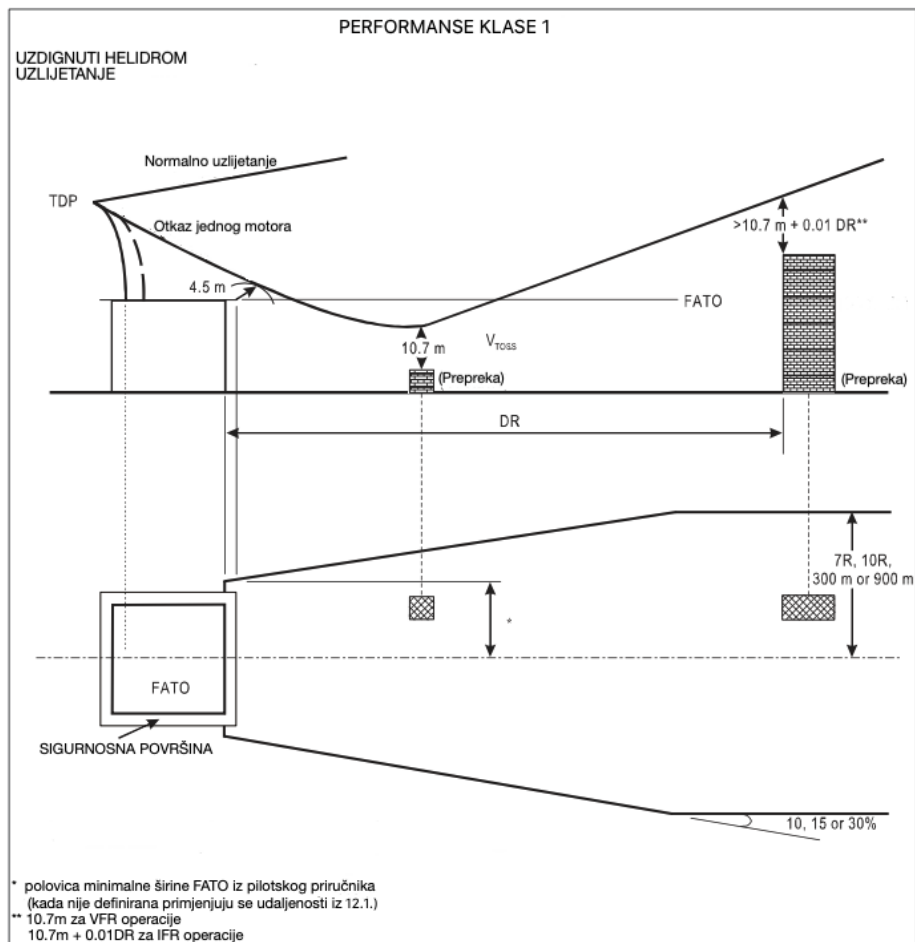
Na slici 12.2. prikazana je predviđena putanja pri uzlijetanju za helikoptere performansi klase 1 na helidromu u razini sa zemljom, kada je potreba duljina za uzlijetanje veća od raspoložive duljine za uzlijetanje. Tada helikopter s otkazom kritičnog motora utvrđenim na TDP-u, mora moći u nastavku uzlijetanja nadvisiti sve prepreke do kraja TODRH-a vertikalnom udaljenošću od najmanje 10,7 m (35 ft). Nakon TODRH-a vrijedi isto pravilo za nadvisivanje prepreka kao i za uzlijetanja sa slike 12.1. [15].



Slika 11.2. Uzlijetanje sa helidroma u ravlini sa zemljom za helikoptere performansi klase 1 (TODRH > TODAH)

Izvor: [15]

Na slici 12.3. prikazana je predviđena putanja pri uzlijetanju za helikoptere performansi klase 1 na uzdignutom helidromu, pripadajuće udaljenosti i površine te vrijednosti vertikalnog nadvisivanja prepreka pri uzlijetanju. Za uzdignute helidrome, kod plovidbenosti osigurava odgovarajuću udaljenost od povišenog ruba helidroma. Pri otkazu kritičnog motora putanja helikoptera pri uzlijetanju treba od krajnje točke sigurnosnog pojasa biti izvan radijusa od 4,5m. Visina nadvisivanja prepreke je 10,7m, a nakon DR vrijedi izraz (72) za IFR operacije ili 10,7m za VFR operacije [15].



Slika 11.3.Uzlijetanje sa uzdignutog helidroma za helikoptere performansi klase 1
Izvor: [15]

11.3. OTKAZ MOTORA PRI SLIJETANJU ZA HELIKOPTERE PERFORMANSI KLASSE 1

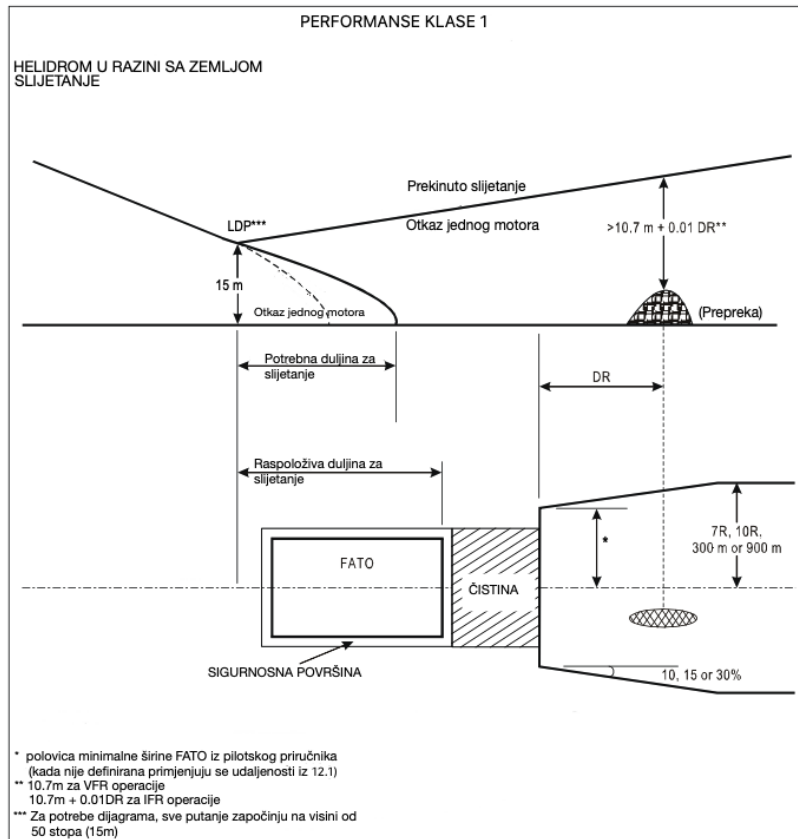
Helikopteri performansi klase 1 oni su kod kojih u slučaju otkaza kritične pogonske jedinice, helikopter može sletjeti unutar raspoložive duljine za prekinuto uzlijetanje ili sigurno nastaviti let do područja odgovarajućeg za slijetanje, ovisno o trenutku kada se otkaz dogodi.

Masa helikoptera pri slijetanju u procijenjeno vrijeme slijetanja treba biti takva da:

- ne prelazi najveću masu navedenu u operativnom priručniku helikoptera za postupak koji će biti izveden i za postizanje brzine penjanja od 100 ft/min na 60 m (200 ft) i 150 ft/min na 300 m (1 000 ft) iznad razine helidroma s kritičnim motorom koji ne radi i preostalim motorima koji rade pri odgovarajućoj nazivnoj snazi
- potrebna duljina za slijetanje ne prelazi raspoloživu duljinu za slijetanje osim ako helikopter, s kritičnim kvarom motora prepoznatim na točki odluke za slijetanje (engl. *Landing Decission Point*, LDP), može prilikom slijetanja, nadvisiti sve prepreke na prilaznoj putanji
- u slučaju otkaza kritičnog motora utvrđenog na bilo kojoj točki prije točke odluke za slijetanje (LDP) ili na toj točki može, ili sletjeti i zaustaviti unutar FATO-a, ili izvesti prekinuto slijetanje i nadvisiti sve prepreke na putanji leta vertikalnom marginom od 10,7 m (35 ft). U obzir se trebaju uzeti samo gore navedene prepreke [16].

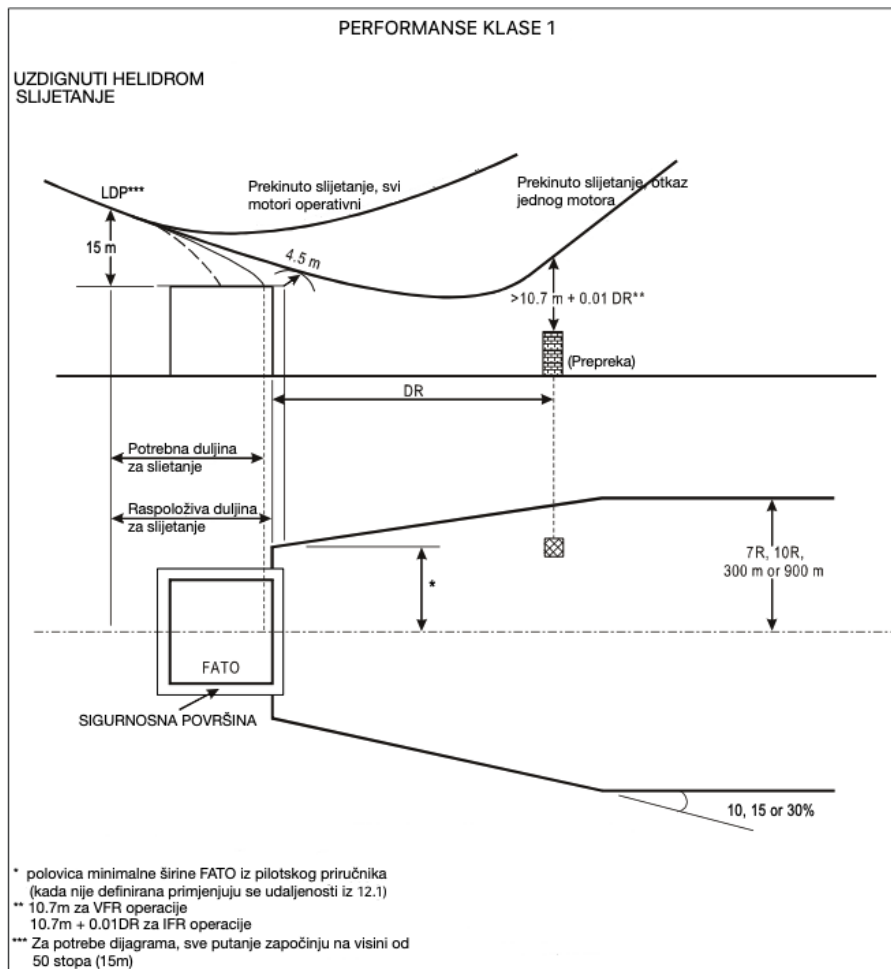
Dio slijetanja od LDP-a do dodira s tlom obavlja se tako da je površina u vidnom doseg [16].

Na slici 12.4. prikazana je predviđena putanja pri slijetanju za helikoptere performansi klase 1 na helidromu u razini sa zemljom, pripadajuće udaljenosti i površine te vrijednosti vertikalnog nadvisivanja prepreka pri slijetanju. Za potrebe dijagrama, sve putanje započinju na visini od 50 stopa (15 m). Stvarnu visinu LDP-a treba dobiti iz operativnih priručnika helikoptera. Isprekidana linija predstavlja slijetanje sa otkazom jednog motora [15].



Slika 11.4. Slijetanje na helidrom u ravnini sa zemljom za helikoptere performansi klase 1
Izvor: [15]

Slika 12.5. prikazuje predviđenu putanju pri slijetanju za helikoptere performansi klase 1 na uzdignutom helidromu, pripadajuće udaljenosti i površine te vrijednosti vertikalnog nadvisivanja prepreka pri slijetanju.

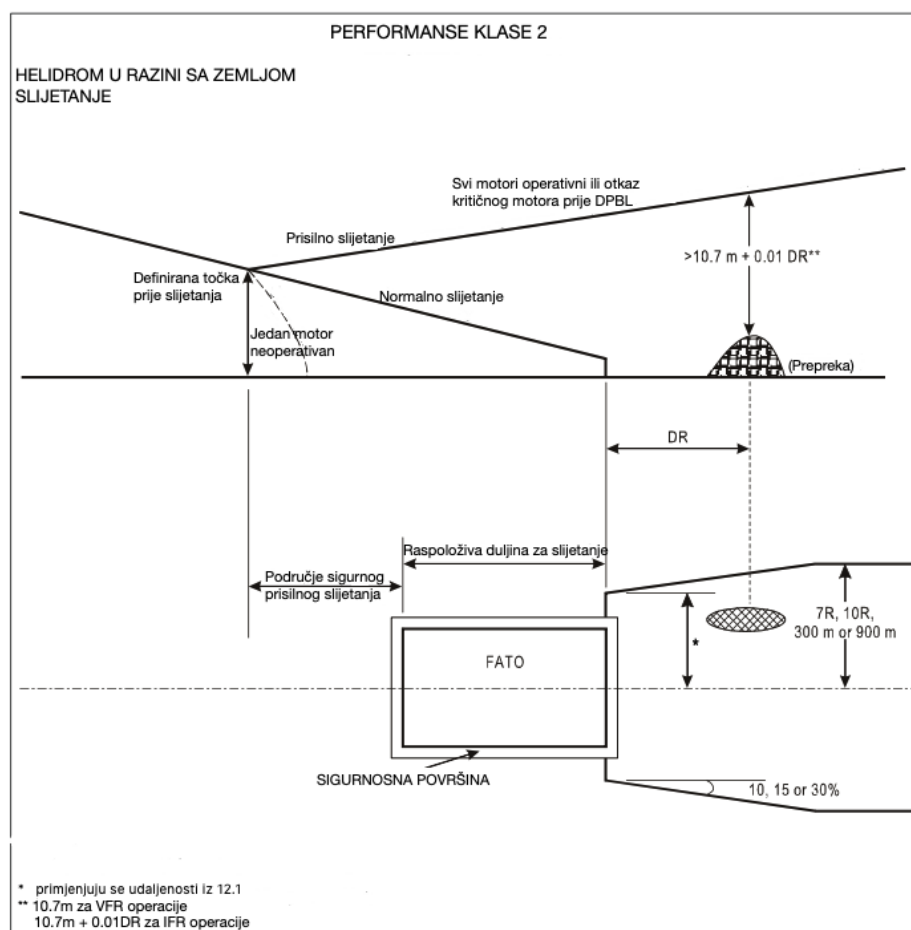


Slika 11.5. Slijetanje na uzdignuti helidrom za helikoptere performansi klase 1
Izvor: [15]

11.4. OTKAZ MOTORA PRI UZLIJETANJU ZA HELIKOPTERE PERFORMANSI KLASSE 2

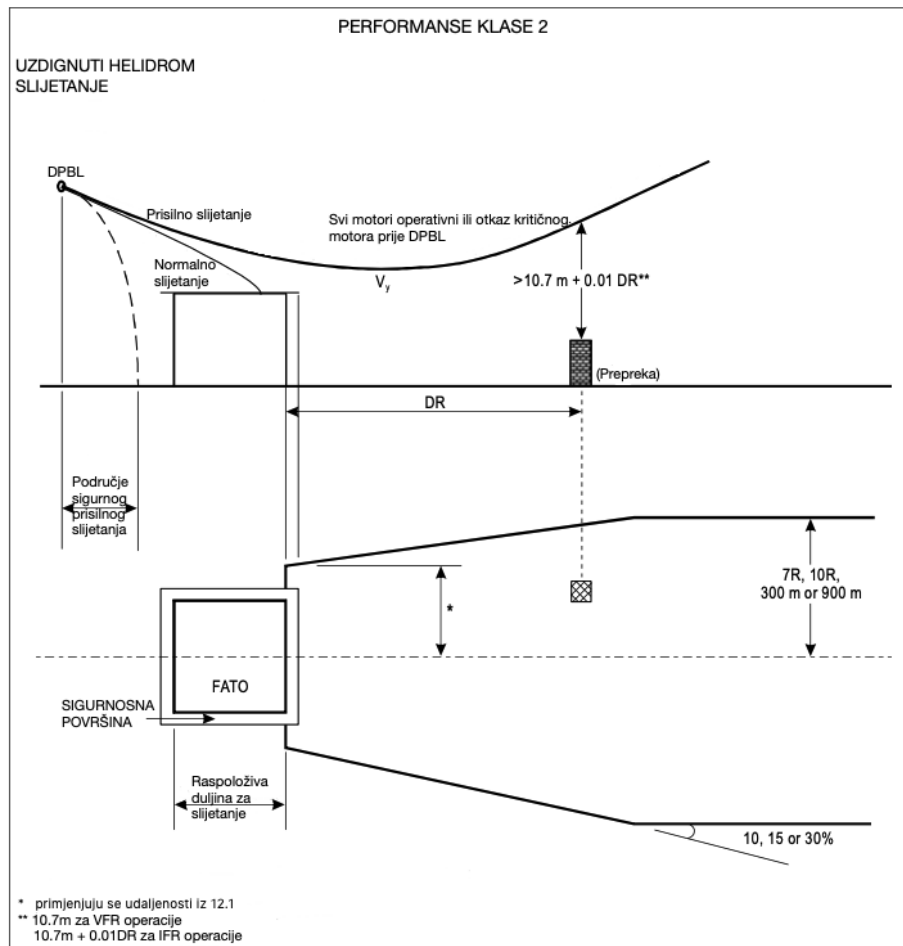
Masa pri uzlijetanju helikoptera performansi klase 2 ne smije premašiti najveću masu pri uzlijetanju navedenu u operativnom priručniku za postupak koji će se koristiti i za postizanje brzine penjanja od 150 ft /min na 300 m (1000 ft) iznad razine helidroma s otkazom jednog motora i preostalim motorima koji rade pri odgovarajućoj nazivnoj snazi [15].

Za helikoptere performansi klase 2 od uzlijetanja do definirane točke nakon uzlijetanja (engl. Defined point after take-off, DPATO) zahtijevani su vizualni meteorološki uvjeti (engl. *Visual meteorological conditions*, VMC), a nakon DPATO mogući su i instrumentalni meteorološki uvjeti (engl. *Instrumental meteorological conditions*, IMC). Od DPATO, ili alternativno ne kasnije od 60m (200ft) iznad površine, pri otkazu jednog motora prepreke moraju biti nadvišene za 10,7m za VFR operacije ili se primjenjuje izraz (72) za IFR operacije. Slika 12.6. prikazuje predviđenu putanju pri uzlijetanju za helikoptere performansi klase 2 na helidromu u razini sa zemljom, pripadajuće udaljenosti i površine te vrijednosti vertikalnog nadvisivanja prepreka pri uzlijetanju [15].



Slika 11.6.Uzlijetanje sa helidroma u ravlini sa zemljom za helikoptere performansi klase 2
Izvor: [15]

Slučaj uzlijetanja sa uzdignutog helidroma, pripadajuće udaljenosti i površine te vrijednosti vertikalnog nadvisivanja prepreka pri uzlijetanju prikazani su na slici 12.7.



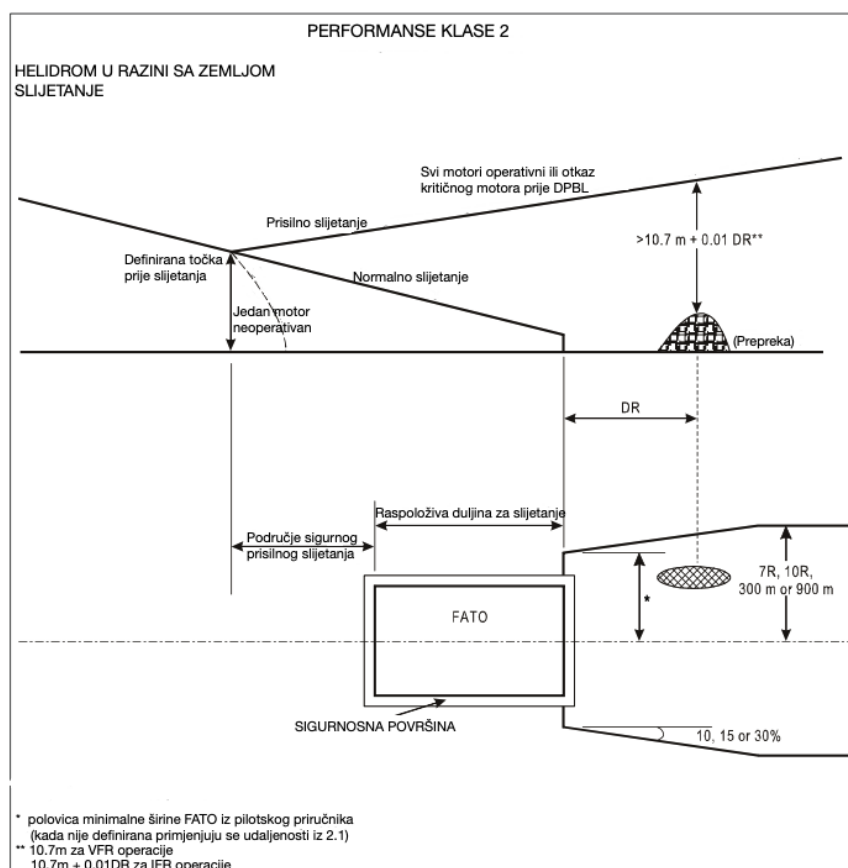
Slika 11.7.Uzlijetanje sa uzdignutog helidroma za helikoptere performansi klase 2
Izvor: [15]

11.5. OTKAZ MOTORA PRI SLIJETANJU ZA HELIKOPTERE PERFORMANSI KLASSE 2

Masa helikoptera pri slijetanju na odredište ili alternativno odredište treba biti takva da:

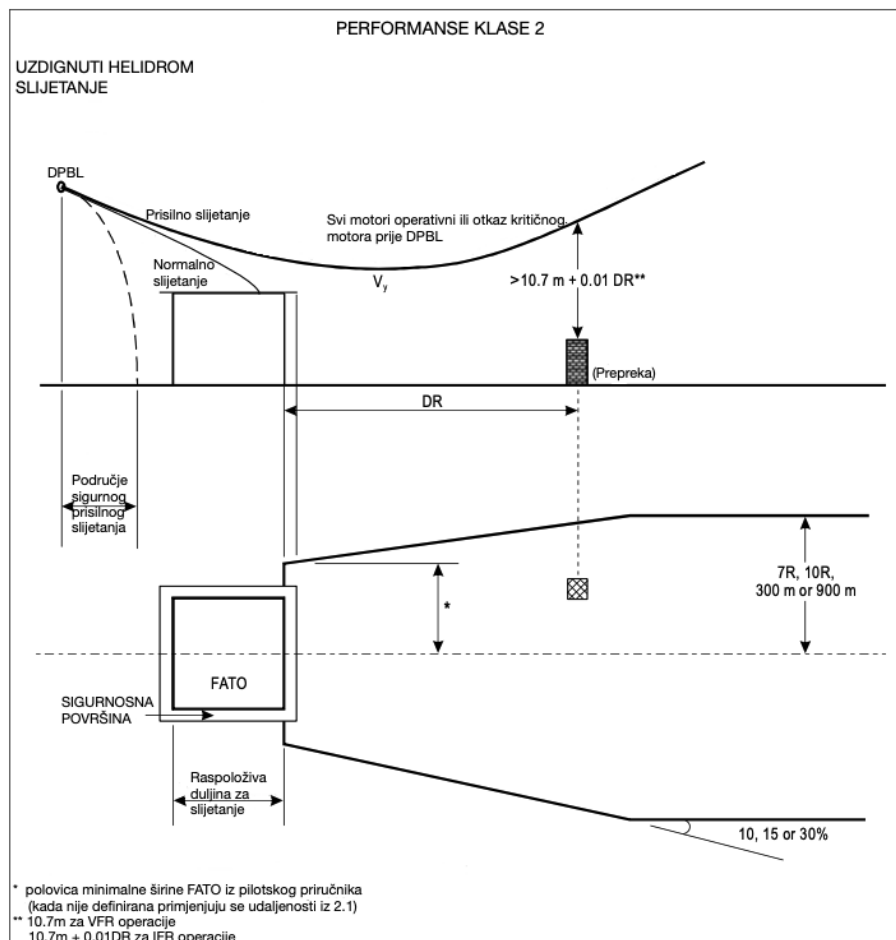
- ne prelazi najveću masu slijetanja navedenu u operativnom priručniku helikoptera za postupak koji će biti izveden i za postizanje brzine penjanja od 150 ft/min na 300 m (1 000 ft) iznad razine helidroma s kritičnim motorom koji ne radi i preostalim motorima koji rade pri odgovarajućoj nazivnoj snazi
- u slučaju otkaza motora utvrđenog na bilo kojoj točki prije definirane točke prije slijetanja (engl. Defined point before landing, DPBL) ili na toj točki može izvesti sigurno prisilno slijetanje ili nadvisiti sve prepreke na putanji leta vertikalnom marginom od 10,7 m (35 ft) za VFR letove ili za IFR letove marginom zadanom prema izrazu (72). U obzir se trebaju uzeti samo ranije navedene prepreke [15].

Na slici 12.8. prikazana je predviđena putanja pri slijetanju za helikoptere performansi klase 2 na helidromu u razini sa zemljom, pripadajuće udaljenosti i površine te vrijednosti nadvisivanja prepreka pri slijetanju.



Slika 11.8. Slijetanje na helidrom u ravnini sa zemljom za helikoptere performansi klase 2
Izvor: [15]

Na slici 12.9. prikazana je predviđena putanja pri slijetanju za helikoptere performansi klase 2 na uzdignutom helidromu, pripadajuće udaljenosti i površine te vrijednosti nadvisivanja prepreka pri slijetanju.



Slika 11.9. Slijetanje na uzdignuti helidrom za helikoptere performansi klase 2
Izvor: [15]

11.6. LETNE OPERACIJE HELIKOPTERA PERFORMANSI KLASSE 3

Helikopteri performansi klase 3 certificiraju se u kategoriji A ili odgovarajućoj kategoriji, prema odluci Agencije za civilno zrakoplovstvo.

Operacije se u tom slučaju obavljaju samo u okolišu koji nije neprijateljski, osim u slučaju:

- kada operator dobije odobrenje nadležnog tijela izdano na temelju ocjene sigurnosnog rizika koju je izveo operator da može obavljati operacije iznad neprijateljskog okoliša izvan gusto naseljenog područja bez mogućnosti sigurnog prisilnog slijetanja helikopterima koji može prevesti šest osoba ili manje
 - za fazu uzlijetanja ili slijetanja, kada se operacije obavljaju u skladu s točkom 1. navedenom ispod [15].
1. Pod uvjetom da je operator dobio odobrenje od strane nadležnog tijela, mogu se obavljati operacije na aerodromu ili operativne površine smještene izvan gusto naseljenog neprijateljskog okoliša ili s tih aerodroma ili operativnih površina, bez osigurane mogućnosti sigurnog prisilnog slijetanja:
 - tijekom polijetanja, prije nego što se dosegne V_y (brzina za najbolju brzinu penjanja) ili 200 ft iznad površine uzlijetanja
 - tijekom slijetanja, ispod 200 ft iznad površine za slijetanje [16].

Operacije za helikoptere performansi klase 3 se ne obavljaju:

- izvan vidnog dosega površine
- noću
- kada je baza oblaka niža od 600 ft
- kada je vidljivost manja od 800 m [16].

12. ZAKLJUČAK

Autorotacija je vrlo kompleksan manevar koji treba biti izveden u pravo vrijeme i valjanom tehnikom kako bi se iskoristile sve njezine prednosti i izvelo sigurno slijetanje.

Teorijskim proračunom performansi dobiven je uvid u pravilnu tehniku upravljanja helikopterom tijekom autorotacije i pokazano je kako promjena određenih čimbenika u autorotaciji utječe na pojedine performanse.

Prikazani su različiti režimi spuštanja helikoptera koji se razlikuju prema brzini silaženja. Objašnjena su područja na disku nosivog rotora u autorotaciji i kako povećanje kolektivnog postavnog kuta smanjuje, a smanjenje kolektivnog postavnog kuta povećava područje autorotacije.

Prikazan je odnos kutne brzine rotora i vremena reakcije pilota. Vrijeme reakcije pilota mora biti takvo da kutna brzina rotora ne padne ispod najmanje dopuštene kutne brzine rotora, gdje dolazi do potpunog gubitka uzgona na nosivom rotoru.

Prikazan je utjecaj mase i brzine rotora na brzinu silaženja u autorotaciji. Zaključeno je da se sa smanjenjem mase, povećava brzina silaženja u autorotaciji, dok se povećanjem brzine rotora povećava brzina silaženja. Prikazane su brzine najveće istrajnosti i doleta.

Opisan je manevar ravnjanja gdje je za najveći kut ravnjanja određen kut od 45° . Pri tom kutu teoretski je najveće smanjenje horizontalne i vertikalne brzine. U radu su navedeni čimbenici koji limitiraju kut ravnjanja i utječu na njega.

Napravljen je teorijski proračun karakterističnih točaka za opasno područje H-V dijagrama, te je grafički prikazano kako se mijenja najmanja visina lebdenja s obzirom na to postoji li reakcija pilota ili ne. Također zaključeno je da se povećanjem mase i visine po gustoći povećava se opasno područje, dok se sa povećanjem inercije rotora ono smanjuje.

Iz H-V dijagrama za dvomotorne helikoptere može se vidjeti da ovisno o visini na kojoj se dogodio otkaz motora, helikopter može sigurno lebdjeti uz otkaz jednog motora, pa ne postoji H-V dijagram za otkaz jednog motora, dok na većim visinama postoji H-V dijagram za otkaz jednog motora. Objašnjena su ograničenja mase i druga operativna ograničenja pri slijetanju i uzlijetanju kod otkaza motora za helikoptere performansi klase 1, 2 i 3.

Uzevši u obzir sve navedeno u ovom diplomskom radu može se zaključiti kako je za izvođenje sigurne autorotacije potrebna dobra teorijska i praktična priprema što svrstava autorotaciju među zahtjevnije manevre pri letu helikopterom.

LITERATURA

- [1] Kesić P. *Osnove aerodinamike*. Zagreb: Fakultet strojarstva i brodogradnje; 2003.
- [2] Novak D, Radišić T. *Teorija leta helikoptera*. Zagreb: Fakultet prometnih znanosti; 2012.
- [3] Vrdoljak M. *Osnove aerodinamike i mehanike leta helikoptera*. Zagreb: Fakultet strojarstva i brodogradnje; 2017.
- [4] Naval air training commnad. *Introduction to helicopter aerodynamics TH-57*. Texas. 2022.
- [5] Flight First. *Pendular action in helicopter*. [Video] 2021.
<https://www.youtube.com/watch?v=0KINcjEzbUU> [Pristupljeno: lipanj, 2022.]
- [6] Aeronautics Guide. *Helicopter Aerodynamics of Flight*. Preuzeto s:
<https://www.aircraftsystemstech.com/2017/06/helicopter-aerodynamics-of-flight.html>
[Pristupljeno: lipanj, 2022.]
- [7] Dziubinski A, Stalewski W. *Vortex Ring State Simulation Using Actuator Disc*. Warsaw: Institute of Aviation. Preuzeto s: https://www.scs-europe.net/conf/ecms2007/ecms2007-cd/ecms2007/ecms2007_pdf/ese_0121.pdf
[Pristupljeno: srpanj, 2022.]
- [8] Cooke AK, Fitzpatrick EWH. *Helicopter Test and Evaluation*. Malden: Blackwell Science Ltd; 2002.
- [9] Božić Ž. *Osnove konstrukcije helikoptera*. [Skripta] Fakultet strojarstva i brodogradnje; 2010. Preuzeto s: [https://www.fsb.unizg.hr/zbozic/HELIKOPTERI SKRIPTA.pdf](https://www.fsb.unizg.hr/zbozic/HELIKOPTERI_SKRIPTA.pdf) [Pristupljeno: lipanj, 2022.]
- [10] Shortest Path. *Autorotacija 2 od 4*. [Video] 2012.
<https://www.youtube.com/watch?v=zdH-729nKk0> [Pristupljeno: lipanj 2022.]
- [11] Prouty RW. *Helicopter Performance, Stability and Control*. Malabar: Krieger Publishing; 2002.
- [12] Federal Aviation Administration. *Advisory Circular - Certification of normal category rotorcraft*. Izdanje: AC 27-1B; 2016. Preuzeto s:
https://www.faa.gov/documentLibrary/media/Advisory_Circular/AC_27-1B_with_changes_1-7.pdf [Pristupljeno: lipanj, 2022.]

- [13] Pegg RJ. *An investigation of the helicopter height-velocity diagram showing effects of density altitude and gross weight*. Washington D.C: National Aeronautics and Space Administration; 1968
- [14] Civil Aviation Authority. *Helicopter Manual for JAR-FCL Examination*: The Stationery Office; 2009. Preuzeto s:
<https://publicapps.caa.co.uk/docs/33/CAP758.pdf> [Pristupljeno: lipanj, 2022.]
- [15] International Civil Aviation Organization. *Annex 6 – Operation of aircraft*. Izdanje: 009. Montreal; 2018.
- [16] Europska komisija. *Uredba komisije (EU) o utvrđivanju tehničkih zahtjeva i upravnih postupaka u vezi s letačkim operacijama*. Broj: 965/2012. Bruxelles; 2019.

POPIS KRATICA

AGL	(Above Ground Level) visina iznad razine tla
DL	(<i>Disk Loading</i>) opterećenje diska
DPATO	(Defined Point After Take Off) definirana točka nakon uzlijetanja
DPBL	(Defined Point Before Landing) definirana točka prije slijetanja
FAA	(Federal Aviation Administration) savezna uprava za civilno zrakoplovstvo
FATO	(Final Approach and Take Off area) područje završnog prilaza i uzlijetanja
H-V	(Height-Velocity Diagram) dijagram visine-brzine leta
ICAO	(International Civil Aviation Organization) organizacija međunarodnog civilnog zrakoplovstva
IFR	(Instrument Flight Rules) pravila instrumentalnog letenja
IMC	(Instrumental meteorological conditions) instrumentalni meteorološki uvjeti
NR	nosivi rotor
OAT	(Outside Air Temperature) temperatura vanjskog zraka
RFM	(<i>Rotorcraft Flight Manual</i>) operativni priručnik za let helikopterom
RRPM	(Rotor Revolutions Per Minute) broj okretaja rotora
RTODAH	(Rejected Take Off Distance Available Helicopter) raspoloživa duljina za prekinuto uzlijetanje
RTODRH	(Rejected Take Off Distance Required Helicopter) potrebna duljina za prekinuto uzlijetanje
TODAH	(Take-off Distance Available Helicopter) raspoloživa duljina za uzlijetanje
TDP	(Take Off Decision Point) točka odluke o polijetanju
VFR	(Visual Flight Rules) pravila vizualnog letenja
VMC	(Visual meteorological conditions) vizualni meteorološki uvjeti
VRS	(<i>Vortex Ring State</i>) režim vrtložnog prstena

POPIS SLIKA

Slika 2.1. Disk rotora u strujnoj cijevi	4
Slika 2.2. Učinkovitost idealnog rotora kao funkcija omjera $\Delta V_u/V$ [3]	7
Slika 2.3. Dijagram ovisnosti inducirane brzine o vertikalnoj brzini.....	8
Slika 3.1. Elementarni presjek dy kraka rotora na radijusu y [3].....	9
Slika 3.2. Brzine i sile na elementarnom presjeku dy kraka rotora na radijusu y [3].....	10
Slika 4.1. Strujanje zraka u vertikalnom aerodinamičkom tunelu za različite režime leta	13
Slika 4.2. Strujanje zraka kroz NR u režimu spuštanja s motorom u radu	14
Slika 4.3. Prikaz efekta njihala	15
Slika 4.4. Strujanje zraka kroz NR u režimu vrtložnog prstena.....	16
Slika 4.5. Protok zraka na rotoru u režimu vrtložnog prstena [7]	16
Slika 4.6. Strujanje zraka kroz NR u režimu vjetrenjače	18
Slika 5.1. Strujanje zraka kroz NR u režimu autorotacije	19
Slika 5.2. Raspored sila na elementarnom presjeku u autorotaciji [2]	19
Slika 5.3. Područja diska NR u vertikalnoj autorotaciji	21
Slika 5.4. Autorotacija u vertikalnom letu i pri napredujućoj brzini [9]	21
Slika 5.5. Područja diska NR u autorotaciji [2]	22
Slika 5.6. Raspored sila na elementarnom presjeku u području pogona i autorotacije	23
Slika 5.7. Slika strujanja na lopatici u autorotaciji	24
Slika 6.1. Efekt korektivne akcije pilota na letne uvjete pri autorotaciji.....	29
Slika 6.2. Efekt promjene kolektivnog postavnog kuta na kutnu brzinu rotora u autorotaciji	29
Slika 6.3. Odnos kritičnih brzina rotora i vremena reakcije pilota [2]	31
Slika 6.4. Efekt povećanja vremena reakcije na smanjenje brzine rotora	31
Slika 7.1. Efekt promjene mase na performanse u autorotaciji	33
Slika 7.2. Efekt promjene brzine rotora na performanse u autorotaciji.....	33
Slika 8.1. Prikaz brzina najveće istrajnosti i doleta	34
Slika 9.1. Promjena performansi s vremenom u idealnom manevru ravnjanja	35
Slika 10.1. Dijagram odnosa brzina-visina (H-V dijagram).....	38
Slika 10.2. Efekt promjene visine po gustoći i težine na H-V dijagram	39
Slika 10.3. Određivanje donje visine lebdenja u slučaju izostanka reakcije pilota.....	41

Slika 10.4. Određivanje donje visina lebdenja uz reakciju pilota.....	42
Slika 10.5. Efekt promjene visine na H-V dijagram za višemotorne helikoptere.....	43
Slika 10.6. Promjena kritiče brzine sa brzinom najmanje snage za zadane C_L/σ [14].....	44
Slika 10.7. Primjer grafa za određivanje gornje visine lebdenja.....	45
Slika 11.1. Uzlijetanje sa helidroma u ravnini sa zemljom za helikoptere performansi klase 1.....	51
Slika 11.2. Uzlijetanje sa helidroma u ravnini sa zemljom za helikoptere performansi klase 1 (TODRH > TODAH).....	52
Slika 11.3. Uzlijetanje sa uzdignutog helidroma za helikoptere performansi klase 1.....	53
Slika 11.4. Slijetanje na helidrom u ravnini sa zemljom za helikoptere performansi klase 1.....	55
Slika 11.5. Slijetanje na uzdignuti helidrom za helikoptere performansi klase 1.....	56
Slika 11.6. Uzlijetanje sa helidroma u ravnini sa zemljom za helikoptere performansi klase 2.....	57
Slika 11.7. Uzlijetanje sa uzdignutog helidroma za helikoptere performansi klase 2.....	58
Slika 11.8. Slijetanje na helidrom u ravnini sa zemljom za helikoptere performansi klase 2.....	59
Slika 11.9. Slijetanje na uzdignuti helidrom za helikoptere performansi klase 2.....	60

POPIS TABLICA

Tablica 1. Brzine silaženja za različite režime protoka zraka	14
--	----

IZJAVA O AKADEMSKOJ ČESTITOSTI I SUGLASNOSTI

Izjavljujem i svojim potpisom potvrđujem da je _____ diplomski rad
(vrsta rada)
isključivo rezultat mojega vlastitog rada koji se temelji na mojim istraživanjima i oslanja se na objavljenu literaturu, a što pokazuju upotrijebljene bilješke i bibliografija. Izjavljujem da nijedan dio rada nije napisan na nedopušten način, odnosno da je prepisan iz necitiranog rada te da nijedan dio rada ne krši bilo čija autorska prava. Izjavljujem, također, da 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 letnih performansi helikoptera u bezmotornom letu**, u Nacionalni repozitorij završnih i diplomskih radova ZIR.

Student/ica:

U Zagrebu, 20.8.2022.

Lea Vrdoljak, Vrdoljak Lea
(ime i prezime, potpis)