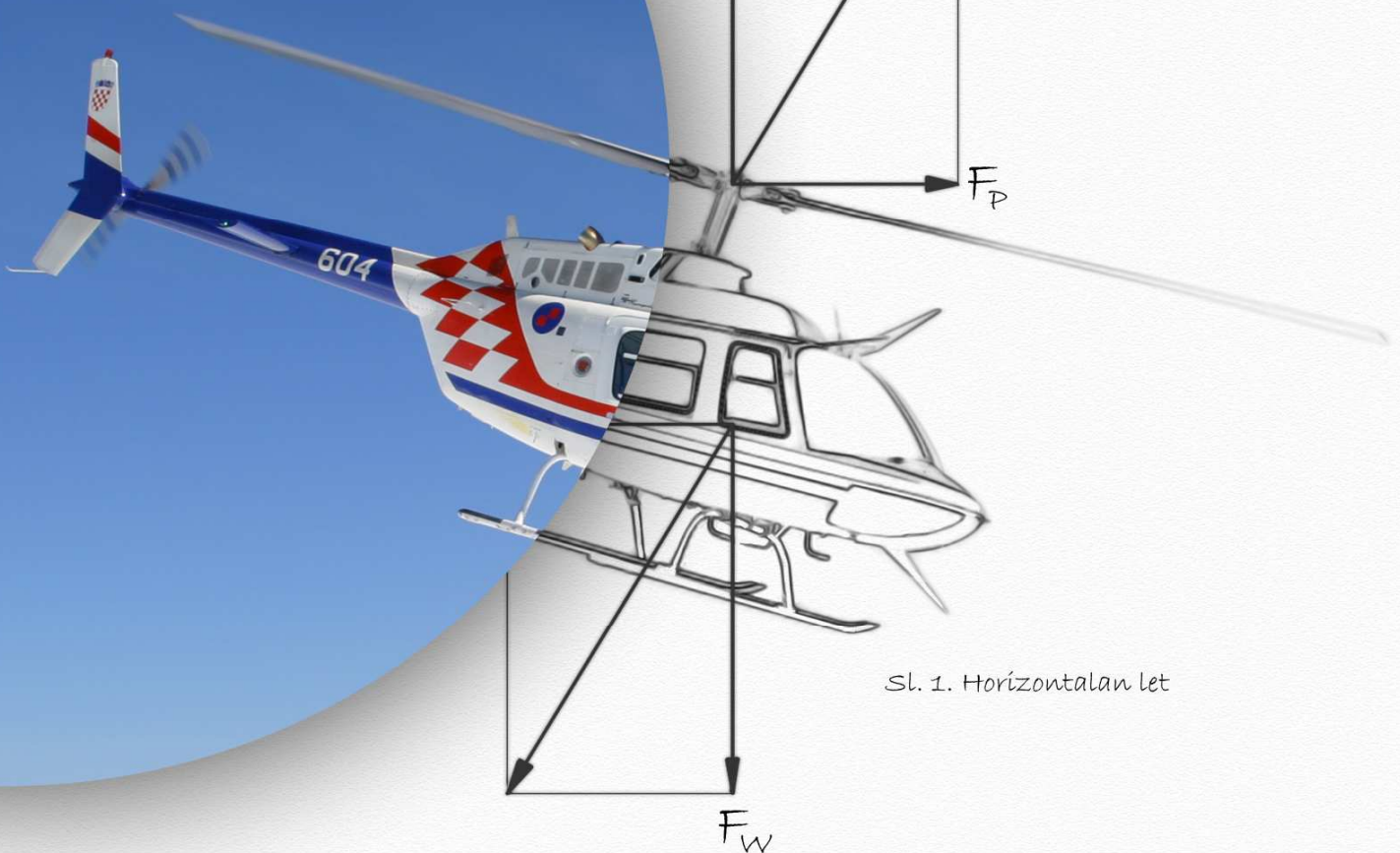




Doris Novak
Tomislav Radišić



Sl. 1. Horizontalan let

Sveučilište u Zagrebu

Fakultet prometnih znanosti

Teorija leta helikoptera

2012.

Sveučilište u Zagrebu
Fakultet prometnih znanosti

Doc. dr. sc. Doris Novak
Tomislav Radišić, dipl. ing.

TEORIJA LETA HELIKOPTERA

PRIRUČNIK

Zagreb, 2012.

Izdavač

Fakultet prometnih znanosti
Sveučilišta u Zagrebu

Za izdavača

Prof. dr. sc. Ernest Bazijanac

Recenzenti

Prof. dr. sc. Željko Marušić
Fakultet prometnih znanosti, Zagreb

Prof. dr. sc. Josip Stepanić
Fakultet strojarstva i brodogradnje, Zagreb

Lektura

Mirjana Zec, prof.

ISBN 978-953-243-052-3

Sadržaj

	str.
Predgovor.....	i
Popis simbola.....	ii
1 Povijest razvoja helikoptera i vertikalnog leta.....	1
2 Osnovni režimi leta helikoptera.....	8
3 Usporedba nosivog rotora helikoptera s giroskopom	12
3.1 Stabilnost i precesija.....	13
3.2 Fazni pomak.....	14
4 Upravljanje nosivim rotorom	16
5 Okretni moment nosivog rotora	25
5.1 Repni rotor.....	26
5.2 Tendencija bočnog pomicanja helikoptera.....	28
5.3 Položaj trupa helikoptera u lebdenju.....	28
6 Protok zraka kroz disk nosivog rotora	31
6.1 Protok zraka kroz disk rotora u napredujućem letu.....	33
6.2 Površine na disku nosivog rotora u napredujućem letu.....	36
6.3 Protok zraka kroz disk nosivog rotora u prelasku u napredujući let.....	37
7 Nesimetrija uzgona na disku nosivog rotora	39
7.1 Nesimetrija uzgona na lijevoj i desnoj strani diska.....	39
7.1.1 Posljedica razlike u brzinama optjecanja na mahanje lopatica.....	40
7.1.2 Promjena napadnih kutova kao posljedica mahanja lopatica.....	40
7.1.3 Ciklična promjena postavnih kutova lopatica u funkciji upravljanja nagibom diska.....	42
7.2 Nesimetrija uzgona na prednjoj i stražnjoj strani diska.....	44

8	Lebdenje helikoptera	46
8.1	Značajke u lebdenju helikoptera bez utjecaja tla.....	46
8.2	Značajke u lebdenju helikoptera pod utjecajem tla.....	47
9	Izvanredni događaji u letu helikopterom	51
9.1	Gubitak uzgona nazadujuće lopatice.....	51
9.1.1	Uzroci gubitka uzgona nazadujuće lopatice.....	53
9.1.2	Sprečavanje gubitka uzgona nazadujuće lopatice.....	54
9.2	Spuštanje sa snagom motora.....	55
9.3	Rezonancija.....	59
9.3.1	Rezonancija u letu.....	59
9.3.2	Zemaljska rezonancija.....	59
9.4	Autorotacija.....	61
	Literatura.....	69

Predgovor

Priručnik *Teorija leta helikoptera* namijenjen je studentima prve godine diplomskog studija aeronautike na Fakultetu prometnih znanosti. Namjera autora bila je u većoj mjeri obraditi svu materiju predviđenu nastavnim planom i programom istoimenog, ali i onu koja je predviđena za polaganje teorijskog dijela ispita razine za dozvolu prometnog pilota helikoptera (*ATPL-H* ili *Airline Transport Pilot Licence – Helicopter*). Pri tome je vođeno računa o načinu obrade tematike, za koji se autori nadaju da će omogućiti sagledavanje i razumijevanje dubljih značenja pojedinih pojmova i odnosa kako bi se zadržala razina primjerena stupnju akademskog zvanja koje studenti postižu završetkom diplomskog studija aeronautike.

Naglasak je stavljen na mehaniku leta helikoptera te na specifičnosti upravljanja i posebnosti vođenja ove vrste letjelica. Taj dio opisan je na način da olakšava budućim pilotima savladavanje tehnike pilotiranja objašnjavajući uzroke i posljedice karakterističnih i specifičnih režima leta.

Autori se nadaju da će takva sistematizacija materije postići svrhu, odnosno olakšati praćenje nastave na kolegiju *Teorija leta helikoptera*, te da će se s vremenom izgraditi u sveobuhvatni priručnik namijenjen pilotima u svakodnevnom poslu i inženjerima te ostalom stručnom osoblju koje se bavi problematikom helikoptera.

Zagreb, prosinac 2011.

Autori

Popis simbola

A	Površina diska rotora, [m ²]
A_1	Poprečni ciklični postavni kut
B_1	Uzdužni ciklični postavni kut
\bar{C}_L	Srednja vrijednost koeficijenta sile uzgona lopatice rotora
E_k	Kinetička energija rotora, [kg m ² s ⁻²]
I	Moment tromosti (moment inercije), [kg m ²]
L	Kinetički moment (moment količine gibanja), [kg m ² s ⁻¹]
L_Z	Kinetički moment oko Z-osi, [kg m ² s ⁻¹]
M	Moment sile, [Nm]
m	Masa, [kg]
F	Aerodinamička sila, [N]
F_C	Centrifugalna sila, [N]
F_D	Sila otpora helikoptera, [N]
F_L	Sila uzgona, [N]
$F_{L(0)}$	Ukupna sila uzgona lopatice rotora, [N]
F_P	Propulzivna (vučna) sila NR, [N]
F_T	Pogonska sila NR, [N]
F_W	Težina, [N]
P_i	Inducirana snaga (u lebdenju), [W]
r	Polumjer, [m]
U	Ukupna brzina optjecanja presjeka lopatice, [m/s]
U_T	Tangencijalna brzina optjecanja presjeka lopatice, [m/s]
U_Z	Vertikalna brzina optjecanja presjeka lopatice, [m/s]
V	Brzina napredujućeg leta helikoptera, [m/s]
v_i	Inducirana brzina zraka kroz disk rotora, [m/s]

α_r	Napadni kut diska NR
α	Napadni kut presjeka lopatice (engl. <i>blade section angle of attack</i>)
θ	Postavni kut presjeka lopatice (engl. <i>pitch angle</i>)
θ_0	Kolektivni postavni kut (engl. <i>collective pitch</i>)
θ_1	Kut linearne vitoperenosti lopatice
ρ	Gustoća zraka, [kg/m ³]
φ	Kut nagiba struje (engl. <i>inflow angle</i>)
ψ	Azimutni položaj (kut) lopatice na disku NR
ω	Kutna brzina, [rad/s]
ω_p	Kutna brzina precesije, ($\Delta\varphi/\Delta t$)
ωR	Referentna brzina (na vrhu lopatice), [m/s]

1 Povijest razvoja helikoptera i vertikalnog leta

Sukladno Zakonu o zračnom prometu (NN 69-09), **helikopter** je definiran kao *zrakoplov teži od zraka koji se u zraku održava prvenstveno zbog reakcija zraka na jednom ili više pogonjenih rotora na približno vertikalnim osima*. Iz te definicije može se uočiti da helikopter pripada u potkategoriju **zrakoplova**, odnosno *naprava koje se održavaju u atmosferi zbor reakcija zraka*. Za razliku od **aviona**, koji je definiran kao *zrakoplov teži od zraka, pokretan motorom, koji uzgon u letu dobiva prvenstveno zbog aerodinamičkih reakcija na površinama koje u određenim uvjetima ostaju nepokretne*, kod helikoptera se uzgon stvara zbog reakcije na površinama koje su pokretne. Zbog te specifičnosti vrlo često se koristi izraz zrakoplov s rotirajućim krilom (engl. *rotary-wing aircraft, rotorcraft*).

U usporedbi s avionima, podrijetlo i trenutak prvog uspješnog leta helikopterom manje su poznati, a povijest helikopterskog razvoja bilježi niz naprednih pokušaja zaslužnih za nekoliko ključnih događaja i projekata koji su doveli do afirmacije ovih iznimnih letjelica. Priroda je inspirirala ljude doslovno stotinama godina prije negoli je helikopter postao praktična stvarnost. Tijekom više od stotinu godina koje su protekle od prvog uspješnog čovjekova leta, helikopteri su izrasli od nestabilnih i krhkih vibrirajućih naprava, koje jedva da bi podizale čovjeka nekoliko metara uvis, u visoko sofisticirane letjelice iznimnih letačkih svojstava i performansi.

Do početka dvadesetog stoljeća gotovo svi prijašnji pokušaji vertikalnog leta mogu se smatrati inventivnima, a aerodinamika i mehanička složenost letjelice sposobne za vertikalni let bile su nepremostiv problem za mnoge ambiciozne pokušaje. U prilog tome ide i činjenica da je provedeno samo nekoliko znanstvenih istraživanja i studija koje su se bavile aerodinamičnim principima leta. Povijest leta bilježi stotine neuspjelih helikopterskih izuma, koji su ili imali neodgovarajući pogon ili ograničenu mogućnost kontrole ili su se, u najviše slučajeva, zbog velikih i nekontroliranih vibracija raspadale same od sebe. Neke od boljih konstrukcija ranih letjelica za vertikalni let izvele su kraće skokove u zrak, ali upravljivost je bila izrazito ograničena.

Dok se u povijesnom i vremenskom razvoju zrakoplova s fiksnim i rotirajućim krilima mogu povući određene paralele, duži i burniji period afirmacije letjelica sposobnih za vertikalni let posljedica je specifičnih znanja i tehnologija potrebnih za razumijevanje i svladavanje mnogobrojnih složenih aerodinamičnih i mehaničkih problema specifičnih za ovu vrstu letjelica. Problemi koji su ograničavali rane uspješne pokuse s helikopterima mogu se podijeliti na sljedeće:

1. *Nerazumijevanje osnovnih principa aerodinamike vertikalnog leta*

Teorijska snaga potrebna kako bi se stvorio uzgon bila je nepoznat parametar u ranim pokusima gdje su se izumitelji vodili prema intuiciji, a ne prema znanstvenim proračunima. Od 1865. (W. J. M. Rankine), do 1889. (R. E. Froude) rađeno je na teoriji koja je matematički povezala snagu propelera (rotora), njegov radijus, okretni moment i indiciranu brzinu strujanja fluida kroz rotor. Teorija se naziva *teorija diska* ili *teorija količine gibanja rotora* (engl. *Momentum Theory*), ili još i *Rankine-Froudeova teorija*. Uz određene pretpostavke stanja fluida, *teorija* omogućuje analitičko određivanje pogonske sile rotora. Uz *teoriju vrtloga* i *teoriju elementarnoga kraka*, *teorija diska* čini osnovu za projektiranje i dizajn helikoptera, kao i za teorijsku analizu njegovih performansi u letu i u lebdenju.

2. *Nedostatak prikladnoga pogonskog motora*

Tek nakon 1920. godine javljaju se benzinski klipni motori prihvatljivog omjera snage i mase. Pritom su svojstva goriva i njihova kakvoća imali primarnu ulogu. Tako je specifična snaga za zrakoplova *Flyer* braće Wright iz 1903. iznosila 33 W/kg, a u *Supermarine Spitfire* iz 1936. porasla je na 475 W/kg. Masa motora također je bila problem jer su dijelovi (blok, klipovi, klipnjače, radilica i drugo) izrađivani od sivog lijeva i kovanog željeza. Tako je specifična masa motora s kraja 19. stoljeća iznosila 5 kg/kW, dok je danas, zaslugom novih tehnologija materijala, do 1 kg/kW. Omjer snaga pojedinih modela motora i njihovih specifičnih snaga prikazan je u *tablici 1.*

Tablica 1. **Prikaz snaga i specifičnih snaga motora helikoptera**

Godina i vrsta	Snaga (P)	Specifična snaga	Modeli motora
1898. klipni motor	1,84 kW	0,05 kW/kg	De Dion-Bouton
1914. klipni motor	58 kW	0,5 kW/kg	Clerget-Blin 7Z
1918. klipni motor	270 kW	0,75 kW/kg	Rolls-Royce (Eagle)
1930. klipni motor	350 kW	0,8 kW/kg	Rolls-Royce (Kestrel)
1945. klipni motor	1500 kW	1,8 kW/kg	Rolls-Royce (Merlin)
1949. klipni motor	2 600 kW	1,6 kW/kg	Wright Turbo-Compound
1944. mlazni motor	2600 N potiska 420 kW pri 600 km/h	3,4 kW/kg	VI(Argus 109-014)
1992. mlazni motor	312,5 kN potiska 250.000 kW pri 2900 km/h	50 kW/kg	GE4-J5P General Electric
Utjecaj ratova			
Razvoj	Period	Povećanje snage	Povećanje specifične snage
Tijekom I. svjetskog rata	Od 1914. do 1918.	4,6 puta	1,5 puta
Tijekom II. svjetskog rata	Od 1939. do 1945.	4 puta	1,9 puta
Zaključno			
Razvoj	Period	Povećanje snage	Povećanje specifične snage
klipni motori	1898. do 1949.	1 480 puta	37 puta
mlazni motori	1944. do 2000.	120 puta	144 puta
apsolutni razvoj	1898. do 1992.	133.200 puta	1 010 puta

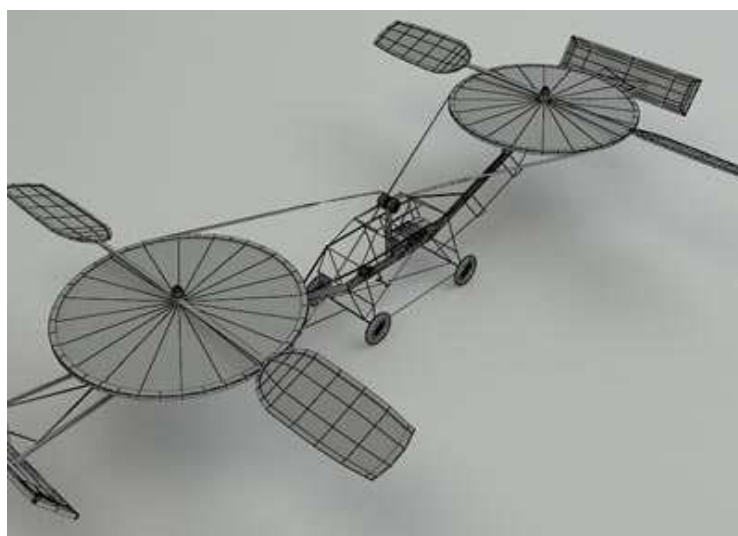
3. *Materijali za izradu konstrukcija*

Aluminij komercijalno nije bio dostupan do približno 1890, a i u to vrijeme bio je vrlo skup, kao i njegove legure (šira primjena u aeronautici tek nakon 1920. godine). Također, i drugi materijali koje karakterizira mala masa i visoka čvrstoća odnosno veliki raspon fizikalnih i mehaničkih svojstava koji se koriste na modernim zrakoplovima tek su se kasnije počeli koristiti u konstrukcijama zrakoplova. Dijelovi za motore su se također tek nakon Drugoga svjetskog rata počeli proizvoditi od aluminijskih legura, čime se smanjila njihova masa ali i značajno poboljšale performanse.

4. *Stabilnost i upravljivost letjelice*

Zamisao o konstrukciji repnog rotora koji stvara protivan moment okretnom momentu nosivog rotora te daje upravljivost po pravcu nije se primjenjivala u ranim pokušajima vertikalnog leta. Tako su većinom korišteni ili koaksijalni rotori ili konfiguracije s dva rotora poprečno postavljena sa svake strane, iako je upravljanje takvom letjelicom znatno složenije nego kod onih s jednim nosivim rotorom. Osnovni problem stabilnosti i upravljivosti letjelica bilo je izjednačiti uzgon na nosivom rotoru u napredujućem letu, odnosno na lopatici koja pri rotaciji napreduje u smjeru leta i na onoj koja rotira u suprotnom smjeru. Taj problem riješen je ugradnjom zglobova u glavčinu nosivog rotora čime je omogućeno mahanje i zanošenje lopatica, odnosno ciklična promjena napadnih kutova lopatica nosivog rotora tijekom napredujućeg leta. Uz to, vibracije su bile izvor mnogih mehaničkih kvarova i oštećenja rotora i konstrukcije, a posljedica su nedovoljnog razumijevanja dinamike i aerodinamičnog ponašanja rotirajućih lopatica rotora.

Razdoblje do 1920. obilježeno je razvojem velikog broja prototipova helikoptera u cijelom svijetu, a osobito u Velikoj Britaniji, Francuskoj, Njemačkoj, Italiji i SAD-u. Većina tih letjelica načinila je kraće skokove u zrak ili sporije napredujuće letove pod utjecajem zračnog jastuka. Premda se ti letovi i zrakoplovne konstrukcije ne mogu smatrati uspješnim, svaki od njih na svoj je jedinstven način pridonio razvoju helikoptera u obliku kakvom ga danas poznajemo i koristimo. Tako je 13. studenoga 1907, gotovo četiri godine nakon prvoga uspješnoga motornog leta braće Wright na zrakoplovu s fiksnim krilima, francuski proizvođač bicikala *Paul Cornu* konstruirao napravu za vertikalni let za koju je zabilježeno da je prvi put uspješno podigla čovjeka sa zemlje ([slika 1.1](#)).



Slika 1.1. Helikopter kojim je 13. studenog 1907. obavljen prvi uspješan let

Konstrukcija je bila jednostavna, s jednim rotorom sa svake strane pogonjenim remenskim prijenosom i benzinskim motorom od 16 kW. Svaki je rotor imao razmjerno velik par lopatica s malim omjerom dužine i površine lopatica. Rotori su se vrtjeli nasuprotno kako bi se poništili okretni momenti, a pojednostavljen način kontrole bila su mala krilca postavljena u struju zraka koju su stvarali rotor.

Zabilježeno je da je načinjeno nekoliko letova na granici raspoložive snage u trajanju od nekoliko sekundi. Inspirirani njegovim radovima, 1909. *Igor Sikorsky* i 1912. *Boris Jurev* počinju projektirati i graditi bespilotne modele helikoptera koji zbog problema s vibracijama i nedostatka snage nisu imali veći uspjeh, no neovisno o tome, Jurev je bio jedan od prvih koji je predložio koncept ciklične promjene napadnih kutova lopatica nosivog rotora kao načina kontrole i upravljivosti helikoptera. U znanstvenim istraživanjima i radovima vezanim uz teoriju rotirajućih krila i helikoptera, osim spomenutih *Rankine-Froudeove* teorije, bilježi se nagli napredak u razvoju osnovne aerodinamične teorije. Tako je *Nikolaj Žukovski* uz temeljni teorem aerodinamike (teorem *Kutta-Žukovski*), objavio i nekoliko znanstvenih radova na temu aerodinamike leta helikoptera.

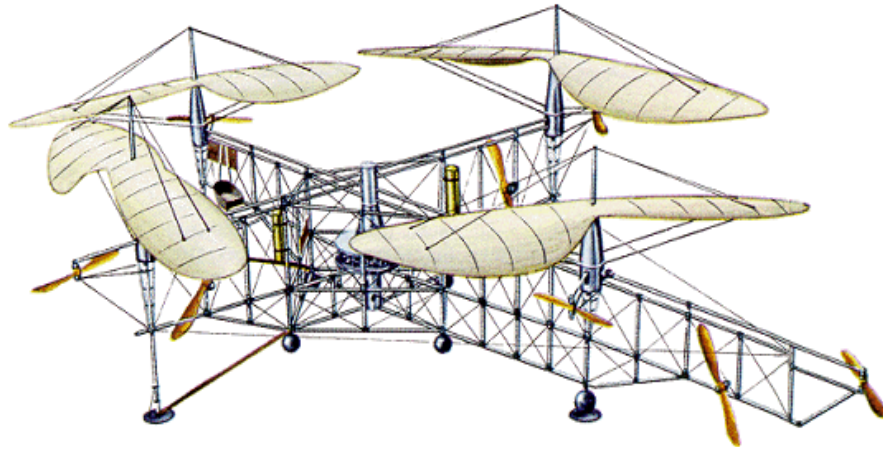
Premda su osnovnom konceptu helikoptera tijekom godina pridodavana razna manja poboljšanja, tek je u razdoblju između dva svjetska rata došlo do značajnijih napredaka usavršavanjem načina i kvalitete proizvodnje, većom dostupnošću materijala i velikim otkrićima na polju tehnologije proizvodnje motora.

Dvadesetih godina 20. stoljeća ističu se radovi danskog pionira zrakoplovstva *Jena C. Ellehammera* koji je u konstrukciju koaksijalnog rotora primijenio cikličku promjenu napadnih kutova lopatica, oca i sina *Emila* i *Henryja Berlinera* u SAD-u koji su pri konstrukciji svog modela helikoptera prvi primijenili činjenicu da je za lebdenje potrebno mnogo više snage nego za progresivan let, Argentinca *Raula Pescara*, koji je živio i radio u Španjolskoj i Francuskoj, te je 1924. uspješno konstruirao prvi rotor s komandama za kolektivnu i cikličnu promjenu koraka lopatica rotora i austrijskog inženjera *Raula Hafnera* koji je za promjenu napadnih kutova lopatica nosivog rotora koristio zakretnu ploču (engl. *swashplate*), što je najranija primjena mehanizma koji je postao standardan način upravljanja modernim helikopterima.

Španjolski inženjer *Juan de la Cierva* 1923. je konstruirao letjelicu koja je bila hibrid između helikoptera i aviona s fiksnim krilom.

Rotor nije bio izravno pogonjen od motora koji je davao vučnu silu potrebnu za ubrzanje, već se okretao pokretan strujom zraka koja se stvarala kretanjem letjelice prema naprijed. Tu aerodinamičnu pojavu nazvanu *autorotacija* objasnili su *Juriev* i *Crocco* još prije 1910, ali sama izvorna zamisao o horizontalnom kretanju rotora kroz zrak u svrhu stvaranja uzgona bila je izvorno Ciervina koji je takvu letjelicu nazvao *Autogiro*, a danas je poznajemo pod nazivom *žirokopter* ili *autožir*. U daljnjem radu de la Cierva je uspješno riješio problem asimetrije sile uzgona na rotoru pri kretanju u horizontalnoj ravnini ugradnjom vertikalnih i horizontalnih zglobnih zglobova na glavčinu rotora, koji su omogućavali nesmetano mahanje i zanošenje lopatica pod utjecajem aerodinamičnih sila. Time je razvio zglobni rotor, koji i danas ima široku primjenu kod helikoptera s više lopatica. Premda se nekoliko zrakoplovnih tvrtki zainteresiralo za Ciervine projekte (*Wier*, *Avro*, *Parnall*, *de Havilland* i *Westland*), te je izrađeno nekoliko različitih modela, žirokopter ipak nije bila letjelica sposobna za lebdenje i vertikalno polijetanje i slijetanje, već je za to koristila kraće staze i tehniku polijetanja nazvanu *skok*.

Prvi duži let helikopterom u trajanju od sedam minuta i četrdeset sekundi ostvario je 1924. Francuz *Etienne Oemichen* preletjevši po kružnoj putanji jedan kilometar prosječnom brzinom 7,8 km/h, pokazavši da takve letjelice mogu biti donekle stabilne i upravljive usprkos tome što su njegovi prvotni modeli imali četiri nosiva i osam dodatnih pogonskih rotora te nisu našli širu primjenu (*slika 1.2*).



Slika 1.2. Oemichenov helikopter demonstrirao je zadovoljavajuću stabilnost i upravljivost preletjevši 7,8 km po kružnoj putanji

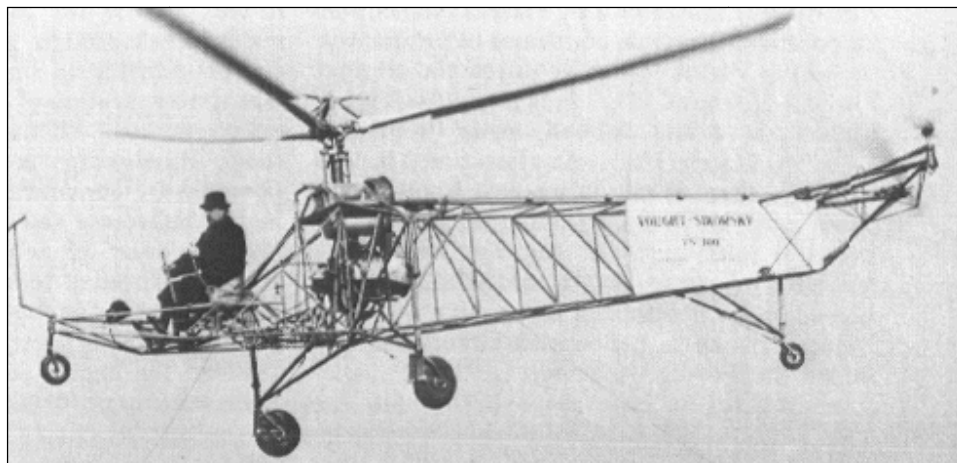
Konstrukciju klasičnog helikoptera s jednim nosivim i jednim repnim rotorom sa strane prvi je 1924. izveo Nizozemac *A.G. Von Baumhauer*. Upravljivost se postizala pomoću zakretne ploče i mehanizma za cikličnu promjenu koraka lopatica NR, ali nosivi i repni rotori nisu bili povezani, što je stvaralo velike probleme u upravljanju i kontroli letjelice.

Prvi razmjerno uspješan model helikoptera s koaksijalnim rotorima (*slika 1.3*) konstruirao je 1930. Talijan *Corradino d'Ascanio*. Letjelica je imala dva suprotno rotirajuća rotora sa zglobovima koji su omogućavali mahanje i zanošenje lopatica te kolektivnu i cikličnu promjenu njihovih postavnih kutova. Za kontrolu i upravljivost koristila su se krilca na izlaznim ivicama lopatica rotora i tri mala propelera na konstrukciji za dodatnu kontrolu po pravcu, uzdužnom i poprečnom položaju. Letjelica je držala ondašnje rekorde u postignutoj visini sa 17,4 metra, trajanju leta 8,75 minuta i prijedenoj udaljenosti 1078 metara.



Slika 1.3. Koaksijalni rotori helikoptera koji je konstruirao Corradino d'Ascanio

Igor Sikorsky, koji je sinonim za helikoptere, 1935. se vratio rješavanju konstrukcijskih problema helikoptera, nakon što je još 1907. u Carskoj Rusiji napustio ideju o vertikalnom letu zbog niza neuspjelih pokusa. Premda je sustavno i pažljivo rješavao tehničke probleme s kojima se susretao u konstrukciji, njegov prvi model postao je među njegovim radnicima poznat pod nazivom *Igorova noćna treba* jer je odražavao sve probleme i nedostatke ranijih projekata. Prvi model VS-300 poletio je u svibnju 1940. godine, te je 15. travnja 1941. postavio američki rekord u dužini trajanja leta. Sikorsky je osobno upravljao letjelicom ([slika 1.4](#)).



Slika 1.4. Igor Sikorsky demonstrira performanse vlastitog helikoptera VS-300

Ispitivanje prototipa R-4 ([slika 1.5](#)) završeno je 1942. te je to prvi helikopter koji je doživio veću serijsku proizvodnju (proizvedeno ih je oko 130, a 25 ih je služilo u mornarici i obalnoj straži dok je 52 helikoptera koristila britanska vojska. Model R-4 intenzivno je korišten za obuku pilota, a nekoliko stotina modela R-5 korišteno je u vojnim operacijama na Pacifiku. Narudžbe za 1944. pokazuju brojke od 129 dvosjeda R-4, 800 dvosjeda za obuku i izviđanje R-6 i 250 taktičkih modela R-5, ali je krajem 1943. godine proizvodnja naglo smanjena. To se može protumačiti kao preusmjerenje sredstava za pripremu savezničke invazije na Europu.



Slika 1.5. Helikopter Sikorsky R-4 polijeće s nosača zrakoplova tijekom II. svjetskog rata

Model R-4 zanimljiv je po tome što je njime 23. travnja 1944. obavljeno prvo helikoptersko spašavanje, kad je helikopterom evakuirana posada i putnici srušenog aviona L-1 iza neprijateljskih linija u Burmi. Premda je bio prvi helikopter koji je ušao u operativnu uporabu u američkoj i britanskoj vojsci te demonstrirao pogodnosti korištenja helikoptera u suvremenom ratovanju, nije doživio dugi vijek uporabe prvenstveno zbog razmjerno velikih vibracija koje su se pojavljivale u letu te razmjerno skromnim performansama i nedostatne specifične snage motora zbog čega pri većim temperaturama zraka nije bilo moguće vertikalno polijetanje. Tijekom 1940-ih u SAD-u su na razvoju helikoptera radili *Arthur Young*, *Frank Piasecki*, *Stanley Hiller* i *Charles Kaman*. Još krajem 30-ih godina *Arthur Young* započeo je seriju eksperimenata s modelima helikoptera koji su na kraju doveli do konstrukcije slavnog modela Bell-47, koji je postao prvi komercijalni helikopter na svijetu (*slika 1.6*).



Slika 1.6. Prvi komercijalni helikopter na svjetskom tržištu, Bell 47 Sioux

Nakon mnogih pokusa *Young* je osmislio njišući rotor sa stabilizirajućom polugom. Poluga je imala utege na njihalu pričvršćene na oba kraja te je bila izravno povezana s lopaticama rotora preko poluga za promjenu koraka. U slučaju poremećaja u položaju diska rotora po poprečnom ili uzdužnom položaju, iskoristila bi se giroskopska inercija (stabilnost) poluge kako bi se cikličnom promjenom napadnih kutova lopatica povećao efekt prigušenja poremećaja i osigurala stabilnost cjelokupnog sustava rotora. To je rješenje primijenjeno na modelu Bell-30, koji je potom bio temelj za razvoj helikoptera Bell-47. U 27 godina proizvodnje modela Bell-47, proizvedeno je više od 5000 primjeraka te letjelice u vojnim (YR-13 i OH-13) i civilnim verzijama samo u SAD, dok je još 1000 primjeraka proizvedeno po licenci u više od 20 zemalja širom svijeta.

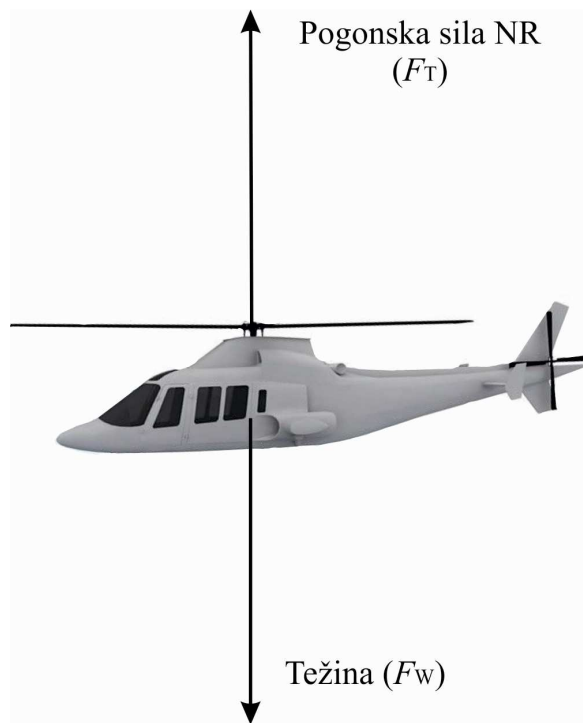
Tvrtke poput *Aerospatiale*, *Augusta* i *Messerschmitt-Bolkow-Blohm* u Europi proizvode i razvijaju mnogobrojne uspješne helikoptere. *Augusta* i *Westland* također imaju proizvodnju po licenci američkih helikoptera *Sikorsky* i *Bell*. Tvrtka *Aerospatiale* proizvela je 1955. godine jedan od najuspješnijih modela helikoptera u Europi, jedan od prvih pogonjenog plinskom turbinom – *Alouette*. Njegov nasljednik *Gazelle* (*Aerospatiale/Westland*), koji je prvi put poletio 1967, imao je prvu repnu turbinu (repni rotor integriran u horizontalni stabilizator i konstrukciju repnoga konusa sa statorskim lopaticama) umjesto klasičnoga repnog rotora. Iste godine *MBB* je predstavio svoj model BO-105 s nosivim rotorom bez zglobova izgrađenim od titana, a kao njegov nasljednik 1979. predstavljen je još veći i moćniji BK-117. Krajem 20. stoljeća tvrtke *MBB* i *Aerospatiale* su udružile snage i stvorile kompaniju *Eurocopter*, koja proizvodi velik broj helikoptera namijenjenih vojnom i civilnom tržištu.

2 Osnovni režimi leta helikoptera

Pogonska sila NR uzgona stvorena na NR uvijek je okomita na ravninu diska rotora, te se osim u lebdenju razlaže na dvije komponente.

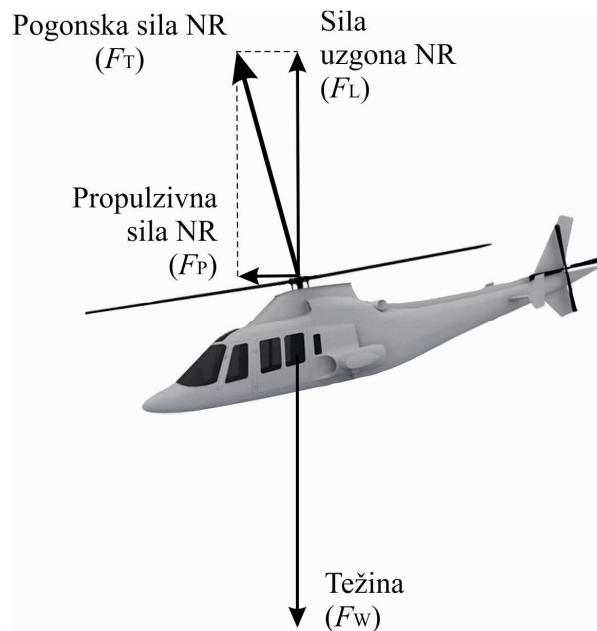
Vertikalna komponenta ili pogonska sila nosivog rotora (F_T) djeluje suprotno od težine helikoptera (F_W). Horizontalna komponenta ili propulzivna sila djeluje u horizontalnoj ravnini, te ubrzava ili usporava helikopter u željenom pravcu (pilot otklonom ciklične komande naginje disk rotora i tako usmjerava propulzivnu silu u željenom pravcu kretanja).

U lebdenju, u uvjetima bez vjetra, pogonska sila NR djeluje suprotno težini helikoptera, te su one uravnotežene što održava helikopter u stacionarnom lebdenju (*slika 2.1*).



Slika 2.1. Helikopter u lebdenju

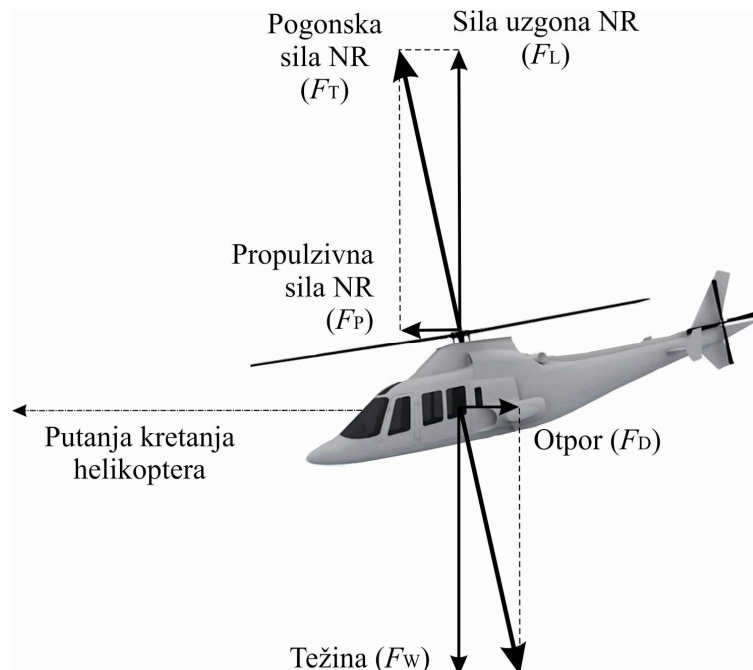
Kako bi se helikopter pomaknuo s mjesta, treba primijeniti određenu silu koja će poremetiti ravnotežu, sukladno II. zakonu gibanja (*slika 2.2*).



Slika 2.2. Helikopter pri prelasku u napredujući let

Promjenom nagiba diska rotora pilot mijenja smjer vektora pogonske sile NR koja se sada može razložiti na okomitu komponentu ili silu uzgona (F_L) i horizontalnu komponentu ili propulzivnu silu. Pri tomu sila otpora ne postoji jer se helikopter još nije počeo kretati prema naprijed. Tek kad helikopter počne ubrzavati u smjeru vučne ili propulzivne sile (F_P), pojavljuje se sila otpora (F_D) koja djeluje suprotno od smjera kretanja.

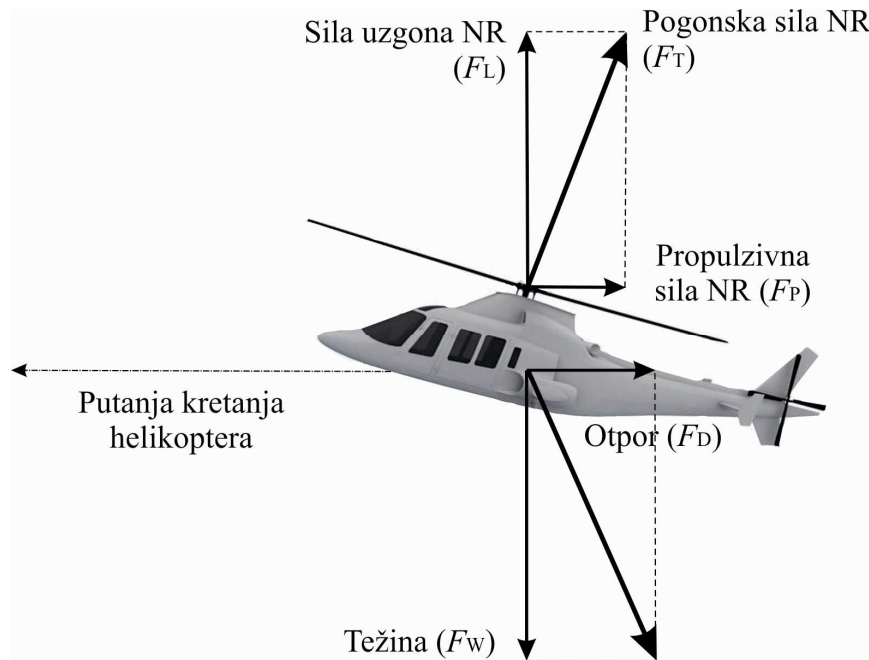
Kad se sila otpora izjednači s propulzivnom silom, helikopter prestaje ubrzavati, jer su sile ponovo u ravnoteži (I. zakon gibanja - inercija, *slika 2.3*).



Slika 2.3. Helikopter u horizontalnom napredujućem letu

Helikopter se nastavlja kretati u željenom smjeru stalnom brzinom, sve dok se ne pojavi sila koja će narušiti ravnotežno stanje.

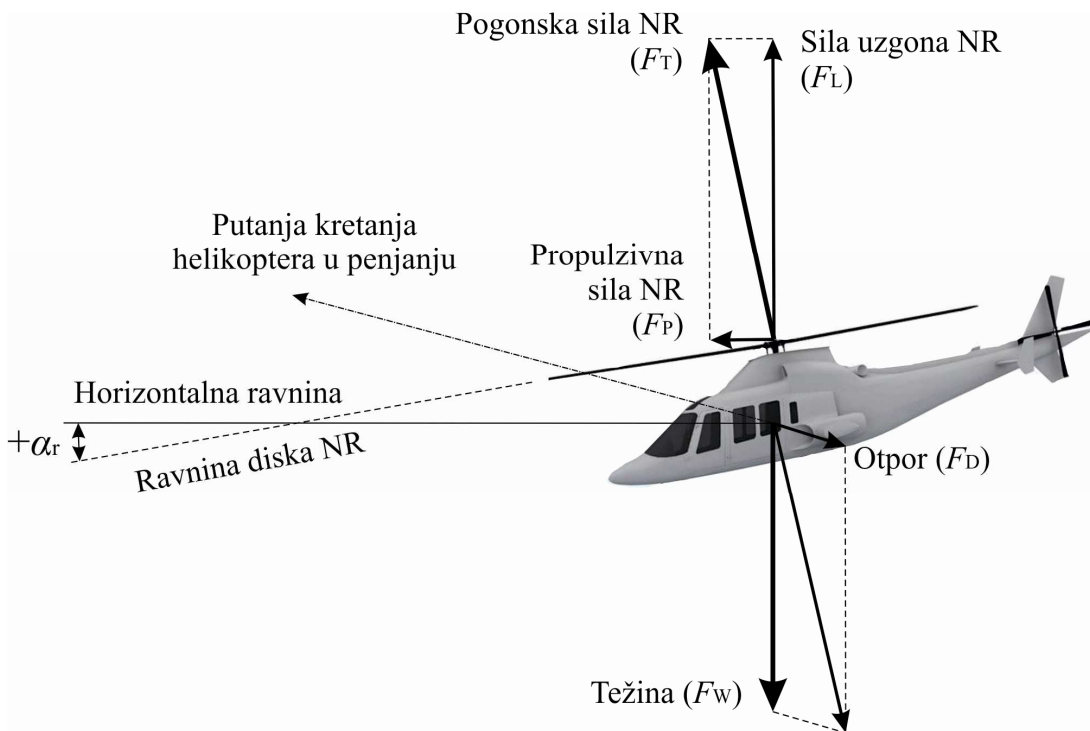
Kad helikopter prelazi iz napredujućeg leta u lebdenje, mijenja se nagib diska rotora (time i trupa helikoptera) te je vektor pogonske sile orijentiran unazad (*slika 2.4*).



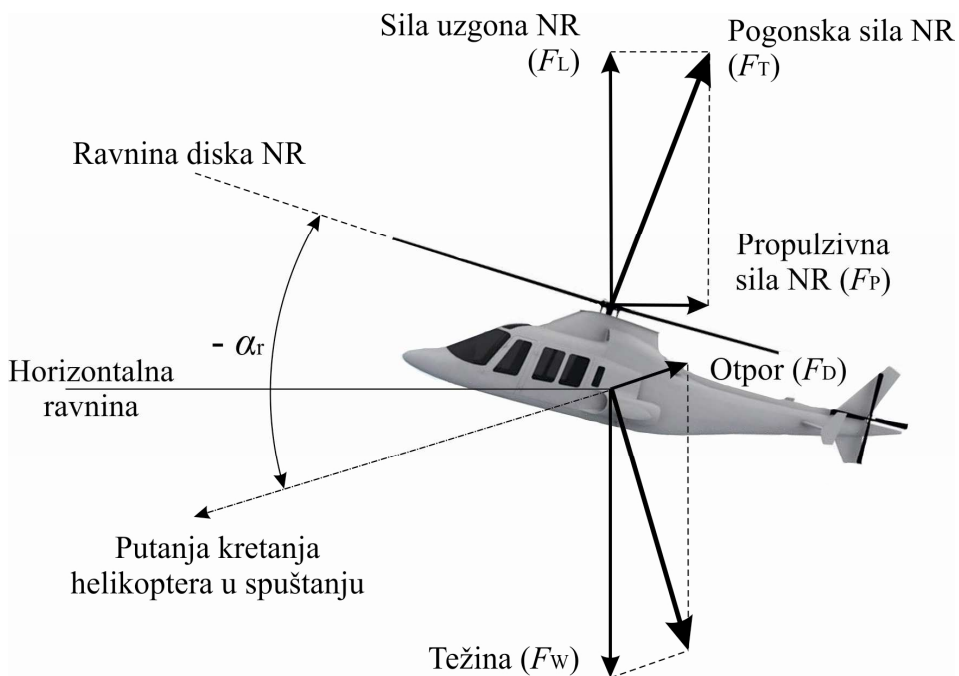
Slika 2.4. Helikopter pri prelasku iz horizontalnoga napredujućeg leta u lebdenje

Zbog inercije helikoptera potrebno je određeno vrijeme dok se brzina napredujućeg leta ne smanji na nulu. U tom vremenu propulzivna sila, kao komponenta pogonske sile, i otpor zraka djeluju paralelno, suprotno smjeru kretanja. Pritom su sile koje djeluju na helikopter neuravnotežene. Posljedica toga je usporavanje helikoptera dok se gibanje ne zaustavi. Kako bi helikopter ostao u lebdenju, pilot treba uspostaviti položaj u kojemu su ponovo sve sile u ravnoteži kao na *slici 2.1*.

Na *slikama 2.5* i *2.6* prikazan je helikopter u penjanju i spuštanju tijekom prilaza na slijetanje (smanjuje se brzina napredujućeg leta). Važno je primijetiti da se položaj trupa znatno razlikuje od putanje kretanja helikoptera. Tako je u penjanju uzdužni položaj helikoptera pod kutom prema dolje. To je posljedica nagiba diska prema naprijed kako bi se propulzivna sila usmjerila u smjeru kretanja. Napadni kut diska NR (α_r) se zbog toga označuje pozitivnim. U spuštanju i prilazu na slijetanje, uzdužni položaj nosa je pod kutom prema gore. Time se na odgovarajući način usmjeravaju vektori sila NR. Napadni kut diska NR je tada negativan.



Slika 2.5. Helikopter u penjanju



Slika 2.6. Helikopter u spuštanju

3 Usporedba nosivog rotora helikoptera s girooskopom

Nosivi rotor helikoptera je donekle uspješno moguće usporediti s girooskopom zbog međusobnih sličnosti, premda rotori u radu mogu izgledati i ponašati se kao giroskopi (ili zvrkovi) - oni to u stvarnosti nisu. Girooskop je dinamičko tijelo koje slobodno rotira oko osi rotacije velikom obodnom brzinom i ima dva osnovna svojstva: *inerciju* i *precesiju*. Ostala svojstva su *nutacija* i *giroskopski reakcijski moment*.

Inercija je svojstvo giroskopa da os rotacije uvijek zadržava istu orijentaciju, pa giroskope karakterizira njihova postojanost u prostoru. Precesija je svojstvo giroskopa da se os rotacije otkloni za 90° od smjera djelovanja sile koja djeluje na tu os.

Ako se pretpostavi da neko kruto tijelo rotira oko z-osi, njegov *kinetički moment* (moment količine gibanja ili zakretni impuls) također je usmjeren u smjeru te osi, i iznosi:

$$L_z = \sum_i m_i r_i v_i \quad (1-1)$$

pri čemu je tijelo podijeljeno na infinitezimalno male segmente (indeks i). Ako je za kruto tijelo kutna brzina svih njegovih segmenata ista (vrijedi da je $v = r\omega$), može se pisati da je:

$$L_z = \sum_i m_i r_i^2 v_i \quad (1-2)$$

Moment tromosti (ili moment inercije) I je veličina koja u opisu vrtnje krutog tijela ima sličnu ulogu kao masa kod opisa translacijskoga gibanja krutog tijela. Drugim riječima, što je moment tromosti nekog tijela veći, to je tijelo teže pokrenuti u rotaciju ili ga zaustaviti iz rotacije (promijeniti mu kutnu brzinu). Izraz za moment tromosti glasi:

$$I = mr^2 \quad (1-3)$$

Prema izrazima (1-2) i (1-3), moment tromosti definiran je preko momenta količine gibanja (\vec{L}), gdje vrijedi odnos:

$$\vec{L} = I \vec{\omega} \quad (1-4)$$

Ako kruto tijelo rotira oko svoje osi simetrije, vektori \vec{L} i $\vec{\omega}$ imaju isti smjer i leže na osi rotacije. To je značajna činjenica za objašnjenje precesije giroskopa.

Kinetički moment ovisi o masi giroskopa (m), broju okretaja (n) i rasporedu masa prema obodu diska. To je iskorišteno u radu nekih zrakoplovnih instrumenata (umjetni horizont, pokazivač skretanja i klizanja). Povoljan moment tromosti u praksi postiže se izborom giroskopa male mase i velikog broja okretaja ili giroskopa velike mase i malog broja okretaja.

Uzme li se u razmatranje kinetička energija rotacije zvrka giroskopa (E_k), može se pisati da je:

$$E_k = \frac{1}{2} I \omega^2 \quad (1-5)$$

Ako se u obzir uzme izraz za kinetički moment (1-4), kinetičku energiju pri rotaciji moguće je prikazati kao:

$$E_k = \frac{L \omega}{2} \quad (1-6)$$

Sukladno izrazu (1-4) vidljivo je da je kinetički moment ili zakretni impuls proporcionalan s kinetičkom energijom rotacije zvrka, ili:

$$L = \frac{2 E_k}{\omega^2} \quad (1-7)$$

Ako se kutna brzina izrazi preko broja okretaja nosivog rotora ($\omega=2\pi n/60$), iz izraza (1-6) vidljivo je da će kinetička energija biti veća ako se broj okretaja NR poveća. To je vrlo važno svojstvo koje svoju punu primjenu ima u bezmotornom režimu leta helikoptera ili autorotaciji, gdje se kutna brzina rotora treba održavati prema broju okretaja NR. To osigurava dovoljnu pogonsku silu koja smanjuje brzinu silaženja helikoptera, kontrolira spuštanje pri otkazu motora u letu i omogućuje sigurno pristajanje.

3.1 Stabilnost i precesija

Ukupni moment vanjskih sila koje djeluju na neko tijelo koje rotira jednak je vremenskoj promjeni ukupnog momenta količine gibanja (ili zakretnog impulsa). To je definirano jednadžbom kretanja za rotaciju krutog tijela koja glasi:

$$\vec{M} = \frac{d\vec{L}}{dt} \quad (1-8)$$

Ako se pod giroskopom smatra simetrično rotacijsko tijelo koje vrlo brzo rotira oko svoje osi simetrije, pri čemu je stalno učvršćeno u jednoj točki koja leži na toj osi, može se pisati da je:

$$\vec{M} = \frac{d\vec{L}}{dt} = 0 \rightarrow \vec{L} = const. \quad (1-9)$$

pod uvjetom da je $\vec{M} = 0$, odnosno da nema nikakvoga vanjskog momenta sile, smjer i iznos momenta količine gibanja su konstantni. Ta pojava definira osnovno svojstvo giroskopa, a to je **stabilnost**. Giroskopska stabilnost ili inercija osnovno je svojstvo na kojemu se zasniva rad kursnih i položajnih giroskopa, a kojima se oblikuje trodimenzionalni referentni prostor za potrebe vođenja i upravljanja zrakoplova. Primjena giroskopa u zrakoplovnim instrumentima temelji se upravo na načelu očuvanja momenta količine gibanja gdje je ukupni kinetički moment bilo koje čestice u sustavu u odnosu na neku fiksnu točku – konstantan (pod uvjetom da na sustav ne djeluju vanjske sile).

Ako na neko tijelo djeluje moment sile ($\vec{M} \neq 0$), mijenja se kinetički moment \vec{L} . To se, sukladno izrazu (1-8), može pisati kao:

$$\Delta \vec{L} = \vec{M} \Delta t \quad (1-10)$$

To znači da je promjena momenta količine gibanja $\Delta \vec{L}$ vektor čiji smjer je jednak smjeru vektora momenta sile \vec{M} . Kako je moment tromosti (I) krutog tijela konstantan, promjena momenta količine gibanja očituje se u promjeni kutne brzine rotacije (izraz 1-4). Ako je moment sile okomit na kinetički moment \vec{L} , njegov vektor ostaje po iznosu isti ali mijenja smjer. To znači da se kutna brzina ne mijenja (ako je moment tromosti konstantan), ali se smjer osi rotacije u prostoru mijenja s vremenom (vrh vektora opisuje kružnicu). Ta pojava naziva se **precesijom**. S obzirom da je kinetički moment giroskopa sačuvan, bilo koji pokušaj promjene orijentacije giroskopa rezultirat će s efektivnom silom koja će dovesti do precesije. Temeljem mjerenja te sile određuje se promjena orijentacije osi giroskopa u prostoru.

Vremenska promjena kuta je kutna brzina kojom os rotacije giroskopa rotira oko svoje osi i naziva se kutnom brzinom precesije (ω_p). Budući da je \vec{M} okomit na \vec{L} i $\vec{\omega}$, može se pisati da je:

$$\vec{M} = \vec{L} \times \vec{\omega}_p \quad (1-11)$$

Uzimajući u obzir izraz (1-4), može se zaključiti da je kutna brzina precesije proporcionalna momentu sile, a suprotno proporcionalna momentu tromosti i kutnoj brzini giroskopa:

$$\vec{\omega}_p = \frac{\vec{M}}{I\omega} \quad (1-12)$$

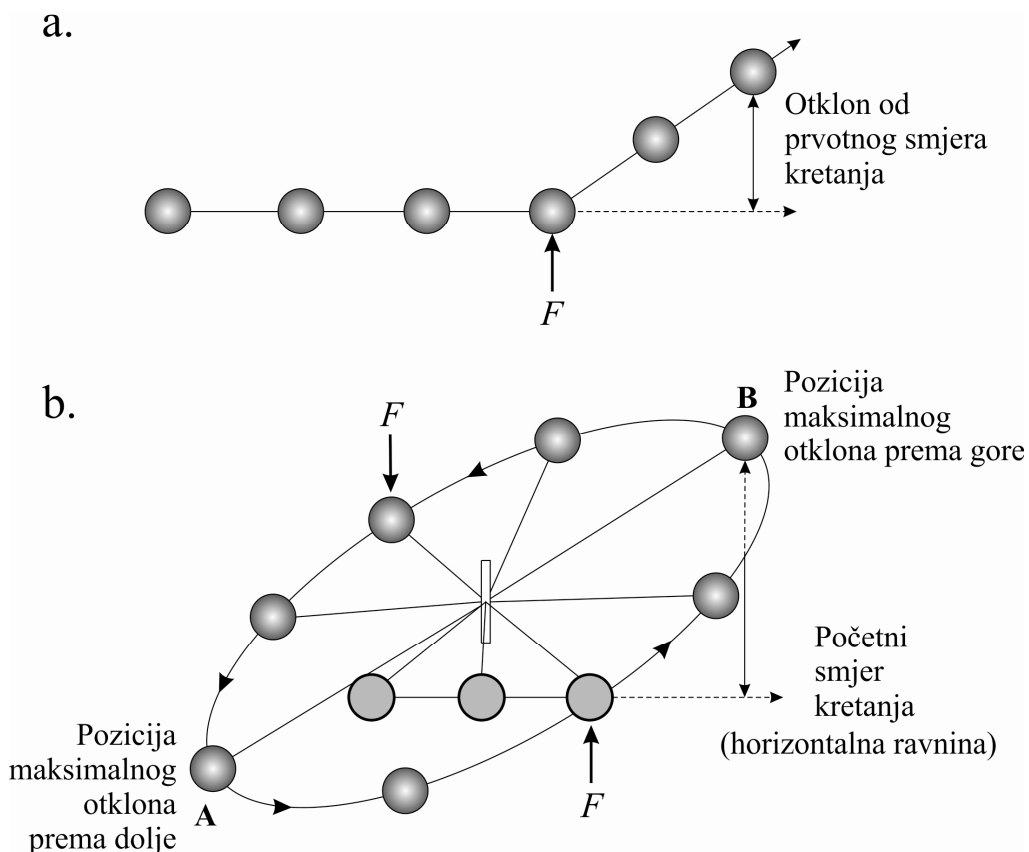
3.2 Fazni pomak

Ako na neku točku u ravnini okretanja lopatica NR djeluje sila, disk rotora koji je moguće prikazati poput giroskopa, reagirat će otklonom od prvotne ravnine, i to 90° kasnije u smjeru rotacije. Kod rotora se taj efekt naziva *fazni pomak* i predstavlja prijedeni kut pri rotaciji lopatice od točke u kojoj je djelovala sila do točke u kojoj se pojavio njen maksimalni otklon prema gore ili prema dolje u odnosu na ravninu rotacije.

Slika 3.1.(a) pokazuje što se događa s kuglicom koja se jednoliko pravocrtno giba, a na nju okomito djeluje neka sila F . Pod djelovanjem sile kuglica počinje mijenjati smjer kretanja. Čak i kad sila više ne djeluje na nju, kuglica se nastavlja kretati u novom smjeru, a što je dulje to kretanje, veći je otklon od prvotnog smjera kretanja.

Slika 3.1.(b) pokazuje istu kuglicu koja je privezana za konac te se vrti u krug. Ako sila F uzrokuje da se kuglica počinje dizati, ona će težiti da nastavi to kretanje u novom smjeru, kao što je bilo i u prošlom primjeru. Položaj kuglice u položaju B viši je nego u položaju A. Kako je putanja kuglice kružna, najviša točka te putanje pojavit će se 90° kasnije nakon djelovanja sile F na kuglicu u točki A. Poslije tih 90° kuglica se treba početi spuštati kako bi putanja koju opisuje ostala pravilna (ravnina).

Centrifugalna sila na neki način utječe na fazni pomak lopatica koje nisu točno vezane na os vrtnje, npr. kod krutih rotora, pa se zbog toga on smanjuje na manje od 90° (obično nekoliko stupnjeva manje, ali se nadoknađuje konstrukcijom komandi leta).



Slika 3.1. Sile koje djeluju na tijelo u pravocrtnom gibanju i u kružnom gibanju

Fazni pomak svake pojedine lopatice tijekom njene rotacije dovodi do naginjanja diska NR, što je vrlo slično precesiji giroskopa. Sve dok sila djeluje na istu točku, giroskop će precesirati određenim tempom. Tempo određuje kutna brzina precesije koja je, sukladno izrazu (1-12), u funkciji momenta odnosno vanjskih sila, kutne brzine $\dot{\alpha}$ - preko momenta tromosti - mase tijela koje rotira. To znači da je precesija sporija ako je moment tromosti veći, odnosno kutna brzina veća. S druge strane, giroskop će precesirati brže s povećanjem primijenjene sile (momentom sile), a sporije s povećanjem broja okretaja ili mase tijela.

U tom slučaju nosivi rotor helikoptera se ponaša kao giroskop. Pomicanjem ciklične komande pojavljuje se vanjska sila na disk NR, a kao posljedica i moment. Zbog toga dolazi do precesije diska rotora (poput giroskopa) određenom kutnom brzinom, a koja ovisi o veličini otklona ciklične komande kojom se izravno djeluje vanjskom silom na rotor (veći otklon povećava tempo precesije, a time i povećanje uzdužnog ili poprečnog položaja trupa helikoptera).

Rotor helikoptera također može precesirati zbog vanjskih utjecaja (vjetar ili turbulencija). Tempo precesije rotora određen je konstruktivno, kako bi se osigurala odgovarajuća kontrola za upravljiv let helikoptera.

4 Upravljanje nosivim rotorom

Upravljanje nosivim rotorom postiže se kretanjem njegovih lopatica. Sustav rotora dozvoljava lopicama tri vrste kretanja:

- mahanje
- promjenu postavnih kutova
- zanošenje.

Rotor sa zglobnim vezama ili zglojni rotor omogućuje lopicama sve tri vrste kretanja, polukruti rotor samo mahanje i promjenu postavnih kutova dok kod krutih rotora postoji samo mogućnost promjene postavnih kutova (mahanje i zanošenje omogućeno je fleksibilnim savijanjem i izvijanjem lopatica).

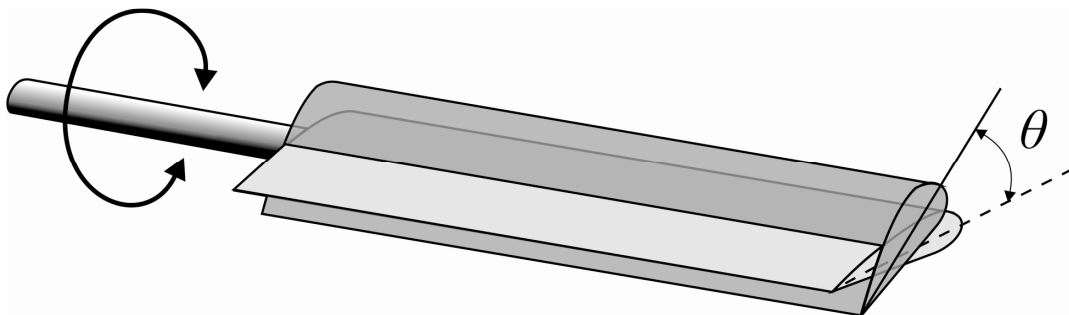
Bilo koji položaj lopatice u ravnini njenoga kretanja naziva se azimutni položaj (ψ). Za ishodišni ili nulti azimutni položaj uzima se krajnji zadnji položaj lopatice, što za helikopter s jednim NR odgovara položaju lopatice iznad repnoga konusa.

Promjena postavnoga kuta lopatice (engl. *feathering*) ili kuta uvijanja lopatice (engl. *blade pitch, feathering angle*) upravljačka je veličina sustava upravljanja helikopterom (*slika 4.1*). Promjena postavnoga kuta lopatice izvodi se zakretanjem lopatice oko njene uzdužne osi, preko potisno-povlačćih poluga, a posljedica je otklona kolektivne i ciklične komande upravljanja. Stoga se postavni kut lokalnog presjeka lopatice (θ) u nekom azimutnom položaju (ψ) može pisati kao:

$$\theta(\psi) = \theta_0 + \frac{r}{R}\theta_1 - A_1 \cos \psi - B_1 \sin \psi \quad (4-1)$$

gdje je θ_0 kolektivni postavni kut, θ_1 kut linearne vitoperenosti lopatice po rasponu (r/R), A_1 poprečni ciklični postavni kut (engl. *lateral cyclic pitch*) kojim pilot upravlja po nagibu ili mijenja poprečni položaj helikoptera (oko uzdužne osi), i B_1 uzdužni ciklični postavni kut kojim se upravlja uzdužnim položajem helikoptera (engl. *pitch*) oko poprečne osi.

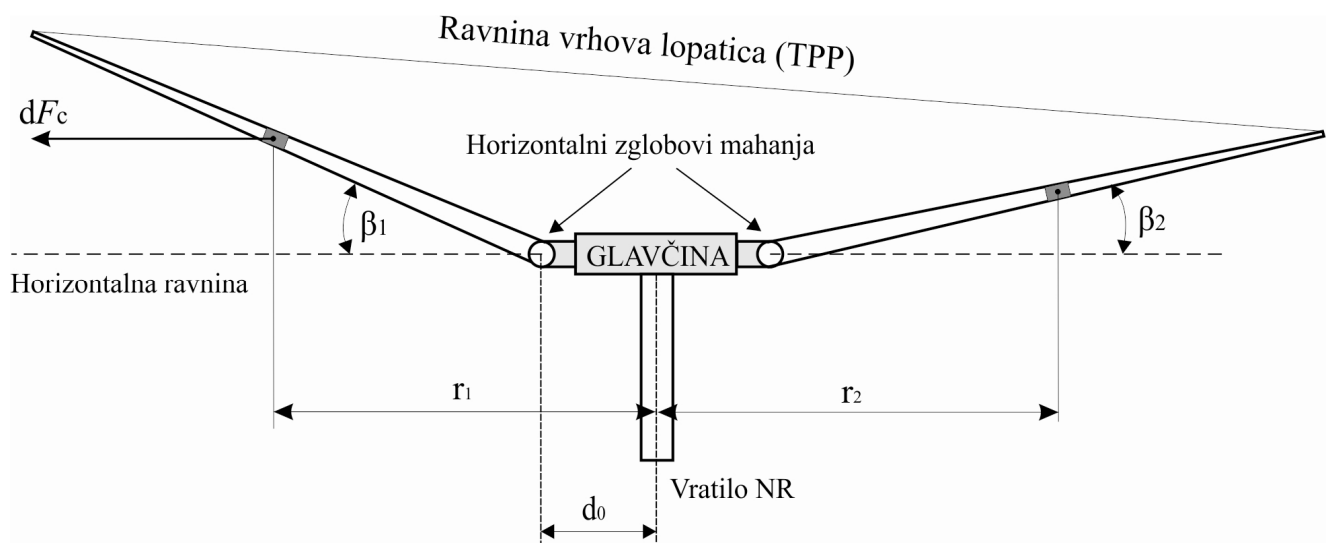
Te promjene uzrokuju pojavu mahanja čime se pojavljuju razlike uzgona na disku rotora. To dovodi do nagiba diska što omogućuje promjenu smjera pogonske sile, a time i usmjeravanja propulzivne sile u željenom pravcu leta helikoptera.



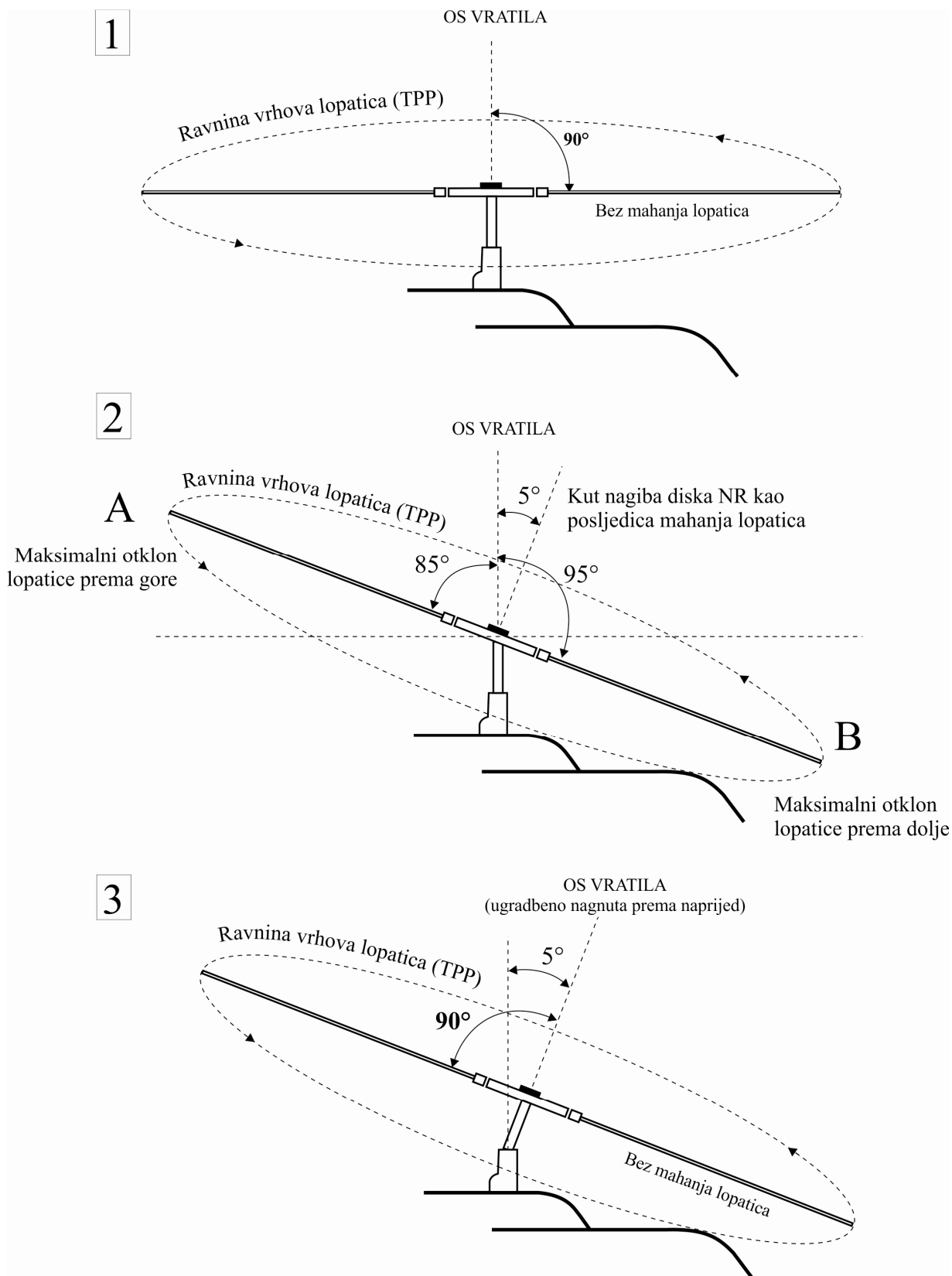
Slika 4.1. Promjena postavnoga kuta lopatice NR oko njene uzdužne osi

Mahanje lopatica (engl. *flapping*) je kretanje lopatice prema gore ili prema dolje u odnosu na ravninu okomitu na os vratila (engl. *shaft normal plane*), a uzrokovano je djelovanjem aerodinamičkih sila. Kod polukrutih rotora pri mahanju lopatice se gibaju oko ležajeva, a kod zglobnih rotora oko horizontalnog zgloba ili zgloba mahanja (slika 4.2). Kad je ravnina vrhova lopatica NR okomita na os vratila NR (os rotacije), mahanje lopatica se ne pojavljuje (slika 4.3). Ako, na primjer, pilot želi prevesti helikopter iz režima lebdenja u napredujući let, potisnut će cikličnu komandu prema naprijed. Taj pomak dovodi do promjene postavnih kutova lopatica u različitim azimutnim položajima na disku NR. Tako se postavni kut lopatice u azimutnom položaju 90° smanjuje, a u azimutnom položaju 270° povećava. Kako je postavni kut izravno vezan uz vrijednost napadnoga kuta, a time i uzgona, lopatica u $\psi=90^\circ$ se spušta ili maše prema dolje, a ona u $\psi=270^\circ$ se podiže ili maše prema gore. Takvo mahanje, povezano s faznim pomakom (točka 3.2. *Fazni pomak*) dovodi do nagiba diska prema naprijed i usmjeravanja propulzivne sile NR u pravcu napredujućeg leta. Iz toga je očigledna uzročno-posljedična veza promjene postavnoga kuta lopatice i upravljanja nagibom diska preko mahanja lopatica.

Zanošenje (engl. *lead-lag motion*) je kretanje lopatice prema naprijed ili prema nazad u ravnini vrhova lopatica, a pojavljuje se kao posljedica mahanja. Ovisno o izvedbi NR, zanošenje je omogućeno zglobovom (zglobni rotor), uvijanjem lopatice (kruti rotor) ili međusobnom vezom između dviju lopatica (polukruti rotor). Položaj lopatice u ravnini vrhova (TPP) definiran je kutom zabacivanja – ξ . Taj kut je kut između poprečne osi lopatice i pravca koji prolazi zglobovom zabacivanja kroz glavčinu rotora. Kut zabacivanja je pozitivan pri zabacivanju naprijed, a negativan pri zabacivanju unazad. Na slici 4.2. vidljivo je da se pri mahanju lopatica, težište lopatice koja maše prema gore (β_1) približava osi rotacije na r_2 . Težište lopatice koja maše prema dolje (β_2) udaljava se od osi rotacije na r_2 . Periodične ili ciklične promjene položaja lopatice u smislu mahanja imaju za posljedicu promjene kutnih brzina, a time i ubrzanja. Zbog toga se pojavljuju periodične inercijske sile kao posljedica radijalnoga kretanja masa u ravnini vrhova lopatica što dovodi do Coriolisovog efekta. Tako se lopatica koja maše prema dolje usporava, a ona koja maše prema gore ubrzava u ravnini vrhova lopatica. Ako rotor ima više od dvije lopatice, nužno je omogućiti kretanje lopatica kao posljedicu ubrzanja u ravnini vrhova.



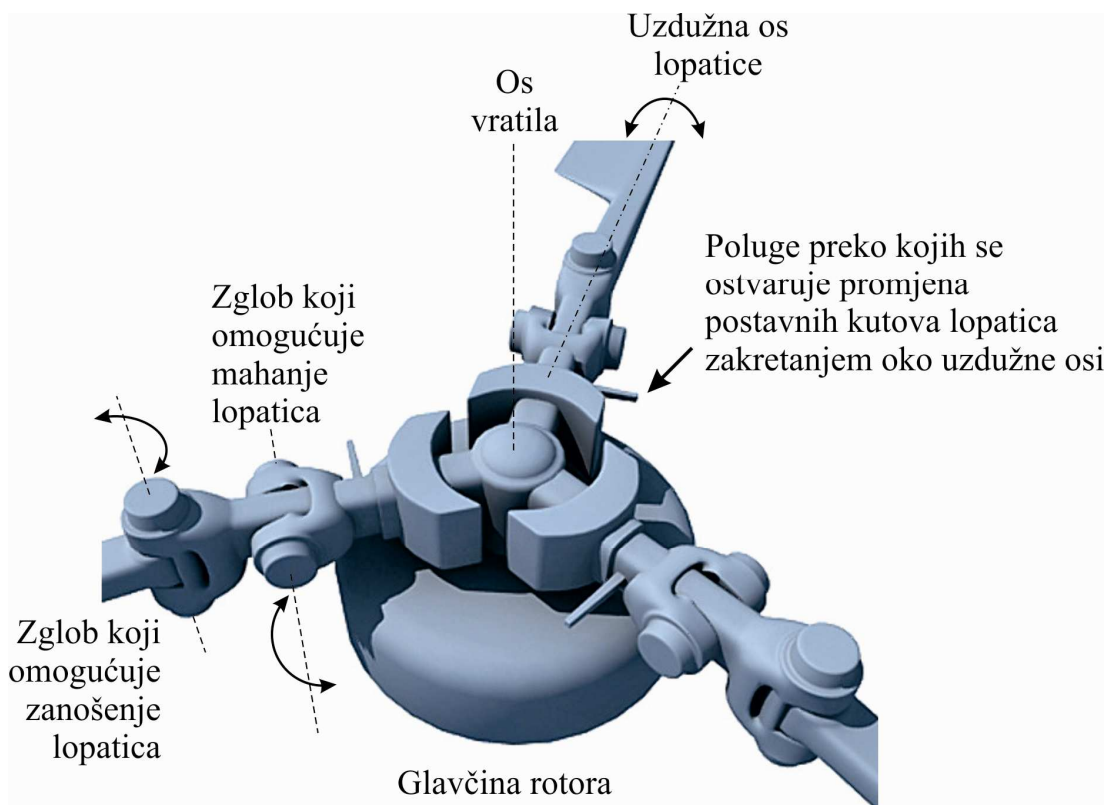
Slika 4.2. Mahanje lopatica NR kod zglobnih rotora



Slika 4.3. Naginjanje diska NR i mahanje lopatica kod polukrutih rotora

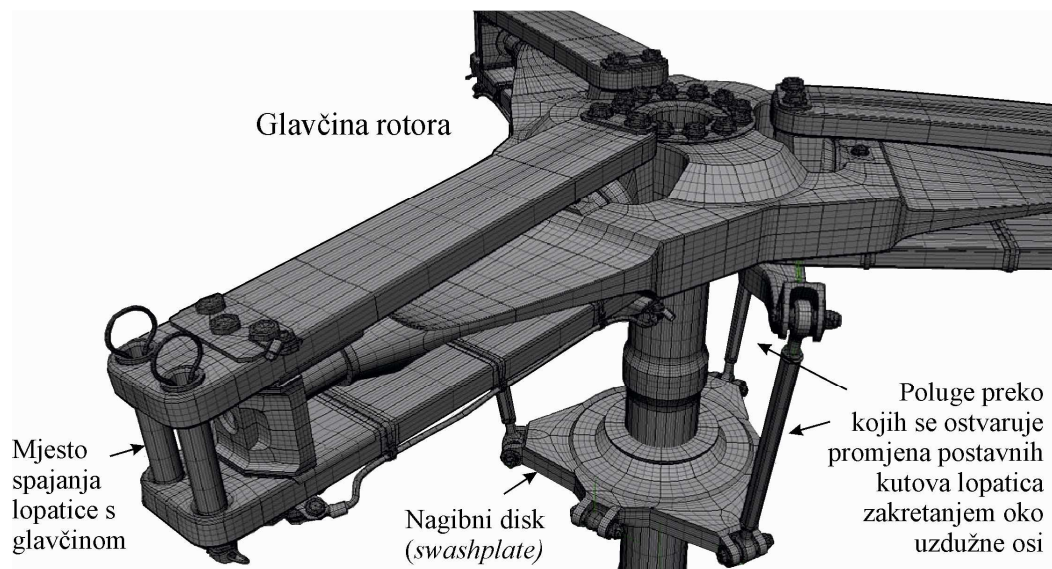
Ovisno o tehničkim rješenjima koja omogućuju kretanja lopatica postoje sljedeće vrste NR:

- a. **Rotor sa zglobovima** (engl. *fully articulated rotor system*). Kod ovog rotora lopatice su vezane za glavčinu zglobovima čije su osi rotacije vertikalne na osi glavčine. Time je omogućen jedan stupanj slobode kretanja u ravnini koja prolazi kroz osi glavčine rotora, odnosno mahanje lopatica prema gore i prema dolje pod djelovanjem aerodinamičkih i centrifugalnih sila. S druge strane, potrebno je omogućiti upravljanje uzgonom lopatice u različitim azimutnim položajima kako bi se izjednačio uzgon na cijelom disku NR. To se postiže cikličnim upravljanjem odnosno promjenom postavnih kutova lopatica ovisno o azimutnom položaju (ili kolektivnom promjenom na svim lopaticama) tako da se lopatice zakreću oko svoje uzdužne ili radijalne osi. Zakretanje ili *uvijanje* lopatica oko uzdužne osi postiže se preko *zgloba uvijanja*. Mahanje lopatica rotora oko osi pri napredujućem letu uzrokuje ubrzanja i posljedične inercijske sile. Time se stvaraju dodatna opterećenja lopatica koja je moguće smanjiti zglobovima čije su osi paralelne s osi vratila NR. Time se zglobovima omogućuje zabacivanje lopatica u određenom režimu leta, a zglobovi zabacivanja trebaju se postaviti na odmaku od osi vratila kako bi se pod utjecajem centrifugalnih sila moglo ostvariti uravnoteženje momenata lopatica. Sloboda kretanja lopatica koja se ostvaruje zglobovima preko kojih su one vezane za glavčinu NR uzrokuje i oscilacije u njihovom kretanju u ravnini u kojoj se nalaze. Te se oscilacije mogu poklopiti s oscilacijama iz drugih izvora te izazvati pojavu rezonancije u letu. Zbog toga se između osi vratila i lopatice postavljaju hidraulički amortizeri ili druge vrste uređaja koje prigušuju oscilacije. Komponente rotora sa zglobovima prikazane su na [slici 4.4](#).



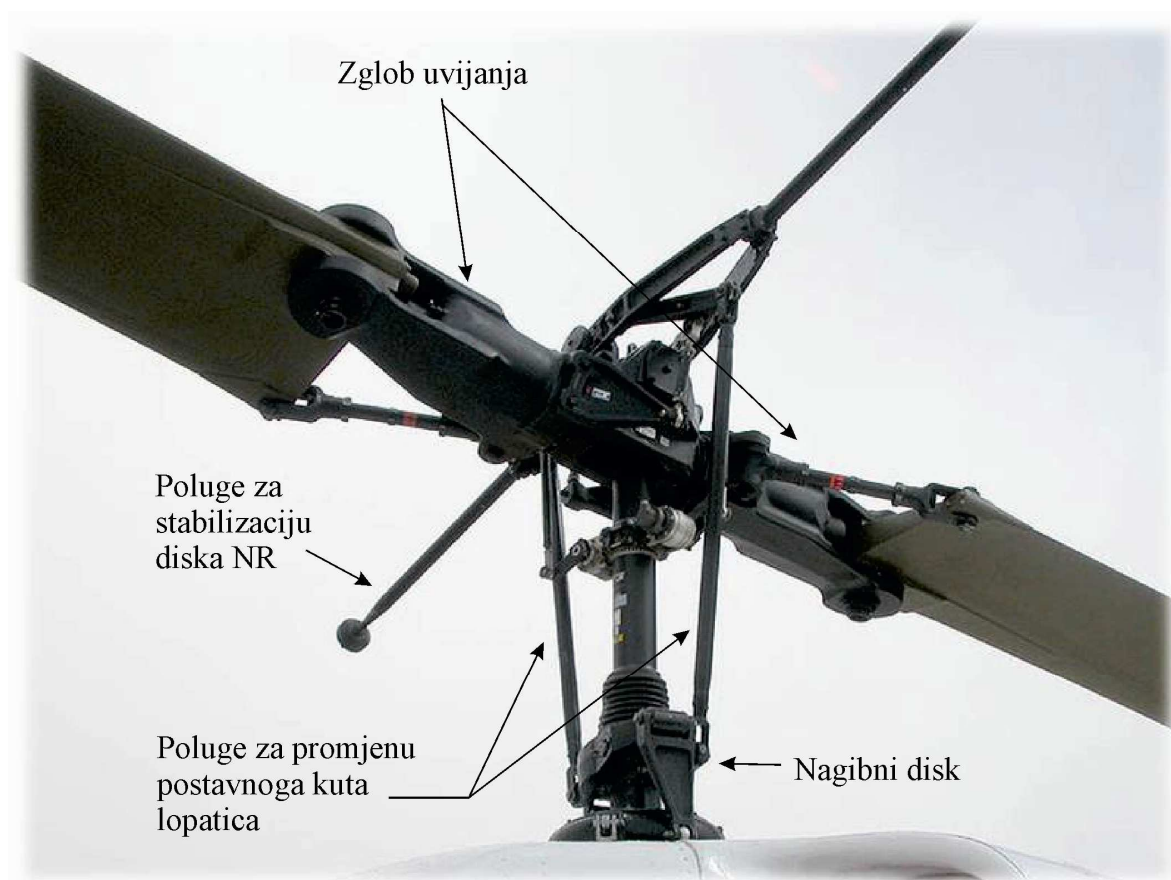
Slika 4.4. Rotor sa zglobovima (engl. fully articulated rotor system)

- b. **Kruti rotor** (engl. *rigid rotor system*) je rotor bez zglobova koji omogućuje zanošenje i mahanje lopatica (još se nazivaju engl. *bearingless rotors*). Kretanje lopatica oko tri slobodne osi kod tih rotora ostvaruje se savijanjem i izvijanjem (linearne deformacije), te uvijanjem ili torzijom (kutna deformacija) strukture. Prednost takvih rotora je jednostavna izvedba, ali je zbog elastičnih deformacija strukture materijala njihova konstrukcija izrazito složena. Mehanička jednostavnost izvedbe očituje se u manjem broju dijelova, pa su masa i otpor tijekom leta manji. To omogućuje takvim helikopterima veće manevarske sposobnosti i bolje performanse u letu (npr. brži odaziv na otklon komandi pilota). Sustav potisno-povlačećih poluga koji preko cikličke komande omogućuje promjenu postavnih kutova lopatica je isti kao i kod rotora sa zglobovima, pa se zakretanje oko uzdužne osi lopatica izvodi preko zgloba uvijanja i pripadajućih ležajeva. Promjene postavnih kutova lopatica u različitim azimutnim položajima u režimu leta (dakle bez dodatnog otklona cikličke komande od strane pilota) omogućene su uvijanjem i posljedica su mahanja i zanošenja lopatica. Kod krutih rotora koji nemaju dodatne amortizere što kompenziraju zanošenje lopatica u ravnini rotora, prigušenja su manja pa je posljedica da su takvi rotori osjetljiviji na aeromehničke nestabilnosti poput zemaljske rezonancije. Na [slici 4.5.](#) prikazana je glavčina krutog rotora AS 355 Ecureuil (Eurocopter i Aerospetiale).



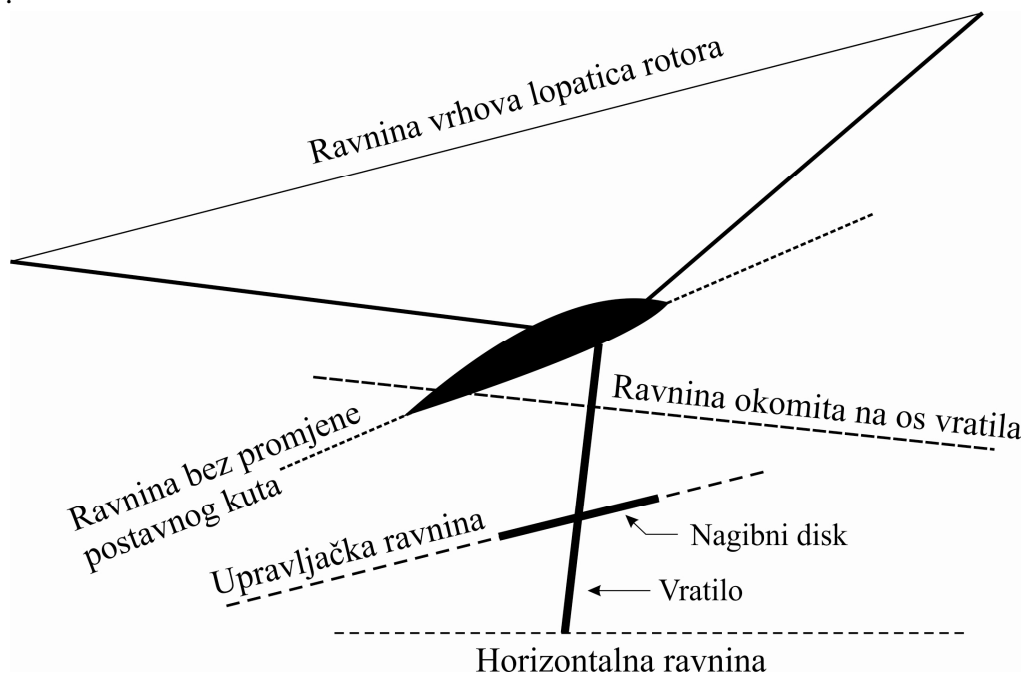
Slika 4.5. Kruti rotor

- c. **Polukruti rotor** (engl. *semi-rigid rotor*) napravljen je konstrukcijom *klackalice* (engl. *seesaw* ili *teathering rotor*) i koristi se u rotoru s dvjema lopaticama. Pri napredujućem letu helikoptera, konstrukcija polukrutog rotora omogućuje povećanje postavnoga kuta jedne lopatice (zbog mahanja nazadujuće lopatice) uz istodobno smanjenje postavnoga kuta druge, napredujuće lopatice, i to za istu vrijednost. Time je zglob mahanja znatno rasterećen. Promjena postavnih kutova pri mahanju i kolektivna promjena postavnih kutova izvode se preko klasičnoga nagibnog diska (engl. *swashplate*) koji je preko poluga vezan na lopatice rotora. U letu se zabacivanje jedne lopatice prenosi na drugu, čime se kompenziraju opterećenja u horizontalnoj ravnini diska pa zglob zabacivanja u toj konstrukciji nije potreban. Konstrukcija je time pojednostavljena i olakšana, međutim nedostatak je precesija diska zbog momenta inercije oko radialne ili poprečne osi (problem stabilnosti giroskopa oko osi rotacije). Uravnoteženje momenata postiže se utezima na polugama vezanim na glavčinu rotora, okomitim na ravninu konusa diska rotora (*slika 4.6*).



Slika 4.6. Polukruti rotor na principu konstrukcije klackalice

Za analizu kretanja i upravljanja helikopterom, odnosno za određivanje kutova mahanja i postavnih kutova lopatica, kao i nagiba diska rotora, potrebno je definirati referentne ravnine rotora. Glavna os rotora helikoptera je os rotacije, odnosno os vratila rotora. Ostale karakteristične ravnine prikazane su na [slici 4.7](#).

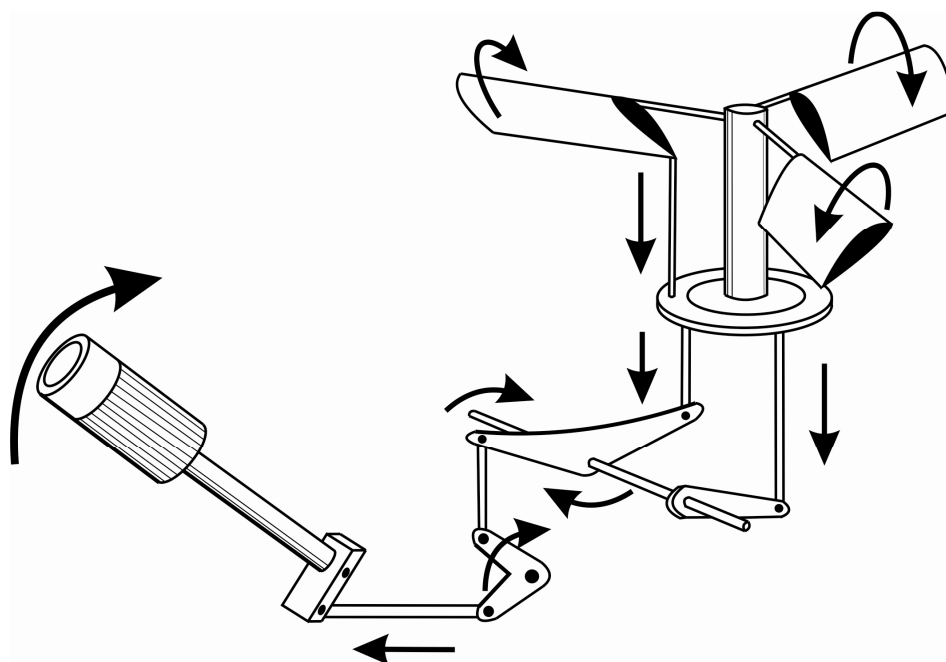


Slika 4.7. Ravnine upravljanja nosivim rotorom

- a. **Ravnina okomita na os vratila** (engl. *shaft normal plane – SNP*) je ravnina iz koje je moguće provesti analizu promjene kuta mahanja i postavnoga kuta lopatice NR.
- b. **Ravnina bez promjene postavnoga kuta** (engl. *no-feathering plane – NFP*) je ravnina iz koje nije moguće uočiti promjenu cikličnoga postavnoga kuta, ali je moguće provesti analizu ciklične promjene kuta mahanja.
- c. **Ravnina vrhova lopatica rotora** (engl. *tip path plane - TPP*) definirana je putanjom vrhova krakova lopatica NR. Os okomita na tu ravninu je os konusa koji opisuju rotirajuće lopatice. Iz te ravnine nije moguće uočiti promjenu kuta mahanja, odnosno mahanje lopatica. Međutim, analiza iz te ravnine može prikazati cikličnu promjenu postavnih kutova lopatica.
- d. **Upravljačka ravnina** (engl. *control plane – CP*) je ravnina u kojoj je postavljen nagibni disk (engl. *Swashplate*). Iz te ravnine nije moguće uočiti cikličnu promjenu postavnih kutova lopatice, ali je uočljivo mahanje lopatica.

Radi boljeg razumijevanja sustava upravljanja NR potrebno je odvojeno razmotriti režime vertikalnog i horizontalnog leta helikoptera. Ti se režimi u praksi međusobno kombiniraju, pri čemu se helikopter kreće po kosoj putanji u odnosu na ravninu horizonta. Međutim, svaki režim karakterizira odvojeno upravljanje lopaticama NR što u konačnici rezultira nagibom diska NR i promjenama položaja karakterističnih ravnina oko referentne osi rotora.

Vertikalni let helikoptera postiže se promjenom *skupnoga* ili *kolektivnoga postavnoga kuta* lopatica NR (engl. *collective pitch*), čime se istodobno mijenjaju postavni kutovi svih lopatica rotora, neovisno o azimutnom položaju. Pritom se postavni kutovi svih lopatica povećavaju ili smanjuju za istu vrijednost, što odgovara promjeni prosječnog iznosa pogonske sile NR (promjena postavnoga kuta lopatice uzrokuje promjenu njenoga napadnogaa kuta, pa se sukladno tome mijenja i uzgon). Upravljanje veličinom kolektivnoga postavnoga kuta lopatica izvodi se komandom skupnoga ili kolektivnoga koraka (naziva se još *kolektiv* ili *kolektivna komanda*), koja se nalazi s lijeve strane pilotskog sjedala. Na [slici 4.8.](#) prikazan je pomak kolektivne komande prema gore, što uzrokuje spuštanje nagibnog diska. Lopatice su preko poluga vezane za nagibni disk, a spuštanje diska povlači poluge koje mijenjaju (povećavaju) postavni kut svih lopatica NR istodobno.



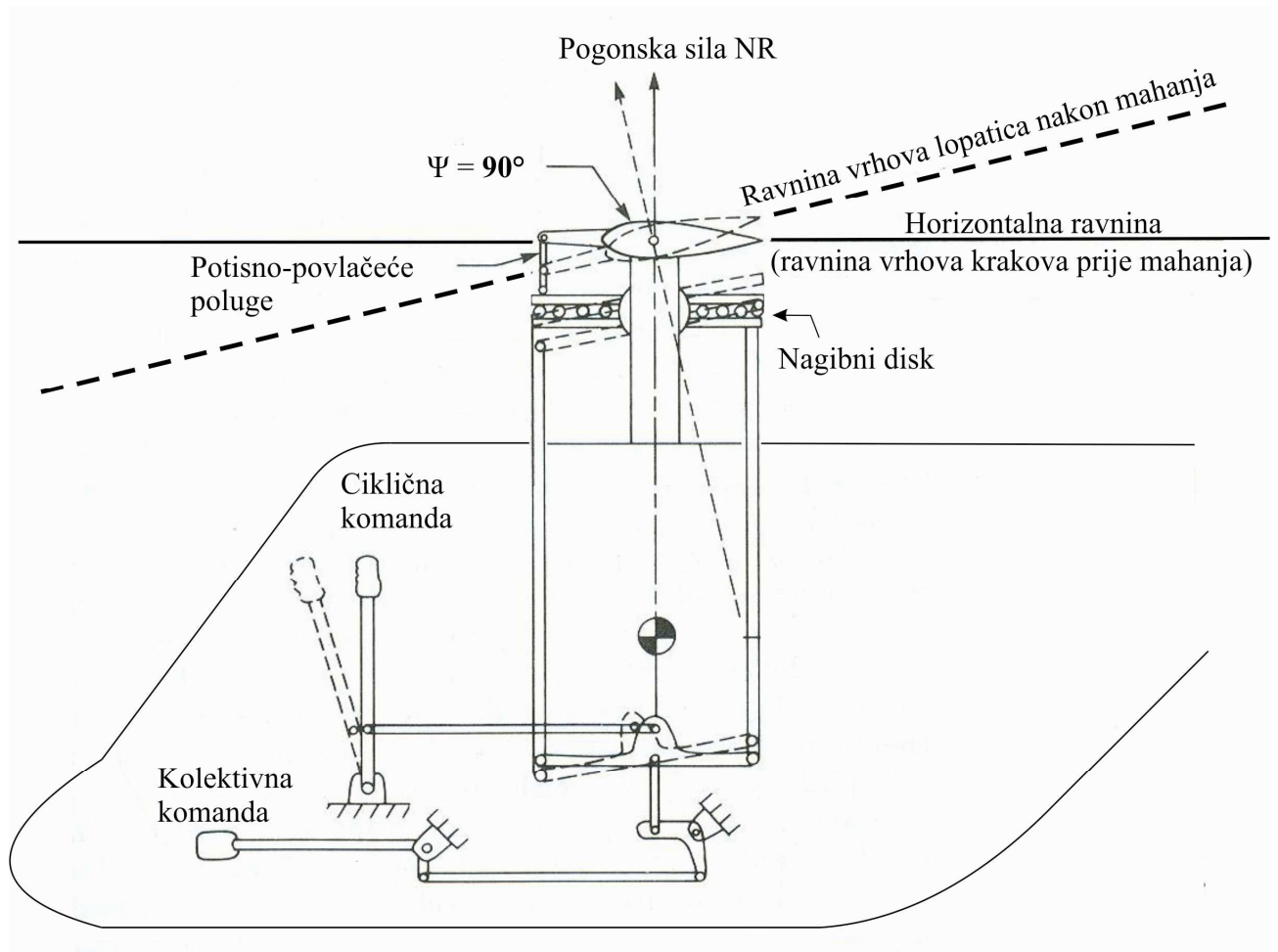
Slika 4.8. Upravljanje kolektivnim postavnim kutom preko kolektivne komande

Važno je napomenuti da se kao posljedica povećanja postavnoga kuta lopatica povećava i njihov otpor. To u konačnici rezultira smanjenjem kutne brzine lopatice što se izražava brojem okretaja NR i može izazvati gubitak uzgona diska. Zbog toga je kolektivna komanda spojena na regulator količine goriva u motor (engl. *fuel control unit*) i posredno utječe na snagu motora. Dakle, tendencija smanjenja broja okretaja NR kao posljedica povećanja postavnih kutova lopatica (povećani otpor) kompenzira se većom izlaznom snagom na vratilu koje je izravni rezultat povećanja snage motora helikoptera. Pritom se u svakom trenutku treba osigurati približno isti broj okretaja NR (kutna brzina lopatica) jer veća snaga kompenzira povećani otpor zbog većih postavnih kutova lopatica.

Horizontalni let helikoptera posljedica je nagiba diska NR čime se stvara njegova pogonska sila. Nagib diska u željenom smjeru leta postiže se pomakom ciklične komande upravljanja (engl. *cyclic*). Taj se pomak prenosi na nagibni disk (engl. *swashplate*) koji se otklanja u jednu stranu, ovisno o željenom smjeru leta ([slika 4.9](#)). Posljedica nagiba nagibnog diska su različiti postavni kutovi lopatica NR u različitim azimutnim položajima. Tako lopatica u jednom ciklusu rotacije od azimutnog položaja 0° do 360° mijenja svoje postavne kutove, pa se takva promjena naziva cikličnom promjenom postavnih kutova (engl. *cyclic pitch*). Posljedica takve promjene je različita sila uzgona lopatice kroz

različite azimutne položaje, što naginje disk rotora u željenom smjeru leta. Detaljniji opis ciklične promjene postavnih kutova lopatica nalazi se pod *točkom 7.1.2.*

Važno je napomenuti da se kolektivnom komandom upravlja s prosječnim postavnim kutom lopatica, a time i prosječnim iznosom pogonske sile NR. Cikličnom komandom periodički se mijenjaju postavni kutovi čime se upravlja nagibom diska rotora, a time i smjerom pogonske sile.



Slika 4.9. Posljedica pomaka ciklične komande na ravninu diska rotora

5 Okretni moment nosivog rotora helikoptera

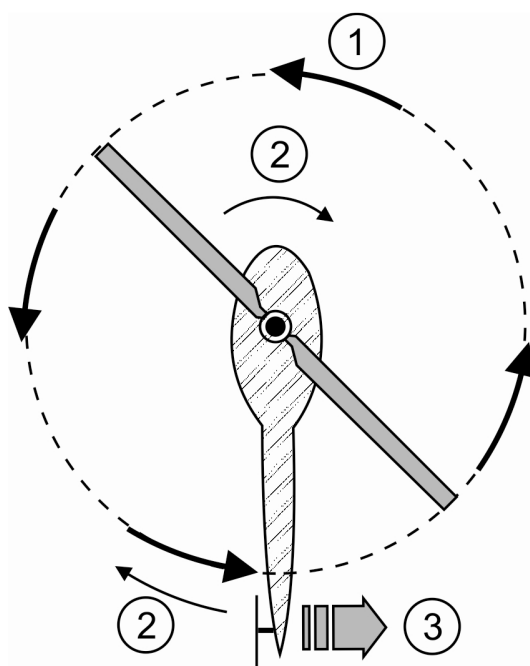
Ako se tijelo nalazi u stanju mirovanja ili jednolikoga ravnomjernoga gibanja, zbroj sila i momenata koji djeluju na njega jednaka je nuli. Sile i momenti tih sila mogu biti aktivne i reaktivne, pri čemu se svaka aktivna sila ili moment uravnotežuje svojom reaktivnom silom ili momentom (III. Newtonov zakon akcije i reakcije). Kako bi se lopatice NR okretale i pritom stvarale uzgon potreban za let, motor helikoptera treba utrošiti određenu snagu. Pritom motor treba imati oslonac, čija će reakcija uravnotežiti moment sila otpora NR, koji se pojavljuju u horizontalnoj ravnini. Ako takvog oslonca ne bi bilo, moment sila NR bi se preko reduktora i upornica prenosio na trup helikoptera. Taj se moment sila naziva *okretni* ili *reaktivni moment*. To bi izazvalo efekt okretanja trupa helikoptera u suprotnu stranu od okretanja lopatica NR. Kako bi se to spriječilo, za uravnoteženje može se koristiti samo zrak. Prema načinu uravnoteženja okretnog momenta dijele se i tipovi konstrukcije helikoptera. Tako kod helikoptera s jednim NR, repni rotor (RR) stvaranjem vučne sile ili potiska (ovisno o konstrukciji) osigurava stabilnost i omogućuje funkcioniranje helikoptera i svladavanje sile otpora NR. Kod helikoptera s dva NR, okretni momenti se međusobno uravnotežuju rotacijom lopatica u suprotne strane. Isti princip vrijedi i za helikopter s koaksijalnim rotorima (dva NR postavljena jedan iznad drugog u istoj osi, na koaksijalnim vratilima).

Važno je naglasiti da se kod helikoptera koje na vrhovima lopatica imaju mlazne motore okretni moment ne pojavljuje jer se sile i momenti sila u ravnini međusobno uravnotežuju. Tako se sila potiska motora na lopatici uravnotežuje sa silom otpora zraka koji se stvara kretanjem lopatice. Otpor zbog trenja u ležajevima ipak ima za posljedicu stvaranje momenta, ali je on zanemariv.

Također, u režimu bezmotornog leta (autorotacije) ne pojavljuje se okretni moment jer motor ne troši rad za pogon NR.

Dakle, reakcija trupa helikoptera zbog okretnog momenta vrlo je značajna u tehnici pilotiranja, te je izravna posljedica *rada* i *otpora* koje stvaraju lopatice NR (*slika 5.1*). Naime, sila otpora svake pojedine lopatice koja djeluje iz težišta, a pojavljuje se zbog njenoga kretanja (1) i djeluje u suprotnom smjeru, stvara okretni moment (2) koji se prenosi na trup helikoptera. Zbog toga repni rotor svojim potiskom u lijevu stranu djeluje reaktivnom silom (3) koja, na kraku koji odgovara dužini repnoga konusa, stvara suprotni moment na trup helikoptera.

Sve promjene režima rada motora uzrokuju iste takve promjene okretnog momenta. Kako snaga motora ovisi i mijenja se s režimima leta, tako se kao posljedica toga pojavljuje promjenjiv okretni moment koji je stalno i na pravi način potrebno kompenzirati tijekom leta.



Slika 5.1. Uravnoteženje okretnog momenta repnim rotorom

5.1 Repni rotor

Suprotstavljanje okretnom momentu u helikopteru s jednim NR obavlja se repnim rotorom (RR). Osim u režimu autorotacije kad je pogonjen od NR, RR dobiva snagu od motora te preko transmisije proporcionalnu brzinu vrtnje. Repni rotor stvara silu potiska u horizontalnoj ravnini u smjeru suprotnom od smjera okretnog momenta. S obzirom na to da veličina okretnog momenta ovisi o režimu snage motora, tako i potisak RR treba biti promjenjiv što se postiže upravljanjem nožnim komandama.

U režimima leta, kad je potrebna maksimalna snaga motora, za pogon RR bit će potrebno 5% do 15% raspoložive snage - što ovisi o veličini i konstrukciji helikoptera. Tako u helikoptera s motorom od 7000 kW na RR otpada 800 kW, dok na helikopter s motorom snage 150 kW na RR otpada samo 7 kW.

Upravljanjem potiska RR preko nožnih komandi, a u svrhu pariranja okretnog momenta, moguće je održavati pravac helikoptera tijekom voženja po zemlji, lebdenja te polijetanja i slijetanja. Potiskivanje nožne komande više nego što je potrebno da bi se suprotstavilo okretnom momentu dovodi do skretanja helikoptera po pravcu u stranu potiskivanja komande (lijeva nožna komanda - skretanje ulijevo).

U letu se promjene pravca izvode otklonom ciklične komande, a nožnim komandama se održava koordinirani let.

Kod nekih helikoptera okretni moment NR uravnotežuje se ugradnjom dodatnog NR čije se lopatice rotiraju u suprotnom smjeru, drugi imaju mlaznicu na kraju repnoga konusa, a neki zbog pogona na krajevima lopatica ni ne stvaraju okretni moment.

Ipak, dominantna je koncepcija ona s repnim rotorom koji stvara potisnu silu u horizontalnoj ravnini. Mnogo čimbenika utječe na konstrukciju repnog rotora, te se trebaju riješiti još u ranoj fazi izgradnje helikoptera. U današnjim konstrukcijama helikoptera najčešće se koristi konvencionalni repni rotor s lopaticama, *fan-in-fin* izvedba (engl. *fenestron*, [slika 5.2](#)) ili *fan-in-boom* izvedba (NOTAR – engl. *NO Tail Rotor*). Osnovni kriterij za bilo koju izvedbu je da treba stvoriti dovoljnu potisnu ili vučnu silu u horizontalnoj ravnini, koja će uravnotežiti okretni moment nosivog rotora i još najmanje 10% viška sile za kontrolu po pravcu pri punoj snazi motora. Osim toga, treba osigurati dovoljnu kontrolu po pravcu u autorotaciji i upravljanje po pravcu pri malim brzinama leta za svaku kombinaciju ukupne mase helikoptera, visine leta i temperature zraka pri kojima se taj helikopter koristi.



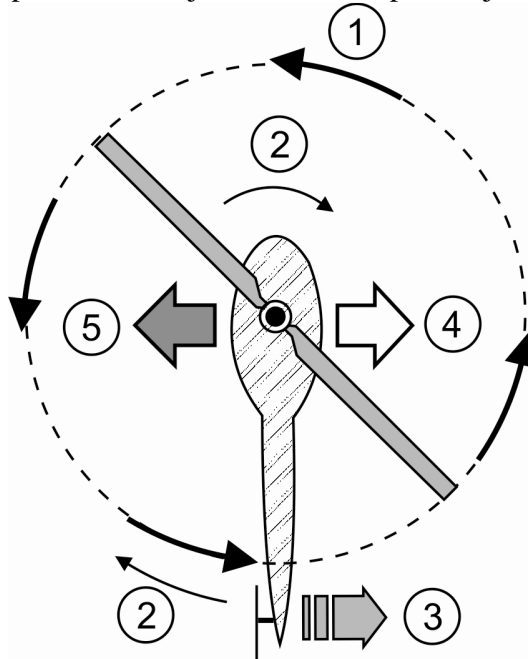
Slika 5.2. Helicopter Eurocopter EC 120 Colibri s repnim rotorom tipa fan-in-fin (ili fenestron)

Osnovna prednost konvencionalnoga repnog rotora je da zahtijeva razmjerno malo snage motora, osigurava dobru kontrolu po pravcu i znatno prinosi smanjenju skretanja i povećanju stabilnosti po pravcu u progresivnom letu. Nedostaci su: opasan je za ljude na zemlji koji se kreću blizu repne grede, a i lopatice repnog rotora su izložene kontaktu s preprekama i građevinama (drveće, ograde, žice...) zbog čega može doći do oštećenja, a time i otkaza repnog rotora. Veliki helikopteri su izbjegli taj problem ugrađujući repne rotore visoko iznad tla, ali za izložene lopatice koje se brzo okreću na manjim helikopterima tada su prikladna drugačija rješenja.

Repni rotor se ugrađuje uz vertikalni stabilizator ili u neku drugu površinu konstrukcije helikoptera koja ima utjecaj na karakteristike repnog rotora. Osim toga, na repni rotor utječu turbulentna struja zraka s NR, te s trupa. Takvo složeno okruženje znači da su zahtjevi aerodinamičnih karakteristika repnog rotora drugačiji nego oni za nosivi rotor. Zbog toga je vrlo teško konstruirati repni rotor koji će pokriti sve aerodinamične i strukturalne zahtjeve zajedno sa zahtjevima za stabilnost, kontrolu i masu repnog rotora.

5.2 Tendencija bočnog pomicanja helikoptera

U režimu lebdenja helikopter ima tendenciju bočnog pomicanja u desnu stranu (translatiranju udesno). Ta tendencija (4) je posljedica potiska RR koji služi kao kompenzacija okretnog momenta (*slika 5.3*).



Slika 5.3. Tendencija i uravnoteženje bočnoga kretanja helikoptera

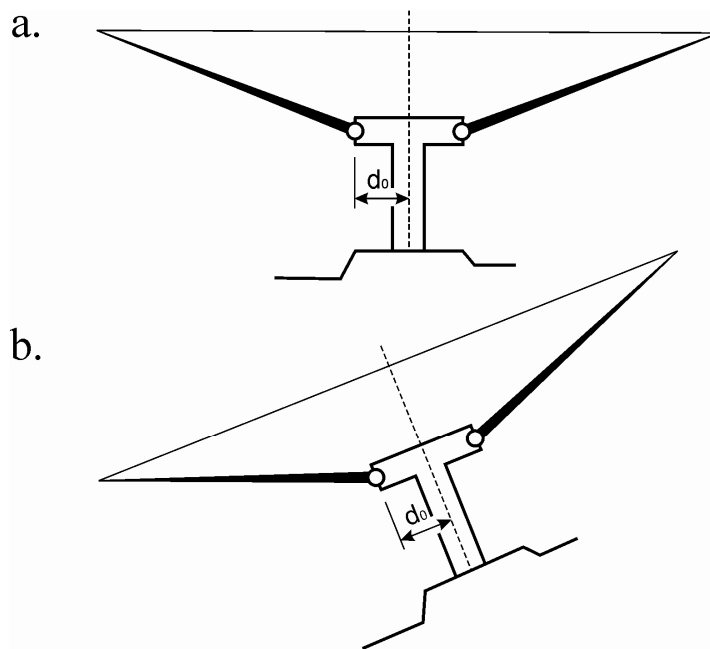
Bočno pomicanje pilot sprečava nagnjanjem NR u lijevu stranu (5) što stvara komponentu pogonske sile NR koja je usmjerena suprotno (ulijevo) od sile koja teži bočnom pomicanju helikoptera (u desnu stranu).

Pri konstrukciji helikoptera primjenjuje se više tehničkih rješenja koja pomažu sprečavanju bočnoga kretanja, a jedno od takvih je postavljanje transmisije tako da je vratilo NR kroz koje prolazi os vrtnje postavljeno pod malim kutom prema vertikalnoj osi helikoptera.

5.3 Položaj trupa helikoptera u lebdenju

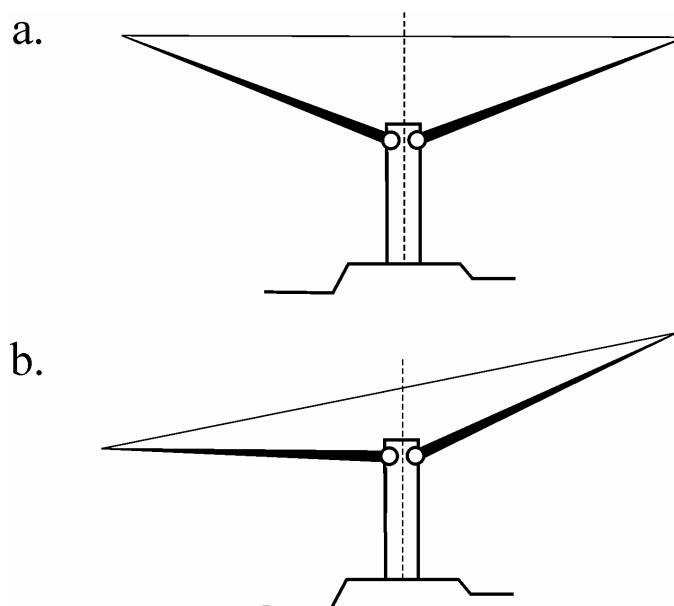
U zglobnih rotora postoji određen razmak između glavnog vratila i mjesta gdje su spojene lopatice. Sila napetosti koju razvijaju lopatice NR u hvatištu teži održati os vratila u okomitom položaju u odnosu na ravninu okretanja lopatica NR (*slika 5.4(a)*).

Kad je disk rotora nagnut ulijevo kako bi se parirala tendencija desnoga bočnog pomicanja, trup helikoptera slijedi položaj vratila i nagnut je u lijevu stranu (*slika 5.4(b)*).



Slika 5.4. Odnos ravnine okretanja NR i osi vratila kod zglobnih rotora

U helikoptera s polukrutim rotorom, trup bi trebao ostati paralelan s horizontalnom ravninom zbog toga što ne postoji razmak, odnosno udaljenost hvatišta lopatice od osi rotacije (ili je ta udaljenost mala, kao što je to prikazano na [slici 5.5\(a\)](#)). Kako se hvatišta lopatice nalaze praktički na vratilu, ono ne slijedi nagnjanje NR te stoga ne teže postavljanju u položaj okomito na ravninu okretanja lopatica, kao što je to slučaj kod zglobnih rotora. Umjesto toga vratilo zadržava okomit položaj u odnosu na zemlju čak i kad je disk rotora nagnut ulijevo, kako bi se parirala tendencija desnoga bočnog pomicanja čime bi se trebao zadržati paralelan položaj trupa helikoptera prema horizontalnoj ravnini ([slika 5.5\(b\)](#)).

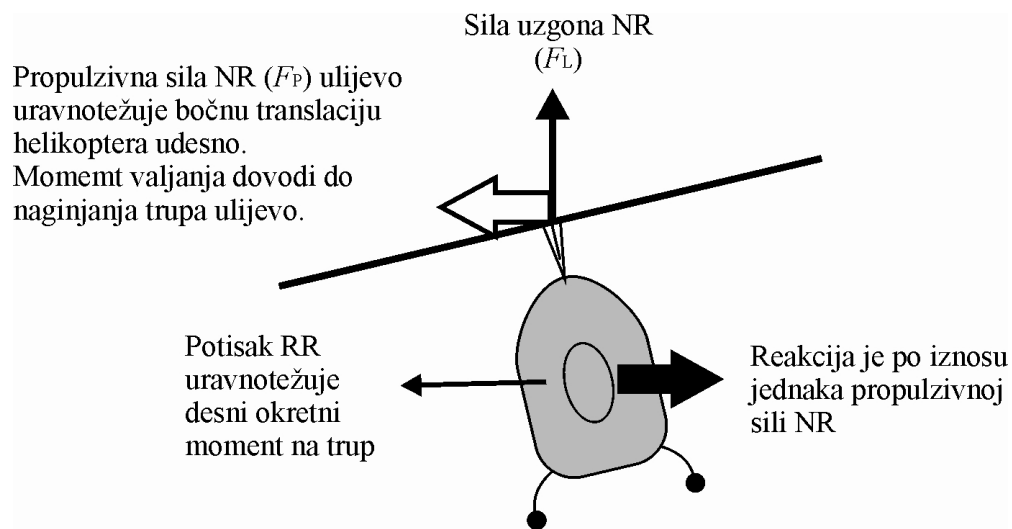


Slika 5.5. Odnos ravnine okretanja NR i osi vratila kod polukrutih rotora

Unatoč tome, u režimu lebdenja i trup helikoptera s polukrutim rotorom nagnut je ulijevo. Kao što je prije objašnjeno, potisak RR djeluje u desnu stranu, kako bi se suprotstavio okretnom momentu helikoptera. Zbog tendencije desnoga bočnoga kretanja otklonom ciklične komande ulijevo stvara se sila na NR, koja djeluje ulijevo te time sprečava tu tendenciju.

Sila koja s NR djeluje ulijevo jednaka je po iznosu sili potiska RR udesno, ali djeluje na većoj udaljenosti od težišta (krak), te tako stvara izraženiji moment od sile potiska RR. Kao posljedica toga, trup helikoptera nagnut je u lijevu stranu (to se očituje više kod helikoptera s polukrutim rotorima nego kod onih sa zglobnim rotorima).

Ako potisak RR djeluje u ravnini NR, položaj trupa helikoptera neće se mijenjati (*slika 5.6*).



Slika 5.6. Položaji trupa helikoptera u lebdenju

Vratilo NR kod polukrutih i zglobnih rotora može imati konstruktivni kut prema naprijed u odnosu na trup helikoptera koji je zbog toga u pravocrtnom letu paralelan sa zemljom što dodatno smanjuje parazitni otpor. Zbog toga je tijekom lebdenja RR niži od ravnine okretanja NR, jer je povlačenjem ciklične komande unazad potrebno spriječiti tendenciju kretanja helikoptera naprijed.

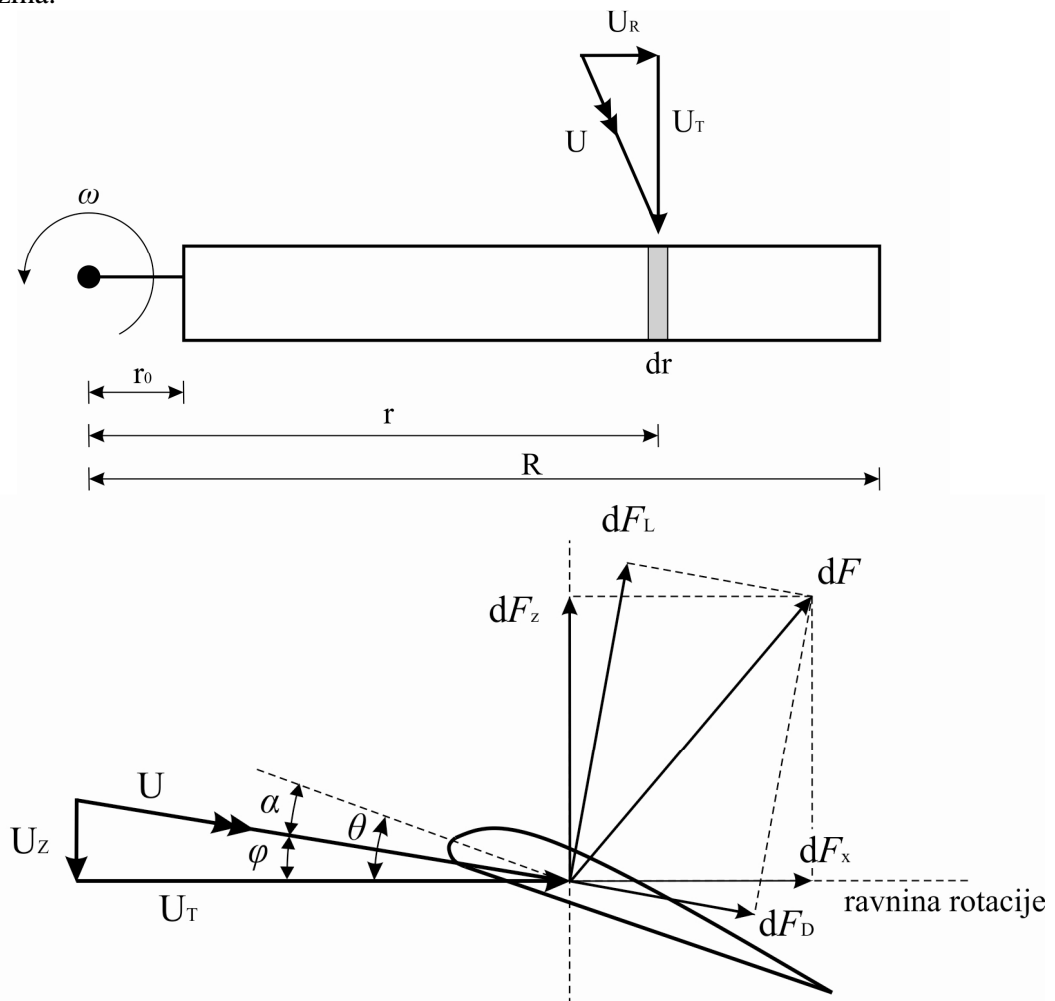
6 Protok zraka kroz disk nosivog rotora

Kretanje molekula zraka u odnosu na neki objekt (predmet) stvara struju zraka koja djeluje na taj objekt. Struja zraka koja djeluje na lopaticu NR može se razlikovati od struje zraka koja djeluje na trup zrakoplova. Na trup helikoptera koji se nalazi u lebdenju bez utjecaja vjetroa djeluje vertikalna ili inducirana struja zraka (U_Z) koju stvara NR (slika 6.1).

Prema teoriji elementarnoga kraka (engl. *Blade Element Theory - BET*) razmatraju se sile na malom segmentu polumjera lopaticice NR (dr) (slika 6.1). Ukupna brzina optjecanja promatranog presjeka (U) za analizu veličina postavnoga i napadnogaa kuta promatranog presjeka lopaticice rezultat je vertikalne brzine (U_Z) i tangencijalne brzine (U_T), odnosno:

$$U = \sqrt{U_T^2 + U_Z^2} \quad (6-1)$$

Tangencijalna brzina struje zraka na presjeku lopaticice rotora u lebdenju jest njena obodna brzina i ovisi o udaljenosti presjeka o osi rotacije. Za vrh kraka lopaticice vrijedi da je $U_T = \omega R$ i uzima se kao referentna brzina.

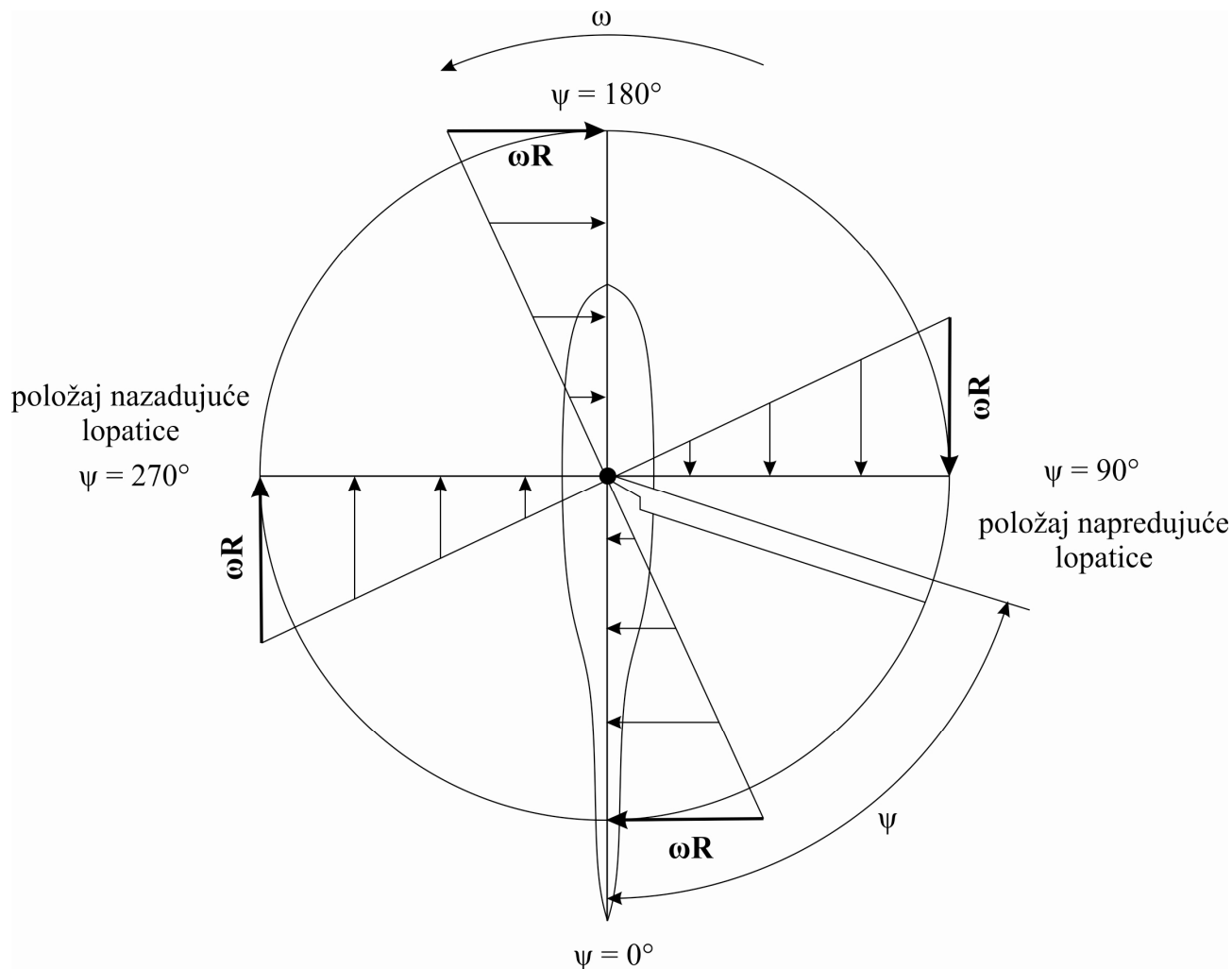


Slika 6.1. Brzine struje zraka i sile na presjeku kraka lopaticice

Pri vertikalnom letu i u režimu lebdenja helikoptera, vertikalna brzina U_Z zanemariva je u odnosu na tangencijalnu brzinu U_T , te vrijedi odnos:

$$U = \sqrt{U_T^2 + U_Z^2} = U_T \quad (6-2)$$

Tangencijalna brzina struje zraka koja djeluje na lopatice NR posljedica je rotacije kraka lopatice u ravnini okretanja diska NR i smanjuje se razmahom, tako da je u osi vrtnje jednaka nuli (*slika 6.2*).



Slika 6.2. Raspored tangencijalne brzine struje zraka u lebdenju

Inducirana brzina struje zraka je okomita u odnosu na rotor i posljedica je stvaranja uzgona. Za režim lebdenja helikoptera, a prema *teoriji diska* (engl. *Momentum theory*), inducirana brzina proporcionalna je snazi potrebnoj za lebdenje. Točnije, izraz za potrebnu snagu (6-3) pokazuje da se ona povećava s induciranom brzinom:

$$P_i = 2\varphi A v_i^3 \quad (6-3)$$

Kako je snaga ovisna i o protoku zraka kroz disk rotora, za režim lebdenja uz konstantnu snagu vrijedi sljedeće:

- što je protok zraka kroz disk rotora *manji*, inducirana brzina u lebdenju je *veća*, ili
- što je protok zraka kroz disk rotora *veći*, inducirana brzina u lebdenju je *manja*.

To su temeljne konstrukcijske karakteristike svih helikoptera, jer određuju dimenzije rotora ovisno o snazi potrebnoj za lebdenje. Vertikalni protok zraka pojavljuje se na udaljenosti od jednog promjera rotora iznad diska NR, te se ubrzava dok ne postigne konačnu vrijednost na udaljenosti jednog do dva promjera rotora ispod diska NR. Kut ukupne brzine struje zraka prema ravnini rotacije (φ) naziva se kut nagiba struje (engl. *inflow angle*). Za male vrijednosti vrijedi:

$$\varphi \approx \frac{U_Z}{U_T} \quad (6-4)$$

Kut između profila lokalnog presjeka i ravnine rotacije kraka lopatice (θ) naziva se postavni kut presjeka lopatice (engl. *pitch angle*). Kut između profila lokalnog presjeka i ukupne brzine struje zraka (α) naziva se napadni kut presjeka lopatice (engl. *blade section angle of attack*). Iz [slike 6.1](#) jasno je vidljivo da napadni kut ovisi o veličini vertikalne ili inducirane brzine struje zraka kroz rotor, odnosno da je:

$$\alpha = \theta - \varphi = \theta - \frac{U_Z}{U_T} \quad (6-5)$$

Sile na elementarnom kraku u ravnini rotacije i okomito na nju su:

$$\begin{aligned} dF_Z &= dF_L \cos\varphi - dF_D \sin\varphi \\ dF_X &= dF_L \sin\varphi + dF_D \cos\varphi \end{aligned} \quad (6-6)$$

6.1. Protok zraka kroz disk nosivog rotora u napredujućem letu

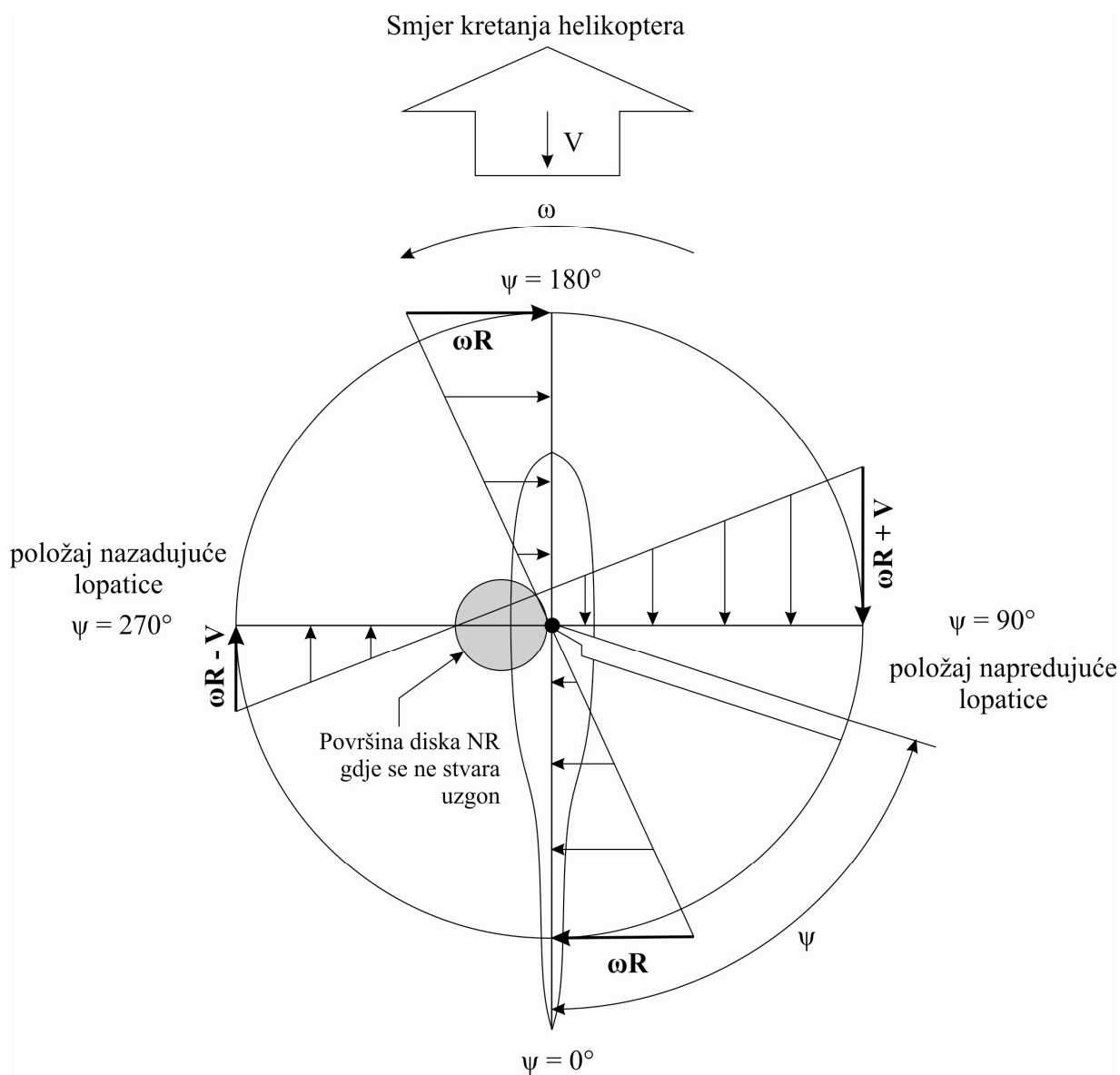
Strujanje zraka u pravocrtном napredujućem letu razlikuje se od strujanja zraka kroz rotor u lebdenju. U pravocrtном napredujućem letu, ako se helikopter promatra kao statičan objekt, zrak struji u suprotnom smjeru od smjera leta helikoptera. Zbog toga što se lopatice rotiraju jednolikom kutnom brzinom ω , brzina optjecanja bilo kojeg promatranog elementarnog presjeka ili radijalnog dijela lopatice (dr) ovisi o trenutnom azimutnom položaju lopatice (ψ), obodnoj brzini (ωr) i brzini leta helikoptera (V).

Kod lijevo okrećućih rotora u napredujućem letu stalnom brzinom, najveća brzina optjecanja lopatice pojavljuje se na desnoj strani diska NR, odnosno u $\psi=90^\circ$. U azimutnom položaju $\psi=180^\circ$ brzina optjecanja jednaka je obodnoj brzini promatranog elementarnog presjeka, odnosno brzina leta ne utječe na brzinu optjecanja lopatice. Tako za vrh lopatice u tom položaju vrijedi da je obodna brzina jednaka ωR . Najmanja brzina optjecanja lopatice pojavljuje se na lijevoj strani diska NR odakle ponovo počinje rasti da bi u položaju iznad repnoga konusa ili azimutu $\psi=0^\circ$ bila jednaka obodnoj brzini, te postigla svoj maksimum ponovo na desnoj strani diska NR.

Lopatica na desnoj strani diska u $\psi=90^\circ$ kreće se u istom smjeru kao i helikopter. Brzina kojom se zrak susreće s tom, napredujućom, lopaticom jednaka je zbroju obodne brzine promatranog elementarnog presjeka (ωr) i brzine napredujućeg leta helikoptera (V). Ako se promatra vrh napredujuće lopatice u azimutu $\psi=90^\circ$, brzina optjecanja iznosi $\omega R+V$ (slika 6.3).

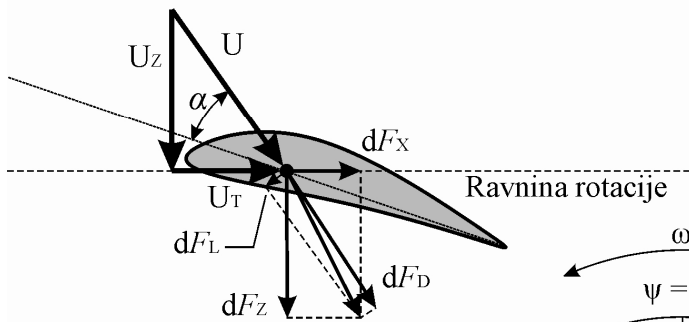
Lopatica na lijevoj strani diska kreće se u istom smjeru kao i struja zraka koja je posljedica napredujućeg leta. Tako je brzina optjecanja nazadujuće lopatice jednaka razlici obodne brzine promatranog elementarnog presjeka lopatice (ωr) i brzine napredujućeg leta helikoptera (V). Za vrh nazadujuće lopatice u azimutu $\psi=180^\circ$ brzina optjecanja iznosi $\omega R-V$.

Lopatice koje se nalaze u azimutnim položajima $\psi=0^\circ$ i $\psi=180^\circ$ (iznad repa i nosa helikoptera) ne zatvaraju nikakav kut s dolazećom strujom zraka koja je posljedica kretanja helikoptera u napredujućem letu. Tako su brzine optjecanja vrhova lopatica u tim azimutnim položajima jednake obodnoj brzini (ωR).

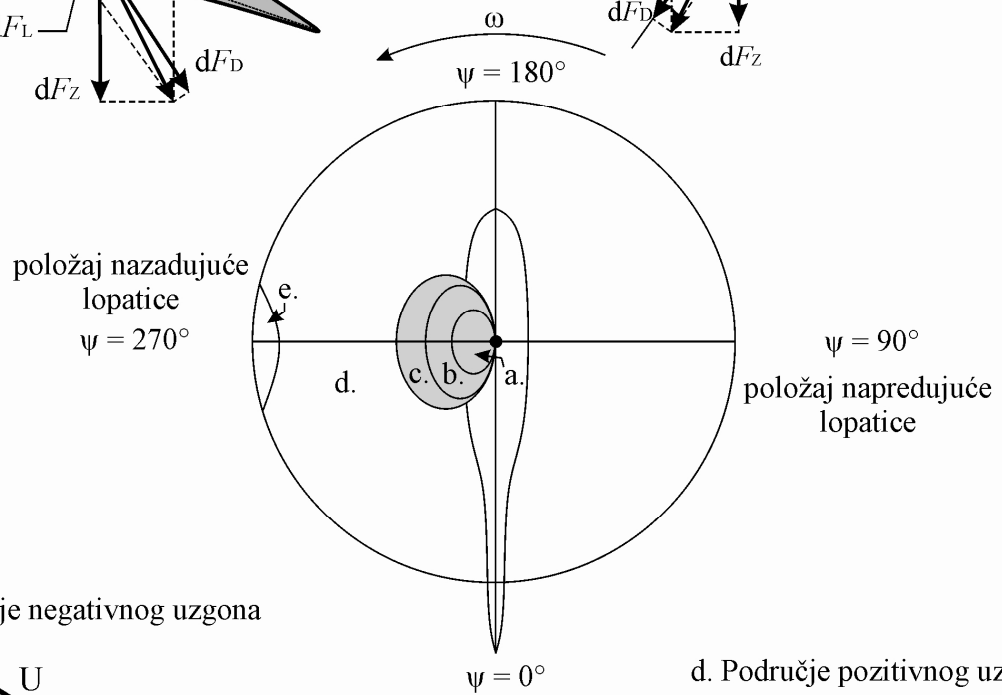
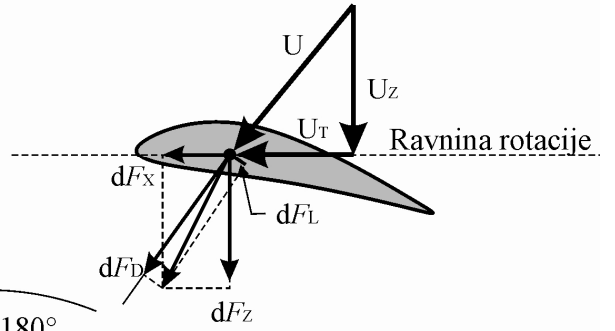


Slika 6.3. Razlike u brzinama optjecanja NR kao posljedica kretanja helikoptera u napredujućem letu

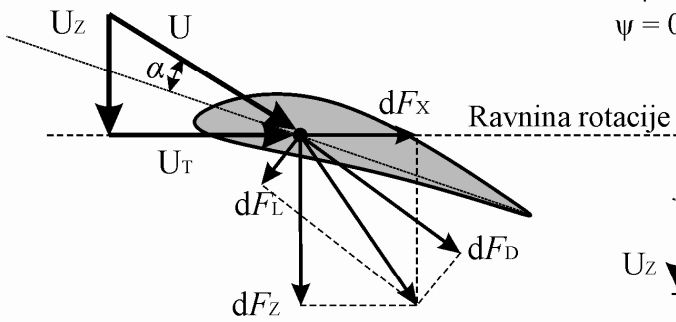
b. Područje negativnog gubitka uzgona



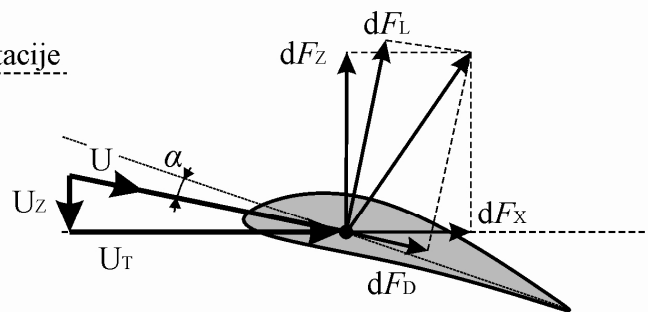
a. Područje obrnutog optjecanja



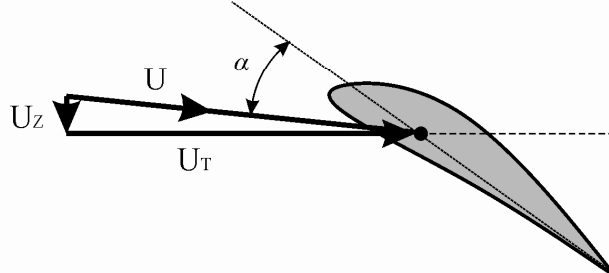
c. Područje negativnog uzgona



d. Područje pozitivnog uzgona



e. Područje gubitka uzgona



Slika 6.4. Površine diska NR gdje se ne stvara uzgon u napredujućem letu

6.2 Površine na disku nosivog rotora u napredujućem letu

Promjene u brzinama optjecanja zraka na napredujućoj i nazadujućoj lopatici imaju značajan utjecaj na dinamiku diska NR, kao što će to biti detaljnije objašnjeno u *pogl. 7*. Različite brzine optjecanja elementarnih presjeka duž raspona lopatice koja mijenja svoj azimutni položaj rezultira različitim aerodinamičkim silama. Promatra li se disk rotora kao cjelina, moguće je izdvojiti karakteristične površine (*slika 6.4*):

1. Površina diska NR gdje se ne stvara uzgon, a čine je površine **obrnutog optjecanja**, **negativnoga gubitka uzgona** i **negativnog uzgona**.

a. Površina obrnutog optjecanja

U korijenu nazadujuće lopatice nalazi se područje gdje zrak optječe lopaticu od izlaznoga k napadnoj ivici. To se događa zbog toga što je brzina strujanja zraka koja se pojavljuje zbog napredujućeg leta *veća* od obodne brzine svakog elementarnog presjeka na tom dijelu lopatice (zbog malog polumjera). Ta se površina proteže od glavčine rotora uzduž razmaha lopatice do prvog elementarnog presjeka u kojemu je obodna brzina jednaka brzini leta helikoptera.

b. Površina negativnoga gubitka uzgona

Na površini gdje se pojavljuje negativni gubitak uzgona obodna brzina presjeka lopatice *veća* je od brzine napredujućeg leta, što sprečava pojavu obrnutog optjecanja. Međutim, još uvijek razmjerno mala obodna brzina tih presjeka lopatice dovodi do manje tangencijalne brzine strujanja zraka (U_T), te na tom području najznačajniji utjecaj ima vertikalna ili inducirana brzina struje zraka (U_Z). Zbog toga je vektor ukupne brzine optjecanja presjeka lopatice postavljen pod velikim kutom φ (kut nagiba struje), pa ne vrijedi omjer iz izraza (6-4). Zbog toga je elementarna aerodinamička sila usmjerena prema dolje, a zbog velikog φ dolazi do odvajanja strujnica s donje strane aeroprofila, te se to područje naziva područjem negativnoga gubitka uzgona.

c. Površina negativnog uzgona

Na toj površini diska kombiniranim djelovanjem većih obodnih brzina elementarnih presjeka lopatice i inducirane brzine struje zraka smanjuje se kut nagiba struje. Međutim, vektor ukupne struje zraka je pod takvim φ koji ima za posljedicu da je elementarna aerodinamička sila i dalje usmjerena prema dolje (negativan uzgon). Zbog nešto manjega kuta nagiba struje ne dolazi do odvajanja strujnica s donje strane aeroprofila.

2. Površina diska NR gdje se stvara uzgon potreban za let

Uzgon potreban za let i upravljanje helikopterom stvara se na cijeloj preostaloj površini lopatice, odnosno diska NR. Na toj površini diska vektor ukupne brzine optjecanja promatranih presjeka, kao rezultat vertikalne (U_Z) i tangencijalne brzine (U_T) postavljen je tako da osigurava pozitivne napadne kutove. Pod određenim uvjetima zbog prevelikih napadnih kutova u području blizu vrhova lopatice može doći do pojave klasičnoga gubitka ili sloma uzgona, odnosno do odvajanja strujnica s gornje strane aeroprofila.

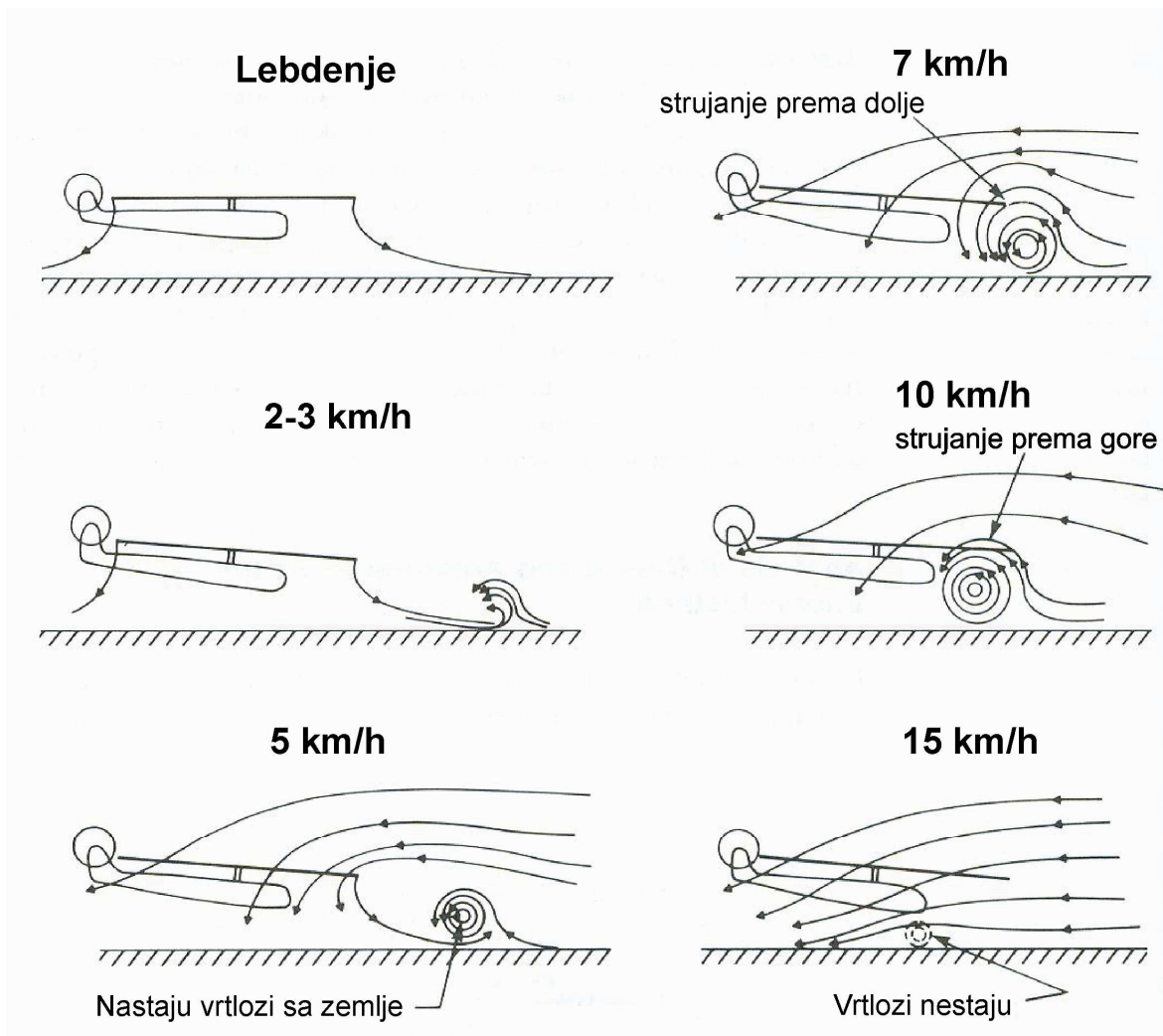
6.3 Protok zraka kroz disk nosivog rotora u prelasku u napredujući let

Brzina protoka koja je posljedica nadolazećeg zraka u horizontalnom kretanju helikopterom ili posljedica čeonog vjetra povećava učinkovitost NR.

Kako nadolazeći zrak ulazi u rotor, sva vrtložnja ostaju iza njega, a kut struje zraka prema horizontalnoj ravnini približava se nuli. Time se poboljšavaju performanse helikoptera u letu.

Povećanje učinkovitosti NR kao posljedica napredujućeg leta naziva se *prestrojenje strujnica na NR*.

Kad helikopter prelazi iz lebdenja u napredujući let, repni rotor povećanjem brzine postaje aerodinamički učinkovitiji zbog toga što radi na manje turbulentnom području koje je posljedica protoka zraka kroz NR. Povećanjem učinkovitosti povećava se i potisak repnog rotora, što u kombinaciji s povećanjem brzine leta dovodi skretanje helikoptera po pravcu ulijevo.



Slika 6.5. Optjecanje diska NR u prelasku iz lebdenja u napredujući let

Na *slici 6.5*. prikazana su optjecanja diska NR u iz režima lebdenja u napredujući let. Pri brzinama 2-3 km/h vrtložni prstenovi se s povećanjem brzine počinju rasipati, a kut inducirane struje zraka prema horizontalnoj ravnini diska manji je nego u lebdenju.

Kut struje zraka prema horizontalnoj ravnini je minimalan pri brzinama od približno 5 km/h. Zrak koji prolazi kroz prednji dio diska rotora stvara vrtloženja koja se, kako se brzina napredujućeg leta povećava, sve više pomiču prema trupu helikoptera. Vrtloženja se nalaze kod vrhova lopatica na prednjem dijelu diska iznad nosa helikoptera.

Pri brzinama od 7 km/h vrtloženja su pomaknuta sve više prema repu helikoptera, što omogućuje struji zraka kroz rotor smanjenje kuta prema horizontalnoj ravnini i ujednačeniji protok s povećanjem brzine.

Pri brzinama od 10 km/h, što ovisi o veličini, površine lopatica i broja okretaja, NR helikoptera potpuno prevladava turbulentno područje i započinje rad u razmjerno izjednačenoj struji zraka. Pritom se kut struje zraka u odnosu na horizontalnu ravninu sve više smanjuje.

Horizontalna struja zraka smanjuje induciranu brzinu, a time i inducirani otpor. To dovodi do povećanja napadnih kutova, odnosno povećanja uzgona.

Kako brzina helikoptera raste, povećava se nesimetrija uzgona na NR. Tako zbog pojave u nesimetriji uzgona između lijeve i desne strane diska NR helikopter ima tendenciju valjanja udesno (*poglavlje 6.1*), a zbog pojave nesimetrije uzgona na prednjoj i stražnjoj strani diska ima tendenciju povećanja uzdužnoga kuta prema gora (*poglavlje 6.2*).

Te tendencije pilot treba na vrijeme spriječiti, kako bi održao položaj diska NR dok helikopter prolazi raspon brzina pri kojemu se pojavljuje prestrojenje strujnica.

Daljnijim povećanjem brzina po prestrojenju strujnica te tendencije nestaju (brzine 15 km/h i veće).

7 Nesimetrije uzgona na disku nosivog rotora

7.1 Nesimetrija uzgona na lijevoj i desnoj strani diska

Zbog različitih brzina optjecanja lopatica NR u različitim azimutnim položajima dolazi do razlike uzgona na dijelu diska rotora na kojemu se lopatica kreće suprotno od smjera leta i dijelu diska gdje se lopatica kreće u smjeru leta helikoptera. Također, na jednom dijelu površine diska ne stvara se uzgon (točka 6.1 *Strujanje zraka kroz rotor u napredujućem letu*). Sila uzgona lopatice ($F_{L(l)}$) može se izraziti kao:

$$F_{L(l)} = \frac{1}{2} \rho U^2 A \bar{C}_L \quad (7-1)$$

gdje je U brzina optjecanja lopatice, a \bar{C}_L srednja vrijednost koeficijenta sile uzgona za lopaticu rotora.

Pri brzinama napredujućeg leta helikoptera od 200 km/h (55 m/s) kod rotora čije lopatice imaju obodnu brzinu 175 m/s razlika u brzini optjecanja napredujuće lopatice (kreće se u smjeru leta) i nazadujuće lopatice (kreće se suprotno od smjera leta) bit će 110 m/s. Kako je sila uzgona proporcionalna brzini leta (u ovom slučaju brzini optjecanja lopatice), tako će se kao posljedica različitih brzina optjecanja lopatica pojavljivati nesimetrija uzgona na disku rotora. Jedine promjenjive veličine iz jednadžbe (7-1) su *brzina optjecanja* i *koeficijent uzgona* lopatice. One trebaju biti međusobno recipročno proporcionalne, odnosno trebaju se neprestano međusobno kompenzirati kako bi se u napredujućem letu izbjegla pojava nesimetrije uzgona diska.

Kutna brzina lopatica, izražena preko okretaja NR, i brzina leta helikoptera definiraju brzinu optjecanja lopatica. Premda se kutna brzina lopatica može mijenjati unutar vrlo uskog područja tolerancije (detaljnije pod točkom 10.4 *Autorotacija*), ovdje će se pretpostaviti da je ona konstantna. Zbog toga su i brzine optjecanja nazadujuće i napredujuće lopatice uvijek iste, odnosno razlika u brzini optjecanja između lopatica u $\psi = 90^\circ$ i $\psi = 270^\circ$ je konstantna. Kako bi se ona kompenzirala, potrebno je smanjiti veličinu koeficijenta uzgona na napredujućoj lopatici (zbog veće brzine optjecanja), odnosno povećati \bar{C}_L nazadujuće lopatice (zbog manje brzine optjecanja).

Za male napadne kutove vrijedi linearna ovisnost koeficijenta sile uzgona o napadnom kutu. Dakle, promjenom postavnoga kuta (izravno dovodi do promjene napadnoga kuta lopatice) moguće je kompenzirati veću silu uzgona koja je posljedica veće brzine optjecanja, i obrnuto.

Promjena postavnih (a time i napadnih kutova) lopatica u svrhu izjednačavanja uzgona na disku NR postiže se mahanjem lopatica NR. Te promjene, za svaku lopaticu posebno, izvode se tijekom jednog perioda ili ciklusa rotacije, pa se zbog toga nazivaju i cikličnim promjenama postavnoga kuta. Te promjene dovode do promjena u iznosu sile uzgona, čime se ostvaruje naginjanje diska NR – a time i upravljanje helikopterom. Zbog toga se komanda za upravljanje oko uzdužne i poprečne osi naziva ciklična komanda.

Mahanje lopatica je kretanje lopatica prema gore i prema dolje u odnosu na ravninu vrhova krakova rotora. Kod zglobnih rotora ono se obavlja oko horizontalnog zgloba ili zgloba mahanja. Samo mahanje lopatica ili u vezi s cikličnom promjenom napadnih kutova može eliminirati razlike uzgona na disku, te time osigurati upravljiv let. U ovom poglavlju je objašnjeno samo mahanje lopatica koje se pojavljuje zbog različitog optjecanja napredujuće i nazadujuće lopatice.

7.1.1 Posljedica razlike u brzinama optjecanja na mahanje lopatice

Napredujuća lopatica u azimutnom položaju $\psi = 90^\circ$ susreće se sa strujom zraka koja je posljedica napredujućeg leta helikoptera. Zbog toga je brzina optjecanja napredujuće lopatice jednaka zbroju njene obodne brzine i brzine leta helikoptera. Zbog veće brzine optjecanja pojavljuje se i veća sila uzgona (izraz 7-1), što dovodi do kretanja lopatice prema gore (mahanja prema gore).

Lopatica postiže maksimalnu brzinu mahanja prema gore u poziciji gdje postoji maksimalna brzina optjecanja, a to je u azimutnom položaju $\psi=90^\circ$. Na nazadujućoj lopatici pojavljuje se manja brzina optjecanja jer se obodna brzina i brzina leta helikoptera međusobno oduzimaju.

Zbog manje brzine optjecanja na nazadujućoj lopatici stvara se manja sila uzgona tako da zbog toga lopatica ima tendenciju spuštanja, odnosno mahanja prema dolje. Lopatica postiže maksimalnu brzinu mahanja prema dolje u poziciji gdje postoji minimalna brzina optjecanja, a to je u azimutnom položaju $\psi = 270^\circ$.

Zbog faznog pomaka od 90° između pobude i odaziva, napredujuća lopatica koja ima maksimalnu brzinu mahanja prema gore u $\psi = 90^\circ$ nastavlja s podizanjem sve dok ne postigne svoj maksimalni otklon prema gore. Zbog postojanja faznog pomaka, taj položaj se nalazi u $\psi=180^\circ$.

Nazadujuća lopatica reagira na maksimalnu brzinu mahanja prema dolje u azimutnom položaju $\psi=270^\circ$ na način da nastavlja sa spuštanjem sve dok ne postigne svoj maksimalni otklon prema dolje. Zbog postojanja faznog pomaka, taj položaj se nalazi u $\psi=360^\circ$.

Maksimalni otklon lopatice prema gore u azimutnom položaju $\psi=180^\circ$ i maksimalni otklon lopatice prema dolje u azimutnom položaju $\psi=360^\circ$ dovode do nagiba diska NR prema nazad. Time je i pogonska sila NR usmjerena prema nazad, odnosno propulzivna komponenta djeluje u suprotnom smjeru od smjera kretanja helikoptera.

7.1.2 Promjena napadnih kutova kao posljedica mahanja lopatica

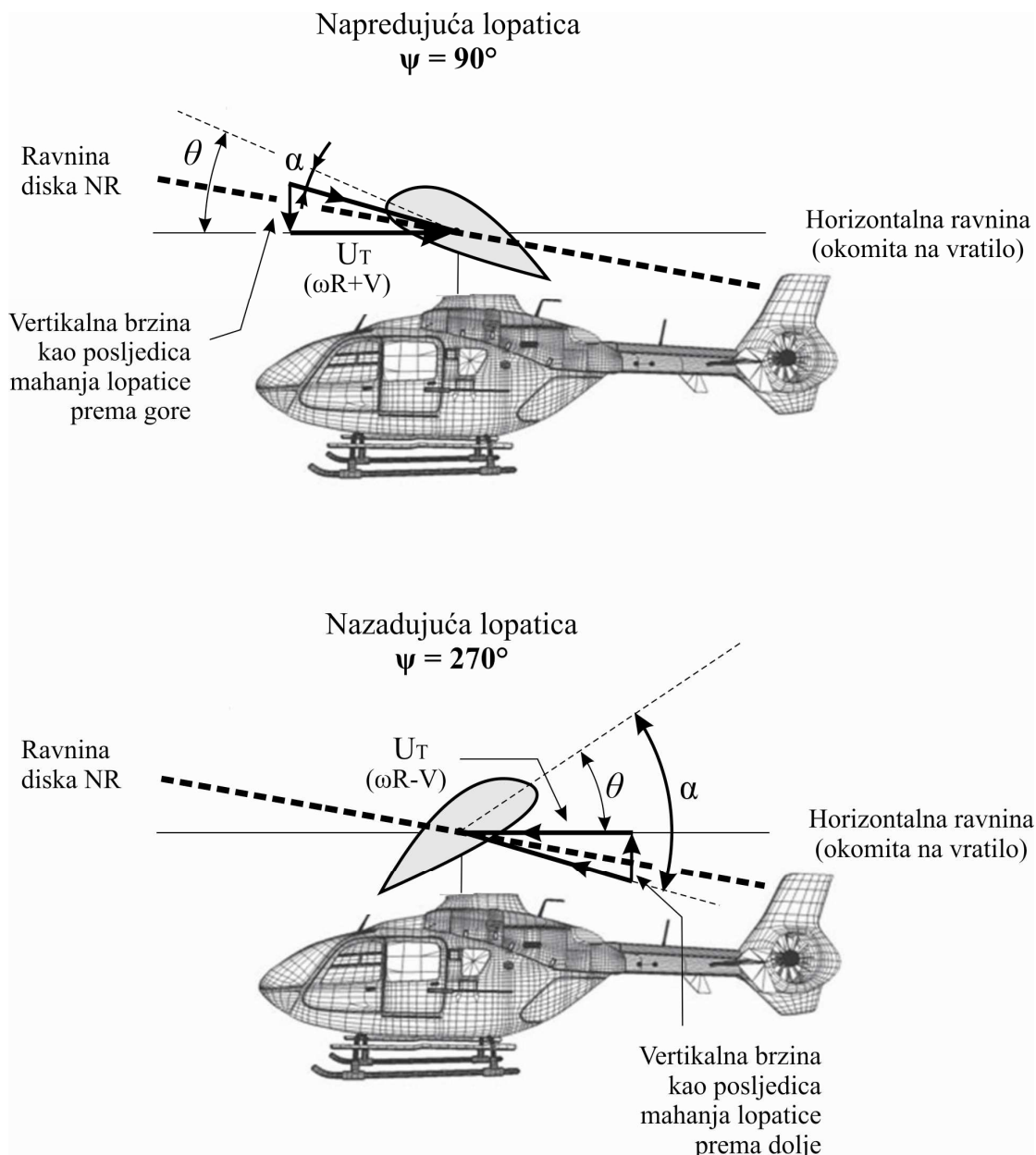
Mahanje lopatice prema gore i prema dolje dovodi do promjene napadnih kutova lopatice, što ima izravnu posljedicu na silu uzgona (*slika 7.1*).

Na napredujućoj lopatici pojavljuje se vertikalna komponenta brzine struje zraka kao posljedica mahanja odnosno kretanja lopatice prema gore. Ona stvara učinak povećanja inducirane brzine struje zraka, što za posljedicu ima manji napadni kut. Kretanje prema gore stoga *smanjuje* napadni kut lopatice (preko zgloba uvijanja), čime se kompenzira veći iznos sile uzgona kao posljedice veće brzine optjecanja lopatice u $\psi = 90^\circ$.

Na nazadujućoj lopatici u $\psi = 270^\circ$, vertikalna komponenta brzine struje zraka također je posljedica mahanja lopatice ali prema dolje. Time se stvara učinak smanjenja inducirana brzina struje zraka, odnosno povećava se napadni kut. Kretanje prema dolje stoga *povećava* napadni kut lopatice (također preko zgloba uvijanja), čime se kompenzira manji iznos sile uzgona kao posljedice manje brzine optjecanja lopatice u $\psi = 270^\circ$.

Mahanjem lopatica prema gore i prema dolje ne mijenja se ukupna sila uzgona koju stvara NR, jer lopatice mašu na način da stvore ravnotežu.

Valja napomenuti da je postavni kut lopatica (θ) u primjeru sa *slike 7.1.* konstantan, bez obzira na to u kojemu se azimutnom položaju lopatica nalazila. Različitim postavnim kutovima u različitim azimutnim položajima moguće je pobuditi mahanje lopatica na način da se ostvari naginjanje diska rotora u željenom smjeru leta, odnosno omogućuje se upravljanje oko uzdužne i poprečne osi helikoptera.



Slika 7.1. Promjene napadnih kutova kao posljedica mahanja lopatica

7.1.3 Ciklična promjena postavnih kutova lopatica u funkciji upravljanja nagibom diska

Mahanjem lopatica moguće je upravljati položajem diska NR. Na taj se način usmjeruje vektor propulzivne sile NR u željenom smjeru leta.

Kao što je to objašnjeno pod *točkom 7.2*, napredujuća lopatica maše prema gore te postiže maksimalni otklon prema gore u azimutnom položaju $\psi=180^\circ$. Međutim u napredujućem letu najniža točka diska NR treba biti upravo u tom azimutnom položaju, što znači da lopatica koja napreduje treba mahati prema dolje umjesto prema gore.

Kako je srednja vrijednost koeficijenta uzgona lopatice izravno povezana s napadnim kutom, lopatica će mahati prema dolje ako postavni kut (a time i napadni kut) ima minimalnu vrijednost u azimutnom položaju $\psi=90^\circ$. Zbog faznog pomaka lopatica postiže svoj maksimalan otklon prema dolje upravo u položaju $\psi=180^\circ$, odnosno iznad nosa helikoptera.

Za nazadujuću lopaticu vrijedi suprotan princip. Kako najviša točka diska NR treba biti u azimutu $\psi=360^\circ$ ili iznad repa helikoptera, potrebno je povećati postavni kut lopatice u azimutnom položaju $\psi=270^\circ$ kako bi se maksimalni otklon prema gore, zbog faznog pomaka, postigao u azimutnom položaju $\psi=360^\circ$.

Te promjene postavnih kutova lopatica postižu se pomakom ciklične komande upravljanja prema naprijed. Time je spriječeno naginjanje diska rotora unazad, a koje je posljedica razlike u brzinama optjecanja lopatica u napredujućem letu.

Pomaci ciklične komande imaju za posljedicu promjene postavnih kutova svake pojedine lopatice, čime se mijenjaju napadni kutovi. Pritom je važno uzeti u obzir fazni pomak kako bi se između pobude (najmanji napadni kut) i odziva (maksimalni otklon lopatice prema dolje) osigurao željeni nagib diska rotora.

Tako se pomakom ciklične komande prema naprijed smanjuje postavni kut lopatice u azimutu $\psi=90^\circ$. Istodobno se povećava postavni kut lopatice u azimutu $\psi=270^\circ$.

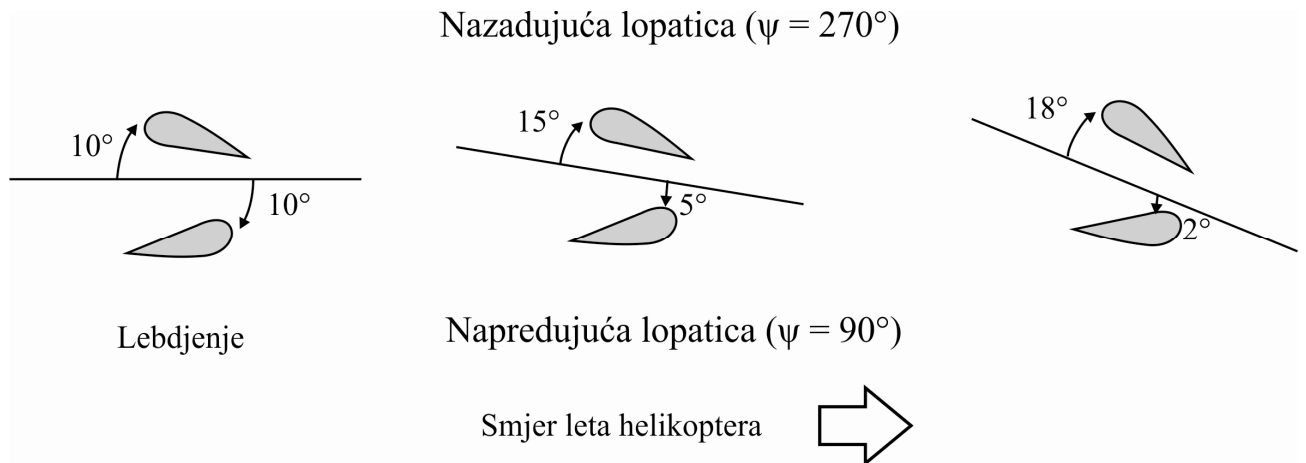
Najmanji postavni kut u azimutnom položaju $\psi=90^\circ$ *smanjuje* vrijednost koeficijenta uzgona, a time i silu uzgona lopatica u tom položaju. Zbog toga lopatica maše *prema dolje*. Maksimalna brzina mahanja prema dolje je u položaju lopatice u kojemu je napadni kut najmanji, što je u ovom slučaju azimut $\psi=90^\circ$. Zbog faznog pomaka maksimalni otklon lopatice prema dolje pojaviti će se u azimutnom položaju $\psi=180^\circ$ ili iznad nosa helikoptera.

Najveći postavni kut u azimutnom položaju $\psi=270^\circ$ povećava vrijednost koeficijenta uzgona, a time i silu uzgona lopatice u tom položaju. Zbog tog lopatica maše prema gore. Maksimalna brzina mahanja prema gore je u položaju gdje je napadni kut najveći, što je u ovom slučaju $\psi=270^\circ$. Zbog faznog pomaka maksimalni otklon lopatice prema gore javiti će se u azimutnom položaju $\psi=0^\circ$ ili iznad repa helikoptera.

Položaj maksimalnih otklona lopatica prema dolje u $\psi=180^\circ$ i položaj maksimalnih otklona lopatica prema gore u $\psi=0^\circ$ ima za posljedicu naginjanje diska NR prema naprijed, a time i naginjanje vektora pogonske sile NR prema naprijed.

Kako se brzina leta helikoptera povećava, zbog različitih brzina optjecanja - a time i razlika u sili uzgona na disku NR – napredujuća lopatica imat će tendenciju mahanja prema gore, a nazadujuća lopatica mahanja prema dolje. Zbog tog efekta bi disk rotora ponovo imao tendenciju nagnjanja unazad, suprotno od smjera leta.

Kako bi se to spriječilo, povećanjem brzine napredujućeg leta helikoptera pilot treba neprestano potiskivati cikličnu komandu prema naprijed.



Slika 7.2. Odnosi promjene napadnih kutova lopatica s pomakom CP

Na *slici 7.2.* prikazane su promjene postavnih kutova lopatica s pomakom ciklične komande prema naprijed povećanjem napredujuće brzine leta.

U lebdenju, ciklična komanda se nalazi u (uvjetnom) neutralnom položaju za lebdenje i postavni kutovi napredujuće i nazadujuće lopatice su jednaki.

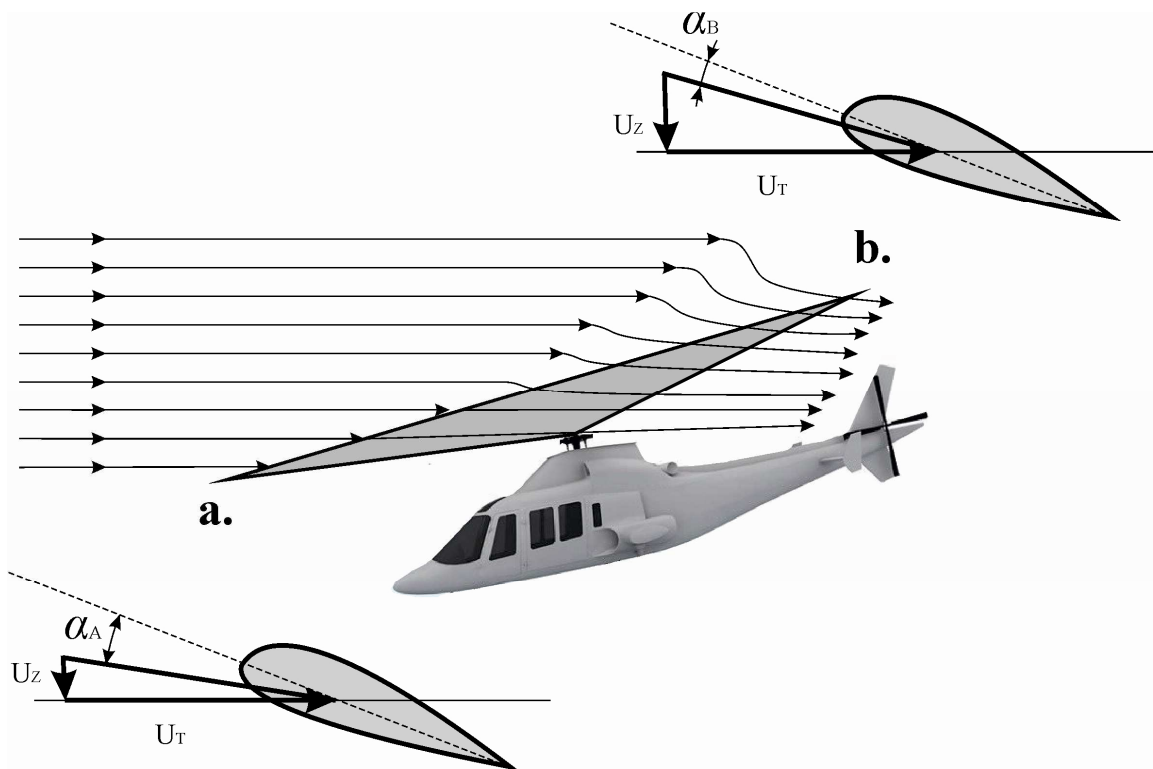
Pri malim brzinama napredujućeg leta, pomak ciklične komande prema naprijed smanjuje postavni kut napredujuće lopatice, a povećava postavni kut nazadujuće. To ima za posljedicu blago nagnjanje diska rotora prema naprijed.

Pri većim brzinama napredujućeg leta, pilot kontinuiranim potiskivanjem ciklične komande prema naprijed dodatno smanjuje postavni kut napredujuće lopatice, a povećava postavni kut nazadujuće lopatice. Posljedica je dodatno nagnjanje diska rotora prema naprijed i, zbog toga, povećanje napredujuće brzine leta.

7.2 Nesimetrija uzgona na prednjoj i stražnjoj strani diska

Različit protok zraka kroz prednji i stražnji dio NR pojavljuje se zbog naginjanja diska NR prema naprijed kad se helikopter nalazi u napredujućem letu (za razliku od različitog optjecanja lopatica na lijevom i desnom dijelu diska rotora koje je posljedica brzine napredujućeg leta).

Zrak koji prolazi kroz ravninu diska rotora u napredujućem letu, pod utjecajem rotora se neposredno prije prolaska usmjeruje prema dolje, čime se osigurava vertikalna brzina struje zraka. Ako je put kojim čestica zraka putuje pod utjecajem rotora duži, to je i vertikalna brzina te čestice veća. Zbog toga je na prednjem dijelu diska struja zraka kroz rotor približno horizontalna, dok na stražnjem dijelu diska ima primjetnu vertikalnu brzinu prema dolje. Posljedica je razlika u induciranoj brzini struje (U_z) kroz rotor na prednjem dijelu (tamo je ona manja) i stražnjem dijelu (veća) (slika 7.4).



Slika 7.4. Inducirana brzina struje zraka kroz disk rotora

Veća inducirana brzina struje zraka kroz stražnji dio diska smanjuje napadne kutove lopatica. Manja inducirana brzina struje zraka kroz prednji dio diska povećava napadne kutove lopatica.

Veći napadni kut lopaticice na prednjem dijelu diska NR (oko azimutnog položaja 180°) povećava silu uzgona lopaticice. Povećani uzgon lopaticice u azimutu $\psi=180^\circ$ uzrokuje pobudu u smislu mahanja lopaticice prema gore. Zbog faznog pomaka odaziv na pobudu pojavljuje se kao maksimalni otklon lopaticice *prema gore* na lijevoj strani diska (oko $\psi = 270^\circ$).

Manji napadni kut lopaticice na stražnjem dijelu diska NR (oko azimutnog položaja 0°) smanjuje sile uzgona lopaticice. Smanjeni uzgon lopaticice u azimutu $\psi=0^\circ$ uzrokuje pobudu mahanja lopaticice prema

dolje. Zbog faznog pomaka odaziv na pobudu pojavljuje se kao maksimalni otklon lopatice *prema dolje* na desnoj strani diska (oko $\psi = 90^\circ$).

Maksimalni otklon lopatice prema gore na lijevoj strani i maksimalni otklon lopatice prema dolje na desnoj strani diska dovode do naginjanja diska rotora u desnu stranu (valjanje helikoptera udesno oko poprečne osi). Pri malim brzinama leta to valjanje nije izraženo, ali se treba kompenzirati zbog naginjanja vektora propulzivne sile NR u desnu stranu.

Nagib diska rotora u desnu stranu, a kao posljedica nesimetrije uzgona na prednjem i stražnjem dijelu diska, kompenzira se otklonom ciklične komande u suprotnu stranu (lijevu). Time je moguće spriječiti valjanje i zadržati željenu putanju leta.

Otklon ciklične komande u lijevu stranu, kao posljedica sprečavanja desnog valjanja, smanjuje postavne kutove lopatica u azimutnom položaju $\psi=180^\circ$, povećava ih u azimutu $\psi=0^\circ$.

Povećanjem brzine napredujućeg leta povećava se i razlika u sili uzgona na prednjem i stražnjem dijelu diska rotora. Zbog toga je potrebno dodatnim otklonom ciklične komande spriječiti izraženiju tendenciju naginjanja diska rotora u desnu stranu.

Na većim brzinama leta, razlika uzgona prednjeg i stražnjeg dijela diska NR je manja. Razlog je to što je struja zraka kroz ravninu rotora ujednačena, pa je manja razlika u induciranoj brzini. Zbog toga je otklon ciklične komande u funkciji sprečavanja desnog valjanja helikoptera potrebno smanjiti radi zadržavanja željene putanje leta.

8 Lebdenje helikoptera

Lebdenje je režim leta helikoptera u kojemu se održava stalno mjesto (pozicije) iznad određene točke, obično na nekoj manjoj visini iznad tla. Lebdenje je primarni režim leta helikoptera jer je, u velikoj mjeri, preduvjet za polijetanje i slijetanje.

Kako bi se uspostavio taj režim leta, pogonska sila diska rotora treba biti po iznosu jednaka težini helikoptera (*slika 2.1*). Kako je u lebdenju potrebno da su pogonska sila i težine helikoptera u ravnoteži, svaka promjena tog stanja dovodi do vertikalnog uzdizanja odnosno snižavanja. Povećanje postavnih kutova preko kolektivne komande upravljanja, uz osnovni uvjet stalne kutne brzine lopatica, rezultira dodatnim vertikalnim potiskom. Prema istom principu, smanjenje postavnih kutova izaziva snižavanje. Zbog toga režim lebdenja pripada u dio vertikalnog leta helikoptera. U uvjetima bez vjetra ravnina vrhova lopatica NR ostaje u horizontalnom položaju u odnosu na tlo iznad kojega se helikopter održava u režimu lebdenja.

Lebdenje pod utjecajem tla ili *pod utjecajem zračnog jastuka* (engl. *in-ground effect - IGE*) iskorištava međudjelovanje brzine inducirane struje zraka koju stvara NR i površine tla te je izraženije što se helikopter nalazi bliže tlu.

Helikopteru koji se nalazi u režimu lebdenja bez utjecaja tla odnosno *bez utjecaja zračnog jastuka* (engl. *out-of-ground effect - OGE*) potrebno je mnogo više snage od motora za održavanje stalne visine, što negativno utječe na performanse i znatno ograničuje masu helikoptera i manevre tijekom leta.

8.1 Značajke u lebdenju helikoptera bez utjecaja tla

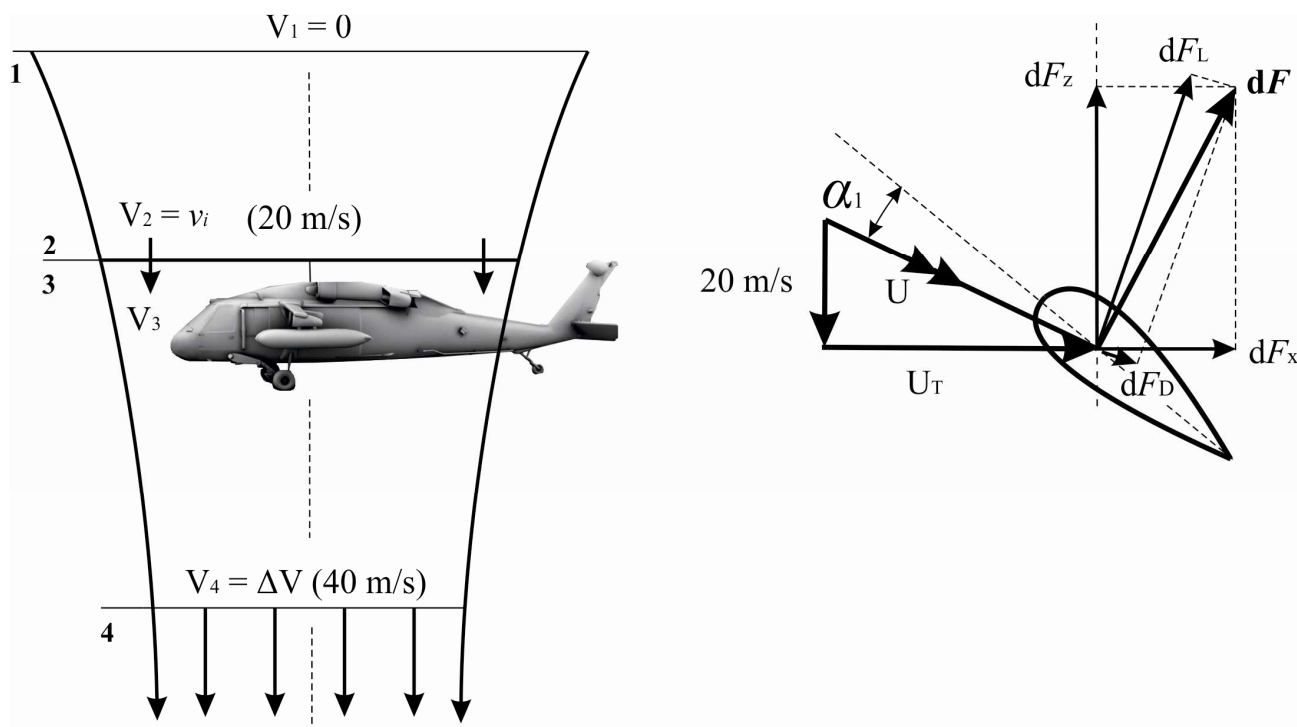
Za potrebe analize utjecaja tla na performanse u lebdenju valja napomenuti da je ukupna aerodinamična sila lopatice jednaka sumi svih elementarnih sila na svim elementima dužine lopatice. U nastavku je analiziran i prikazan jedino vektor *elementarne* aerodinamičke sile (dF) na *elementarnom* presjeku lopatice, što je iskorišteno za objašnjenje ukupne sile lopatice i, preko nje, pogonske sile diska rotora. U realnim uvjetima ta pretpostavka nije u potpunosti korektna zbog različitih kutova vitoperenosti lopatica što ima za posljedicu različite kutove uvijanja (a time i različite napadne kutove kao posljedica različitih vertikalnih brzina), ali je dovoljno dobra aproksimacija koja može poslužiti kao ilustracija problema. Ostali elementi se temelje na *Teoriji diska* (engl. *Momentum Theory*) pri čemu je analiziran idealni rotor i strujanje.

Protok zraka kroz ravninu diska može se prikazati kao strujna cijev (*slika 8.1*). Masa zraka na presjeku dovoljno iznad rotora (1) usmjeruje se i ubrzava prema dolje te prolazi kroz ravninu rotora (2) brzinom $V_2 = V_3$, odnosno induciranom brzinom v_i . Prolaskom kroz rotor, masa zraka nastavlja ubrzanje do konačne brzine V_4 u presjeku dovoljno ispod rotora (4). Uobičajeno je da konačna brzina (ΔV) postiže na visini lebdenja koja odgovara promjeru rotora.

Važno je naglasiti da pri takvom strujanju vrijedi da je:

$$\Delta V = 2v_i \quad (8-1)$$

Ako se pretpostavi da je inducirana brzina kroz ravninu diska rotora 20 m/s, tada prema izrazu (8-1) konačna brzina dovoljno ispod rotora iznosi 40 m/s. Uz to, veća brzina inducirane struje zraka (koja je potrebna kako bi se osigurao veći maseni protok zraka kroz ravninu diska rotora), neizravno utječe na položaj vektora aerodinamičke sile (dF), koji je, u tom slučaju, značajno nagnut unazad.

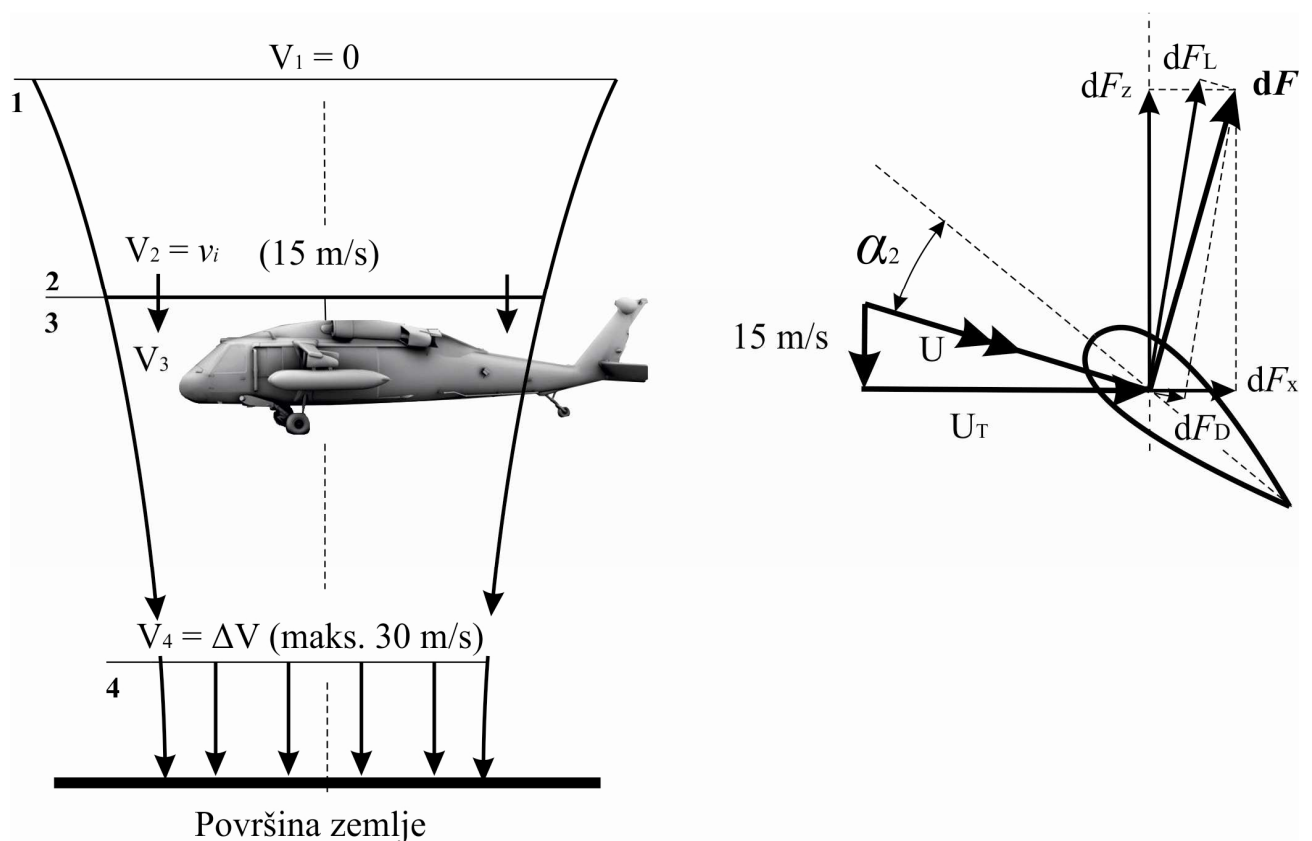


Slika 8.1. Brzine struje zraka kroz NR, bez utjecaja zračnog jastuka

Položaj vektora dF prema nazad znatno povećava silu na kraku u ravnini rotacije (dF_x) koja je usmjerena suprotno od smjera kretanja lopatice, dok istodobno smanjuje iznos sile na lopatici duž osi rotacije (dF_z).

8.2 Značajke u lebdenju helikoptera pod utjecajem tla

Pri režimu lebdenja pod utjecajem tla, struja zraka koja prolazi kroz ravninu diska također se ubrzava prema dolje. Konačna brzina (ΔV) definirana je visinom lebdenja helikoptera. Postoji mogućnost da masa zraka udari o tlo prije nego što postigne konačnu brzinu (u ranijem primjeru to je bilo 40 m/s). Zbog toga je brzina struje zraka u presjeku (4), koji je zapravo podloga ili tlo i nalazi se bliže disku rotora, manja konačna brzina u odnosu na prethodni primjer. Recimo da iznosi 30 m/s jer se masa zraka zbog dolaska na prepreku (tlo) ne može dalje ubrzavati (*slika 8.2*).



Slika 8.2. Brzine struje zraka kroz NR, s utjecajem zračnog jastuka

Prema izrazu (8-1) moguće je izračunati da u tom slučaju inducirana brzina struje zraka kroz disk rotora iznosi 15 m/s. Ta je brzina za 5 m/s manja nego u lebdenju bez utjecaja zemlje, pa je zbog toga i iznos vektora manji. Pri istoj tangencijalnoj brzini (U_T), napadni kut u tom slučaju je veći od prethodnog primjera ($\alpha_2 > \alpha_1$). Tim je i sila uzgona veća, što je moguće prikazati preko manjega kuta ukupne brzine (U) u odnosu na ravninu rotacije. Zbog toga je vektor aerodinamičke sile (dF) nagnut manje unazad nego što je to bio slučaj u lebdenju bez utjecaja tla. Posljedica toga je veća komponenta sile na lopatici duž osi rotacije (dF_z), odnosno manja komponenta sile na kraku u ravnini rotacije (dF_x).

Bitno je zamijetiti da je dF_z po iznosu veća pri lebdenju pod utjecajem tla nego što je to slučaj u lebdenju bez utjecaja tla. Zbog toga se helikopter pri istoj snazi pod utjecajem tla kretao prema gore, odnosno da bi ostao u lebdenju na konstantnoj visini bilo bi potrebno utrošiti manje snage za lebdenje. To se može opravdati i manjom induciranom brzinom struje zraka u lebdenju pod utjecajem tla.

Uz to, kad se helikopter nalazi u lebdenju pod utjecajem tla, strujanje zraka prema dolje i od helikoptera teži smanjenju stvaranja vrtložnih prstena (manja inducirana brzina struje zraka, manja razlika u tlakovima iznad i ispod diska NR). Tako vanjski dijelovi lopatica postaju učinkovitiji u stvaranju uzgona.

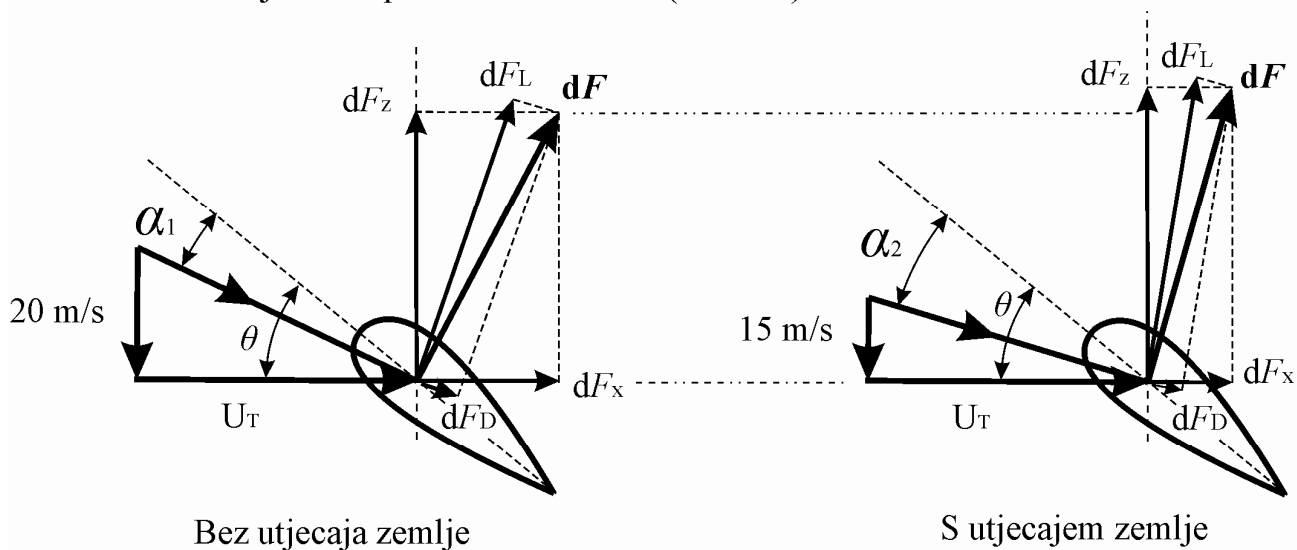
Za prelazak iz režima lebdenja bez utjecaja tla (*slika 8.3(a)*) u lebdenje pod utjecajem tla, pilot kolektivnom komandom treba smanjiti pogonsku silu NR. Kako se helikopter približava podlozi, ona stvara sve veći otpor struji zraka koja je prošla kroz NR (zrak se sve više kreće horizontalno od diska,

a paralelno sa zemljom). To sprečava razvoj velike brzine struje zraka ispod rotora, što se očituje u smanjenju brzine inducirane struje zraka kroz disk rotora.

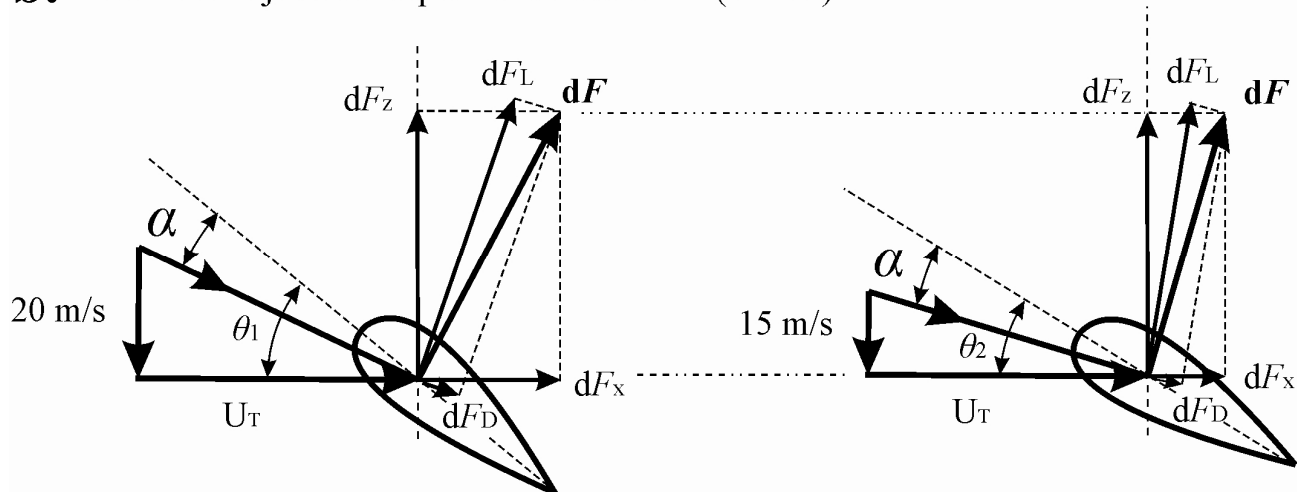
Zbog manjega postavnoga kuta lopatica ($\theta_2 < \theta_1$ zbog manje inducirane brzine i spuštanja kolektivne komande), u lebdenju pod utjecajem tla vektor aerodinamičke sile položen je bliže vertikalnoj osi, pa je tako za isti iznos sile uzgona potrebno manje snage da se helikopter održi u lebdenju (slika 8.3(b)).

Također, horizontalna struja zraka koja se razvija u blizini ravnine diska rotora smanjuje nastajanje vrtložnih prstena na krajevima lopatica.

a. Jednake vrijednosti postavnih kutova θ ($\alpha_1 < \alpha_2$)



b. Jednake vrijednosti napadnih kutova α ($\theta_1 > \theta_2$)



Slika 8.3. Odnosi napadnih i postavnih kutova i vektori aerodinamičkih sila u lebdenju bez utjecaja i pod utjecajem zračnog jastuka

Kod veličine helikoptera u režimu lebdenja učinkovitost rotora je povećana pod utjecajem tla do visine otprilike jednake promjeru rotora (ta visina ovisi o sastavu i kvaliteti podloge). Na visini pola promjera rotora pogonska sila NR se povećava za oko 7%, a na visini većoj od jednog promjera rotora porast u pogonskoj sili je mali i u potpunosti nestaje na visini 1,5 promjera rotora.

Maksimalni učinak utjecaja tla izražen je kad helikopter lebdi iznad ravne i glatke površine. Iznad visoke trave, neravne podloge i brazdi, te iznad vode utjecaj blizine tla može biti bitno smanjen. To se pojavljuje zbog djelomičnog razbijanja struje zraka i povratka velikih vrtložnih prstenova s povećanom brzinom struje zraka kroz disk rotora.

9 Izvanredni događaji u letu helikopterom

9.1 Gubitak uzgona nazadujuće lopatice

Kad je helikopter u napredujućem letu i kreće se većom brzinom, na nazadujućoj lopatici može se pojaviti gubitak ili slom uzgona (*slika 9.1*).

Kod aviona gubitak uzgona određuje njegovu minimalnu brzinu leta, a kod helikoptera gubitak uzgona lopatice rotora određuje njegovu maksimalnu brzinu leta.

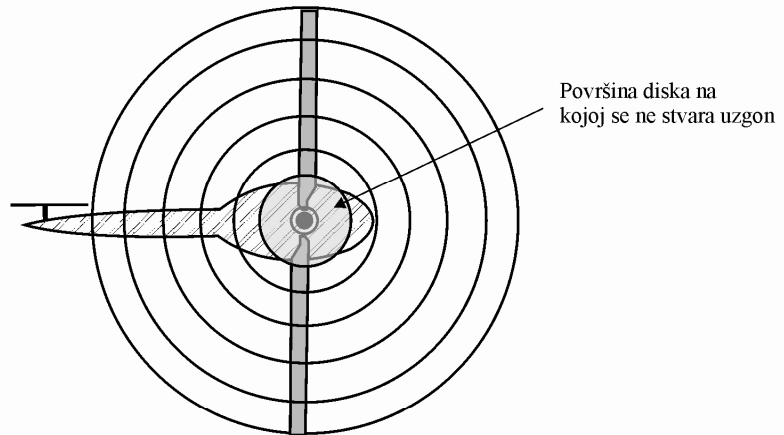
U lebdenju raspored sile uzgona na disku NR je kao na *slici 9.1(a)*.

Povećanjem brzine napredujućeg leta helikoptera smanjuje se brzina optjecanja nazadujuće lopatice (jer joj je obodna brzina nasuprotna smjeru leta). Kako je to prikazano na *slici 9.1(b)*, manja površina diska NR koja se nalazi na strani nazadujuće lopatice (koja ima velike postavne kutove) treba kompenzirati uzgon koji se pojavljuje na većoj površini diska NR na strani napredujuće lopatice (koja ovdje ima manje postavne kutove).

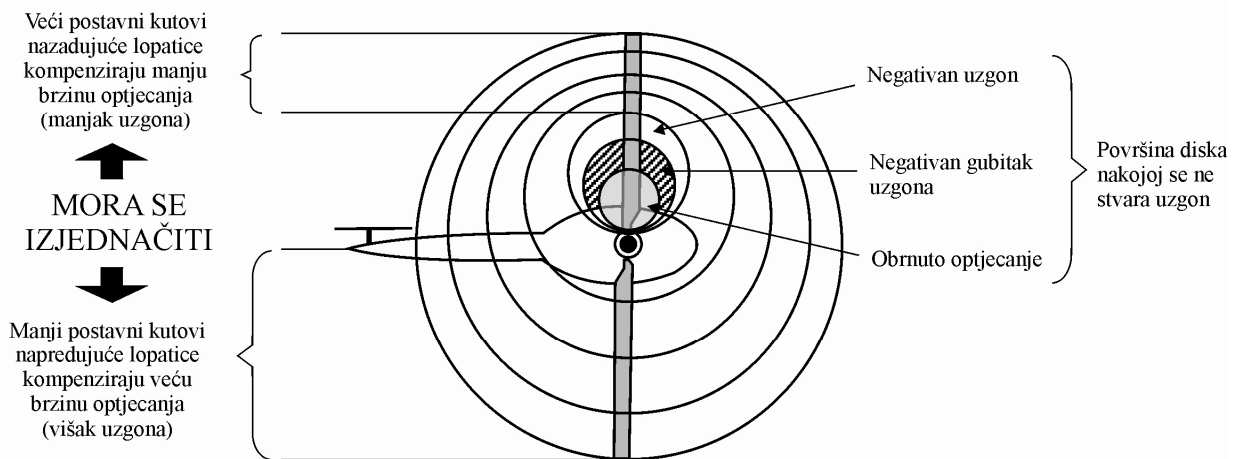
Kako se brzina nazadujuće lopatice smanjuje s povećanjem brzine napredujućeg leta, njezin postavni kut treba se povećati kako bi se izjednačio uzgon na cijeloj površini diska. Ako je to povećanje postavnoga kuta kontinuirano i prati povećanje brzine leta, nazadujuća lopatica će pri određenoj brzini leta izgubiti uzgon.

Slika 9.1(c) prikazuje raspodjelu uzgona na disku NR pri graničnoj brzini napredujućeg leta helikoptera gdje se pojavljuje gubitak uzgona nazadujuće lopatice. To uzrokuje vibracije i trešnje na graničnoj brzini leta koje se prenose na trup helikoptera. Ako dođe do spuštanja lopatice (mahanje prema dolje) s ciljem povećanja napadnoga kuta, odvajanje strujnica i gubitak uzgona širit će se po disku NR, što može dovesti do propinjanja i valjanja helikoptera u lijevu stranu.

a. Površina diska na kojoj se stvara uzgon u lebdjelju



b. Raspodjela uzgona na disku NR u napredujućem letu



c. Raspodjela uzgona pri graničnim brzinama napredujućeg leta

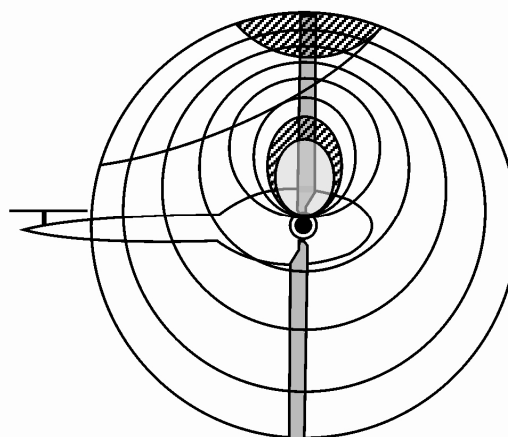
Gubitak uzgona na elementarnim presjecima lopatice blizu vrha

↓

Površina diska na kojoj se ne stvara uzgon širi se prema vanjskom dijelu diska.
Moguća su krozvrućna optjecanja pri vrhu napredujuće lopatice

↓

Helikopter povećava kut uzdužnog položaja prema gore i skreće u lijevu stranu



Slika 9.1. Raspored uzgona na NR

9.1.1 Uzroci gubitka uzgona nazadujuće lopatice

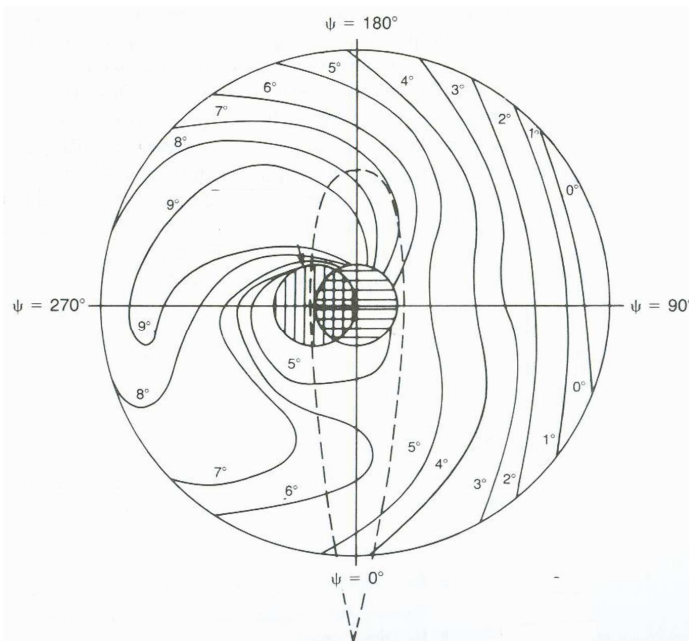
Povećanjem brzine napredujućeg leta helikoptera, površina diska NR gdje se ne stvara uzgon (*slika 9.1*) proširuje se sve više od centra prema lijevoj strani diska. Tako je tom površinom zakvačen sve veći dio nazadujuće lopatice duž njenog razmaha. Zbog toga je potrebno stvoriti višak uzgona na vanjskom dijelu nazadujuće lopatice kako bi se nadoknadio gubitak uzgona na unutarnjem dijelu (bliže korijenu).

U području obrnutog optjecanja, za elementarni presjek lopatice vrijedi da je obodna brzina manja od brzine napredujućeg leta helikoptera. Zbog toga zrak optječe od izlazne k napadnoj ivici aeroprofila promatranog elementarnog presjeka.

U području negativnoga gubitka uzgona, obodna brzina promatranog elementarnog presjeka u tom području je veća od brzine leta helikoptera, tako da zrak optječe od napadne k izlaznoj ivici aeroprofila. Međutim, ukupna struja zraka dolazi na aeroprofil pod velikim kutom (kut nagiba struje zraka) tako da se promatrani elementarni presjek u tom području nalazi pod negativnim napadnim kutom. Zbog toga dolazi do odvajanja strujnica s donje strane aeroprofila i gubitak uzgona (negativan gubitak uzgona).

U području negativnog uzgona, obodna brzina promatranog elementarnog presjeka u tom području i brzina mahanja smanjuju napadni kut ispod kritične vrijednosti. Ipak, vektor ukupne struje zraka je još pod velikim kutom, čime se na promatranom presjeku pojavljuje negativan uzgon.

Slika 9.2. prikazuje raspon vrijednosti napadnih kutova na disku NR pri brzini leta 200 km/h. Valja primijetiti da se raspon napadnih kutova u području napredujuće lopatice kreće od 0° do 2° , dok je raspon napadnih kutova u području nazadujuće lopatice od 8° do 9° . Iako su lopatice uvinute tako da imaju manji postavni kut pri vrhu nego u svom korijenu, napadni kut pri vrhu je veći zbog mahanja lopatice nagore.



Slika 9.2. Vrijednosti napadnih kutova lopatica na površini diska NR u napredujućem letu

Uzroci pojave gubitka uzgona lopatice prilikom leta helikoptera na velikoj brzini mogu biti: veliko opterećenje lopatica, mali okretaji NR (manja kutna brzina lopatica), velika visina leta, iznenadni manevri i turbulencija.

Kod helikoptera s jednim NR prije pojave gubitka uzgona nazadujuće lopatice najčešće prethode osjetne vibracije. Tendencija propinjanja i valjanja helikoptera ulijevo može biti razmjerno zanemariva. Ako se ciklična komanda zadrži u otklonu prema naprijed, a kolektivnom komandom se ne smanji ili čak poveća postavni kut lopatica, stanje koje prethodi gubitku uzgona se dodatno potencira. Vibracije se znatno povećavaju, te se može izgubiti upravljivost helikoptera.

9.1.2 Sprečavanje gubitka uzgona nazadujuće lopatice

Po pojavi prvih predznaka gubitka uzgona, pilot treba poduzeti sve da spriječi tu pojavu. Zbog toga je potrebno da se svi manevri izvode umjerenim tempom tehnike pilotiranja. Svi iznenadni manevri (zaokreti, brzo zaustavljanje i sl.) mogu dodatno potencirati gubitak uzgona, te dovesti u pitanje upravljivost helikoptera.

Gubitak uzgona nazadujuće lopatice pojavljuje se pri velikim brzinama napredujućeg leta. S ciljem sprečavanja te pojave pilot treba letjeti sporije nego što je to uobičajeno u uvjetima kad je:

- visina leta po gustoći mnogo veća od standardne
- helikopter opremljen plovcima, naoružanjem, podvjesnim teretom i ostalim što stvara dodatni otpor tijekom leta
- zrak turbulentan

Ako se posumnja na gubitak uzgona, pilot je dužan slijediti postupke propisane uputama za upravljanje helikopterom, a ti postupci općenito uključuju:

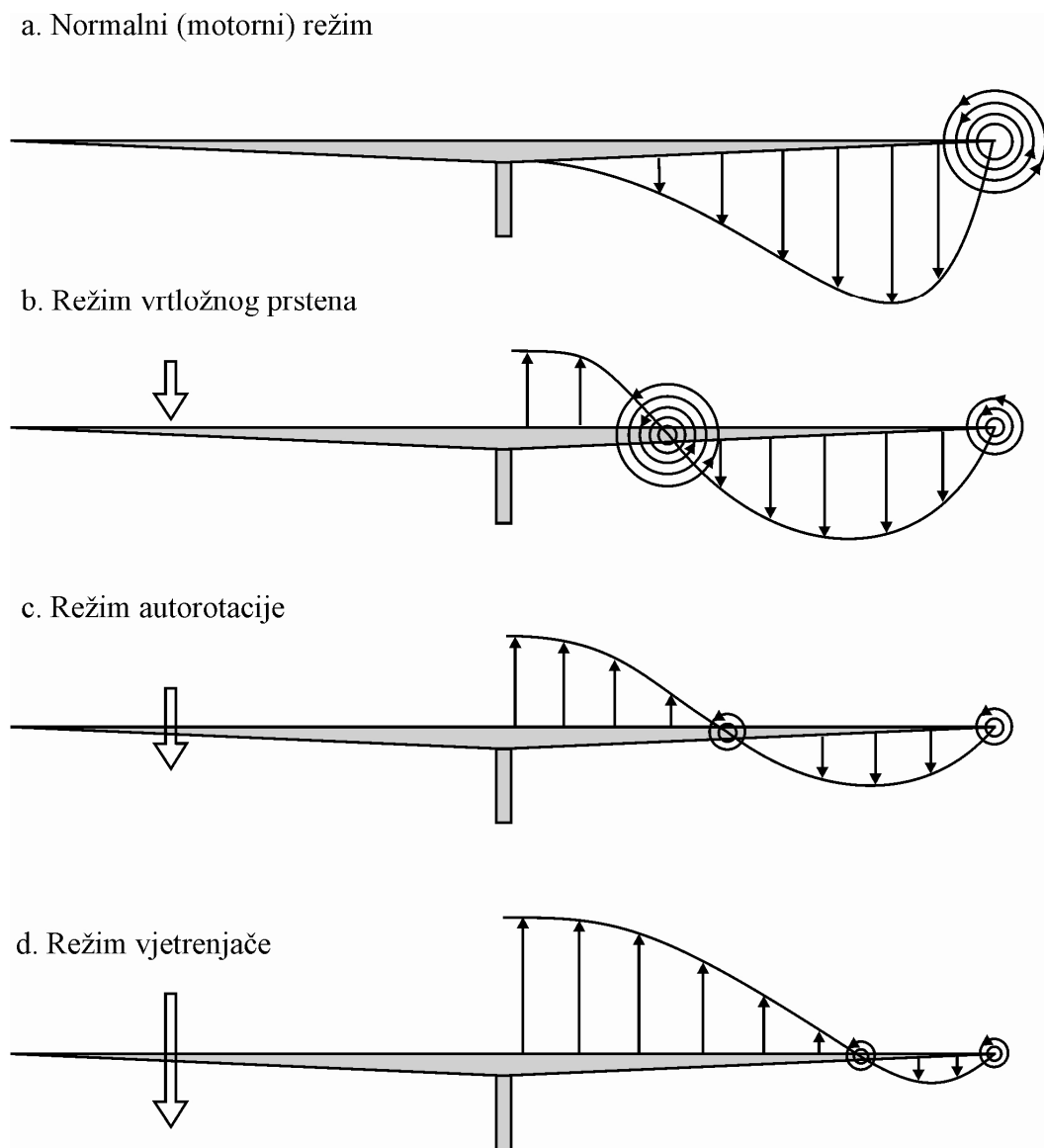
- smanjiti snagu
- smanjiti brzinu
- smanjiti intenzitet manevra
- povećati broj okretaja (brzinu vrtnje) NR prema gornjoj granici (povećati kutnu brzinu lopatica)
- provjeriti položaj nožnih komandi.

9.2 Spuštanje sa snagom motora

Spuštanje snagom motora režim je motornog leta helikoptera pri kojemu se spuštanje izvodi u struji zraka od vlastitog NR. Kad se helikopter spušta, protok zraka kroz disk NR je različit od onog u horizontalnom napredujućem letu pri istoj brzini. Što je spuštanje pod većim kutom, to su veće i promjene u protoku zraka kroz disk NR.

Ovisno o brzini silaženja moguća su četiri režima protoka zraka kroz NR: normalni motorni režim, režim vrtložnog prstena, režim autorotacije i režim vjetrenjače (*slika 9.3*).

Ti režimi vrijede samo za protok zraka u vertikalnom letu. U spuštanju pri određenoj brzini napredujućeg leta na disku NR mogu se pojaviti slični režimi protoka, ali brzine silaženja pri kojima se oni pojavljuju i predznaci njihovih pojava se razlikuju.



Slika 9.3. Strujanje zraka kroz NR u okomitom spuštanju

a. Normalni (motorni) režim

U lebdenju i pri malim brzinama silaženja, inducirana brzina struje zraka od lopatica rotora veća je od brzine silaženja. Protok zraka usmjeren je prema dolje u odnosu na disk NR. Postoje razlike u induciranoj brzini struje zraka uzduž razmaha lopatice što je posljedica različitih kutnih brzina pojedinih elementarnih presjeka i pripadajućih napadnih kutova od korijena do vrha lopatice. Potisak koji stvara NR dovoljno je stalan, kao i snaga motora potrebna za održavanje stalne kutne brzine lopatica (broja okretaja NR).

b. Režim vrtložnog prstena

Pri većim brzinama silaženja, brzina struje zraka koja je posljedica vertikalnoga kretanja helikoptera suprotnog je smjera od inducirane brzine struje zraka od rotora. To uzrokuje takvo strujanje zraka prema gore i djelomično smanjuje induciranu brzinu. Zbog toga se na dijelu diska NR gdje je inducirana brzina struje zraka manja od brzine struje zraka prema gore (a to je posljedica male kutne brzine) pojavljuje protok mase zraka kroz disk NR odozdo prema gore (*slika 9.3(b)*). To ima za posljedicu turbulentan protok zraka kroz disk NR i povećanu brzinu silaženja, čak i uz povećanje snage motora.

c. Režim autorotacije

Daljnijim povećanjem brzine silaženja disk NR uvodi se u režim autorotacije (*slika 9.3(c)*). Pri tim, većim, brzinama silaženja turbulentan protok zraka kroz rotor postaje sve ujednačeniji. Na nekoj definiranoj brzini silaženja, za održavanje konstantne kutne brzine lopatica (koja je izravno povezana s brojem okretaja NR) neće više biti potrebna snaga motora. Rotor iz takvog protoka zraka izvlači dovoljno energije, te stvara dovoljno uzgona za kontroliranje brzine silaženja. Time se osigurava upravljivost helikoptera.

Režim autorotacije je stanje između režima leta u kojemu se rotoru treba osigurati dovoljno snage od motora kako bi se spriječilo smanjenje broja okretaja i stanja kad se treba oduzeti snaga kako bi se spriječio prevelik broj okretaja rotora.

d. Režim vjetrenjače

Pri velikim brzinama silaženja velik dio protoka zraka kroz disk NR usmjeren je prema gore. Zbog toga se rotor ponaša kao vjetrenjača i iz struje zraka izvlači više energije nego što je potrebno za let (*slika 9.3(d)*). Taj režim nije uobičajen u svakodnevnim operacijama helikoptera. Dio energije treba se dodatno utrošiti kako bi se spriječilo prekoračenje broja okretaja NR. To se uobičajeno postiže povećanjem kolektivnoga koraka lopatica, što ima za posljedicu i povećanje otpora.

Da bi se postigao režim spuštanja snagom motora, potrebno je vertikalno ili približno vertikalno spuštanje brzinom od približno 1,5 m/s. Pritom brzina napredujućeg leta treba biti nula ili izrazito mala. Na NR se također treba utrošiti dio raspoložive snage motora (20% do 100%) da se ne smanji brzina silaženja.

Pod navedenim uvjetima, helikopter može imati veću brzinu silaženja zbog čega se stvara takav protok zraka čija je brzina veća od brzine inducirane struje zraka stvorene od rotora. Kao posljedica toga, protok zraka je kao posljedica kretanja helikoptera prema dolje usmjeren kroz površinu diska na malom polumjeru od vratila prema gore. To stvara sekundarne vrtložne prstenove na lopatici (primarni se uvijek pojavljuje na vrhu lopatice) na mjestu gdje protok zraka mijenja smjer iz strujanja prema dolje u strujanje prema gore. Posljedica je nestalan i turbulentan protok zraka kroz veliku površinu diska NR što uvelike smanjuje učinkovitost rotora čak i kad je on i dalje pogonjen od motora.

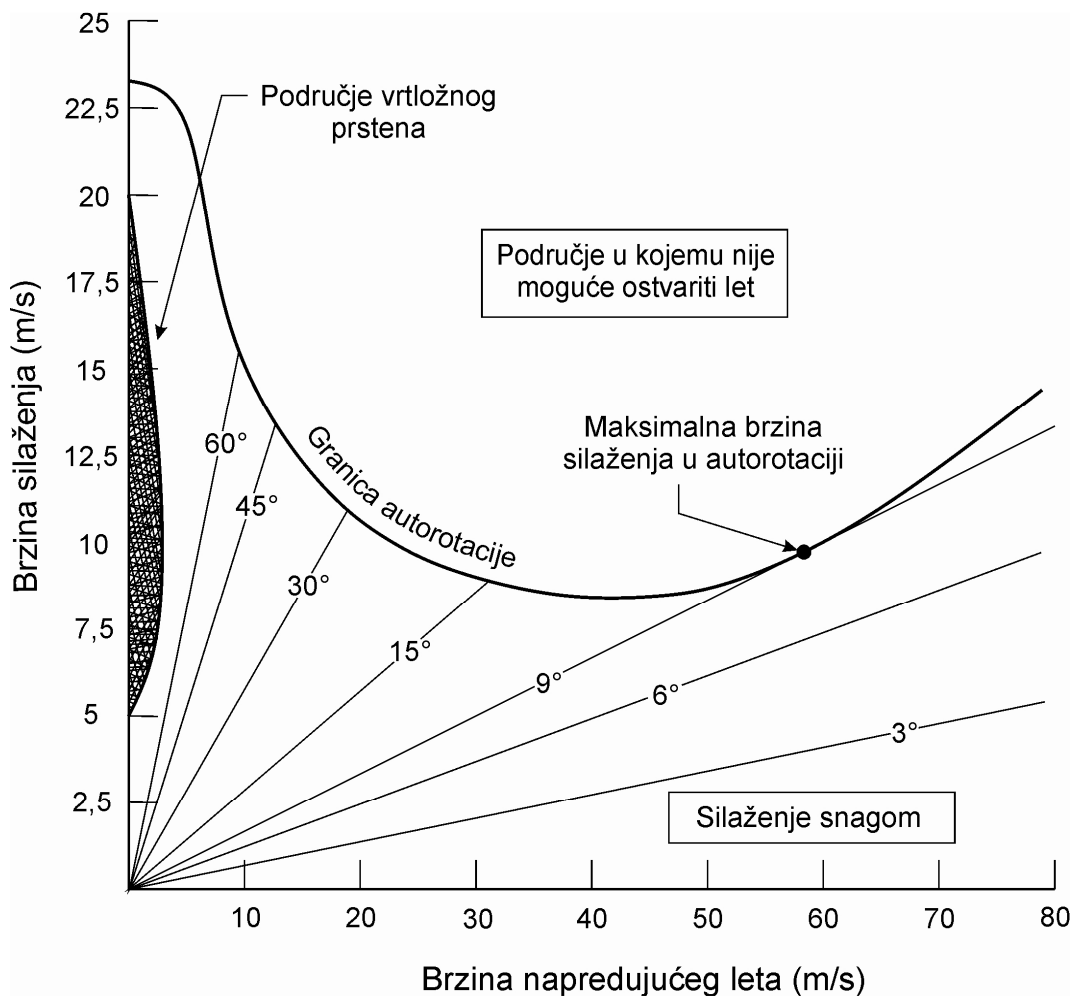
Na *slici 9.3 (a)* prikazani su vektori inducirane struje zraka duž razmaha lopatica u režimu lebdenja. Vektorsko polje definirano je vitoperenošću lopatice.

Slika 9.3 (b) prikazuje vektore inducirane struje zraka duž razmaha lopatica tijekom spuštanja helikoptera snagom. Spuštanje se izvodi takvom vertikalnom brzinom (brzina silaženja) da je brzina inducirane struje zraka na malim polumjerima od vratila usmjerena prema gore, što je posljedica spuštanja helikoptera.

Ako se helikopter spušta pod tim uvjetima, uz nedovoljno snage motora da uspori ili zaustavi takvo kretanje, disk rotora ulazi u režim vrtložnog prstena (*slika 9.3(c)*). U tom režimu, zbog turbulentnog strujanja zraka kroz NR i neujednačene struje preko lopatica, javljaju se vibracije i moguć je gubitak kontrole nad helikopterom.

Na *slici 9.4.* (na primjeru helikoptera mase 10.000 kg; $\omega R=200$ m/s, pri uvjetima Međunarodne standardne atmosfere na razini) prikazan je dijagram odnosa brzine napredujućeg leta (horizontalna brzina) i brzine silaženja (vertikalna brzina) u različitim režimima spuštanja. Iz tog dijagrama moguće je izvući nekoliko zaključaka vezanih uz režim vrtložnog prstena:

- a. režim vrtložnog prstena može se potpuno izbjeći ako je kut po kojemu se helikopter spušta 30° ili manji pri bilo kojoj brzini napredujućeg leta;
- b. u strmim prilazima režim vrtložnog prstena može se izbjeći kombiniranjem brzine silaženja i brzine spuštanja (povećanje jedne zahtijeva smanjenje druge, kako bi se po dijagramu izbjegla područja turbulencije i promjena u snazi);
- c. pri manjim kutovima spuštanja brzina strujanja zraka zbog kretanja helikoptera, zajedno s induciranom brzinom zraka od NR sprečava strujanje zraka nagore kroz disk NR;
- d. pri velikim kutovima spuštanja, malom brzinom silaženja, struja zraka koja se pojavljuje zbog spuštanja helikoptera ima manju brzinu od inducirane struje zraka od rotora, što sprečava pojavu protoka zraka kroz NR s donje strane. Velike brzine silaženja uzrokuju strujanje kroz NR s donje strane, ali se pri tim brzinama helikopter već nalazi u režimima autorotacije ili vjetrenjače.



Slika 9.4. Odnos brzine napredujućeg leta i brzine silaženja u režimu spuštanja

Spuštanje snagom nestabilan je režim leta helikoptera. Ako se takvo stanje održava, brzina silaženja helikoptera postiže vrijednost pri kojoj struja zraka počinje strujati kroz disk NR s donje strane, što dodatno povećava brzinu silaženja.

Izlazak iz tog režima moguć je uz znatno povećanje snage motora u ranoj fazi vrtložnog prstena. Ta dodana snaga može biti dovoljna da NR svlada strujanje zraka odozdo.

Ako su brzine silaženja veće, dodana snaga neće biti dovoljna da se zaustavi strujanje odozdo kroz disk NR i pojava režimu vrtložnog prstena.

Ako nema dovoljno snage motora za izlazak iz režima vrtložnog prstena, povećanje skupnoga koraka može samo potencirati taj režim stvarajući dodatne vrtloge koji povećavaju brzinu silaženja.

Način izlaska iz režima je povećanje brzine napredujućeg leta i spuštanje kolektivne komande (smanjenje skupnoga koraka). Povećanje brzine napredujućeg leta uobičajeni je način izlaska iz režima jer se tako izgubi manje visine nego kod spuštanja kolektivne komande. Ta se dva načina mogu kombinirati ako je visina dovoljna.

9.3 Rezonancija

Lopatice nosivog rotora, zbog promjenjivih opterećenja koja djeluju na helikopter, izložene su različitim vrstama deformacije (izvijanje, uvijanje, torzija i dr.). Također, neravnomjerna raspodjela optjecanja aeroprofila lopatice dovodi do nejednolikog otpora, što u kombinaciji s različitim azimutnim položajima utječe na promjenu okretnog momenta rotora koji se prenosi na trup helikoptera. Takva, periodična, promjena sila i momenata uzrokuje vibracije cijelog helikoptera. To se dodatno potencira neravnomjernom zategnutošću prigušivača lopatice, njenim vanjskim oštećenjem i sl. Vibracije konstrukcije helikoptera uzrokovane periodičnim djelovanjem promjenjivih sila nazivaju se *prinudne vibracije*. U njih se, uz vibracije od nosivog i repnog rotora, mogu svrstati vibracije pogonske grupe, reduktora, vratila i ostalih dijelova uređaja i konstrukcije helikoptera. Osim tih, uobičajenih prinudnih vibracija, na helikopteru se mogu pojaviti samopobuđujuće vibracije koje dovode do rezonancije. Rezonancija je podudaranje frekvencije prinudnih i samopobuđujućih vibracija pri čemu se povećava amplituda titraja. To u najtežim oblicima može dovesti do loma konstrukcije helikoptera. Najznačajnije su: *rezonancija u letu* i *zemaljska rezonancija*.

9.3.1 Rezonancija u letu

Rezonancija u letu su harmonična titranja (vibracije) između NR, repnog rotora i ostalih dijelova konstrukcije u letu helikoptera. Ta vrsta rezonancije obično nije problem zbog toga što je većina helikoptera konstruirana tako da transmisija NR i RR nije u istoj fazi tijekom rada. Titraji, odnosno vibracije jednog dijela konstrukcije ne mogu se, pod normalnim uvjetima, poklopiti s titrajinama nekoga drugog dijela, tako da ta vrsta rezonancije za pilota nema veliko značenje.

Međutim, kad rezonancijski rasponi nisu konstruktivno riješeni, pokazivač brzine vrtnje (broja okretaja) motora i rotora trebaju se držati na vrijednostima koje sprečavaju preklapanja, kako bi se ta pojava spriječila.

9.3.2 Zemaljska rezonancija

Zemaljska rezonancija može se pojaviti kod helikoptera sa zglobnim rotorom, kad se zbog cijelog niza udaraca lopatice rotora izbacuju iz ravnotežnog stanja. Ako se te oscilacije nastave, mogu se same od sebe povećavati, što može izazvati lom konstrukcije helikoptera. Ta vrsta rezonancije česta je pojava kod helikoptera s tri lopatice i kotačima kao stajnim trapom.

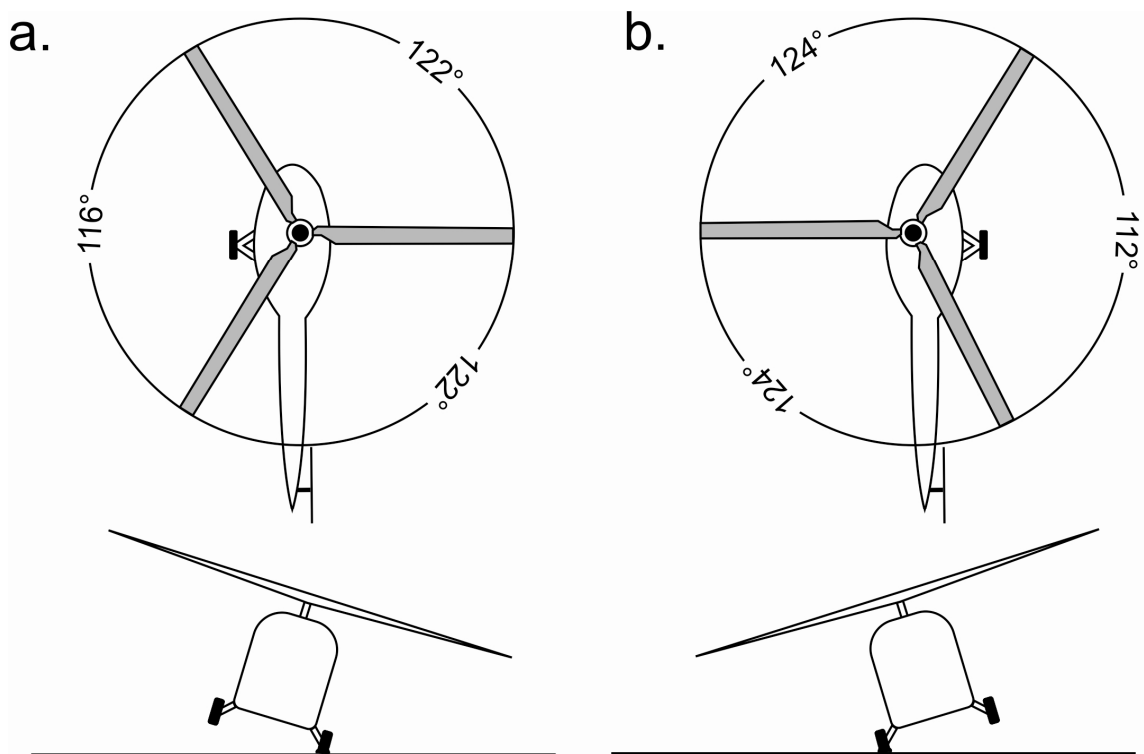
Zemaljska rezonancija se pojavljuje kad helikopter dodirne tlo prilikom vertikalnog slijetanja ili polijetanja (*slika 9.5*). Sve tri lopatice NR su razmaknute jedna od druge za jednak broj stupnjeva (120°), ali se konstruktivno mogu pomicati pod određenim kutom u horizontalnoj ravnini kako bi se omogućilo zanošenje.

Ako jedan kotač većom vertikalnom brzinom dodirne tlo prije ostalih, impuls udara će se prenijeti preko trupa helikoptera na rotor. Sljedeći udar će se prenijeti kad drugi kotač dodirne tlo.

Prvi udar, uzrokovan dodiranjem jednog kotača (*slika 9.5(a)*), uzrokuje zabacivanje lopatica u horizontalnoj ravnini na način da između njih više ne postoji jednak kut razmaka (120°). Ako se to ponovi pri dodiru drugoga kotača (*slika 9.5(b)*), pojavljuje se rezonancija koja stvara samoobnavljajuće oscilacije i vibracije koje se prenose na trupu helikoptera.

Intenzitet oscilacija se povećava, te može doći do raspada konstrukcije helikoptera ako se *odmah* ne poduzmu odgovarajuće mjere:

- treba odmah prevesti helikopter u režim lebdenja ako je broj okretaja rotora u dozvoljenim granicama (smanjenju oscilacija mogu pomoći promjene u broju okretaja rotora)
- smanjiti snagu motora ako okretaji rotora nisu u dozvoljenim granicama (kočenjem uz pomoć kočnice rotora mogu se učinkovito smanjiti vibracije i oscilacije).



Slika 9.5. Pojava zemaljske rezonancije kod helikoptera sa zglobnim rotorom

9.4 Autorotacija

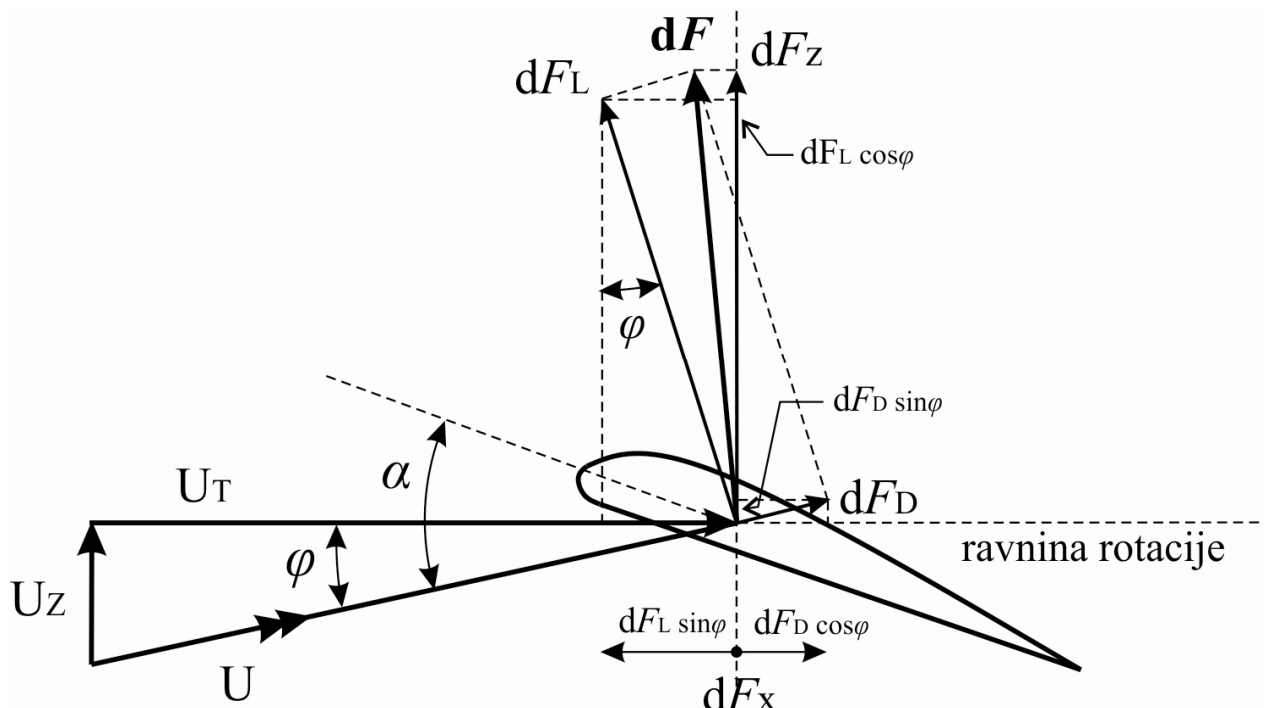
Autorotacija je manevar koji se koristi za sigurno prizemljenje helikoptera u slučaju otkaza motora, problema s prijenosnim mehanizmom ili gubitka potiska (otkaza) repnog rotora.

Pri gubitku snage uzrokovane otkazom motora, helikopter ima mogućnost kontrolirano prinudno sletjeti zbog mogućnosti samookretanja lopatica nosivog rotora. Taj se režim upravljivog leta naziva *autorotacija*.

U režimu autorotacije, uzgon NR se stvara i održava zbog jednolike brzine silaženja pri čemu struja zraka prolazi kroz rotor odozdo prema gore (u motornom letu slučaj je obrnut). Dakle, potrebna snaga za uzgon NR i savladavanje otpora kretanja lopatica ne dolazi od pogonskog sklopa, već je posljedica djelovanja gravitacije odnosno težine helikoptera u letu.

Kako bi se iskoristila potencijalna energija koju je helikopter imao u motornom letu na određenoj visini, pri otkazu motora i uvođenju u režim autorotacije bitno je vrijeme reakcije pilota.

Neposredno poslije otkaza motora, NR počinje usporavati zbog toga što gubici profilne i inducirane snage apsorbiraju kinetičku energiju koju je rotor imao prije otkaza. Kako se pod težinom helikoptera i djelovanjem gravitacijske sile brzina silaženja povećava, brzina strujanja zraka kroz disk rotora prema gore također će se povećavati (*slika 9.6*).



Slika 9.6. Raspored sila na elementarnom presjeku u autorotaciji

Moguće je da se u spuštanju helikoptera postigne brzina silaženja koja će osigurati napadni kut lopatica koji će unatoč gubitku broja okretaja rotora održavati uzgon jednak težini helikoptera. Vrijednost napadnoga kuta ograničena je gubitkom uzgona, a kinetička energija rotora se treba očuvati do kraja manevra. Jasno je da u slučaju gubitka uzgona NR neće biti moguće održati jednoliku brzinu silaženja helikoptera. Zbog toga je nužno da pilot pravodobno prepozna trenutak otkaza motora i spuštanjem kolektivne komande (unutar 2 -3 sekunde nakon otkaza) osigura manji napadni kut lopaticama i održi okretaje rotora. Tijekom autorotacije, napadni kut ima male pozitivne vrijednosti.

Elementarna aerodinamička sila dF može se razložiti na komponentu uzgona dF_L i komponentu otpora dD ([slika 9.6](#)). Projekcija ukupne elementarne sile na ravninu rotacije predstavlja tangencijalnu komponentu, odnosno silu na kraku u ravnini rotacije dF_X koja iznosi:

$$dF_X = dF_D \cos\varphi - dF_L \sin\varphi \quad (9-1)$$

Komponenta aerodinamičke sile u smjeru vertikalne osi, dF_Z iznosi:

$$dF_Z = dF_L \cos\varphi + dF_D \sin\varphi \quad (9-2)$$

Iz izraza za (9-1) i (9-2) jasno je da ako vrijedi odnos:

$$dF_D \cos\varphi > dF_L \sin\varphi \quad (9-3)$$

rotor će usporavati, a ako vrijedi odnos:

$$dF_D \cos\varphi < dF_L \sin\varphi \quad (9-4)$$

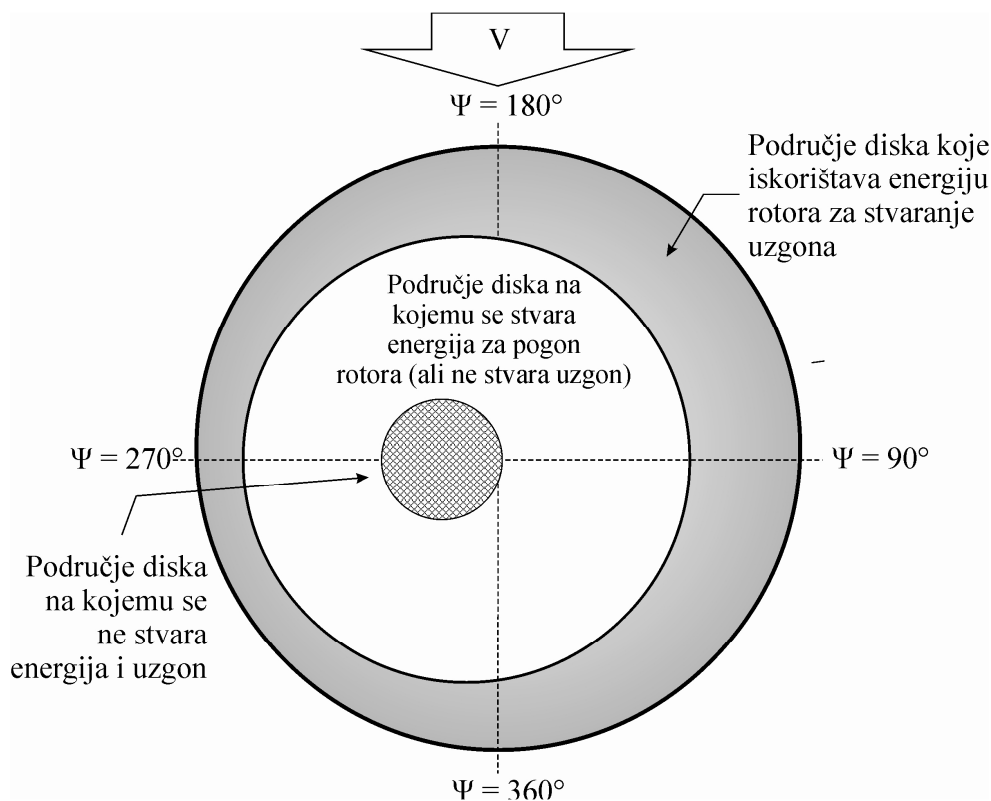
rotor će ubrzavati, odnosno povećavati brzinu vrtnje (broj okretaja). Dakle, rotor će imati jednoliku brzinu vrtnje jedino ako je:

$$dF_D \cos\varphi = dF_L \sin\varphi \quad (9-5)$$

To je moguće postići međusobnom kombinacijom brzine spuštanja i brzine silaženja (promjenom uzdužnog položaja helikoptera što se postiže cikličnom komandom) i napadnoga kuta (kolektivna komanda, u slučaju kad vrijedi odnos (9-4)). U praksi, pilot nakon početnog uvođenja helikoptera u autorotaciju treba osigurati pravilan odnos između brzine spuštanja i brzine silaženja, te održavati taj odnos cijelo vrijeme do trenutka neposredno prije slijetanja. Tako je uspostavljena energetska ravnoteža, pri čemu je smanjenje potencijalne energije (gubitak visine) u jedinici vremena jednako potrebnoj snazi za održavanje brzine rotora. Drugim riječima, gubitak visine uz kontroliranu brzinu silaženja osigurava energiju za pokretanje rotora i stvaranje uzgona.

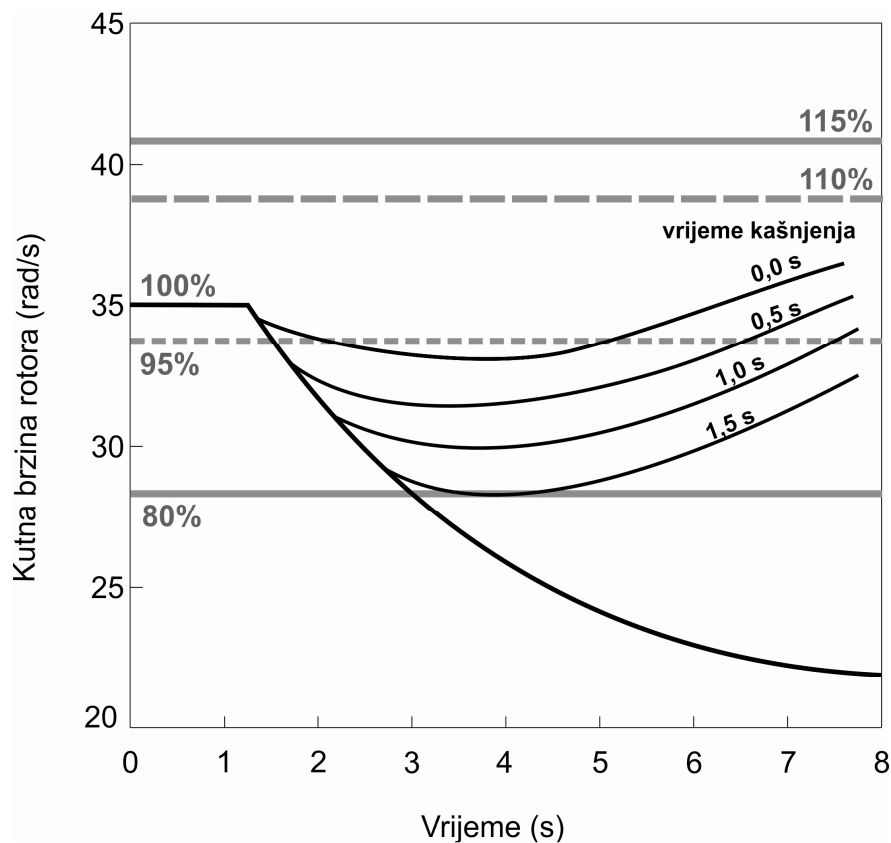
Neposredno prije slijetanja potrebno je da pilot započne manevar ravnjanja (engl. *flare*), odnosno istodobnog smanjenja vertikalne i horizontalne brzine, sve do trenutka pristajanja. U idealnim uvjetima helikopter treba dotaknuti tlo u trenutku kad brzina kretanja bude jednaka nuli. Taj manevar zahtijeva odgovarajući tempo podizanja kolektivne komande (povećanje postavnih kutova), čime se povećava i uzgon rotora. Međutim, zbog istodobnog povećanja otpora dolazi do smanjenja broja okretaja što u konačnici može imati katastrofalne posljedice. Zbog toga je pravilnom procjenom pilota potrebno iskoristiti kinetičku energiju rotacije rotora koja se u tom manevru rapidno smanjuje.

Raspored područja diska rotora tijekom autorotacije u napredujućem letu prikazan je na [slici 9.7](#).



Slika 9.7. Područja diska NR u autorotaciji

Veza između kinetičkog momenta rotora i kutne brzine lopatica, a koja je važna za režim leta helikoptera u autorotaciji, opisana je pod *točkom 3.1 Stabilnost i precesija*. Iz izraza (1-5) poznato je da je kinetička energija rotora (E_k) veća ako lopatice rotora imaju veću kutnu brzinu i veći moment tromosti. Moment tromosti rotora je konstantna vrijednost ($I = mr^2$), dok se tijekom leta kutna brzina lopatica (promatrana na bilo kojem elementarnom presjeku) može mijenjati ovisno o kinetičkoj energiji. Promjene kutne brzine u autorotaciji izravno su vezane uz brzinu protoka zraka kroz disk rotora, a koja je posljedica brzine silaženja. Tako se pri malim brzinama silaženja smanjuje kutna brzina, a time i kinetička energija rotora. Posljedica je usporavanje kretanja lopatica što dovodi do smanjenja brzine optjecanja zraka oko njenog aeroprofila i smanjenja uzgona. Ako se kutna brzina izrazi preko broja okretaja rotora ($\omega = 2\pi n / 60$), pri smanjenju ispod definirane granice broja okretaja za svaki rotor helikoptera, disk više neće stvarati pogonsku silu i helikopter će se početi nekontrolirano spuštati – odnosno padati. Kutna brzina je izravno povezana s postavnim kutom lopatica. Ako pri otkazu motora postavni kut lopatica ostane nepromijenjen, posljedica će biti smanjenje broja okretaja rotora. Kako bi se to izbjeglo, pilot kolektivnom komandom treba smanjiti postavne kutove lopatica čime se smanjuje njihov otpor. Na taj je način moguće kontrolirati okretaje rotora samo kolektivnom komandom, odnosno manjim postavnim kutom utjecati na povećanje kutne brzine lopatica rotora. To izravno dovodi do povećanja kinetičke energije rotora koju je potrebno iskoristiti u manevru pristajanja. Međutim, u praksi je dozvoljeni raspon broja okretaja rotora vrlo uzak. Ako je kutna brzina lopatica rotora premala, doći će do gubitka uzgona, a ako je kutna brzina prevelika (velik broj okretaja), može doći do prevelikih opterećenja lopatice i glavčine rotora. U stabilnoj autorotaciji taj raspon se kreće između 90% i 110% okretaja (u odnosu na normalne uvjete kad motor radi) (*slika 9.8*).



Slika 9.8. Utjecaj vremena kašnjenja na kutnu brzinu rotora

Vrijeme potrebno da se brzina rotora smanji na najmanju dopuštenu brzinu (t_{\min}) ovisi o inerciji rotora, njegovoj brzini i momentu u trenutku kad je došlo do otkaza motora. U tablici 2. su prikazane vrijednosti za generički helikopter mase 5000 kg s četiri lopatice polumjera rotora od 6,5 m. Podaci su vezani uz uvjete na 75% radijusa rotora, a minimalna brzina iznosi 18 rad/s. Vidljivo je da se vrijeme potrebno za pad okretaja može produžiti povećanjem inercije rotora, nominalne brzine, ili smanjenjem potiska koji stvara u normalnom režimu rada.

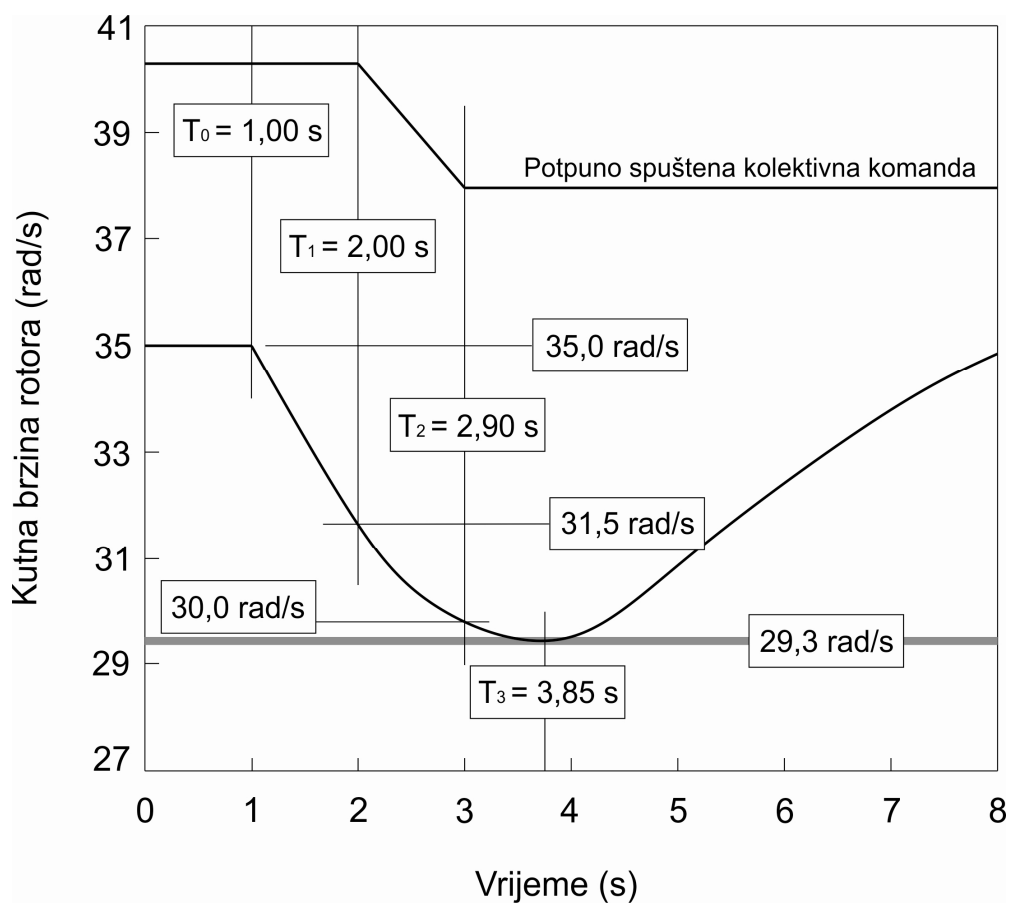
Tablica 2. Primjeri vremena usporenja brzine rotora

Kutna brzina rotora (ω) [rad/s]	Masa [kg]	Okr. moment (Q) [Nm]	Inercija rotora (I) [kg/m ²]	Koef. uzgona ($C_L \text{ nom}$)	Maks. koef. uzgona ($C_L \text{ max}$)	t_{\min} [s]
35,0	5000	23087	6000	0,2640	1,0024	8,63
35,0	5000	23087	5400	0,2640	1,0024	7,76
35,0	5000	23087	6000	0,2640	1,0024	9,49
31,5	5000	22923	6000	0,3258	1,0411	6,49
38,5	5000	23712	6000	0,2183	0,9586	10,67
35,0	4500	21036	6000	0,2377	1,0024	10,52
35,0	5500	25242	6000	0,2904	1,0024	7,14

Kako bi se uspješno disk rotora uveo u režim autorotacije, helikopter treba imati odgovarajući ležaj (spojku) koja će u trenutku otkaza motora automatski odvojiti motor od rotora. Na taj se način uklanja otpor motora tijekom autorotacije.

Kod helikoptera s jednim nosivim i jednim repnim rotorom, repni rotor transmisijom treba biti povezan izravno s nosivim rotorom kako bi se održala upravljivost po pravcu i u uvjetima bezmotornog leta. Uz to, vrijeme reakcije pilota nakon otkaza motora je ključan čimbenik u uspješno izvedenom manevru autorotacije, s obzirom na to da treba proteći određeno vrijeme da pilot identificira problem i poduzme odgovarajuće postupke. To se vrijeme naziva vremenom kašnjenja (engl. *delay time*) i predstavlja vrijeme proteklo od trenutka otkaza motora do spoznaje situacije od pilota. Vrijeme fizičke reakcije u smislu spuštanja kolektivne komande u krajnji donji položaj (minimalni postavni kutovi svih lopatica) nije uključeno u vrijeme kašnjenja.

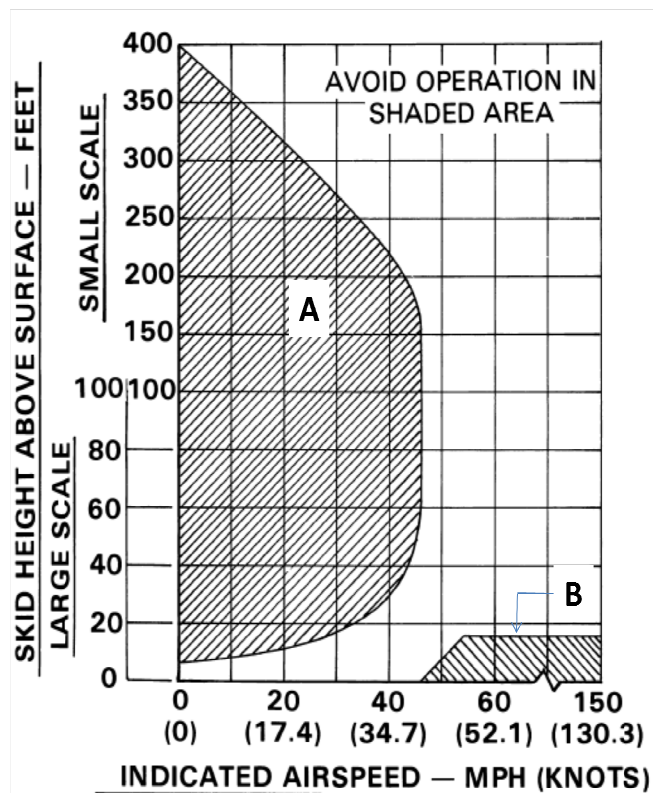
Na *slici 9.9.* prikazano je vrijeme kašnjenja od 1 sekunde ($T_1 - T_0$) u kojemu se kutna brzina rotora smanji za 3,5 rad/s (10%) kao posljedica otkaza motora. U T_1 slijedi fizička reakcija pilota koji nakon spoznaje o otkazu motora spušta kolektivnu komandu u krajnji donji položaj. Taj postupak traje 0,9 s. Važno je napomenuti da se helikopter još u trenutku T_2 ne nalazi u režimu autorotacije te da je kutna brzina rotora smanjena za 5 rad/s odnosno za 15% u odnosu na početnu. Kako helikopter započinje svoje vertikalno silaženje, tako se i kutna brzina rotora povećava, čime se osigurava dovoljna kinetička energija rotora.



Slika 9.9. Odnos kritičnih brzina rotora s vremenom kašnjenja

U slučaju da je do otkaza motora došlo u trenutku kad se helikopter nalazi blizu zemlje, tada neće biti moguće postići uvjete ravnoteže pri silaženju pod djelovanjem gravitacijske sile Zemlje (neće biti dovoljno vremena da se oni postignu zbog inercije helikoptera i male visine leta). To je najizraženije tijekom lebdenja kad je prizemljenje u potpunosti vertikalno. Pri otkazu motora u lebdenju na nešto većim visinama pilot će promjenom uzdužnog položaja pokušati osigurati određenu brzinu spuštanja (ostvariti i napredujući let) kako bi izbjegao ulazak u režim vrtložnog prstena (engl. *wortex ring state*). Na manjim visinama pri otkazima u lebdenju to je zabranjeno. Dakle, ako se otkaz motora pojavi kad je helikopter na dovoljnoj visini, pilot će pokušati uspostaviti pravilan odnos brzine spuštanja i brzine silaženja. Gubitak okretaja rotora može se nadoknaditi trenutnim povećanjem vertikalne brzine silaženja, što se koristi prije završnog ravnjanja kako bi se stvorila dovoljna kinetička energija. Ako se otkaz pojavi na maloj visini, to neće biti moguće. U kombinaciji sa zakašnjelom reakcijom od pilota (pad okretaja rotora), to može imati katastrofalne posljedice. Zbog toga je završno ravnjanje potrebno inicirati u trenutku kad rotor ima maksimalnu kinetičku energiju i pri minimalnoj brzini silaženja kako bi se izbjegli snažni udarci o tlo.

Kombinacije visine i brzine napredujućeg leta određuju opasno područje na *H-V dijagramu* (slika 9.10) koje je potrebno izbjegavati (tamno). Ako se tijekom leta ili određenog manevra helikopter nađe u kombinaciji brzine i visine leta koje ulaze u opasno područje, u slučaju otkaza motora pilot neće imati dovoljno visine/brzine da uvede rotor u režim autorotacije. Drugim riječima, helikopter neće imati dovoljno visine da se ostvari protok zraka kroz rotor, u vertikalnom spuštanju pod djelovanjem gravitacije, koji bi osigurao dovoljnu kutnu brzinu rotora – a time i dovoljnu energiju rotora za stvaranje uzgona potrebnog za sigurno pristajanje.



Slika 9.10. Dijagram odnosa brzina-visina za određivanje opasnog područja (H-V dijagram za helikopter Bell 206B JetRanger III)

Tijekom leta blizu zemlje helikopter se može naći u tim područjima, pa je zbog toga potrebno da pilot bude dobro upoznat s karakteristikama tog dijagrama kao i s prinudnim postupcima na helikopteru.

Izgled *H-V dijagrama* ovisi o opterećenju helikoptera, visini leta po tlaku, vanjskoj temperaturi, brzini, raspoloživoj snazi, broju motora koji rade i kutnoj brzini rotora. Uobičajeno je da se podaci predočavaju grafički za uvjete MSA pri standardnom opterećenju helikoptera (postoji mogućnost da se dodatno uvedu posebni čimbenici koji se mogu odnositi na neke dodatne uvjete). *H-V dijagram* se odnosi na održavanje stalne brzine i visine, te se ne može primijeniti za režim penjanja ili spuštanja. Otkaz motora koji se pojavi u režimu penjanja kad se po kombinaciji visine i brzine helikopter nalazi u području koje je potrebno izbjeći, vjerojatno će završiti nesrećom.

Tijekom penjanja motor (ili motori) helikoptera rade na povišenom režimu, a i napadni kutovi lopatica NR su veći. Otkaz motora uzrokuje naglo smanjenje broja okretaja NR i helikopter se prestaje kretati prema gore, te započinje kretanje prema dolje. To uzrokuje pokretanje NR, odnosno povećanje i stabilizaciju broja okretaja u dozvoljenim granicama (autorotacija). Pritom se treba postići određena brzina silaženja koja odgovara brzini spuštanja u tom određenom trenutku.

Ako se helikopter u kombinaciji brzine-visine leta prema *H-V dijagramu* nalazi u opasnom području u trenutku otkaza motora, visina leta neće biti dovoljna da se broj okretaja NR poveća i stabilizira unutar dozvoljenih granica. Stoga će doći do naglog smanjenja broja okretaja rotora, povećat će se brzina silaženja, a podizanje kolektivne komande neće rezultirati dovoljnim uzgonom kako bi se ublažilo slijetanje (zapravo će doći do potpunoga gubitka uzgona NR kad se broj okretaja smanji ispod dozvoljene granice).

Veće visine ili nepovoljan teren stvaraju dodatne teškoće u slijetanju iz uvjeta autorotacije, te povećavaju rizik osobito kad se helikopter po *H-V dijagramu* nalazi u označenim (opasnim) područjima.

Ostale kombinacije brzine i visine leta odnose se na uvjete leta pri kojima pilot s prosječnim sposobnostima može sigurno izvesti slijetanje u autorotaciji (engl. *safe area*).

Opasno područje *H-V dijagrama* može se podijeliti ovisno o brzini i visini leta, i to na ([slika 9.10](#)):

- **Opasno područje A**

U režimu spuštanja nakon otkaza motora unutar područja (A) manja je opasnost od nesreće ako postoji pogodan teren za slijetanje. To je područje određeno probnim letovima i konstruktivnim podacima, te je u obzir uzeto više čimbenika. Prvi je brzina silaženja koja je potrebna da se osigura brzina protoka zraka koji će pokretati rotor u autorotaciji. Drugi čimbenik uključuje inerciju rotora, odnosno brzinu (tempo) smanjenja broja okretaja od trenutka kad dođe do otkaza motora sve do uspostavljanja vertikalne brzine silaženja koja će osigurati dovoljnu kutnu brzinu rotora. Također treba se uzeti u obzir vrijeme kašnjenja ili reakcije pilota. Treći čimbenik je dodatni uzgon koji se pojavljuje po prestrojenju strujnica i brzina propadanja za svaku kombinaciju visine i brzina leta, odnosno dovoljan broj okretaja i energija koju ima NR da ublaži slijetanje. Četvrti čimbenik uključuje konstruktivna ograničenja stajnog trapa na udare odnosno mogućnost oštećenja drugih dijelova konstrukcije helikoptera zbog tvrdog slijetanja.

Pri malim brzinama napredujućeg leta, ako postoji odgovarajući teren za slijetanje, visina leta potrebna za uvođenje u režim autorotacije nakon otkaza motora približno je oko 100 metara iznad zemlje, dok kod većih helikoptera ta visina iznosi oko 300 metara.

- **Opasno područje B**

To područje ograničuje let helikoptera na određenim (malim) visinama. Ta ograničenja postavljena su temeljem vremena reakcije pilota na otkaz motora, vremena potrebnog da se helikopter prevede iz uzdužnog položaja trupa u napredujućem letu u položaj koji omogućuje bolje strujanje zraka kroz NR u autorotaciji i gubitka visine s brzinom zbog prva dva razloga. Ako se otkaz motora pojavi kad se helikopter nalazi u tom području, brzina silaženja koja je potrebna da osigura protok zraka za pogon NR u autorotaciji neće se stići postići zbog male visine leta. Zbog toga će doći do pada broja okretaja NR, te on zbog toga neće imati dovoljno energije koja bi stvorila dovoljnu silu uzgona kako bi se ublažilo slijetanje.

Literatura

1. Cooke, A.K., Fitzpatrick, E.W.H.: *Helicopter Test and Evaluation*, QinetiQ Limited, 2002.
2. Fay, J.: *The Helicopter*, London, 1976.
3. *Fundamentals of Flight*, FM 1-203, HQ, Department of Army, 1988.
4. Harrison, P.G.: *Military Helicopters*, London, 1986.
5. Jonhson, W.: *Helicopter Theory*, Dover Publications Inc., New York, 1994.
6. Leishman, J.G.: *Evolution of Helicopter Flight*, Cambridge University Press, 2000.
7. Nenadović, M.: *Osnovi projektovanja i konstruisanja helikoptera*, ŠIRO "Srbija", 1982.
8. Padfield, G.D.: *Helicopter Flight Dynamics*, Blackwell Publishing, Oxford, 2nd edition, 2007.
9. Prouty, R.W.: *Helicopter Aerodynamics*, Phillips Publications Inc., 1985.
10. Seddon, J.: *Basic Helicopter Aerodynamics*, BSP Professional Books, 1990.
11. Stepniewsky, W.Z., Keys, C.N.: *Rotary-wing aerodynamics*, Dover Publications Inc., New York, 1984.
12. *Teorija leta helikoptera (prijevod s ruskog)*, SSNO/RV i PVO-227, Beograd, 1972.
13. Vrdoljak, M.: *Osnove aerodinamike i mehanike leta helikoptera – odabrana predavanja kolegija Helikopteri I*, Fakultet strojarstva i brodogradnje, Zagreb, prosinac 2007.
14. Watkinson, J.: *The Art of the helicopter*, Elsevier Butterworth-Heinemann, Oxford, 2004.