Procena parazitnog otpora jednorotornih helikoptera u preliminarnoj fazi projektovanja

MARJAN D. DODIĆ, Univerzitet odbrane u Beogradu,

Vojna akademija, Beograd

BRANIMIR B. KRSTIĆ, Univerzitet odbrane u Beogradu,

Vojna akademija, Beograd

BOŠKO P. RAŠUO, Univerzitet u Beogradu,

Mašinski fakultet, Beograd

Originalni naučni rad

UDC: 629.735.45:539.4

DOI: 10.5937/tehnika1801063D

U radu je predstavljena metodologija za brzu procenu parazitnog otpora lakog jednorotornih helikoptera u horizontalnom letu u preliminarnoj fazi projektovanja. Aerodinamička sila otpora trupa, glave glavnog rotora, stajnog trapa i ostalih nerotirajućih, okvašenih komponenti helikoptera učestvuje sa preko 50% u ukupnoj potrebnoj snazi za horizontalni let pri većim brzinama krstarenja i samim tim zahteva što približnije određivanje u fazama razvoja pre izrade prototipa. Procena je zasnovana na određivanju bazične vrednosti ekvivalentne površine parazitnog otpora (eng. Equivalent Parasite Drag Flat Plate Area) i njene promene u zavisnosti od napadnog ugla trupa helikoptera, uzimajući u obzir statističke pokazatelje, aerotunelska ispitivanja i rezultate novijih CFD (Computational Fluid Dynamics) istraživanja.

Ključne reči: parazitni otpor helikoptera, performanse, preliminarna faza projektovanja, ekvivalentna površina otpora trupa, potrebna snaga, horizontalni let

1. UVOD

Preliminarna faza projektovanja helikoptera započinje inicijalnim dimenzionisanjem letelice na osnovu statističkih pokazatelja, da bi se tokom nje velikim brojem iterativnih ciklusa došlo do geometrijskih i aerodinamičkih karakteristika koje omogućavaju prelazak na narednu fazu, a to je detaljno projektovanje [1]. Sam postupak dimenzionisanja je istovremeno praćen primenom odgovarajuće teorije za procenu performansi, koju svaki proizvođač helikoptera razvija i unapređuje, a sve u cilju smanjenja troškova i skraćivanja vremena potrebnog za razvoj (slika 1). Procena performansi u lebdenju ne predstavlja značajan problem, jer osnovni fizički modeli obezbeđuju solidnu tačnost sa greškom do 2%, dok je kod procene performansi prevashodno vezanih za horizontalni let, kao što su maksimalna brzina leta, maksimalni dolet, najduže trajanje leta itd., ta greška desetostruko veća, s tim da

se primenom savremenih inženjerskih alata ona može spustiti na nivo manji od 5% [2]. Sa tim u vezi, jasni su trendovi u pogledu sve veće upotrebe CFD analize u cilju determinisanja profilnog i indukovano otpora lopatica rotora i smanjenja parazitnog otpora nenosećih struktura, kako u fazama projektovanja pre izrade prototipa, tako i tokom modifikacija postojećih rešenja. Takođe, projektovanje letelice sa rotirajućim krlom je danas praktično nezamislivo bez upotrebe nekog od specijalizovanih softvera za tzv. „sveobuhvatnu analizu“ (eng. Comprehensive Analysis) [3].

Slika 1 – Trendovi u projektovanju složenih sistema

Adresa autora: Marjan Dodić, Univerzitet odbrane, Vojna akademija, Beograd, Generala Pavla Jurišića Šturma 33

e-mail: marjanvtsl@gmail.com

Rad primljen: 29.12.2017.

Rad prihvaćen: 15.01.2018.

Savremeni pristup preliminarnom projektovanju helikoptera podrazumeva kreiranje znatno složenije strukture za obradu i kontrolu podataka tokom procesa razvoja proizvoda (slika 2).

Ipak, ključ svega je već pomenuta interakcija između procesa dimenzionisanja i procene performansi, bez obzira da li je u pitanju klasični pristup projektovanju ili se koristi neko od savremenih rešenja poput GTPDP - Georgia Tech Preliminary Design Program [4].

Slika 2 – Georgia Institute of Technology IPPD Preliminary Design Process [4]

Bez obzira na ogromne prednosti koje pruža, upotreba softvera za sveobuhvatnu analizu tokom inicijalnog dimenzionisanja može biti kontraproduktivna, jer zbog svog kompleksnog i multidisciplinarnog karaktera ona ne odgovara uslovima obavljanja brzih proračunskih ciklusa sa izmenama velikog broja parametara, pa se u tom slučaju preporučuje upotreba poluempirijskih pravila, kako bi se što pre došlo do prihvatljive radne konfiguracije sa kojom se može ući u složeniju analizu [1].

Dakle, precizno izračunavanje profilnog i indukovano otpora glavnog rotora i dalje predstavlja poluempirijski postupak koji podrazumeva upotrebu širokog spektra korektivnih faktora [5]. Isto važi i za parazitni otpor tj. silu otpora koja nije direktno vezana za obrtno kretanje uzgonskih površina, već je posledica opstrujavanja trupa helikoptera, stajnog trapa, glave glavnog rotora, vertikalnog repa itd.

Ako uzmemo u obzir strukturu svih otpora koji se javljaju tokom leta helikoptera, kao i snagu koju je potrebno obezbediti rotirajućim uzgonskim površinama kako bi te otpore savladale (slika 3), jasno je da počev od brzine najdužeg trajanja leta pa sve do maksimalne brzine u horizontalnom letu, postoji značajan udeo parazitnog otpora u ukupnoj potrebnoj snazi i to sa rastućim trendom od početnih oko 10% (za brzinu najdužeg trajanja leta) pa do preko 60% za područje

maksimalnih brzina. Prema programu ADHeRo (Aerodynamic Design Optimization of a Helicopter Fuselage including a Rotating Rotor Head) parazitni otpor lakog višenamenskog helikoptera na većim krstarećim brzinama je procenjen na 55% ukupnog otpora, dok na indukovani i profilni otpor lopatica glavnog rotora otpada 40% i na repni rotor 5% [6].

Slika 3 – Tipična kriva potrebne snage za horizontalni let helikoptera

Kada je parazitni otpor helikoptera u pitanju, važno je istaći sledeće:

Prvo, jasno je da bi eventualno redukovanje parazitnog otpora za 30% dovelo do smanjenja potrebne snage na režimu krstarenja za oko 15%, što bi imalo značajan odraz na redukciju emisije štetnih gasova, kao i na smanjenje operativnih troškova transporta. Naime, helikopterski transport roba i ljudi polako prestaje da bude marginalna kategorija vazdušnog transporta, što najbolje pokazuju aktuelne prognoze rasta koje se kreću u rasponu od 200 do 300% za period 2015-2020. god. [7]. Takođe, tržište bespilotnih letelica predstavlja najdinamičniji segment vazduhoplovne industrije sa predviđenom godišnjom stopom rasta od 19.99% u periodu 2016-2020. [8]. Tržišni udeo bespilotnih helikoptera (vojnih i civilnih) koji su po svojoj konfiguraciji i poletnoj masi slični lakim i srednjim višenamenskim helikopterima nije mali i stalno se povećava. Dakle, postoje jasne potrebe za ulaganjem u istraživanja koja bi dovela do značajne redukcije otpora helikoptera, što bi na globalnom nivou vodilo ka ostvarivanju ciljeva u pogledu smanjenja emisije CO₂. Uostalom, helikopteri su značajno veći potrošači energije po jedinici korisnog tereta u odnosu na letelice sa fiksnim krilom svih kategorija (slika 4), tako da je i najmanja redukcija otpora više nego značajna. Ako bi uporedili koeficijent sile otpora komercijalnog transportnog mlaznog aviona sa ekvivalentnim indeksom sile otpora klasičnog višenamenskog helikoptera, odnos bi bio 1:50 [9].

Drugo, procena parazitnog otpora helikoptera i dalje predstavlja veliki izazov u odnosu na procenu otpora aviona. Otvoreni su problemi nedostatka validnih alata za procenu nivoa otpora trupa i ostalih neuzgonskih površina u fazi projektovanja, nije rešeno pitanje verifikacije standarda za korekciju greški nastalih tokom aerotunelskih ispitivanja, kao i pitanja podrške fizičkoj interpretaciji eksperimentalnih rezultata itd.

Slika 4 – Potrošnja energije po jedinici tereta i pređenom putu [10]

U cilju redukcije ukupnog otpora helikoptera i rešavanja navedenih problema, pokrenuti su brojni projekti i programi podrške, kao što su Green Rotorcraft 2 ROD – Rotorcraft Drag Reduction, ADHeRo, zatim ranije realizovani program HELIFUSE – Helicopter fuselage drag, svakako treba pomenuti i kompleksni „The UH-60A Airloads Program“ itd. Iako je konačno rešenje daleko, novija istraživanja, pogotovo na planu CFD analize okolotrupnih i tzv. „after body“ strujanja uz modelovanje strujne slike oko glave glavnog rotora kao najvećeg izvora parazitnog otpora [11], predstavljaju veliki napredak u poslednjih desetak godina, što će, nadamo se dovesti do kumulativnog efekta i konačne isplativosti višedecenijskih napora naučne zajednice, počev od 1975 godine i „Vodiča za smanjenje parazitnog otpora helikoptera [12], odnosno Izveštaja „Ad Hoc“ Komiteta za pitanja parazitnog otpora helikoptera [13], pa do najnovijih istraživanja u cilju razvoja brzih komercijalnih tiltrotora i „compound“ helikoptera. Cilj ovog rada je da analizom i povezivanjem ostvarenih naučnih rezultata, uključujući letna/tunelska opitovanja i CFD istraživanja, kreira sa jedne strane lak i jednostavan, a sa druge strane dovoljno pouzdan alat za procenu parazitnog otpora trupa u početnoj fazi projektovanja lakih, višenamejskih i bespilotnih jednorotornih helikoptera.

2. FIZIČKA INTERPRETACIJA PARAZITNOG OTPORA HELIKOPTERA

Snaga koja je potrebna za realizaciju horizontalnog leta helikoptera mora da zadovolji potrebe tri glavne apsorbujuće komponente, a to su glavni rotor,

repni rotor i gubitak snage u transmisiji (uključujući odvođenje snage za potrebe napajanja ostalih sistema helikoptera - pokretanje hidro-pumpi, generatora el. energije i sl.). Glavni rotor generiše vučnu silu i pri tome mora da savlada sledeće otpore:

- Profilni otpor lopatica glavnog rotora koji predstavlja posledicu fizičkog trenja između molekula ubrzanog vazduha i okvašene površine lopatica;
- Indukovani otpor lopatica glavnog rotora koji se nužno javlja usled generisanja indukovane brzine kroz rotor i stvaranja uzgonske sile. Direktno zavisi od postavnog ugla lopatica rotora;
- Silu otpora koja se javlja prilikom opstrujavanja rotirajućih neuzgonskih površina (vratila i glave glavnog rotora, uređaja za promenu lokalnog i kolektivnog ugla nagiba) i stajnog trapa. To je otpor oko površina koje u osnovi nisu aerodinamične i u literaturi se često naziva „Bluff Body Drag“ [14];
- Silu otpora koja se javlja prilikom opstrujavanja trupa helikoptera, repne kupe i ostalih nerotirajućih aerodinamičnih komponenti, kao i oko spoljnih tereta ako postoje;
- Dodatne otpore koji se javljaju kao posledica interferencije strujanja na relaciji glavni rotor – trup, trup-repni rotor itd.

Pored navedenog, ukupna potrebna snaga helikoptera se dodatno povećava usled efekata povećanja lokalnih napadnih uglova iznad kritičnih, kao i usled kompresibilnosti na glavnom rotoru. Otpori pod rednim brojevima 3, 4 i 5 se jednim imenom nazivaju parazitni otpor helikoptera i on se najčešće izražava kao proizvod dinamičkog pritiska i referentne površine f , pri čemu brzina V predstavlja brzinu neporemećene vazdušne struje u horizontalnom letu.

$$R_{xp} = \frac{1}{2} \rho V^2 f \quad (1)$$

Ako zanemarimo efekte kompresibilnosti i uticaj Reynoldsovih brojeva, površinu f možemo smatrati nezavisnom od brzine leta. Ipak, posredna zavisnost postoji i odnosi se na promenu napadnog ugla trupa usled naginjanja helikoptera ka napred pri većim brzinama leta, odnosno ka nazad pri letu unazad koji pak sa aspekta procene performansi nije od prevelikog značaja.

Tipična vrednost napadnog ugla trupa u režimu krstarenja se kreće između -4 i -8 stepeni, što rezultira povećanjem otpora trupa od nekoliko procenata, pa do preko 100%, što zavisi od veličine ugla i oblika trupa (slika 5). Referentna površina f odražava ukupni parazitni otpor helikoptera, što znači da se ne odnosi samo na otpor trupa, već i na glavu glavnog rotora, stajni

trap, reflektuje uvećanje ukupnog otpora usled interferencija itd. Dakle, računamo je kao sumu više komponenti:

$$f = \sum_{i=1}^n f_i = \sum_{i=1}^n C_{xi} S_i = C_{xp} A \quad (2)$$

i možemo je predstaviti kao proizvod površine diska glavnog rotora i koeficijenta parazitnog otpora helikoptera.

Slika 5 – Povećanje parazitnog otpora trupa u funkciji napadnog ugla i popr. preseka – izvor [12]

3. STRUKTURA PARAZITNOG OTPORA HELIKOPTERA

Najveći pojedinačni izvori parazitnog otpora su glava glavnog rotora i trup helikoptera koji pojedinačno učestvuju sa 25-50%.

Tabela 1. Struktura parazitnog otpora lakog helikoptera u procentima

	YR-4B	LOH ³	OH6A	UH-1B	ANSAT ⁴	TEL ⁷
Trup	28,5 ¹	22,8	30	25,6	36 ⁵	23
Stajni trap	25,8	8,6	10	15,4	23	23
Rep	3,1	12,9	2	4,6		15
GGR + pylon	27,5 ²	20,4	24	28,2	24	26
Interf. otpori			34	26,2		6 ⁸ 2 ⁹
Ostalo	15,1	35,3			13 ⁶	7
Ukupno	100	100	100	100		
Izvor	[5]	[26]	[13]	[13]	[27]	[7]

Legenda:

1. Trup sa pylonom

2. Glava glavnog rotora bez piona

3. Light Observer Helicopter

4. Aerotunelska ispitivanja, model 3, 1:7, 3.85MRe, α=□0

5. Trup sa repom i repnim reduktorom

6. Spoljni spremnici za gorivo, tip FT2

7. CFD - Twin Engine Light Helicopter

8. GGR/Trup

9. Trup/Skije

U tabeli 1. prikazana je dekompozicija parazitnog otpora prvog sertifikovanog civilnog helikoptera Sikorsky R-4, zatim zahtevi američke vojske na izboru za budućeg lakog izviđačkog helikoptera u pogledu strukture parazitnog otpora (izabran je helikopter Hughes OH-6A), kao i rezultati aerotunelskih ispitivanja i novijih CFD istraživanja strukture parazitnog otpora savremenih aerodinamički unapređenih lakih i srednjih višenamenskih helikoptera. Na osnovu prikazanih rezultata možemo zaključiti da se procentualno učešće izolovanog trupa sa repnom kupom i horizontalnim i vertikalnim repom u ukupnom parazitnom otporu helikoptera kreće u rasponu od 20-35%.

3.1 Procena ukupnog parazitnog otpora na osnovu statističkih pokazatelja

U proteklih 70 godina intenzivnog razvoja helikopterske industrije, stvorena je značajna baza statističkih podataka na osnovu kojih su utvrđene mnogobrojne zakonitosti koje omogućavaju inicijalno dimenzionisanje helikoptera. Takođe, na osnovu velikog broja ispitivanja u letu i aerotunelskih istraživanja, moguće je izvršiti preliminarnu procenu referentne površine f (slika 6), odnosno odrediti njene okvirne granice na osnovu maksimalne poletne mase tj. Možemo reći da postoji jasna veza između površine f i MTOM u obliku:

$$f = k \cdot (m_{MTO} / 1000)^{2/3} \quad (3)$$

gde koeficijent k predstavlja meru aerodinamičnosti helikoptera. Istorijski gledano, njegova vrednost se kretala od $k_{max}=1,3533$ na samom početku helikopterske industrije, pa do $k_{min}=0,3934$, što definiše aktuelnu liniju trenda koja povezuje najbolja ostvarenja na polju redukcije parazitnog otpora. Dalje smanjenje nivoa otpora ide u smeru razvoja „compound“ helikoptera i tiltrotora, pa Johnson W. [11] definiše liniju trenda i za tiltrotore, dodelivši koeficijentu k vrednost $k_{tiltrot}=0,2518$ (slika 6), što je već jako blizu nivou otpora turbopropelerskih transportnih aviona $k_{turboprob}=0,2203$.

Slika 6 – Ekvivalentna površina f u funkciji MTOM

Ako se vratimo na jednačinu (2), videćemo da ukupni parazitni otpor helikoptera možemo izraziti preko proizvoda koeficijenta otpora C_x i površine diska rotora A . S obzirom da postoji velika statistička korelacija između maksimalne poletne mase i prečnika glavnog rotora [1], nije teško definisati vezu između navedenih parametara (slika 7).

Slika 7 – Ekvivalentni koeficijent otpora u funkciji površine diska rotora

3.2. Parazitni otpor glave glavnog rotora

Glava glavnog rotora predstavlja jedan od najvećih izvora parazitnog otpora. Razlog tome je što njena namena zahteva kompleksnu i robusnu izradu, veliki broj delova čiji je oblik prilagođen velikim strukturnim opterećenjima, te prostora za aerodinamičko oblikovanje ima vrlo malo ili nimalo. Moguće je smanjenje otpora glave rotora na većim krstarećim brzinama upotrebom aerodinamičkih obloga šarnirnih veza lopatica i rotora za 3-5%, što je čest slučaj u praksi, odnosno do 20% ako se eliptičnom oblogom pokrije cela glava glavnog rotora (GGR) [15], [16]. Kompletna eliptična obloga za sada nije pokazala značajniju praktičnu primenu, pre svega zbog ograničavajućeg pristupa glavi rotora radi pregleda i radova na održavanju. Na primer, na prototipu helikoptera Sikorsky S-76, izvršeno je oblaganje glave rotora aerodinamičnom pokrivkom i pri tome je značajno smanjena ukupna ekvivalentna površina parazitnog otpora, tako da je masa uštedenog goriva bila veća od mase aerodinamičke kape, ali ipak ovo rešenje nije ušlo u serijsku upotrebu iz navedenog razloga [17].

Slika 8 – Ekvivalentna površina f_{GGR} u funkciji MTOM – izvor [5]

Parazitni otpor glave glavnog rotora se može proceniti statistički, na isti način kao i ukupni parazitni otpor, s tim da se vrednost koeficijenta k kreće u rasponu od $k_{tipično}=0,2203$ za artikulisane rotore velikih čeonih površina, preko rotora sa smanjenim otporom, za koje važi relacija:

$$f_{GGR} \approx \frac{1}{3} \cdot f_{\Sigma} \quad (4)$$

gde je $k_{redukovano}=0,1259$ pa do $k_{min}=0,0787$ za rotore sa kompletnom aerodinamičkom oblogom.

Pored predstavljenih veza između referentne površine otpora glavnog rotora i maksimalne poletne mase, značajna je korelacija između površine f_{GGR} i čeonine površine glave rotora A_F . Harris [5] je tu vezu definisao na sledeći način:

$$f_{GGR} = A_F \left(0,4618 + 0,0719 A_F - 0,0024 A_F^2 \right) \quad (5)$$

Navedeni izraz predstavlja sasvim dobru aproksimaciju za masivne rotore velike čeonine površine. Međutim, autor sugeriše da se vrednost koja se dobije datim izrazom obavezno uveća za 25% zbog interferentnog otpora na relaciji glava rotora – noseći stub (pilon), a zatim i za dodatnih 15% zbog „stvari koje verovatno nisu uračunate“ ili ako se radi o proceni otpora operativnog helikoptera u letu, on predlaže konzervativni pristup koji podrazumeva jednokratno povećanje vrednosti dobijene jednačinom (4) za 50%.

Još jedan način za određivanje interferentnog otpora između glave rotora i pilona, prikazan je na slici 9, gde se kao ključni faktor ističe visinsko rastojanje između glave rotora i pilona. I u tom slučaju se uvećanje otpora kreće u dijapazonu od 25% do 50% za veće negativne napadne uglove i uobičajenu visinu pilona.

Slika 9 – Određivanje koeficijenta interferencije GGR/pilon grafičkim putem – izvor [12]

Kao što je već rečeno, u poslednje vreme su aktuelna istraživanja upotrebom CFD alata kojim se modeluje aerodinamička strujna slika oko helikoptera i njegovih komponenti. Međutim, kada je u pitanju glava glavnog rotora, ovde postoji jedna značajna otežavajuća okolnost, a to je velika osetljivost na promenu Reynoldsovih brojeva. Naime, kod cilindričnih i ostalih aerodinamički neprilagođenih struktura koje su karakteristične za glavu rotora, nivo otpora se drastično menja sa promenom Reynoldsovog broja, te imajući u vidu kompleksnost strujne slike oko GGR, ne samo da je teško odrediti pravu vrednost Reynoldsovih brojeva, već cela strujna slika ima dinamičan karakter tj. Periodično se menja tokom rotacije ose vratila rotora u napredujućem letu. Uticaj Reynoldsovih brojeva je prikazan na slici br. 10. i dovoljno nam govori o tome da treba biti obazriv u radu sa rezultatima CFD analiza kada je u pitanju parazitni otpor glave glavnog rotora. Pored toga, rezultati ispitivanja otpora GGR u aerotunelu takođe značajno variraju u zavisnosti od Re brojeva. Očigledan primer dat je na slici 11. gde se jasno vidi promena koeficijenta otpora u funkciji broja obrtaja glavnog rotora.

Slika 10 – Zavisnost koeficijenta otpora od Reynoldsovog broja - izvor [18]

Slika 11 – Uticaj Reynoldsovog broja na koeficijent parazitnog otpora – izvor [19]

Što se tiče dalje dekompozicije izvora otpora na nivou glave glavnog rotora, može se zaključiti da ispitivanja koja se sprovode nisu standardizovana. Kao posledica toga imamo veliki broj naučnih radova baziranih na CFD istraživanjima ili na aerotunelskim ispitivanjima modela čiji se rezultati međusobno ne mogu upoređivati upravo zbog različitih modela. Recimo, u nekim slučajevima su glavi rotora pridodati

koreni delovi lopatica, zatim u nekim slučajevima glava rotira određenom ugaonom brzinom, a u nekim se vrši opstrujavanje (bilo numeričko ili aerotunelsko) fiksne – nerotirajuće glave itd. Na osnovu svega navedenog, a pre svega zbog velike osetljivosti na promenu Reynoldsovih brojeva i nemogućnosti da se oni precizno odrede i ispitaju pre završnih ispitivanja u letu, kao i činjenice da se svi interferentni otpori takođe ne mogu otkriti pre ispitivanja u letu, rezultati CFD ispitivanja neće biti značajnije uključeni u daljem radu.

3.3. Parazitni otpor trupa

Pojam „trup helikoptera“ nije jednoznačno određen. On svakako podrazumeva kabinski prostor za smeštaj pilota i tereta (putnika, opreme) i sastoji se od nosnog dela, kabinskog dela i završnog dela i to je ono što nazivamo osnovnim delom trupa (eng. basic fuselage) [12]. Međutim, trup se često posmatra kao celina sa repnom kupom, vertikalnim i horizontalnim repom itd., što je karakteristično kako za letna i aerotunelska ispitivanja, tako i za CFD analizu. Ovo je značajno sa stanovišta određivanja ekvivalentne površine otpora trupa, odnosno koeficijenta otpora koji se vezuje za maksimalnu čeonu površinu trupa kao referentnu. Zbog toga je uveden pojam „otpor izolovanog trupa“, gde su isključeni doprinosi ostalih izvora (glave i lopatica glavnog i repnog rotora, skija ili stajnog trapa i sl.). U većini slučajeva trup uključuje i prostor iznad kabine u kome je smeštena pogonska grupa sa reduktorom, kao i platforma za smeštaj GGR.

Slika 12 – Uticaj radijusa krivine čeonog stakla na ukupni otpor trupa – izvor [12]

Nosni deo trupa u osnovi može biti simetričan ili asimetričan, što nema većeg uticaja na koeficijent otpora [12]. Međutim, radijus kokpita (čeonog stakla) ima uticaja i to tako da sa smanjenjem radijusa dolazi do porasta otpora (slika 12). Kabinski deo ima najveći poprečni presek i kao takav se uzima za referentnu površinu prilikom izračunavanja ukupnog otpora helikoptera. Sa aspekta povećanja otpora trupa značajan je oblik poprečnog preseka (slika 4).

Završni deo trupa (eng. afterbody) jeste najveći izvor otpora trupa, te strujanja u ovoj zoni predstavljaju

jedan od najvećih izazova u pogledu redukcije ukupnog parazitnog otpora helikoptera [20, 21]. Ovde su najznačajnija dva parametra: relativna dužina poprečnog suženja - kontrakcije (slika 13) i asimetričnost završetka trupa (slika 14). Dakle, optimalna relativna dužina suženja se kreće u rasponu od 2 do 2.5, dok nesimetričnost utiče na brži rast koeficijenta otpora trupa pri većim napadnim uglovima koji su karakteristični za veće brzine leta.

Slika 13 – Uticaj kontrakcije završnog dela na ukupni otpor trupa – izvor [12]

Slika 14 – Uticaj asimetričnosti završnog dela na ukupni otpor trupa – izvor [12]

Pored samog oblikovanja završnog dela trupa u fazi projektovanja, moguća su dodatna smanjenja ovog izvora otpora dodavanjem generatora vrtloga i postavljanjem usmeravajućih limova za oko 1,5%, odnosno 5% u kombinaciji sa aerodinamički obloženim skijama. Dati procenti se odnose na ukupni parazitni otpor helikoptera, što predstavlja sasvim dobar rezultat [22].

3.4. Otpor stajnog trapa

Doprinos stajnih organa ukupnom parazitnom otporu helikoptera u napredujućem letu se kreće od 0% kod helikoptera sa uvlačećim stajnim trapom, pa sve

do 50%, uključujući i interferentne otpore. Visoko procentualno učešće otpora stajnih organa (točkova, skija i sl.) u ukupnom parazitnom otporu je karakteristično za teške transportne helikoptere sa masivnim upornicama, kao i za lake helikoptere sa uspešno oblikovanim trupom, malom čeonom površinom glave rotora i skijama izrađenim od cevastog profila, bez aerodinamične obloge.

Parazitni otpor skija ili točkova se obično određuje ispitivanjem u aerotunelu, najčešće na modelima u razmeri od 1:5 do 1:10. Pri tome se strujanje oko stajnog trapa karakteriše subkritičnim vrednostima Reynoldsovog broja, dok je u realnim uslovima Reynoldsov broj znatno veći, što za posledicu ima da su vrednosti dobijene u aerotunelskim uslovima okvirno za 10-15% veće od stvarnih vrednosti [23].

Preliminarna procena parazitnog otpora stajnih organa sa neuvlačećim točkovima može se izvršiti na osnovu koeficijenata otpora prikazanih na slici br.15. Za stajni trap u obliku skija, postoji veliki broj rezultata dobijenih aerotunelskim i CFD istraživanjima. U pitanju su modeli trupa sa repom kome su sukcesivno dodavani različiti izvori otpora, čime je određivan doprinos svakog elementa na ukupni parazitni otpor [5], [21], [22], [27], [29], [30], [31].

Slika 15 – Vrednosti koeficijenta otpora različitih oblika stajnih organa, sračunatih u odnosu na čeonu površinu točka – izvor [24]

Na osnovu rezultata navedenih ispitivanja, možemo zaključiti da se procentualno učešće u ukupnom parazitnom otporu helikoptera kreće u rasponu od 40% za konfiguraciju „aerodinamički čist trup + neobložene skije“, pa do 20% za helikoptere sa dodatnim izvorima otpora i oblikom trupa čija je aerodinamičnost narušena (spoljni spremnici za gorivo, osmatračka kamera, integrisano vatreno naoružanje u nosnom delu itd). Navedni procenti uključuju interferentne otpore na relaciji trup – stajni trap. Kod aerodinamički optimiziranih helikoptera (aerodinamički čist trup obložene skije + uređaji za redukciju otpora zadnjeg dela trupa itd.), otpor skija se može svesti na 10% ukupnog otpora.

3.5. Promena ekvivalentne površine parazitnog otpora u zavisnosti od napadnog ugla trupa helikoptera

Kao što je već rečeno, režim horizontalnog leta helikoptera zahteva nagnutost trupa helikoptera ka

napred u odnosu na horizontalu. Sa tim u vezi, ugao između linije horizonta i ose trupa nazivamo napadnim uglom trupa i za uobičajene uslove stacionarnog horizontalnog leta njegova vrednost se kreće od nula stepeni (kod helikoptera sa nagnutom osom vratila glavnog rotora), pa sve do desetak stepeni za područje maksimalnih brzina u napredujućem letu. Pri promeni napadnog ugla trupa, menja se i njegova izloženost vazdušnoj struji, te dolazi do promene koeficijenta otpora, odnosno ekvivalentne površine parazitnog otpora. Praktičan prikaz promene ekvivalentne površine parazitnog otpora helikoptera za različite tipove helikoptera dao je R. Prouty (slika 16).

Slika 16 - Uticaj napadnog ugla trupa na parazitni otpor helikoptera – izvor [14]

Dati dijagrami se mogu koristiti u preliminarnoj fazi projektovanja sa zadovoljavajućim stepenom tačnosti.

Dakle, kod lakih jednorotornih helikoptera klasične konstrukcije, prirast parazitnog otpora trupa za tipične vrednosti napadnog ugla trupa u napredujućem letu (od -4 do -8 stepeni) se okvirno kreće od 5 do 40%, što zavisi od oblika trupa i ukupne aerodinamičke slike oko letelice.

Bitno je istaći da minimalni parazitni otpor nije uvek vezan za nulti napadni ugao trupa. Naime, osa vratila glavnog rotora kod nekih helikoptera je nagnuta nekoliko stepeni ka napred, što doprinosi smanjenju vrednosti ukupnog parazitnog otpora u režimu krstarenja.

4. PRELIMINARNA PROCENA PARAZITNOG OTPORA HELIKOPTERA

Za potrebe preliminarnog projektovanja helikoptera Prouty [14] preporučuje izbor koeficijenta otpora trupa na osnovu poznatih vrednosti za postojeće helikoptere odgovarajućeg stepena aerodinamičke čistoće (slika 17). Imajući u vidu generisanje vrtložnog strujanja kroz rotor i kreiranje složene strujne slike oko trupa helikoptera, kao i činjenicu da je vitkost trupa helikoptera generalno manja od vitkosti trupa letelica sa

fiksni krilom, jasno je da je strujanje oko trupa turbulentno, dok se uobičajene vrednosti Rejnoldsovih brojeva kreću u rasponu od $3 \cdot 10^6$ do $6 \cdot 10^7$. Uticaj Rejnoldsovih brojeva svakako postoji, ali ga nije jednostavno odrediti. Naime, on umnogome zavisi od same konfiguracije helikoptera, kao i od samog dijapazona broja Re . U praksi, za $Re \geq 3 \cdot 10^7$ uticaj se može zanemariti, dok se za manje vrednosti uticaj manifestuje kroz porast parazitnog otpora [25].

Slika 17 - Procena koeficijenta otpora trupa – izvor [14]

U tabeli 2. prikazane su vrednosti koeficijenata otpora izolovanog trupa dobijenih ispitivanjem u aerotunelu ili CFD simulacijama. U svim slučajevima se radi o čistoj konfiguraciji (trup sa repnom kupom, bez stajnog trapa, glave rotora i ostalih spoljnih izvora otpora), ali u različitim geometrijskim svojstvima (sa ili bez izduvnika, sa ili bez pilona i obloge pilona, sa ili bez horizontalnih i vertikalnih aerodnamičkih površina, sa ili bez uređaja za redukciju otpora – generatora strujnih vrtloga ili usmeravajućih limova itd.). Pri tome je za referentnu površinu uzimana frontalna (maksimalna čeon) površina.

Činjenica da nisu u pitanju standardizovani modeli helikoptera sa jedne strane otežava poređenje dobijenih rezultata, dok sa druge strane pruža bolji uvid u dekompoziciju otpora trupa po segmentima. Važno je napomenuti da je većina ispitivanja izvršena na nižim Rejnoldsovim brojevima, reda veličine 10^6 , što predstavlja tipične uslove koje proizvođači mogu da obezbede u aerotunelima, dok je za proučavanje efekata parazitnog otpora karakteristično područje znatno većih brzina kome odgovara $Re \approx 10^7$. To u praksi znači beg iz zone tranzita u zonu stabilnog turbulentnog strujanja u kojoj su otpori svakako manji.

Autor Prouty [14] smatra da ovakva praksa donekle godi istraživačima jer, iako znaju da su dobijene vrednosti koeficijenata otpora veće, to im služi kao kompenzacija za sve dodatne otpore koji često ostaju neotkriveni sve do ispitivanja u letu. Sa druge strane, zanimljiva je opaska istog autora da tokom svoje

bogate karijere u helikopterskoj industriji nije naišao na inženjere koji su tokom preliminarnih proračuna i ispitivanja u aerotunelu uspeali da precene vrednost ukupnog parazitnog otpora helikoptera.

Slika 18 – Uticaj Reynoldsovog broja na koeficijent otpora trupa – izvor [25]

Što se CFD analiza tiče, simulacije strujanja su uglavnom vršena sa Reynoldsovim brojevima reda veličine 10^6 , pre svega zbog mogućnosti poređenja rezultata sa eksperimentalnim podacima, a u cilju verifikacija CFD metoda kao pouzdanog zamenitelja skupih aerotunelskih proba, barem u jednom delu ispitivanja. Kao što je već rečeno, osetljivost koeficijenata otpora trupa na promenu Reynoldsovih brojeva je značajna u području $Re \leq 10^7$ i okvirno se kreće u granicama od 1 do 10%, dok se pri većim Re može zanemariti.

Tabela 2. Vrednosti koeficijenta otpora trupa za različite konfiguracije

Vrsta testa	Re	Cx	Ilustracija	izvor
CFD WT	$3,2 \cdot 10^6$	0.11 0.09 ± 0.013		[21]
WT CFD	$3,2 \cdot 10^6$	≈ 0.08 ≈ 0.10		[21]
CFD	$1,07 \cdot 10^6$	0.086- 0.109		[28]
WT	10^6	0.075		[29]
CFD/ WT	$6 \cdot 10^6 - 6 \cdot 10^7$	0.04- 0.07		[26]
CFD/ WT	$6 \cdot 10^6 - 6 \cdot 10^7$	0.06- 0.10		[26]

Na osnovu rezultata prikazanih u tabeli 2. i njihovim poređenjem sa vrednostima prikazanim na slici 17, možemo zaključiti sledeće:

- Koeficijent otpora izolovanog otpora trupa helikoptera sa repnom kupom se kreće u rasponu od 0.053 do 0.11 pri $Re \approx 10^6$

- Rezultati dobijeni CFD analizom su obično veći od rezultata WT testova i to za 10-15%, s tim da ne izlaze iz okvira očekivane greške za WT;
- Koeficijenti otpora trupa u zoni velikih brzina ($Re \approx 10^7$) imaju do 10% niže vrednosti od navedenih, pa se za aerodinamički čiste konfiguracije kreću u granicama 0.050-0.075.

Donju granicu navedenog opsega je moguće dostići instalacijom generatora vrtloga, usmeravajućih limova ili redizajnom završnog dela trupa, s tim da se na taj način ne smanjuje samo koeficijent otpora izolovanog trupa, već i interferentni otpori.

Imajući u vidu ranije izloženu dekompoziciju otpora aerodinamički čistih konfiguracija helikoptera, linije trenda ekvivalentne površine ukupnog parazitnog otpora helikoptera i okvirne vrednosti koeficijenata otpora trupa, možemo zaključiti sledeće:

- Učešće otpora izolovanog trupa u ukupnom parazitnom otporu aerodinamički čistog helikoptera iznosi oko 20-25%,
- Njegova vrednost se može odrediti na osnovu maksimalne poletne mase kao:

$$f_{tr} = k_{tr} \cdot k_{min} (m_{MTO} / 1000)^{2/3} \quad (6)$$

Proces određivanja preliminarne vrednosti ekvivalentne površine parazitnog otpora singl-rotor helikoptera započinjemo definisanjem dva parametra. To su:

- maksimalna poletna masa;
- stepen aerodinamičke čistoće.

Maksimalna poletna masa je sa ulaskom u preliminarnu fazu projektovanja poznata veličina, a prema kriterijumu aerodinamičke čistoće razlikovaćemo tri slučaja:

- Helikopter je aerodinamički "prljav". Redukcija parazitnog otpora nije moguća usled tehnološke zastarelosti (mala vitkost trupa, rep izrađen u obliku rešetkaste konstrukcije itd.) ili zbog spoljašnjih izvora otpora (uređaji za zaprašivanje iz vazduha, spoljni teret i sl.) ili pak nije od prevelike važnosti, jer je brzina krstarenja mala, odnosno bliska brzini najdužeg trajanja leta ili čak manja (izrazito spora letelica, namenjena za lokalni nadzor, zaprašivanje useva i sl.). Drugim rečima, parazitni otpor helikoptera je na nivou začetka helikopterske industrije i računa se kao:

$$f = 1.3533 \cdot (m_{MTO} / 1000)^{2/3} \quad (7)$$

- Helikopter je savremene izrade, ali je namenjen za let na malim brzinama, pa učešće parazitnog otpora u ukupnom otporu okvirno ne prelazi 25%. Letelica nije otporećena spoljnim izvorima otpora,

tehnologija izrade je savremena, trup zadovoljava-juće je vitkosti i aerodinamičnosti, okvašena površina je glatka. Procentualno učešće parazitnog otpora u ukupnom otporu je takvo (do 1/4) da sa aspekta očekivane greške u proceni potrebne snage u zadatom dijapazonu brzina i visina leta ne zahteva posebno veliku preciznost u preliminarnoj fazi projektovanja, pa ekvivalentnu površinu računamo kao:

$$f = 0.6289 \cdot (m_{MTO} / 1000)^{2/3} \quad (8)$$

- Helikopter je namenjen za krstarenje na većim brzinama leta, pa je pravilna procena ukupnog otpora od izuzetnog značaja. U tom slučaju ekvivalentu površinu parazitnog otpora računamo kao zbir parazitnog otpora trupa, glave glavnog otpora (sa uračunatim interferentnim otporima), stajnog trapa i dodatnih otpora:

$$f_e = f_{trup} + f_{GGR} + f_{trap} + f_{ostalo} \quad (9)$$

Za ekvivalentnu površinu parazitnog otpora trupa usvajamo:

$$f_{trup} = k_1 k_2 \cdot (m_{MTO} / 1000)^{2/3} + \Delta f_{l/d} + \Delta f_{\varepsilon} \quad (10)$$

gde su:

- $k_1 = 0.20 \div 0.25$ (procenjeno procentualno učešće trupa u ukupnom parazitnom otporu aerodinamički čistog helikoptera);
- $k_2 = 0.3934$;
- $\Delta f_{l/d} = \frac{\pi d^2}{4} \cdot \Delta C_{x_1}$ (vrednost ΔC_{x_1} se očitava sa dijagrama prikazanog na slici 13 i predstavlja funkciju odnosa dužine kontrakcije i ekvivalentnog prečnika čeonog površine trupa l/d).
- $\Delta f_{\varepsilon} = \frac{\pi d^2}{4} \cdot \Delta C_{x_2}$ (vrednost se očitava sa dijagrama prikazanog na slici 12 i predstavlja uticaj radijusa krivine čeonog stakla kokpita).

Procenu ekvivalentne površine parazitnog otpora glave glavnog rotora vršimo na osnovu odabranog tipa i poznatih karakteristika. Razlikujemo četiri moguća slučaja:

- Artikulisani rotor velike čeonog površine sa poznatom geometrijom – slučaj br. 1;
- Artikulisani rotor velike čeonog površine sa nepoznatom geometrijom – slučaj br. 2;
- Rotor sa redukovanim parazitnim otporom – slučaj br. 3;
- Rotor sa kompletnom aerodinamičkom oblogom – slučaj br. 4.

Jednačine za procenu f_{GGR} su date u tabeli 3.

Tabela 3. Izrazi za ekvivalentu površinu parazitnog otpora glave glavnog rotora

Br. 1.	$f_{GGR} = A_F (0,4618 + 0,0719 A_F - 0,0024 A_F^2) \quad (11)$
Br. 2.	$f_{GGR} = 0.2203 \cdot (m_{MTO} / 1000)^{2/3} \quad (12)$
Br. 3.	$f_{GGR} = 0.1259 \cdot (m_{MTO} / 1000)^{2/3} \quad (13)$
Br. 4.	$f_{GGR} = 0.0787 \cdot (m_{MTO} / 1000)^{2/3} \quad (14)$

Dobijene vrednosti treba uvećati za 50% zbog interferentnih otpora.

Što se tiče ekvivalentne površine parazitnog otpora stajnog trapa, tu takođe razlikujemo nekoliko slučajeva:

- Uvlačeći stajni trap – parazitni otpor jednak nuli;
- Teški transportni helikopter – fiksni stajni trap sa točkovima i masivnim upornicama:

$$f_{trap} = f_{trup} + f_{GGR} \quad (15);$$

- Srednji i laki helikopter – fiksni stajni trap sa točkovima:

$$f_{trap} = C_x \cdot \frac{A_{točka}}{A} \quad (16)$$

Koeficijent C_x se očitava sa slike 15 i množi sa odnosom čeonog površine točka i površine poprečnog preseka helikoptera;

- Helikopter sa cevastim skijama bez aerodinamičke obloge:

$$f_{trap} = 0.54 \cdot (f_{trup} + f_{GGR}) \quad (17)$$

- Helikopter sa aerodinamički obloženim skijama:

$$f_{trap} = 0.28 \cdot (f_{trup} + f_{GGR}) \quad (18)$$

Procena doprinosa ostalih izvora ukupnom parazitnom otporu helikoptera zavisi od konkretnog slučaja, gde treba obuhvatiti i različite vrste spoljnog tereta ili konstruktivnih dodataka u vidu krila, podvesnih rezervoara, integrisane izviđačke opreme itd. U svakom slučaju ukupni otpor se povećava za red veličine počev od par procenata, pa do 10-15% u slučaju integracije izviđačke opreme, kamere ili naoružanja u čeonom delu helikoptera, čime dolazi do značajnije degradacije aerodinamičkih karakteristika trupa (slika 19).

Slika 19 – Dodatni izvori parazitnog otpora – izvor [27]

5. REZULTATI I ZAKLJUČAK

Postupak procene preliminarnog otpora lakog helikoptera, izložen u prethodnom odeljku, primenjen je na tri različita helikoptera za koje postoje relevantni podaci o veličini ekvivalentne površine parazitnog otpora, s tim da se date vrednosti ne mogu uzeti kao apsolutno tačne, jer se često može naći u literaturi da za isti tip helikoptera ove vrednosti variraju u zavisnosti od izvora.

Na primer, u tabeli br. 4 prikazane su vrednosti ekvivalentne površine parazitnog otpora trupa helikoptera UH-60A iz dva različita izvora za čistu konfiguraciju i još dva različita podatka iz drugih izvora za ostale otpore, što u zbiru daje 4 različita slučaja, sa međusobnom razlikom od 2 do 12%.

Tabela 4. Različite vrednosti ekvivalentne površine parazitnog otpora trupa helikoptera UH-60A - izvor [13]

$f_e (m^2)$	Slučaj 1	Slučaj 2	Slučaj 3	Slučaj 4
Čista konfiguracija	2.39	2.43	2.39	2.43
Nosači spoljnog tereta	0.072	0.072	0.232	0.232
WSPS zaštitni sistem	0.020	0.020	0.093	0.093
Ostali otpori	0.059	0.059	0.093	0.093
Ukupno	2.54	2.58	2.80	2.85

Takođe, u dodatne izvore otpora koje treba uzeti u obzir (ukoliko postoje) jesu različite vrste antena, uređaja za zaštitu od udara lopatica rotora u naponsku mrežu (žice dalekovoda i sl.), nosača spoljnog tereta itd., tako da ukupno uvećanje parazitnog otpora usled ostalih otpora u nekim slučajevima može biti i veće od uobičajenih 5-15%.

U tabeli 5 prikazani su rezultati procene ekvivalentne površine parazitnog otpora za tri tipa helikoptera prema izloženom postupku, uz poređenje sa eksperimentalnim vrednostima, kao i sa vrednostima dobijenim na osnovu statističkih pokazatelja (linija trenda).

Prilikom analize rezultata treba imati određenu dozu opreznosti, iz razloga što krajnji rezultat u najvećoj meri zavisi od parametra koji se prvi usvaja, a to je maksimalna masa na poletanju. Sa tim u vezi, preporučljivo je izvršiti proveru podatka o maksimalnoj poletnoj masi i u te svrhe je koristan izvor [32].

Dakle, izvršena je preliminarna procena ekvivalentne površine parazitnog otpora za tri laka helikoptera prosečnih aerodinamičkih karakteritika. U tabeli br. 6 prikazano je značajno odstupanje vrednosti f koja se dobija upotrebom linija trenda za aerodinamički čiste i prljave konfiguracije. Zatim, može se zaključiti da se upotrebom predložene metodologije za procenu parazitnog otpora postiže značajno bolja tačnost u odnosu na korišćenje odgovarajuće linije trenda kojom se izražava zavisnost ekvivalentne površine u odnosu na maksimalnu poletnu masu.

Tabela 5. Rezultati preliminarne procene parazitnog otpora 3 tipa helikoptera

Parametri	MBB Bo-105	Bell UH-1B	Bell OH-58A
MTOM (kg)	2400	4310	1360
k_1	0.3934	0.3934	0.3934
k_2	0.25	0.25	0.25
f_c	0.7052	1.042	0.4829
l (m)	1.32	2.73	2.23
d (m)	2.7	2.78	1.85
l/d	0.489	0.98	1.2
ΔC_{x1}	0.04*	0.041	0.02
$\Delta f_1 (m^2)$	0.2289	0.2487	0.054
b (m)	0.4052	2.4	1.5
ΔC_{x2}	0	0.025	0.02
$\Delta f_2 (m^2)$	0	0.1517	0.054
f_{trup}	0.4052	0.661	0.2282
k_{GGR}	0.1259	0.1259	0.1259
f_{GGR}	0.2257	0.3334	0.1545
f_{ROT}	0.3385	0.5002	0.2318
k_{trapa}	0.54	0.54	0.54
f_{trapa}	0.4016	0.627	0.2484
k_{ostalo}	1.05	1.05	1.25**
$f_{UKUPNO} (m^2)$	1.207	1.8774	0.886
*modifikovana vrednost[11], **WSPS uračunat			

Tabela 6. Odstupanje preliminarne vrednosti parazitnog otpora od stvarne/eksperimentalne vrednosti u %

$f_{UKUPNO} (m^2)$	1.207	1.8774	0.886
Greška (%)	-13.2	3.6	-4.7
$f_{prosečno} (m^2)$	1.12	1.6656	0.772
Greška (%)	-19.4	-8.1	-17.0
$f_{čist.konf.} (m^2)$	0.7	1.0419	0.483
Greška (%)	-49.6	-42.5	-48.1
$f_{prlj.konf.} (m^2)$	2.42	3.5841	1.6612
Greška (%)	74.1	97.8	78.6
$f_{exp.} (m^2)$	1.39	1.812	0.93
Izvor za f_{exp}	[11]	[13]	[11]

LITERATURA

- [1] Rand O, Khromov V. Helicopter Sizing by Statistic. *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 49, No. 3, pp. 300 – 317, 2004.
- [2] Johnson W. Requirements for Next Generation Comprehensive Analysis of Rotorcraft, *American*

- Helicopter Society Specialist's Conference on Aeromechanics*, San Francisco, CA; United States, 23-25 Jan. 2008.
- [3] Johnson W. *A History of Rotorcraft Comprehensive Analysis*, NASA/TP-2012-216012, 2011.
- [4] Khalid A, Schrage DP. Framework development and Implementation of Collaborative Optimization and IPPD Integration for Rotorcraft Design, *Proceedings of the 11th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference*, Portsmouth, VA, United States, 2006.
- [5] Harris FD. *Introduction to Autogyros, Helicopters, and Other V/STOL Aircraft, Volume II: Helicopters*, NASA, Ames Research Center, Moffett Field, California 94035-1000, 2012.
- [6] Aerodynamic Design Optimization of a Helicopter Fuselage including a Rotating Rotor Head (AdHeRo), *Clean Sky – Green Rotorcraft 2 Project*, EU, 2014.
- [7] <http://www.cleansky.eu/green-rotorcraft-grc>
- [8] Unmanned Aerial Vehicles Market by Class, Subsystem, Application, Procurement by Purpose, Payload & Geography, *Global Forecast to 2020 - Report Code: AS 2802*. Markets and Markets Inc. Vancouver, Washington 98662, USA, 2015.
- [9] Filippone A, Michelsen JA. Aerodynamic Drag Prediction of Helicopter Fuselage, *Journal of Aircraft* Vol. 38, No. 2, March–April 2001.
- [10] Stepniewski WZ. Civilian Vertical-Lift System and Aircraft, *The Aeronautical Journal*, Vol 78, No 762, June 1974.
- [11] Johnson W. *Rotorcraft Aeromechanics*, Cambridge University Press, New York, USA, 2013.
- [12] Keys CN, Wiesner R. *Guidelines for Reducing Helicopter Parasite Drag*, Boeing Vertol Company, Philadelphia, Pennsylvania, USA, 1974.
- [13] Rotorcraft Parasite Drag, *Special Report presented to the 31st Annual National Forum By The Ad Hoc Committee On Rotorcraft Drag*, Washington D.C. USA, May 14-15, 1975.
- [14] Prouty R. *Helicopter Performance, Stability and Control*, Krieger Publishing Company, Malabar, Florida, USA, 1986.
- [15] Sung DY, Lance MB, Young LA, Stroub RH. *An Experimental Investigation of Helicopter Rotor Hub Fairing Drag Characteristics*, NASA TM 102182, Ames Research Center, California, USA, September 1989.
- [16] Khier W. Computational Investigation of advanced hub fairing configuration to reduce helicopter drag, *40th European Rotorcraft Forum*, Southampton, England, 2014.
- [17] Fradenburgh EA. Aerodynamic Design of the Sikorsky S-76 Helicopter. *Proceedings of American Helicopter Society 34th Annual National Forum*, Washington, D.C., USA, May 15–17, 1978.
- [18] Reich D, Shenoy R, Smith M, Schmitz S. A Review of 60 Years of Rotor Hub Drag and Wake Physics: 1954–2014, *Journal of American Helicopter Society*, Vol. 61, Issue 2, 2016.
- [19] Mansor S. Wind Tunnel Measurement Of Aerodynamic Characteristics Of A Generic Eurocopter Helicopter, *Jurutera - IEM's Monthly Bulletin*, Malaysia, May 2009.
- [20] Jimenez R, De Gregorio F, Legrand M, Nogueira J. Characterization of the Flow Around a Helicopter Fuselage Equipped with Vortex Generators for Drag Reduction, *18th International Symposium on the Application of Laser and Imaging Techniques to Fluid Mechanics*, Lisbon, Portugal, July 4 – 7, 2016.
- [21] Batrakov AS, Kusyumov AN, Mikhailov SA, Pakhov VV, Sungatullin AR, Zherekhov VV, Barakos GN. A Study in Helicopter Fuselage Drag, *39th European Rotorcraft Forum*, Moscow, Russia, 03-06 September 2013.
- [22] Breitsamter C, Grawunder M, Reiß R. Aerodynamic Design Optimization for a Helicopter Configuration Including a Rotating Rotor Head, *29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences*, St. Petersburg, Russia, September 7-12, 2014.
- [23] Keys CN. Rotary-wing Aerodynamics Volume II – Performance prediction of helicopters, NASA Contract Report 3083, NASA Scientific and Technical Information Office, 1979.
- [24] Hoerner SF. *Fluid-Dynamic Drag*, Hoerner Fluid Dynamics, Bakersfield, CA, USA, 1965.
- [25] Gatard J, Costes M, Kroll N, Renzoni P, Kokkalis A, Rocchetto A, Serr C, Larrey E, Filippone A, Wehr D. High Reynolds Number Helicopter Fuselage Test in the ONERA F1 Pressurised Wind Tunnel, *23th Rotorcraft Forum*, Dresden, Germany, 1997.
- [26] Gieize V, Costes M, Geyr H, Kroll N, Renzoni P, Amato M, Kokkalis A, Mottura L, Serr C, Larrey E, Filippone A, Fischer A. Helicopter Fuselage Drag Prediction: State of the art in Europe, *39th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit*, January, 2001.

- [27]Dziubiński A, Grzegorzczak K. Study Of The Influence Of Helicopter's External Components On The Aerodynamic Characteristics, *Prace Instytutu Lotnictwa*, 218, s.11-19, Warszawa, Poland, 2011.
- [28]Renaud T, O'Brien D, Smith M, Potsdam M. Evaluation of Isolated Fuselage and Rotor-Fuselage Interaction Using CFD, *American Helicopter Society 60th Annual Forum*, Baltimore, MD, USA, June 7-10, 2004.
- [29]Reß R, Grawunder M, Breitsamter C. Aerodynamic Analysis of a Helicopter Fuselage With Rotating Rotor Head, *Progress in Flight Physics* Vol. 7 (2015) 99-110, EDP Sciences, France, 2015.
- [30]Stepanov R, Zherekhov V, Pakhov V, Mikhailov S, Garipov A, Yakubov W, Barakos GN. Experimental Study of Helicopter Fuselage Drag, *Journal of Aircraft*, 53(5), pp. 1343-1360., 2016.
- [31]Sweet GE, Jenkins JL. *Wind-Tunnel Investigation Of The Drag And Static Stability Characteristics Of Four Helicopter Fuselage Models*, NASA TN D-1363, Washington, USA, 1962.
- [32]FAA Type Certificate Data Sheets http://rgl.faa.gov/Regulatory_and_Guidance_Library/rgMakeModel.nsf/Frameset?OpenPage

SUMMARY

SINGLE ROTOR HELICOPTER PARASITE DRAG ESTIMATION IN THE PRELIMINARY DESIGN STAGE

This paper presents the methodology for the rapid estimation of the single rotor helicopter parasite drag in the forward flight in the preliminary design phase. The aerodynamic drag of fuselage, main rotor hub, landing gear and the other, non-rotating defective surfaces contribute with more than 50% of the total power required for the forward flight at higher cruising speeds and therefore requires a more approximate determination in the design stages before the prototype development. The parasite drag determination is based on the evaluation of the basic value of The Equivalent Parasite Drag Flat Plate Area and its changes depending on the fuselage angle of attack. Plenty of the statistical indicators, aerotunnel tests results and the recent CFD investigations were taken into consideration during the process of developing and testing this methodology.

Key words: helicopter parasite drag, performance, preliminary design phase, equivalent parasite drag flat plate area, power required, forward flight