

Pregled literature o konstruktivnim karakteristikama bespilotnih vazduhoplova

MILOŠ S. MARINA, Univerzitet u Beogradu,
Saobraćajni fakultet, Beograd
ORCID: 0000-0003-4303-9581

OLJA V. ČOKORILO, Univerzitet u Beogradu,
Saobraćajni fakultet, Beograd
ORCID: 0000-0002-3871-504X

PETAR D. MIROSAVLJEVIĆ, Univerzitet u Beogradu,
Saobraćajni fakultet, Beograd
ORCID: 0000-0003-30084682

Pregledni rad
UDC: 629.7.014.9
DOI: 10.5937/tehnika2404463M

Bespilotni vazduhoplovi su danas u velikoj ekspanziji i u narednih nekoliko decenija svakodnevni život biće nezamisliv bez njihove upotrebe. Da bi se obezbedila njihova adekvatna integracija u civilni vazdušni saobraćaj, neophodno je istražiti njihov bezbednosni aspekt. Kako bi se adekvatno istražilo ponašanje bespilotnih vazduhoplova u prostoru, moramo prvo razumeti njihove konstruktivne karakteristike i same njihove performanse, koje proističu iz njih. Ovaj rad prikazuje pregled konstruktivnih karakteristika bespilotnih vazduhoplova. Prikazana je dominantna struktura i njene performanse, odnosno kvadkopterska struktura bespilotnih vazduhoplova. Poseban aspekt stavljen je na proračun potiska, kao jednog od najznačajnijih parametara performansi transportnog vazduhoplova. Radovi koji su prikazani, pored teoretskog pristupa proračuna performansi, koristili su eksperimentalni prikaz kroz simulacije i letove u realnom vremenu.

Ključne reči: kvadkopter, performanse, potisak, bespiloni vazduhoplov

1. UVOD

Tema ovoga rada je prikaz literature sa temom konstruktivnih karakteristika bespilotnih vazduhoplova. Kako bi razumeli kretanje bespilotnog vazduhoplova u prostoru, neophodno je prvo analizirati njegove konstruktivne karakteristike. Analizom konstruktivnih karakteristika dolazi se do podataka o performansama bespilotnih vazduhoplova. U razmatranje su uključeni radovi koji imaju prikaz proračuna samog potiska koji stvara vazduhoplov u različitim fazama leta. Prikaz analize u radovima urađen je na osnovu dosadašnjih teoretskih istraživanja i na osnovu samih simulacija i letova u realnom vremenu.

Mogućnosti primene bespilotnih vazduhoplova u savremenom društvu i pametnim gradovima je sve veća iz dana u dan. To je osnovni razlog iz kog se smatra da

treba istražiti kretanje bespilotnog vazduhoplova u prostoru, jer bi se na taj način mogao steći utisak o bezbednosnim problemima koji se tom prilikom mogu javiti. Pitanjem bezbedne integracije bespilotnih vazduhoplova u civilni vazdušni saobraćaj trenutno se bavi najveći broj komisija u okviru Evropske unije. Procene su da će do 2030. godine više od 340 miliona stanovnika EU iskusiti upotrebu bespilotnog vazduhoplova u svakodnevnim životnim aktivnostima [1].

Rad je podeljen u tri glavna poglavlja. Prvo poglavlje rada sadrži prikaz osnovnih konstruktivnih karakteristika bespilotnih vazduhoplova. Iza ovog poglavlja prikazane su osnove proračuna potiska bespilotnog vazduhoplova kvadkopterske strukture. Centralni i najveći deo rada jeste prikaz samih radova i rezultata sa temom konstruktivnih karakteristika bespilotnih vazduhoplova.

2. KONSTRUKTIVNE KARAKTERISTIKE

Pre prikaza konstruktivnih karakteristika bespilotnih vazduhoplova, prikazana je dominantna struktura bespilotnog vazduhoplova, odnosno kvadkopterska

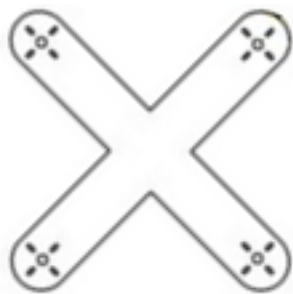
Adresa autora: Miloš Marina, Univerzitet u Beogradu,
Saobraćajni fakultet, Beograd, Vojvode Stepe 305

e-mail: milosmarina993@gmail.com

Rad primljen: 09.10.2023.

Rad prihvaćen: 07.05.2024.

struktura. Kvadkopterska struktura bespilotnog vazduhoplova podrazumeva strukturu četiri unakrsna kraka postavljena tako da svaki između sebe obrazuje ugao od 90° . Na svakom kraju postavljen je po jedan motor, odnosno sami kvadkopteri imaju 4 motora, koje su danas većinom pogonjene električnom energijom. Ovo predstavlja ekološki prihvatljivo rešenje, pre svega jer omogućava nultu emisiju gasova u gradskim jezgrima, gde se predviđa najveća upotreba bespilotnih vazduhoplova u budućnosti [1]. Na osovini svakog motora nalazi se propeler koji je aerodinamički oblikovan, tako da stvara potisnu silu usmerenu na gore. Konfiguracioni izgled bespilotnog vazduhoplova kvadkopterske strukture predstavljen je na slici 1.



Slika 1 - Kvadkopterska struktura [5]

Glavna struktura, odnosno „kostur“ bespilotnog vazduhoplova izgrađena je od ugljeničnih i kompozitnih materijala, koji omogućavaju povećanje nosivosti i smanjenje mase vazduhoplova. Osnovni elementi bespilotnih vazduhoplova su:

- elektromotori bez četkica (eng. Brushless DC Motor – BLDC Motor)
- elektronski kontroler brzine (eng. Electronic Speed Controller – ESC),
- baterije i servo vodovi [6].

Kod bespilotnih vazduhoplova malih dimezija kao dominantni motori sreću se električno pogonjeni motori bez četkica. Za napajanje ovih motora koristi se jednosmerna struja. Prednosti električnih motora bez četkica u odnosu motora sa četkicama su sledeće:

- Stvaranje veće sile potiska,
- Izmenjivač se nalazi integrisan u regulatorima brzine, dok je kod motora sa četkicama on smešten unutar samih motora,
- Ostvaruju veće obrtne momente pri istim brojevima obrtaja,
- Bešumni rad,
- Veliki opseg brzina,
- Duži životni vek.

Performanse elektromotora izražavaju se na osnovu sledeća dva parametra: Kv odnos i strujni kapacitet. Kv odnos predstavlja meru efikasnosti električnog motora, izražava se kao odnos broja obrtaja i napona. Pojednostavljeno rečeno, Kv odnos pokazuje koliko brzo će

se motor okretati za 1V primljenog napona. Strujni kapacitet predstavlja maksimalnu struju koju motor može bezbedno da povuče iz sistema. [7]

Propeleri su na kvadkopterima postavljeni na svakom motoru. Okretanjem propelera ostvaruje se potisak. Raznolikost veličina i materijala od kojih se izgrađuju propeleri je ogromna. Parametri kojima se definišu propeleri su: prečnik i korak propelera. Korak propelera predstavlja koliko će razliku u visini napraviti propeler tokom jednog obrtaja. Odgovarajući odabir propelera je izuzetno važan tokom faza lebdenja i penjanja, kako ne bi došlo do preopterećenja i pregrevavanja motora. Sami propeleri na kvadkopteru nisu isti, pre svega jer se dva naspramna propelera okreću u smeru kazaljke na satu, a ostala dva u smeru suprotnom od kazaljke na satu. Sama razlika se ogleda u nagnutosti propelera u odnosu na ravan konstrukcije, dva su nagnuta na levu stranu, dva na desnu stranu. [8]

Elektronski upravljač brzine vrši upravljanje motorima preko PVM (eng. Pulse Width Modulation - PVM) impulsa, koje prihvataju pojedinačni upravljači motora i u skladu sa tim impulsom motori će se okretati odgovarajućom brzinom. Osnovne uloge elektronskih upravljača su: pretvaranje napona struje iz baterija sa dve faze u trofaznu struju i regulacija brzine električnih motora bez četkica na osnovu signala sa kontrolne ploče. Sama regulacija motora ostvaruje se na dva načina. Prva funkcija je delovanje kao BEC (eng. Battery Elimination Circuit) koja omogućava da se i motori i prijemnik napajaju pomoću jedne baterije. Druga funkcija je preuzimanje signala sa prijemnika i kontrolora leta, kao i prosleđivanje odgovarajuće struje ka motorima.

Strujni kapacitet elektronskog upravljača brzine predstavlja maksimalni intezitet struje koji obezbeđuje motoru bez pregrevanja. Maksimalna jačina struje koju može imati kontrolna jedinica mora biti veća od maksimalne jačine koju može „podneti“ motor bez zagrevanja [9].

Baterije koje se koriste su litijum-polimerske (eng. Lithium Polymer - LIPO) sa mogućnošću punjenja. Osnovna odlika ovih baterija je da su visoke specifične energije i male mase. Napajanje motora i svih elektronskih komponenti kvadkoptera potiče od baterije. Kapacitet baterija se izražava u mAh (miliamper časovima) koji označava koliko struje baterija može dati za potrošnju u toku jednog sata. Potrebno je pomenuti još jednu eksploatacionu karakteristiku, a to je brzina pražnjena baterije. U literaturi se ova karakteristika može naći pod oznakom „C“. Brzina pražnjenja pokazuje koliko struje baterija može ispuštati - isprazniti u vremenu na bezbedan način. Bateriju sačinjavaju ćelije od napona 3.7V, kojih može biti u opsegu od jedne do deset unutar baterije. Povezanost ćelija unutar baterije

je serijska, te se na taj način povećava napon, dok je kapacitet nepromenjen. Maksimalna struja koju mogu „povući“ motori od baterije jednake je proizvodu broja motora i maksimalne struje koju „povlače“ motori pojedinačno [10].

Servo vodovi su kablovi koji povezuju prijemnik – kontrolnu tablu bespilotnog vazduhoplova sa ESC pločom. Ukupno ih ima tri, od kojih je jedan za prenošenje signala, jedan za napajanje i jedan za uzemljenje. Bez postojanosti provodnika, ili pojavom njihovog eventualnog kvara, ne bi se moglo upravljati bespilotnim vazduhoplovom.

3. PRORAČUN POTISKA

Ovaj segmet rada predstavlja osnovnu definiciju potiska koji se stvara opstrujavanjem vazduha oko propelera motora. Da bi se razumelo stvaranje potiska, neophodno je poznavanje teorije idelanog diska rotora. Kako bi bespilotni vazduhoplov leteo u prostoru neophodno je da stvara potisnu silu. Pokretanjem rotora stvara se strujanje vazduha kroz lopatice rotora i na taj način se potiskuje određena količina vazduha na dole kroz ravan rotora. Sama teorija idealnog diska opisuje ovo strujanje analitičkim putem na osnovu jednačina masenog protoka, zakona održanja energije i jednačine kontinuiteta.

Na osnovu teorije idealnog diska rotora može se izraziti pogonska sila na rotoru kao proizvod razlike dinamičkih pritisaka ispod i iznad rotora i površine rotora: [2]

$$T = \frac{1}{2} \rho A (V_2^2 - V_1^2) \quad (1)$$

gde je:

- T – pogonska sila na rotoru,
- ρ – gustina vazduha,
- A – površina rotora,
- V_1 – brzina vazduha iznad rotora,
- V_2 – brzina vazduha ispod rotora.

Na osnovu teorije idelanog diska rotora može se zaključiti sledeće: [3]

- Sila potiska koji se može dobiti, proporcionalna je drugom stepenu brzina strujanja, i
- Potisak linearno raste sa povećanjem poprečnog preseka diska rotora, odnosno potisak je proporcionalan kvadratu prečnika rotora,

U praktičnoj primeni kod jednačine (1) neophodno je očitavanje gustine u realnom vremenu, jer nije konstantna veličina zbog svojstava atmosfere. Ukoliko se gustina vazduha ne bi očitavala u realnom vremenu došlo bi do degradacije performansi i ugrožavanja ukupnog potiska. Što se tiče poprečnog preseka propelera, on je uvek konstantan i ne menja se sa vremenom, ali od površine propelera zavisi vrednost

ukupno generisanog potiska. Nakon predstavljanja teorije idealnog diska rotora može se preći na definisanje potisne sile koju stvaraju kvadkopteri. Kako kvadkopteri imaju četiri rotora, stvaraju 4 sile potiska koji se mogu sumirati u jedan potisak koji ceo kvadkopter indukuje. [4]

Definisanje potiska može se predstaviti u zavisnosti od faze leta u kojoj se nalazi bespilotni vazduhoplov. U fazi poletanja, neophodno je da motori generišu neto potisak koji je veći od težine bespilotnog vazduhoplova, odnosno manji kada se bespilotni vazduhoplov nalazi u fazi sletanja. Jednačina (2) daje neto potisak pod uslovom da se svi motori okreću pri istoj brzini okretanja.

$$net T = \rho A \sum_{i=1}^4 [v_i]^2 \quad (2)$$

Uslov da bi se ostvarilo lebdjenje, odnosno stanje održanja konstantne nadmorske visine, neto potisak svih rotora jednak je nuli. Smer rotacije naspramnih rotora je isti, dok je susednih različit, kako bi došlo do poništavanja potiska. Brzina okretanja svih rotora mora biti jednaka kako bi stvarali isti intenzitet potiska. Jednačina (3) predstavlja neto potisak pri lebdjenju.

$$net T = \rho A \sum_{i=1}^2 [v_i]^2 - \rho A \sum_{i=3}^4 [v_i]^2 \quad (3)$$

Prilikom vertikalnog penjanja i spuštanja, kao i prilikom lebdjenja, ne javlja se tangencijalno ubrzanje uz navedene uslove. Stoga se translatorno kretanje ne javlja duž X i Y ose tokom poletanja, sletanja i lebdjenja.

4. PREGLED LITERATURE

U nastavku istraživanja, dat je prikaz radova koji su se do sada bavili konstruktivnim karakteristikama bespilotnog vazduhoplova. Pored osnovnih karakteristika, bavili su se i performansama bespilotnih vazduhoplova, koje proističu iz samih osnovnih konstruktivnih karakteristika. Radovi u kojima je prikazan i proračun potiska, imaju detaljniji prikaz u ovom radu. Izabrani radovi obrađuju i teoretska i praktična – eksperimentalna znanja iz ove oblasti.

Mohd Khan u svom radu „Dinamika leta kvadkoptera“ [11] predstavlja način podešavanja potiska propelera preko varijacije napajanja naponom. Rad sadrži analizu za standardne faze leta, kao što su poletanje, sletanje i lebdjenje. Neto potisak u fazama poletanja i sletanja definisan je kao:

$$net T = \rho A \sum_{i=1}^4 [v_i]^2 \quad (4)$$

gde je

v_i – brzina strujanja vazduha u polju dejstva i -tog propelera,

ρ – gustina vazduha,

A – površina poprečnog preseka propelera.

Neto potisak u fazi lebdenja definisan je kao:

$$\text{net } T = \rho A \sum_{i=1}^2 [v_i]^2 - \rho A \sum_{i=3}^4 [v_i]^2 = 0 \quad (5)$$

Pod neto potiskom se podrazumeva razlika generisanih potisaka na unakrsnim motorima. Neto potisak tokom faze lebdenja je jednak nuli. Ukupni potisak koji je potrebno generisati tokom faze lebdenja jednak je težini bespilotnog vazduhoplova, odnosno proizvodu njegove mase i ubrzanja sile zemljine teže.

U radu je izvršena analiza u zavisnosti od ugaone orijentacije u odnosu na fazu leta. Razlaganjem položaja na više uglova dolazi se do definisanja položaja u prostoru na osnovu više matematičkih jednačina. Potrebni i ukupni potisak definisani su na osnovu visine kvadrokoptera i uglova koje zauzima kvadrokopter u odnosu na ravni u $XoYoZ$ prostoru.

$$|\vec{T}| = \frac{\rho A 4g (h_f - h_o) + mg}{\cos(\varphi) \cos(\theta)} \quad (6)$$

Gde je

g – lokalno gravitaciono ubrzanje,

h_f – visina koju treba da postigne kvadrokopter,

h_o – trenutna visina na kojoj se nalazi kvadrokopter,

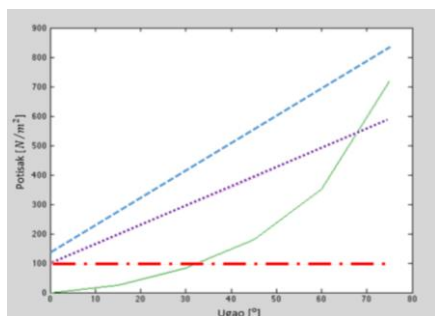
φ i θ – uglovi koje zaklapa kvadrokopter sa XoY ravni.

Prikazan je proračun potrebnog potiska i za motore pojedinačno, u zavisnosti od položaja kvadrokoptera u prostoru. Prikazan je potrebnii potisak po motoru koji je u direktnoj proporciji sa naponom, što je prikazano u jednačini 7.

$$v_i = \pm \sqrt{\frac{|\vec{T}|_i}{\rho A}} \quad (7)$$

Gde je $|\vec{T}|_i$ – potisak i-tog propelera.

Pri eksperimentalnom primeru vršena je varijacija uglova φ i θ za njihove vrednosti 30° , 45° , 60° i 75° , i u datim slučajevima vršena je analiza pojedinačnih komponenti potiska T_X , T_Y i T_Z . Primećeno je da se komponente T_X i T_Y povećavaju kako se povećavaju uglovi. Međutim, veličina potiska T_Z je konstanta i samo zavisi od razlike visina.



Slika 2 - Odnos potrebnih potisaka u zavisnosti od uglova nagiba [11]

Na slici 2 prikazan je odnos potiska u zavisnosti od varijacije uglova. Zelena boja (puna linija) označava

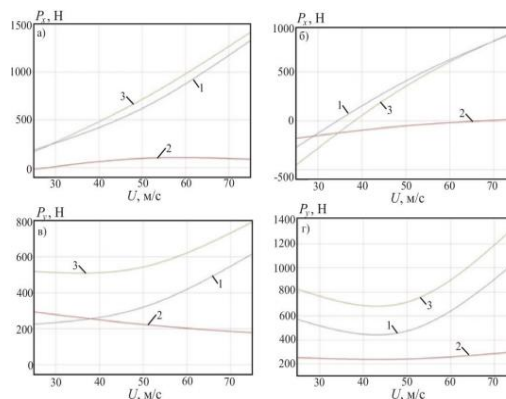
promenu ugla. Crvenom bojom (crta tačka linija) označen je potrebni potisak za Z osu, dok su ljubičastom (tačka linija) i plavom bojom (crta linija) označene vrednosti potrebnog potiska za X i Y osu. Izlazni rezultat ovog rada predstavlja osnovu za razvoj budućih šema kontrola autonomnih vazduhoplova, gde bi se ostvarila zahtevana stabilnost vazduhoplova u letu i precizno manevrisanje pri praćenju zadate rute.

Denisenko i grupa autora u radu „Numerička simulacija strujanja oko kvadrokoptera i određivanje njegovih karakteristika potiska u različitim fazama leta“ [12] prikazali su numeričko modeliranje kao alat za izbor aerodinamičke konfiguracije novih vazduhoplova, kao i određivanje optimalnih režima njihovog rada. U radu su za simulacije rotacije propelera korišćene Navier-Stoksove jednačine sa strujanje viskoznihi nestišljivih fluida. Simulacije su vršene u različitim fazama leta, dok su najviše istraživane faze lebdenja i kosog strujanja vazduha pod promenljivim uglom odstupanja od vertikale.

Pretpostavke pod kojima su sproveli istraživanje su sledeće:

- Brzina slobodne struje vazduha varira u intervalu 25-75 m/s,
- Optimalni ugao rotacije lopatica propelera izračunat je za svaku brzinu slobodnog protoka vazduha: 25 m/s – 60.64° , 50 m/s – 74.29° i 75 m/s – 79.38° ,
- Ugao nagiba bespilotnog vazduhoplova, odnosno motora je bio 15, 30 i 45° ,
- Prečnik rotora 337 mm.

Utvrđili su vezu između strujnica pri različitim brzinama strujanja i ugla nagiba bespilotnog vazduhoplova. Strujanje neposredno ispred rotora je takvo da su strujnice usmerene duž ose rotacije rotora, unutar samog poluprečnika. Na taj način stvara se efekat usisavanja ambijentalnog vazduha kroz ravan rotora. U ovom slučaju, vrednost brzine opada duž poluprečnika rotora.



Slika 3 - Zavisnost razlaganja potiska na X i Y ose od brzine uzlaznog strujanja pri različitim uglovima nagiba kvadrokoptera [12]

U posmatranom slučaju iza rotora, postoji značajno ubrzanje aksijalne brzine strujanja na ravan rotora i promena vektora brzine suprotno od smera rotacije rotora.

Na slici 3 prikazane su sile koje deluju na kvadkopter u zavisnosti od različitih brzina dolaznog strujanja i uglova koje zauzima kvadkopter u odnosu na vertikalu. Na ordinati je prikazana vrednost parcijalnog potiska, dok je na apscisi prikazana brzina. Ugao koji zaklapa kvadkopter sa vertikalom je u graficima sa leve strane 15° , dok je na desnim graficima 45° . Broj 1 predstavlja krivu za prsten, dok 2 predstavlja odnos za elisu. Kriva broj 3 odnosi se na zajednički odnos.

Na osnovu dobijenih rezultata ustanovljena je promena sile potiska, kako ukupne, tako i njenih komponenti, u zavisnosti od brzine strujanja vazduha kroz ravan rotora i samih uglova nagiba bespilotnog vazduhoplova. Relativni koeficijent potiska elise je mali udeo u ukupnoj vrednosti potiska. Ukupni koeficijent potiska i koeficijent potiska elise pri nultom napadnom uglu raste sa povećanjem brzine usled povećanja masenog protoka vazduha koji prolazi kroz ravan rotora. Pri promeni napadnog ugla kvadkoptera od vertikale, ukupan potisak sistema se značajno smanjuje usled pada potiska na pojedinačnim elisama.

Al i grupa autora u radu „Odnos ugaone brzine i potiska kod kvadkoptera“ [13], su prikazali sprovedeno istraživanje sa ciljem pronalazjenja veza između promene napona na motorima u odnosu na promene ugaone brzine elise, vertikalne brzine penjanja, intenziteta vetra na ravan rotora i potisne sile rotora. Empirijsko istraživanje sprovedeno je u laboratoriji.

Da bi se izračunao odnos potiska i brzine kvadkoptera postavljena je sledeća jednačina:

$$C_t = 2T/(\pi\rho r^2 v^2) \quad (8)$$

Gde je

C_t – koeficijent potiska,

π – 3.14,

ρ – gustina vazduha = 1.225,

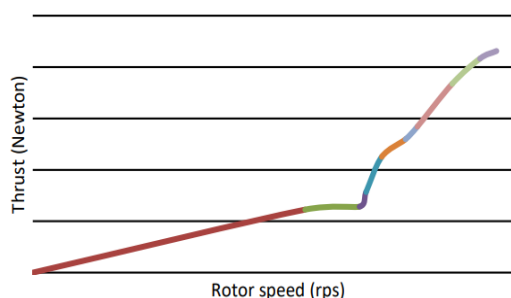
r – poluprečnik rotora,

v – brzina vazduha.

Eksperiment je vršen za mase od 215 i 315 g, dok je masa samog vazduhoplova 165 g. Uslovi testiranja: motor napona 5 V i intenziteta stuje 30 Amp, poluprečnik elise 0.12 m, spoljašnja temperatura 27°C , uslovi bez vetra i koeficijent potiska je 1.732.

Eksperiment je pokazao da je dodavanjem napona na motoru od 3.1 V postignuto da se kvadkopter odlepi od podloge, i tom prilikom je zabeležena broj obrtaja od 3539 obr/min. Najveći broj obrtaja je 5265 obr/min, pri naponu na motorima od 5 V. Povećanje rotacione brzine rotora je proporcijalno naponu na motorima i

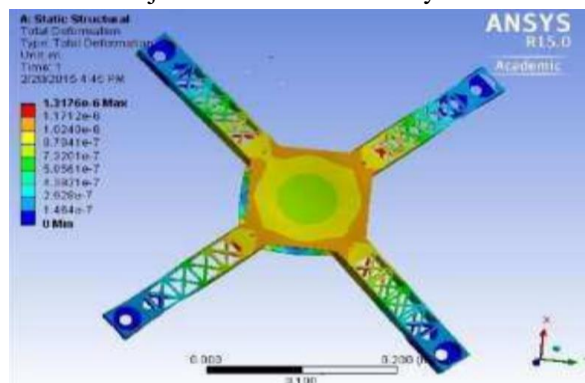
povećanje nije linearno kada varira napon od 1 do 5 V. Linearnost je prisutna između 2.5 i 4 V. Odnos između broja obrtaja i rezultujuće brzine vazdušne struje je linearan.



Slika 4 - Odnos potiska i brzine okretanja rotora [13]

Rezultati istraživanja pokazuju da potisna sila koja se generiše na rotorima nije proporcijalna u odnosu na brzinu rotacije rotora (slika 4). U posmatranom slučaju javila se nelinearnost kada rotor dostigne broj obrtaja oko 65 obr/s. Pri određenoj brzini rotacije doseže se potisak od 1.5 N, nakon te brzine rotacije dolazi do naglog povećanja potiska.

Javir i grupa autora u radu „Projektovanje, analiza i fabrikovanje kvadkoptera“ [14] prikazuju osnovne konstruktivne i aerodinamičke karakteristike kvadkopterske strukture. Obrađene su sve komponente kvadkoptera, od same strukture, do korišćene elektronike. Dat je proračun potiska za jedan motor i elisu, kao i za različite faze leta. Jednačine potiska su slične kao i u Kahn-ovom radu. Glavni deo rada odnosi se na konstrukciju kvadkoptera i proračune opterećenja. Simulaciona analiza je rađena u softveru Ansys 15.0.



Slika 5 - Modelovanje testa statičke deformacije [14]

Na modelovani kvadkopter vršene su tri analize. Statička deformacija prikazana je na slici 5. Primećena promena statičke deformacije na modelu u intervalu od 0m do $1.3176e-6$ m, koja je na prihvatljivom nivou. Cramer von Mises test je pokazao da konstrukcija može izdržati minimum 1.9369 Pa, što je u granicama i na osnovu čega se model može smatrati bezbednim. Druga izvršena analiza je bila modalna analiza. Shvrha ove analize je pronalazjenje prirodnih frekvencija za različite modove. Ukupno je razmatrano deset režima.

Razmatrani su slučajevi od min 0 Hz do maksimalne prirodne frekvencije od 637.12 Hz. Harmonijska analiza beleži rezultate u smislu harmonijskog odziva. Osnovni parametri beleženi ovom analizom su amplituda napona i amplituda deformacije. Rezultati deformacija i napona za različite vrste analiza su u granicama, te su autori zaključili da je konstrukcija kvadrokoptera bezbedna.

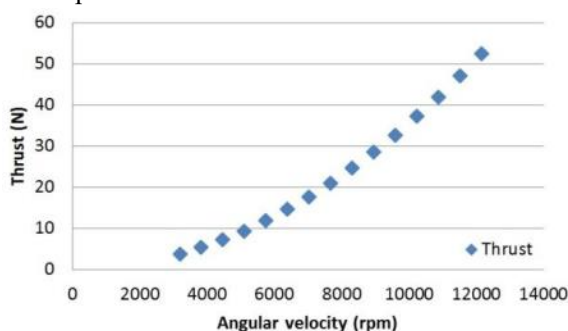
Kuantama i grupa autora u radu „Konstrukcioni model kvadrokoptera i analiza“ [15] prikazuju analizu pouzdanosti strukture bespilotnog vazduhoplova i pružaju podršku pri odabiru odgovarajuće elise rotora u zavisnosti od zahtevanog ubrzanja tokom leta. Koristili su Solidworks softver za projektovanje i analizu strukture kvadrokoptera primenom metode konačnih elemenata (Finite Element Analysis - FEA). Posmatrani model je bio kvadratne osnove sa stranicom od 560 mm, dok je elisa bila dimenzija 406x127 mm. Metoda FEA pokazala je prisustvo rotacione brzine u strujanju oko elise, što bi moglo značajno uticati na efikasnost potiska i uzrokovalo nestabilnost leta i vibracije strukture bespilotnog vazduhoplova. Tokom analize generisani potisak je proračunat na osnovu impulsa i teorije dinamike fluida. Proračun potiska koji proizvodi jedan rotor u zavisnosti od ugaone brzine elise prikazan je u jednačini 9. Na slici 6 prikazan je potisak koji generiše elisa dimenzija 406x127 mm.

$$T = \frac{\pi}{8} (D^2 \rho V_0^2) \quad (9)$$

Gde je

V_0 – brzina strujanja vazduha neposredno pre elise,

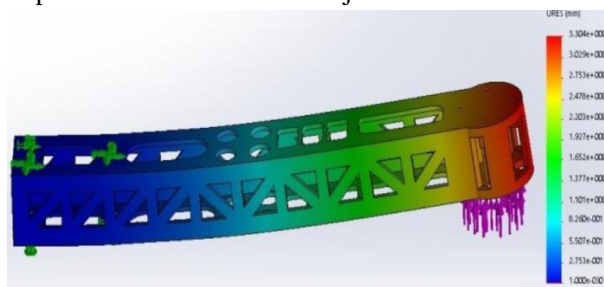
D – prečnik elise.



Slika 6 - Zavisnost potiska od broja obrtaja elise [15]

Na osnovu analize modela u softveru zaključeno je da konstrukcija ima odgovarajuću krutost i kompatibilna je sa specifikacijom korišćene elise. Krutost konstrukcije izrađene od plastike i ukupne mase od 560 g, ima maksimalno istežanje od 3.3 mm pri potisku od 52 N. Test krutosti prikazan je na slici 7. Elise postavljene na međusobnom rastojanju od 560 mm i sa navedenim dimenzijama, ostvarile su maksimalni broj obrtaja od 7680 obr/min i generisale potisak od 21 N. Dato rastojanje obezbeđuje da se potisci sa dve susedne elise ne „mešaju“ i ne izazivaju vibracije na

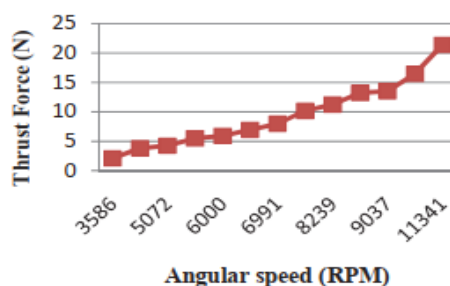
konstrukciji kvadrokoptera. U radu je navedeno da bi eksperimentalni metod dao bolje rezultate.



Slika 7 - Test krutosti konstrukcije na kraku [15]

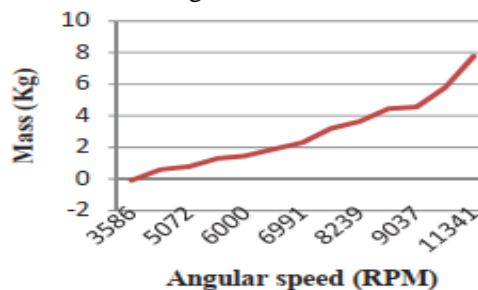
Nastavak rada prikazuje istraživanja procene potiska kvadrokoptera na osnovu Computational Fluid Dynamics (CFD). Ahmad i grupa autora su u radu „Procene koeficijenta potiska elise kvadrokoptera primenom CFD“ [16] izvršili analizu toka strujanja vazdušne struje na elisi sa ciljem proračuna koeficijenta potiska. 3D model je dizajniran u Catia softveru i uvezen u Ansys fluid flow modul za simulaciju strujanja vazduha uz model turbulentnog strujanja K-Epsilon tipa. Simulacije su vršene za različite brojeve obrtaja na osnovu kojih su dobijeni rezultati pokazali da elisa može proizvesti potrebnu silu potiska za podizanje dodatnog tereta.

Simulacija je omogućila analizu odziva potiska u odnosu na ugaonu brzinu okretanja elise. Na slici 8 prikazan je odnos proizvedenog potiska u zavisnosti od ugaone brzine elise.



Slika 8 - Zavisnost potiska od broja obrtaja [16]

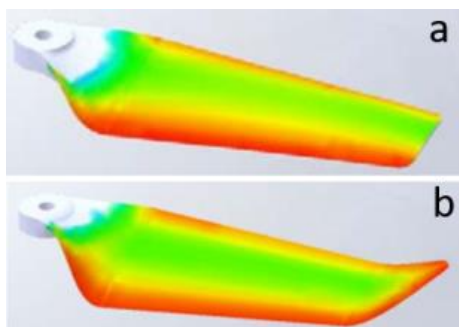
Na slici 9 prikazana je zavisnost korisne nosivosti elise u zavisnosti od ugaone brzine elise.



Slika 9 - Zavisnost korisnog tereta od broja obrtaja [16]

Na osnovu slika 8 i 9 možemo zaključiti da je zavisnost potiska i korisne nosivosti od ugaone brzine

linearna. Izlazni parametar analize je koeficijent potiska za koji je potvrđena vrednost od $K_t = 1.5 \times 10^{-5}$. Koeficijent potiska može poslužiti za izradu dinamičkog modela bespilotnog vazduhoplova kvadkopterske strukture. Yilmaz i grupa autora su se u radu „CFD studija aerodinamike kvadkoptera u uslovima statičkog potiska“ [17] bavili numeričkom analizom aerodinamičkih karakteristika dva dizajna elisa. Prvi dizajn zasnovan je na originalnoj DJI Spart elisi (slika 10a), dok drugi predstavlja prvi dizajn sa dodatim vingletima (slika 10b). 3D model je kreiran u Solidworks softveru i uvezen u SimScalem, kako bi se izvršila CFD analiza.



Slika 10 - 3D model analiziranih dizajna elisa [17]

Studija je pokazala da je potisak dizajna elise sa vingletima veći za 21% od potiska originalne elise. Elisa sa vingletima, pri manjim ugaonim brzinama, omogućava istu vrednost potiska kao i originalne elise, što može doprineti smanjenju buke.

6. ZAKLJUČAK

U ovom radu je prikazan literaturni pregled radova koji se bave temom konstruktivnih karakteristika bespilotnih vazduhoplova i izvedenim karakteristikama, odnosno performansama bespilotnih vazduhoplova. Prevažodno su prikazani radovi koji se bave tematikom proračuna potiska, kako kroz simulacije, tako i kroz eksperimente. Sam rad predstavlja dobru polaznu osnovu za dalja razmatranja i analize kvadkopterske strukture.

LITERATURA

- [1] EASA, Urban air mobility, [Internet] European Union Aviation Safety Agency [Citirano 10/9/2023] Dostupno na: <https://www.easa.europa.eu/en/what-is-uam>, 2023.
- [2] Cunha F. S, *Helicopters-Momentum Theory*, Instituto Superior Technico, Lisabon, <https://fe-nix.tecnico.lisboa.pt/downloadFile/2820934520281913-Momentum%20Theory%20in%20hover.pdf>
- [3] Stupar S, „Vetroturbine“, Mašinski fakultet u Beogradu, 2013.
- [4] M. Khan, Quadcopter Flight Dynamics, *International Journal of scientific & technology research*, volume 3, Issue 8, August 2014.
- [5] Unmanned Aerial Vehicles Team, *First build quadcopter desing*, Boston University, SAD, 2023.
- [6] O. Tatale, N. Anekar, S. Phatak, S. Sarkale, Quadcopter: Design, Construction and Testing, *International Journal for Research in Engineering Application & Management (IJREAM)* ISSN : 2454-9150 Special Issue - AMET-2018.
- [7] N. Guliaev, *The Design, Construction and Implementation of an Autonomous Outdoor Quadcopter using an RPi microcomputer and a MultiWii flight controller*, Saimaa University of Applied Sciences, Finland, 2017.
- [8] S. A. Elmakarem, *Quadcopter Mechanics*, UAV Society. Egypt, 2014.
- [9] M. A. Mahen, S. N. Anirudh, H. D. Chethana, A. C. Shashank, Design and Development of Amphibious Quadcopter, *International Journal of Mechanical And Production Engineering*, Volume No.2 Issue 7, pp: 30-34, 2014.
- [10] S. S. Anand, R. Mathiyazaghan, Design and Fabrication of Voice Controlled Unmanned Aerial Vehicle, *Journal of Aeronautics & Aerospace Engineering*, Volume 5, and Issue 2, 2016.
- [11] M. Khan, Quadcopter Flight Dynamics, *International Journal of scientific & tehnology research*, Volume No. 3, Issue 8, 2014
- [12] P. V. Denisenko, K. N. Volkov, P. S. Chernyshov, L. O. Vokin, *Numerical simulation of the flow around the impeller of a quadcopter and determination of its thrust characteristics in various flight modes*, Aero and gas-dynamics flight vehicles and their engines, Russia, 2021
- [13] A. Al, A. Y. Dewi, A. Bachtiar, D. Harinita, „An angle speed and thrust relationship of the quadcopter rotor“, *Indonesian Journal of Electrical Engineering and Computer Science*, Indonesia, 2019.
- [14] A. V. Javir, K. Pawar, S. Dhudum, N. Patale, S. Patil, Design, Analysis and Fabrication of Quadcopter, *Jornal of The International Association of Advanced Technology and Science*, India, 2015.
- [15] E. Kuantama, D. Craciun, R. Tarca, Quadcopter Body Frame Model and Analysis, Anals od the University od Oradea, *Fascicle of Menagment and Tehnological Engineerig*, Romania, 2016.
- [16] F. Ahmad, P. Kumar, R. Dobriyal. P. Patil, Estimation of the thrust coefficient of a Quadcopter Propeller using Computational Fluid Dynamics, *International Conference on Futuristic and Sustainable Aspects in Engineering and Technology*, India, 2020.
- [17] E. Yilmaz, J. Hu, *CFD Study of Cuadcopter Aerodynamics at Static Thrust Conditions*, University of Hartford, West Hartford, 2017

SUMMARY

REVIEW OF THE LITERATURE ON THE STRUCTURAL CHARACTERISTICS OF UNMANNED AIRCRAFT

Today, unmanned aircraft are in great expansion and in the next few decades, everyday life will be unimaginable without their use. In order to ensure their adequate integration into civil air traffic, it is necessary to investigate their safety aspect. In order to adequately investigate the behavior of unmanned aircraft in space, we must first understand their structural characteristics and their performance itself. The paper deals with a literal review of the constructive characteristics of unmanned aerial vehicles. The dominant structure and its performance are shown, i.e. the quadcopter structure of unmanned aircraft. A special aspect is placed on the calculation of thrust, as one of the most important performance parameters of a transport aircraft. The works presented in addition to the theoretical approach of performance calculation, used experimental representation through simulations and real-time flights.

Key Words: *quadcopter, performance, thrust, unmanned aircraft*