



KONŠTRUKCIA UAV TYPU VTOL S NÁHRADOU MECHANICKÉHO RIADENIA ROTOROV SOFTVÉROVÝM SYSTÉMOM

VTOL TYPE UAV DESIGN WITH REPLACEMENT OF MECHANICAL ROTOR CONTROL BY A SOFTWARE SYSTEM

Matúš Michalík

Katedra leteckej dopravy
Žilinská univerzita v Žiline
Univerzitná 8215/1
010 26 Žilina

Pavol Pecho

Katedra leteckej dopravy
Žilinská univerzita v Žiline
Univerzitná 8215/1
010 26 Žilina
pavol.pecho@uniza.sk

Abstract

The article focuses on the construction of an unmanned aerial vehicle (UAV) with vertical take-off and landing (VTOL) capabilities, inspired by the American military aircraft V22 Osprey. The main goal of the paper is to design and construct the UAV using software control based on the "virtual swashplate" concept. The paper covers the design, construction, testing, and evaluation of the UAV, including a control system based on a PID control system. Individual chapters are dedicated to the initial design of the UAV, wing construction, main rotor, "virtual swashplate" software solution, control system, and finally, testing and evaluation of the constructed UAV. The paper provides a comprehensive overview of the design, construction, and testing process of a VTOL UAV, focusing on the use of software control and innovative technological solutions.

Keywords

Virtual swashplate, main rotor, PID control, PWM protocol

1. Úvod

Konštruovanie bezpilotných letúnov s kolmým vzletom a pristátím je v poslednom desaťročí dynamicky rozvíjajúcim sa technickým odvetvím. Drony v dnešnej dobe zastávajú významné miesto v našej spoločnosti. V africkej Ghane drony rozvážajú medicínsku pomoc, v Dubaji umývajú výškové budovy, po celom svete sa ohňostroje nahrádzajú svetelnými droneshow; bezpilotné letúne hľadajú ľudí, medvede či srny na poli pri žatve. V neposlednej rade zastávajú miesto aj pri vojenských konfliktoch, na ukrajinskom fronte bojujú po boku dômyselných tureckých „Bayratkarov“ aj podomácky vyrobené jednorazové konštrukcie, a z druhej strany frontu sa valia ekonomické „kamikadze“ drony z Iránu.

Článok je zameraný na konštrukciu bezpilotného letúna s kolmým vzletom a pristátím, ktorý bol zostrojený podľa vzoru amerického armádneho letúna V22 Osprey. Konštruovaný letún nevyužíva tradičné mechanické riadenie rotorov, založené na mechanickom polohovaní výkyvného taniera, ktorý následne pomocou tiahel mení uhol nábehu jednotlivých listov rotora, ale riadenie tohto dronu je založené na softvérovom riešení. Toto riešenie vychádza z konceptu „virtual swashplate“, a teda zmenou uhlovej rýchlosti elektrického motora mení uhol nábehu rotorových listov uložených na špeciálne navrhnuté rotorovej hlave s voľnými závesmi.

2. Metodika a metódy skúmania

Proces skúmania spočíval z troch celkov, prvým bolo vytvorenie konštrukcie, softvérového riadenia a samotné testovanie technológie. V rámci prvého celku bolo potrebné spraviť viacero analýz: prieskum letúnov vhodných ako predloha pre UAV a na

ich základe urobiť prvotné určenie rozmerov, výber vhodných materiálov a iniciačné určenie hmotnosti, analýza aerodynamických predpokladov, na základe predpokladov urobiť prieskum profilov a vybrať najvhodnejší, vytvoriť model krídla vhodný pre 3D tlač. Pri riešení softvérového riadenia bolo potrebné analyzovať existujúce projekty využívajúce softvérové riešenie, následne pochopiť fungovanie softvéru bežného UAV, a v poslednej etape implementovať technológiu do existujúceho softvéru. Paralelne so skúmaním softvéru prebiehal výskum rotorových hláv, ten pozostával z pochopenia mechanického riadenia, analýzy rotorových hláv existujúcich projektov a následnej tvorby a testovania vlastného dizajnu. V rámci testovania boli stanovené testy a predpokladané výsledky, po vykonaní testov sa predpoklady porovnali s reálnymi výsledkami, a porovnanie sa vyhodnotilo.

2.1. Konštrukcia

Za vzor pre konštrukciu dronu bol vybraný americký armádny letún V22 Osprey, ten sa vyznačuje možnosťou kolmého vzletu a pristátia za pomoci nosných rotorov, a taktiež po transformácii za letu je schopný horizontálneho letu ako letún s pevným krídlom.

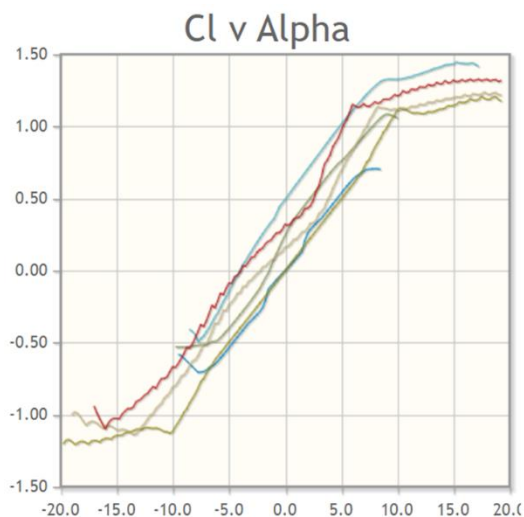
Ako základný rozmer dronu bolo zvolené rozpätie krídel, to činí 1m. Následne v pomere 1:13 boli určené ostatné rozmery (rozpätie skutočného Ospreya činí približne 13m (Jackson, 2008) z toho bol určený pomer), a teda dĺžka 1,2m. Priemer rotorových listov bol z hľadiska dostupnosti zredukovaný na polovicu, približne 40cm (váha či už konštrukcie alebo nákladu je signifikantne nižšia, takže nie je potrebné tvoriť tak veľké množstvo vzlaku). Materiál zvolený pre konštrukciu bol tvorený

z rúrkami z uhlíkového kompozitu použitými na kostru letúna, sklotextilnou doskou ktorá tvorila jadro konštrukcie a filamentu PLA z toho boli na 3D tlačiarňi vytvorené krídla, telo a motorové gondoly.

2.2. Krídlo

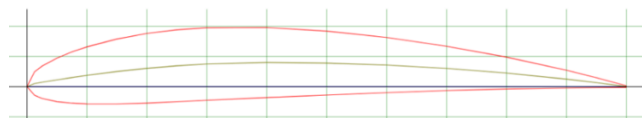
Všeobecne sa aerodynamika v letectve delí na aerodynamiku pevných a rotačných plôch, V22 Osprey ako letúň s vertikálnym vzletom a pristátím unikátne spája obe kategórie aerodynamiky a to prináša mnoho výziev. Po kolmom vzlete je nasledujúcou výzvou transformácia z vertikálneho na horizontálny let, kde v ideálnom prípade by mala byť táto zmena priamo úmerná, teda pri pootočení rotoru by pokles vztlaku na rotore mal byť kompenzovaný vztlakom tvoreným na krídlach. Krídlo takéhoto letúna musí tvoriť vztlak pri nízkych rýchlostiach a nízkych uhloch nábehu, ideálne aj pri záporných.

Metodológia výberu profilu teda spočívala v skúmaní grafov závislosti koeficientu vztlaku od uhla nábehu rôznych profilov. V prvom kroku sme analyzovali grafy profilov ktorých geometrické charakteristiky sa výrazne líšili (symetrický tenký/hrubý, asymetrický s veľkým/malým prehnutím tenký/hrubý ...) a následne z profilov, ktoré vyhovovali stanoveným kritériám, sme skúmali ten najviac vyhovujúci (Slyško, 1991).



Obrázok 1. Porovnanie aerodynamických profilov -NACA 0006 (červená), NACA 0024 (kaki), NACA 2408 (zelená), NACA 2424 (béžová), NACA 4412 (modrá), NACA 4424 (bordová)

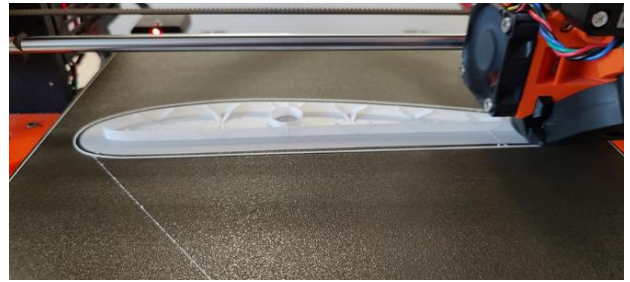
Najlepšie spĺňal podmienky aerodynamický profil NACA 4412, ten dokáže tvoriť vztlak aj pri nízkych uhloch nábehu, a má plynulý priebeh línie grafu (Airfoil database search, n.d.).



Obrázok 2. NACA 4412

Nasledujúci krok spočíval vo vytvorení 3D modelu krídla, ktorý bolo následne možné konvertovať do kódu pre 3D tlač a následne vytlačiť. Výzvou toho kroku bolo, aby už od začiatku bol 3D model pripravený tak, aby bola možná tlač v jednej línii

(tzv. Vase mode), to je kritérium ktoré vyžaduje materiál LW-PLA, pretože pri zdvihu trysky materiál filament aj naďalej expanduje a tvorí chuchvalce materiálu na konci trysky.



Obrázok 3. Tlač krídla

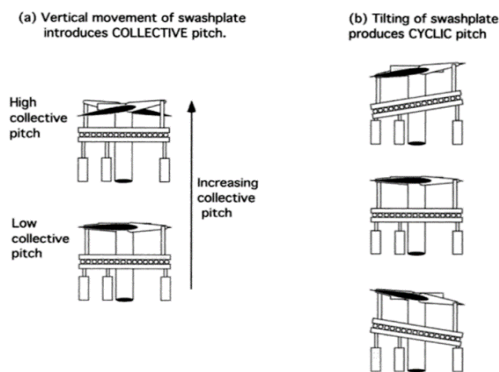
2.3. Nosný rotor a výkyvný tanier (mechanické riešenie)

Nosný rotor vrtuľníka je špecifický komponent, ktorý reprezentuje vysoké technologické a konštrukčné možnosti súčasných leteckých aplikácií. Jeho úlohy sú nasledovné:

1. Vytvárať nosnú - ťahovú silu
2. Vytvárať ťažnú – propulzívnu silu
3. Vytvárať riadiace momenty pri riadení letu vrtuľníka

Nosný rotor sa skladá z rotorovej hlavy a listov, ktoré sú pripojené k hlave pomocou kĺbových závesov alebo pružných spojov (Nestrak & Daneshjo, 2011).

Výkyvný tanier je mechanické zariadenie, ktoré prenáša nerotačné vstupy z kabíny vrtuľníka (vstupy týkajúce sa cyklickej alebo kolektívnej zmeny uhla nábehu listov) na rotačné zmeny uhla nábehu rotorových listov. Výkyvný tanier je pripojený k hriadeľu rotora a jeho pohybom sa riadi uhol nábehu rotorových listov pri ich otáčaní okolo hriadeľa. Výkyvný tanier pozostáva z dvoch častí, hornej a spodnej. Obe časti sú koncentricky spojené s hriadeľom motora, pričom spodná časť nerotuje a s hornou časťou je spojená sériou ložísk aby horná časť mohla rotovať. Minimálne tri tiahla alebo aktuátory sú pripojené k spodnej časti výkyvného taniera a naklápajú ho podľa vôle pilota (mechanický alebo hydraulicky). Vrchná časť výkyvného taniera má sériu tiahel, ktoré sú spojené s listami. Jedno tiahlo pre jeden list. Tiahlo je spojené s osovým závesom rotorového listu (ten sa nachádza najbližšie pri osi otáčania, zvislý a vodorovný záves sú za ním) a opačný koniec je spojený s hornou časťou výkyvného taniera. Spojenie medzi listom a hornou časťou výkyvného taniera spôsobuje že akákoľvek zmena polohy výkyvného taniera spôsobí zmenu uhla nábehu rotorového listu (FAA, 2019).



Obrázok 4. Schematické zobrazenie kolektívnej (a) a cyklickej (b) zmeny uhlu nábehu rotorových listov vyvolanej výkyvným tanierom. Zdroj: Leichman (2002).

2.4. Technológia "virtual swashplate" (softvérové riešenia)

Technológia sa snaží eliminovať tradičný mechanický výkyvný tanier a namiesto toho zmenu uhlu nábehu rotorového listu dosiahnuť priamo z pasívnej dynamickej odzvy rotorového listu. V prípade takéhoto rotoru, motor aplikuje krútiaci moment, ktorý určuje uhlovú rýchlosť a ťah, a keď do tohto stabilného krútiaceho momentu aplikujeme oscilačnú zmenu vyvolá to požadovanú cyklickú zmenu uhlu nábehu rotorových listov. Pasívna dynamická odzova rotorových listov je v prvom rade spôsobená osciláciou krútiaceho momentu (spôsobeného cyklickou zmenou uhlovej rýchlosti elektrického motora) a následne aj dizajnom rotorovej hlavy. Tá je pevne votknutá (v prvotných návrhoch, v neskorších prototypoch je pridaný jeden stupeň voľnosti) do hriadeľa a pozostáva z dvoch voľných závesov, naklonených vo zvislej rovine o uhol α . „Pozitívny“ list je naklonený o uhol α pozitívne a „negatívny“ list negatívne. Tieto závesy teda ležia v rovnakej rovine ako vertikálna os otáčania avšak nie sú s ňou paralelné, sú paralelne navzájom a od osi otáčania vychýlené o uhol α . „Pozitívny“ záves má vrchnú časť závesu priklonenu k osi otáčania a „negatívny“ záves má priklonenu spodnú časť závesu. Impulzivná zmena uhlovej rýchlosti spôsobí že rotorový list na „pozitívnom“ závese sa pohne smerom dozadu, a tým sa zvýši uhol nábehu tohto listu. Podobne pri retrográdnej zmene uhlovej rýchlosti sa rotorový list na „pozitívnom“ závese pohne smerom dopredu, čím sa uhol nábehu daného listu zníži. „Negatívny“ záves má svoju konfiguráciu presne opačnú a to spôsobuje, že sa správa presne opačne, a teda pri impulzivnej zmene uhlovej rýchlosti uhol nábehu klesá a naopak pri retrográdnej narastá (James & Yim, 2013).

Takýto pohyb je funkčne podobný pohybu, ktorý je tvorený výkyvným tanierom vrtuľníkov, avšak teraz je tvorený len za pomoci ovládania uhlovej rýchlosti motora. Takýto motor môže vytvárať polohové momenty, selektívnym zvyšovaním sklonu lopatiek v severnom sektore a znižovaním sklonu v južnom sektore každej otáčky. Zmenou veľkosti riadiacej sínusoidy sa mení veľkosť výsledného ťahového vektora a zmenou fázy sínusoidy sa mení smer tohto vektora.

2.4.1. Rotorová hlava

V našom výskume sme vytvorili dva typy rotorových hláv ktoré sme následne skúmali a optimalizovali. Líšili sa počtom rotorových listov, stupňami voľnosti a veľkosťou.

Trojlistová rotorová hlava

Dve ramena sú pozitívne orientované a jedno orientované negatívne. Vyšší počet listov prináša výhodu v produkcii vyššieho vzlaku pri nižších otáčkach. Negatívom takéhoto nastavenia je tvorba vyššieho aerodynamického odporu a vibrácií spôsobených neustálym vysovaním ťažiska mimo stred rotora (pri kývaní listov) a taktiež Coriolisovými silami (FAA, 2019). Na prvom skúšobnom modeli je uhol na koreni ramena 25 stupňov, taktiež na modeli možno pozorovať veľkú vzdialenosť od stred rotora ku koreňu rotorového listu, to nie je vyhovujúce z dôvodu veľkých odstredivých síl ktoré sa znásobujú s každým centimetrom vzdialenosti od stred.



Obrázok 5. Trojlistová rotorová hlava - vytlačený model

Dvojlistová rotorová hlava s voľným závesom

Jedno rameno je orientované pozitívne a jedno negatívne, stred rotorovej hlavy je na voľnom závese ktorý mu umožňuje voľný pohyb okolo osi závesu. Tento pohyb je kľúčový pri kompenzácii Coriolisových síl na rotore a prípadných nežiadúcich vibrácií spôsobených zmenou ťažiska. Voľný záves taktiež dopomáha k mávaniu rotorových listov, čo je žiaduce pre lepšie vektorovanie vzlaku.



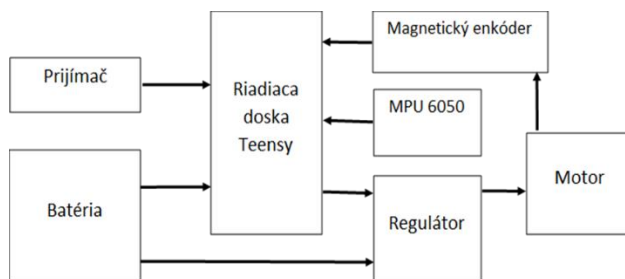
Obrázok 6. Dvojlistová rotorová hlava - vytlačený model

Dvojlistová rotorová hlava sa ukázala ako optimálne riešenie, oproti trojlistovej je kompaktniešia a teda stred otáčania je bližšie koreňom listov čo znižuje zaťaženie odstredivými silami. Dizajn je pevný a voľný záves v strede osi otáčania eliminuje množstvo potenciálnych príčin vibrácií.

3. Riadenie

3.1. Schéma riadenia

Riadiaca schéma dronu teda spočíva z riadiacej, výpočtovej, senzorickej, napájacej a výkonnej zložky. Zdrojom energie je batéria ktorá malou časťou energie zásobuje výpočtovú zložku, a teda riadiacu dosku. Hlavná zložka energie prúdi cez regulátor do motora. Riadiaca zložka pozostáva z prijímaču, ktorý prijíma príkazy od pilota a následne ich posielajú do riadiacej dosky, do tej prúdia dáta aj zo senzorickej zložky, tá sa v tomto prípade skladá z gyroskopu/akcelerometra MPU 6050, ktorý posielajú údaje o polohe dronu, a magnetického enkodéru AS5600 ktorý posielajú údaje o polohe motora v rámci jednej rotácie. Údaje z riadiacej a senzorickej zložky sa vo výpočtovej časti, v riadiacej doske Teensy 4.0 spracujú na základe princípov PID kontroly (Frnández Cara & Zuazua Iriondo, 2003), a následne sa potrebné dáta vyšlú do regulátora, ten na základe dát pustí želané množstvo energie do výkonnej časti celej schémy, do motora.



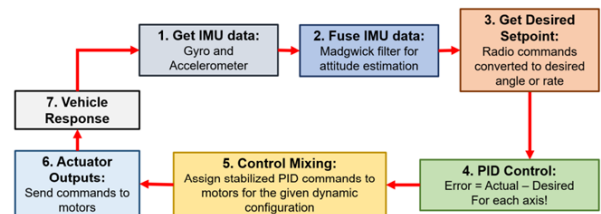
Obrázok 7. Schéma zapojenia

3.2. Softvér

Softvéry pre VTOL zariadenie sú komplexné kódy z dôvodu, že takéto zariadenie musí byť schopné držať polohu v priestore, tým sa odlišuje od systémov pre modely aut alebo letúnov s pevným krídlom, kde je postačujúce len meniť polohu kontrolných plôch a úlohu držať smer alebo požadovanú dráhu ma na starosti pilot. Z tohto dôvodu nastupuje potreba implementovať PID kontrolný systém (Frnández Cara & Zuazua Iriondo, 2003) (proporčno-integrálno-derivačné vyhodnocovanie odchýliek) do takéhoto druhu softvérov. Po analýze viacerých softvérov sme zvolili softvér dRehmFlight od amerického leteckého inžiniera Nicholasa Rehma. Jedná sa o pomerne jednoduchý ovládací softvér ktorý je vhodný pre rozmanité spektrum VTOL UAV, od jednoduchých multikoptér po komplexnejšie drony ktoré sa za letu transformujú. Softvér bol aj napísaný jednoducho a taktiež je k nemu vytvorená podrobná dokumentácia, aj s doplňujúcimi videami. Takže sa jedná o softvér ktorý dokáže pochopiť a upraviť aj človek ktorý nemá programátorské vzdelanie. DRehmFlight (Rehm, 2020) funguje na princípe dvojstupňového PID systému, kde je v prvom kroku vynechaná derivačná zložka (tá ma tendenciu správať sa nesprávne pri nefiltrovaných dátach), následne dáta prejdú filtrom na drobné odchýlky („lowpass filter“), a v druhom stupni dáta prechádzajú kompletným PID kontrolným systémom.

Vzdialenejší pohľad na kontrolnú schému nám približuje filozofiu celého kódu. V prvom bode program prijíma dáta zo senzorických zariadení (na obrázku je spomenutý len akcelerometer/gyroskop, v našom riešení je tam ešte magnetický enkodér), nasleduje spracovanie takýchto dát, na to

sa používa Madgwick filter (Sebastian & Harrison, 2011). V treťom bode kontrolného systému prijímame želané dáta od pilota, prijatý signál sa rozloží na jednotlivé vstupy a tie sa prepočítajú na konkrétne hodnoty (uhlov a veľkostí). Následne prichádza na rad PID kontrolný systém ktorý porovná dáta o aktuálnej polohe získané zo senzorických zariadení so želanými hodnotami udanými pilotom. V piatom bode schémy prichádza na rad tvorba príkazov pre konkrétne motory na základe odchýlky zistenej v predchádzajúcom kroku. Každá multikoptéra ma špecifickú dynamiku letu, ktorá sa odvíja od architektúry letúna. Tento krok si v programe vyžadoval najvýraznejšiu zmenu, bolo potrebné na základe matematického modelu technológie „virtual swashplate“ a rozloženia dvoch rotorov po vzore V22 Osprey, správne napísať potrebné príkazy kódu. Poslednými krokmi schémy je odoslať príkazy z riadiacej dosky na regulátory, ktoré pošlú správnu dávku napätia na motory, a v poslednom kroku čakať na reakciu dronu, a následne znovu zopakovať tento proces vo vysokej frekvencii (niekoľkokrát za sekundu).



Obrázok 8. Kontrolná schéma dRehmFlight

3.3. Úprava softvéru a implementácia technológie „virtual swashplate“

Najpodstatnejšou zmenou v celom programe bola zmena výpočtov v časti „Control Mixing“, v tejto časti sa na základe vypočítanej odchýlky (vypočítaná z porovnania želanej a aktuálnej polohy) počítame príkazy pre konkrétne motory. Pôvodný program je navrhnutý pre dynamiku kvadroptéry. Ak vychádzame z rozloženia v programe (M1 – vľavo vpred, M2 – vpravo vpred, M3 – vpravo vzad, M4 – vľavo vzad), tak dynamika kvadroptéry funguje nasledovne: Motory M1 a M3 sa otáčajú v smere hodinových ručičiek a M2 a M4 v protismere hodinových ručičiek (to samozrejme predpokladá aj rozdielnu geometriu rotorových listov), v takomto rozložení vieme diferenciáciou otáčok dosiahnuť pohyb okolo a po každej osi (yaw, pitch, roll). Rotačná zmena okolo osi Z je zabezpečená diferenciáciou otáčok medzi rotormi M1/M3 a M2/M4. Odstredivá sila pôsobí vždy opačne ako rotácia, takže ak chceme dosiahnuť rotáciu v smere hodinových ručičiek tak zvýšime otáčky na M2/M4 a znížime M1/M3. Na dosiahnutie pozitívneho náklonu okolo osi Y (pitch) je potrebné zvýšiť otáčky rotorov M3/M4, v prípade náklonu okolo osi X (roll) je to zvýšenie otáčok M1/M4 pri naklápaní na pravú stranu a M2/M3 pri naklápaní vľavo. Ak výkon všetkých rotorov je rovný hmotnosti dronu upravenú o gravitačnú konštantu, dron visí vo vzduchu, zmenou tohto pomeru buď stúpa alebo klesá.

$$A = \sqrt{u_x^2 + u_y^2} + A_0$$

$$\phi = \text{atan2}(u_x, u_y)$$

Hodnota A prislúcha amplitúde sinusoidy a ϕ je fázový uhol. Rovnice vychádzajú z článku pôvodného projektu, v našej aplikácii hodnoty u_x a u_y sú odchýlky pohybu v osi X a Y (pilotom želané hodnoty porovnané s aktuálnymi hodnotami senzorických zariadení prehodnotené v PID kontrolnom systéme), a teda veľkosť amplitúdy nám povie ako rýchlo sa bude dron daným smerom pohybovať a fáza sinusoidy nám povie o smere vztlačového vektora. Funkcia „atan2“, v jednoduchosti ide funkciu používanú v programovacích jazykoch na prevod kartezianskych súradníc na polárne. Ide v podstate o matematickú funkciu $\arctan \frac{y}{x}$ s tým rozdielom že rieši problém delenia 0 (ak je $x=0$ atan2 je $\pm \frac{\pi}{2}$) a taktiež pracuje v rozsahu celého kruhu (2π teda 360°). Funkcia $\text{atan2}(y,x)$ sa dá vyjadriť aj ako:

$$x = r \cos \varphi$$

$$y = r \sin \varphi$$

Z týchto rovníc (James & Yim, 2013) sme vychádzali pri tvorbe výpočtu pre finálny príkaz do motora. Kde hodnota ϕ prislúcha aktuálnej polohe motora v rámci jednej obrátky v radiánoch, a je vynásobená vypočítanou odchýlkou pre pohyb v x a y osi (roll_PID a pitch_PID).

$$\text{M1_command_scaled} = \text{thro_des} + \cos(\text{radians}) * \text{pitch_PID} + \sin(\text{radians}) * \text{roll_PID} - \text{yaw_PID}$$

$$\text{M2_command_scaled} = \text{thro_des} + \cos(\text{radians}) * \text{pitch_PID} - \sin(\text{radians}) * \text{roll_PID} + \text{yaw_PID}$$

Ľavý motor nášho dronu sa otáča v smere hodinových ručičiek, a pravý v protismere hodinových ručičiek. Prvá položka výpočtu „thro_des“ reprezentuje žiadanú prírpuť, teda s aké sú žiadané počiatkové otáčky rotorov. Následne hodnoty vychýľujú otáčky jednotlivých motorov aby bol dosiahnutý želaný pohyb.

Pitch movement“

Teda rotácia okolo osi Y, tento pohyb pozostáva z hodnoty „pitch_PID“ to je požiadavka pilota o pohyb v rotácii okolo osi Y porovnaný s aktuálnou polohou a vyhodnotený PID kontrolným systémom, a „cos(radians)“ teda kosínusovej hodnoty aktuálnej polohy motora v rámci jednej obrátky. Kosínus práve z dôvodu že v hodnote $0/360^\circ$ má hodnotu 1 a v 180° hodnotu -1. V prípade že „pitch_PID“ má nenulovú hodnotu bude táto hodnota dosahovať najvyššiu hodnotu v $0/360^\circ$.

„Roll movement“

Rotácia okolo osi X, podobne ako pri v predchádzajúcom prípade s tým rozdielom že sínus dosahuje najvyššiu hodnotu v 90° a najnižšiu v 270° , a želaná premenná upravená o všetky potrebné náležitosti je „roll_PID“. Tento výpočet je však náchylná na smer rotácie, a tak musí byť upravený o mínus pri druhom motore. V takomto prípade motory majú jednotné smerovanie (motor M1 má 90° tam kde má M2 270°).

„Yaw movement“

Rotácia okolo osi Z, je zabezpečená disproporciou rotácie jednotlivých rotorov. Ľavý motor sa otáča v smere HR a zotrvačná sila ktorú vytvára je presne opačná. Keď sa dron chce otočiť v protismere hodinových ručičiek tak hodnota „yaw_PID“ bude záporná, v príkazovej rovnici dva zápory utvoria kladnú hodnotu a tak ľavý rotor sa bude točiť rýchlejšie a jeho odstredivá sila v porovnaní s pravým rotorom bude vyššia (ten sa bude v dôsledku príkazovej rovnici točiť pomalšie), čo vyvolá rotačný pohyb.

4. Testovanie

V rámci testovania projektu bola zvolená metodológia, následne vytvorená testovacia rampa a rozvrhnutá architektúra zapojenie. Fázy testovania spočívali v 4 bodoch:

1. Vytvorenie testovacej rampy, zapojenie navrhutej architektúry a roztočenie rotoru (to si vyžadovalo eliminovať všetky chyby v softvéri (troubleshooting))
2. Testovať fungovanie technológie „virtual swashplate“ na testovacej rampe s jedným rotorom
 - a. Testovanie rotoru vo visení (hover mode)
 - b. Testovanie reakcií rotoru na vonkajšie zmeny (vychýlenie na rampe)
 - c. Testovanie smerovania vztlačového vektora, pre všetky osi otáčania a oba motory
3. Zmontovať konštrukciu letúna a testovať technológiu s dvomi rotormi na kostre letúna
4. Pridať aerodynamické prvky na kostru letúna, ako krídla a trup, a testovať aerodynamické vlastnosti letúna, spolu s transformáciou letúna z vertikálneho na horizontálny let.

4.1. Roztočenie rotoru

Prvému roztočeniu rotoru predchádzala séria úprav v softvéri dRehmflight. Prvým problémom bolo prijímanie signálu z ovládača, ten do riadiacej dosky prúdil v digitálnom formáte SBUS, avšak program pracoval na protokole PWM. Nenáročná zmena kódu pomohla vyriešiť problém. Po konfigurovaní všetkých zariadení, ako akcelerometer/gyroskop a regulátor motora sa podarilo rotor úspešne roztočiť.

4.2. Testovanie technológie „virtual swashplate“

Prvý bod druhej fázy testovania prebehol úspešne. Pri zvyšovaní a znižovaní otáčok nosný rotor stabilne rotoval, občas nastal mierny záchvev spôsobený vibráciou, ale rotor sa okamžite stabilizoval.

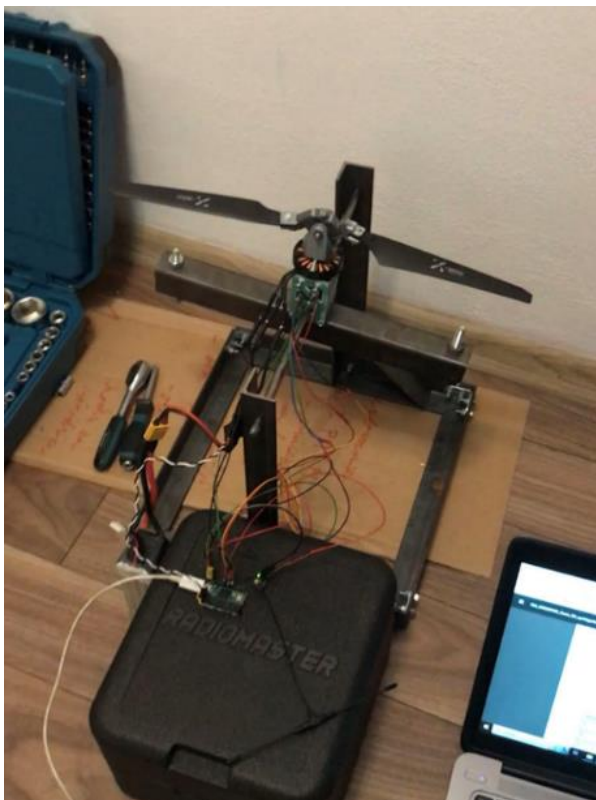
V druhom bode sa nenaplnil predpoklad v plnej miere. Pri aplikovaní vonkajšej zmeny akcelerometer/gyroskop zaznamenal rozdiel v orientácii, čím väčšia bola vonkajšia zmena tak úmerne tomu bola aj odpoveď systému. Avšak odpoveď nebola správne smerovaná. Cyklická zmena uhlu nábehu rotorových listov nastala, svedčil o tom zvuk motoru, ktorý vo vysokej frekvencii menil rýchlosť. Avšak adekvátna odpoveď, teda že vztlačový vektor bude pôsobiť proti zdroju vonkajšej zmeny sa nedostavila. Príčiny problému sme vyhodnotili a určili 3 potencionálne zdroje:

1. Chyba v nastavení systému
2. Chyba v rýchlosti vyhodnocovania systému
3. Chyba v dizajne rotorovej hlavy

Na základe týchto predpokladov bol znovu analyzovaný celý systém. Analýza viedla k nasledujúcim nálezom:

1. Nesprávne nastavenie počiatkových hodnôt magnetického enkodéru. Kľúčovým bodom technológie je že bod 0/360° je na prednej strane rotoru. Pri momentálnom nastavení bol asi o 30° posunutý. Riešenie spočívalo v tvrdom resetovaní čipu a nastavení počiatkovej polohy. Postup podľa oficiálneho datasheetu nefungoval. Z toho dôvodu sa pristúpilo k softvérovej zmene, príkazom „modulo“ sme enkodér správne nakonfigurovali.
2. Po analýze sme vyhodnotili že regulátor Hobbywing Xrotor 40A má pomalú odozvu a nestíha dostatočne rýchlo reagovať na podnety z riadiacej dosky.
3. Analýza dizajnu nepriniesla žiadne odhalenie, rotorová hlava funguje správne. Pri dobre fungujúcom systéme bude potrebné ju znovu testovať. Takéto testovanie dopomôže k dôkladnej optimalizácii uhlov a vŕtí.

V čase písania článku sa nepodarilo úspešne testovať technológiu „virtual swashplate“, dôvodom bola pomalá odozva použitých regulátorov ktoré neposielali príkazy na zmenu uhlovej rýchlosti dostatočne rýchlo. Prieskumom dostupných regulátorov bol nájdený regulátor ktorý spĺňal podmienky, ten sa však zatiaľ nepodarilo, z technických dôvodov, implementovať do systému.



Obrázok 9. Testovacia rampa so zapojením

5. Výsledky

Výstupmi práce sú metodologické postupy iniciačného určovania rozmerov a výberu materiálov, postupy pri analýze aerodynamických profilov a tvorbe 3D modelu krídla, porovnanie tradičného mechanického riadenia rotorov s technológiou „virtual swashplate“. Následné postupy implementácie danej technológie do dizajnu rotorových hláv, riadiacej schémy a softvéru konštruovaného dronu. Implementácia matematického modelu technológie do softvéru je významným výstupom. Na záver môžeme konštatovať, že metodológia testovania a čiastočné výsledky sú taktiež nezanedbateľným výsledkom.

6. Záver

Článok demonštruje proces konštruovania bezpilotného letúna s kolmým vzletom a pristátím. Úspešne sa podarilo vytvoriť prvotný návrh ktorý sa neskôr optimalizoval. So stanovenými materiálmi bola vytvorená kostra letúna. Podrobným štúdiom technológie „virtual swashplate“ a kontrolných teórií bolo možné upraviť softvér, vytvoriť riadiacu schému a taktiež nadizajnovať rotorovú hlavu. Po stanovení metodológie, sa celý projekt podarilo čiastočne testovať. Testovanie prinieslo výsledky ktoré dopomôžu stanoviť ďalšie kroky pri vývoji UAV typu VTOL s náhradou mechanického riadenia rotorov.

Pod'akovanie

Článok je publikovaný ako jeden z výstupov projektu Ministerstva školstva, vedy, výskumu a športu Slovenskej republiky KEGA 024ŽU-4/2023 s názvom "Integrácia najnovších vedných poznatkov v rámci zvyšovania kvality praktickej a laboratórnej výučby študijného programu Letecká doprava".

Referencie

- Airfoil database search. (n.d.). Available at: <http://airfoiltools.com/search/index>.
- Åström, K. J. & Murray, R. M. 2008. Feedback Systems : An Introduction for Scientists and Engineers. s.l. : Princeton university press, 2008.
- Douglas, B. 2022. Everything you need to know about control Theory [Video] [Online] 27. 10 2022. Dostupné na: https://www.youtube.com/watch?v=IBC1nEq0_nk
- FAA. 2019. Helicopter Flying handbook. Dostupné na: https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/helicopter_flying_handbook
- Frnández Cara, E. & Zuazua Iriondo, E. 2003. Control theory: history, mathematical achievements and perspectives. s.l. : Boletín de la Sociedad Española de Matemática Aplicada, 2003.
- Jackson, R. 2008. Helicopters. Praha: Deus, 2008.
- James, P. & Yim, M. 2013. An underactuated propeller for attitude control in micro air vehicles. IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems, 2013. 10.1109/IROS.2013.6696528.
- Leichman, J. G. 2002. Principles of helicopter aerodynamics. New York: Cambridge university press. Dostupné na:

https://assets.cambridge.org/97811070/13353/frontmatter/9781107013353_frontmatter.pdf

Nestrak, D. & Daneshjo, N. 2011. Praktická aerodynamika vrtuľníka. Košice : Technická univerzita v Košiciach, 2011.

Rehm, N. 2020. dRehmFlight VTOL Flight Controller. Available: <https://github.com/nickrehm/dRehmFlight>

Sebastian, M. & Harrison, A. 2011. Estimation of IMU and MARG orientation using a gradient descent algorithm. International Conference on Rehabilitation Robotics , 2011. 2011. 5975346. 10.1109/ICORR.2011.5975346.

Slyško, A. 1991. Aeromechanika. Bratislava: Alfa, 1991.