

STŘEDOŠKOLSKÁ ODBORNÁ ČINNOST

Obor č. 9: Strojírenství, hutnictví a doprava

Výzkumné UAV Ernst Mach 05

Ondřej Veselý, Stanislav Hladík, Zdeno Sekerák
Pardubický kraj
2024

Pardubice

STŘEDOŠKOLSKÁ ODBORNÁ ČINNOST

Obor č. 9: Strojírenství, hutnictví a doprava

Výzkumné UAV Ernst Mach 05

Research UAV Ernst Mach 05

Autoři: Ondřej Veselý, Stanislav Hladík, Zdeno Sekerák

Škola: Střední průmyslová škola Chrudim, Gymnázium, Pardubice,
Mozartova 449, Mozartova 449, 530 09 Pardubice II

Gymnázium, Pardubice,

Dašická 108, 530 03 Pardubice

Kraj: Pardubický kraj

Konzultant: Alexandr Prokop, Chandra Shekhar Prasad

Garant: Květa Sýkorová

Prohlášení

Prohlašuji, že jsem svou práci SOČ vypracoval samostatně a použil jsem pouze prameny a literaturu uvedené v seznamu bibliografických záznamů. Prohlašuji, že tištěná verze a elektronická verze soutěžní práce SOČ jsou shodné. Nemám závažný důvod proti zpřístupnění této práce v souladu se zákonem č. 121/2000 Sb., o právu autorském, o právech souvisejících s právem autorským a o změně některých zákonů (autorský zákon) ve znění pozdějších předpisů. V Pardubicích 1. 4. 2024

..... Ondřej Veselý, Stanislav Hladík, Zdeno Sekerák

Poděkování

Touto cestou bychom chtěli upřímně poděkovat konzultantovi Mgr. Alexandru Prokopovi za odborné vedení, nastavení celkové koncepce, řízení tematického směřování projektu a jeho financování. Dále mu děkujeme za pomoc při naší teoretické a experimentální práci, práci s odbornou literaturou a cenné rady při sepisování SOČ.

Velmi děkujeme vzdělávacímu centru Technecium v Pardubicích a všem jeho členům za jejich podporu, za zapůjčení 3D tiskárny a možnost ve volném čase využívat technické a materiální zázemí centra Technecia. Velmi si vážíme této podpory, bez zázemí Technecia bychom svůj projekt neměli kde a s kým realizovat.

Rádi bychom poděkovali Chandra Shekhar Prasadovi z Ústavu termomechaniky AV ČR za lekce k základům aerodynamiky a radám při vývoji našeho UAV. Děkujeme kamarádům z Technecia. Velmi děkujeme Jakubu Filipovi a Janu Stejskalovi za cenné rady při realizaci naší práce.

Rovněž děkujeme naším školám za možnost účastnit se konzultací a pracovat na projektu i v době vyučování. Této možnosti jsme nezneužívali. Všem učitelům děkujeme za toleranci a podporu.

Anotace

Tato práce se zabývá vývojem a konstrukcí bezpilotního proudového letounu (UAV) pro testování aerodynamiky^o dronů za vysokých rychlostí $M \sim 0,5$, pomocí moderních metod (CAD) a výrobních technologií (3D tisk). V rámci projektu probíhal vývoj všech klíčových komponent UAV, tj. aerodynamického řešení a draku, vlastního proudového motoru a palivové soustavy, palubní elektronky s autopilotem a GPS navigací, startovacího katapultu a RATO. Spolu s tím byly vyvíjeny nové výrobní postupy využívající 3D tisku a nové materiály pro rapid prototyping. V rámci projektu jsme vytvořili a úspěšně otestovali všechny dílčí komponenty. Proběhlo letové testování autopilota, statické testy pulzačního motoru i ověření 3D tisku nových keramických materiálů. Zvolenou aerodynamickou koncepcí UAV jsme otestovali na raketovém kluzáku a prototyp UAV poháněného EDF, absolvoval úspěšné pozemními testy.

Klíčová slova

UAV, dron, transsonické rychlosti, autopilot, GPS, 3D tisk, CAD, pulzační motor, nové materiály

Obsah

ÚVOD	7
Aerodynamika letu a konstrukce UAV	9
Technologie výroby UAV	13
Pohon UAV	14
Problematika řízení	19
Aktuální směry vývoje UAV	20
Použité metody a postupy	21
Konceptuální a aerodynamický design UAV	22
CFD simulace	22
3D CAD (3-dimensional Computer-aided Design).....	22
3D tisk.....	23
Použité metody 3D tisku.....	23
Použité materiály.....	24
Aktuální technologické možnosti realizace DIY autopilota	25
Výsledky a diskuze	27
Avionika – vývoj, pozemní a letové testy.....	27
Design, výroba a testování pohonu UAV.....	30
Pulzační motory (PJE) pro UAV a jejich vývoj.....	32
Aerodynamika rychlostního UAV	40
Parametry křídla	41
Aerodynamická stabilizace a řídicí plochy UAV	42
Odhad koeficientu odporu vzduchu a maximální rychlosti.....	44
Konstrukce a stavba prototypů UAV	47
Konstrukce kluzáku – aerodynamického demonstrátoru D.1.1.....	48
Testování D.1.1.....	49
Konstrukce UAV poháněného EDF - design D.1.2	51
Další vývoj.....	56
Závěr	57
Použitá literatura:.....	58

ÚVOD

Termín UAV a dron bývá v případě bezpilotních letounů často zaměňován. V rámci této práce považujeme za UAV bezpilotní letoun řízený primárně autopilotem tj. programem, zatímco dron je bezpilotní prostředek, který je řízen řídicími pokyny operátora v reálném čase a obvykle využívá i FPV. ([Wikipedia.org](https://en.wikipedia.org/wiki/Unmanned_aerial_vehicle), [Unmanned aerial vehicle](#))

První použití bezpilotního vzdušného prostředku v moderní historii se uskutečnilo v roce 1849 rakouskou armádou při obléhání Benátek. ([J. F. Keane, S. S. Carr, 2013](#))



Obrázek 1, obléhání Benátek 1849 (Wikipedia)

V roce 1913 vznikl projekt Hewitt-Sperry Automatic Airplane. Elmer Sperry byl jeden z pionýrů autopilotů. Letoun, na kterém pracoval, měl gyroskopické stabilizátory, direktivní gyroskop a barometr. Dokázal letět přednastaveným kurzem a po přednastavené vzdálenosti shodit bomby nebo provést střemhlavý let k zemi. ([J. F. Keane, S. S. Carr, 2013](#))



Obrázek 2, Hewitt-Sperry Automatic Airplane (Wikipedia)

Na konci WW2 přinesl další vývoj v oblasti letectví a technologií německý bezpilotní letoun FI103 poháněný jednoduchým proudovým motorem a schopností autonomního letu směrem k cíli s rychlostí přesahující 700 km/h a doletem přes 300 km. Pro navigaci využíval systém inerciální navigace s přesností přibližně 4% doletu. ([Wikipedia, The Free Encyclopedia](#))



Obrázek 3, Fi103 (aktualne.cz)



Obrázek 4, JB2 Loon (airandspace.si.edu)

Inspirováni úspěchem Fi103 začaly obě strany železné opony rozvíjet UAV, zejména jako bezpilotní letounové střely v 50. a 60. letech, před rozvojem mezikontinentálních balistických raket. Další rozvoj zejména od konce 60. let směřoval k průzkumným prostředkům. Bepilotní letouny jako Tupolev Tu-141 nebo Lockheed D-21 měly dolet několika tisíc kilometrů a v případě D-21 rychlost dosahující až 3 Mach. Tyto letouny byly vybaveny moderními inerciálními systémy, které umožňovaly let po naprogramované trase. Kromě toho byly vybaveny datalinkem, což umožňovalo přenos informací mezi letounem a pozemním řídicím střediskem. (J. F. Keane, S. S. Carr, 2013) ([Wikipedia, The Free Encyclopedia](https://en.wikipedia.org))



Obrázek 5 Tupolev Tu-141 (wikipedia.org)



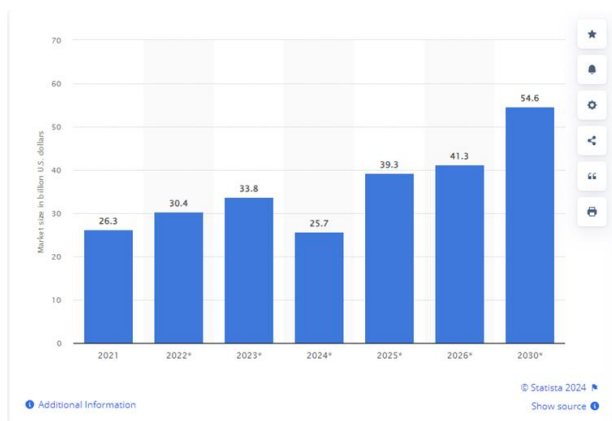
Obrázek 6, Lockheed D-21 (wikipedia.org)

UAV společně s drony se využívají v mnoha aplikacích. Ve válce na Ukrajině vidíme, že UAV a drony v mnoha případech nahrazují pilotovaná letadla v průzkumu a útoku na pozemní cíle. Aktivně jsou využívány bezpečnostními a záchrannými složkami například k hledání lidí, lokalizaci a hašení požárů. Své místo mají i v zemědělství, kde se používají k aplikaci hnojiv, mapování úrodnosti půdy, monitorování vegetace a sklizně a jejich využití dále roste. Dále jsou

využívány v oblasti stavebnictví k inspekci stavebních konstrukcí, archeologii, ochraně přírody atp.

Do popředí zájmu přichází aplikace HAPS (High Altitude Platform Station). Jde o aplikaci UAV ve vysokých výškách atmosféry (nad 18 km) využívající energii ze solárních panelů. Taková aplikace je schopna nahrazovat telekomunikační nebo průzkumné satelity a to levněji, rychleji a mnohdy i s vyšší přesností.

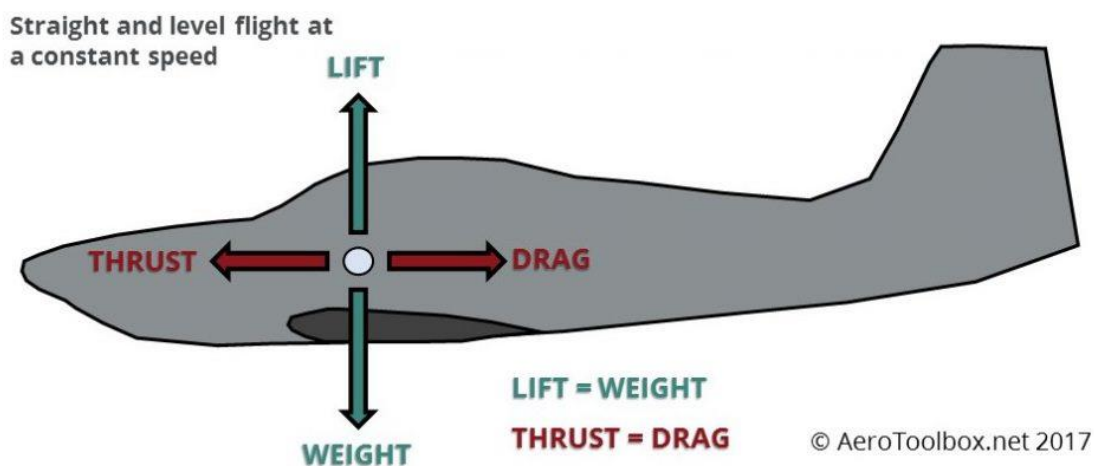
Velký nárůst zájmu o využívání UAV a dronů je zřetelný také z dat o velikosti trhu a kvalifikovaných odhadů jeho růstu v dalších letech.



Obrázek 7 odhad růstu trhu s drony v letech 2021 – 2030 (statista.com)

Aerodynamika letu a konstrukce UAV

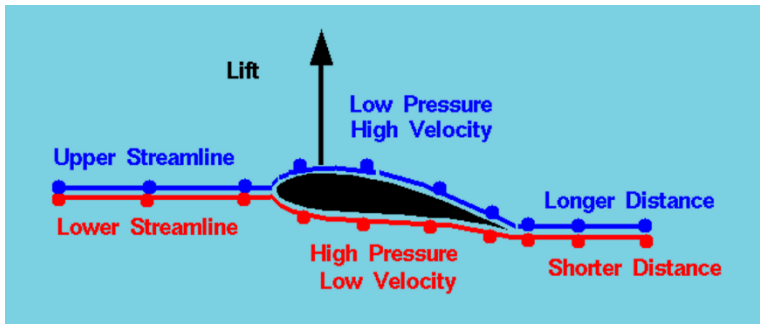
Na letadlo za letu působí 4 síly – vztlak (lift), odpor (drag), tah (thrust), tíha (weight). Jednotlivé dvojice sil vztlak – tíha a tah – odpor jsou během ustáleného vodorovného letu konstantní rychlostí letu ve vzájemné rovnováze.



Obrázek 8 síly působící na letadlo (vztlak, odpor, tah, tíha)

Vztlak (Lift)

Vztlak vzniká vyšší rychlostí proudění vzduchu nad horní částí povrchu křídla ve srovnání se spodní částí křídla, kde je proudění pomalejší jak ukazuje obrázek 9



Obrázek 9 Princip vzniku vzlaku na profilu křídla

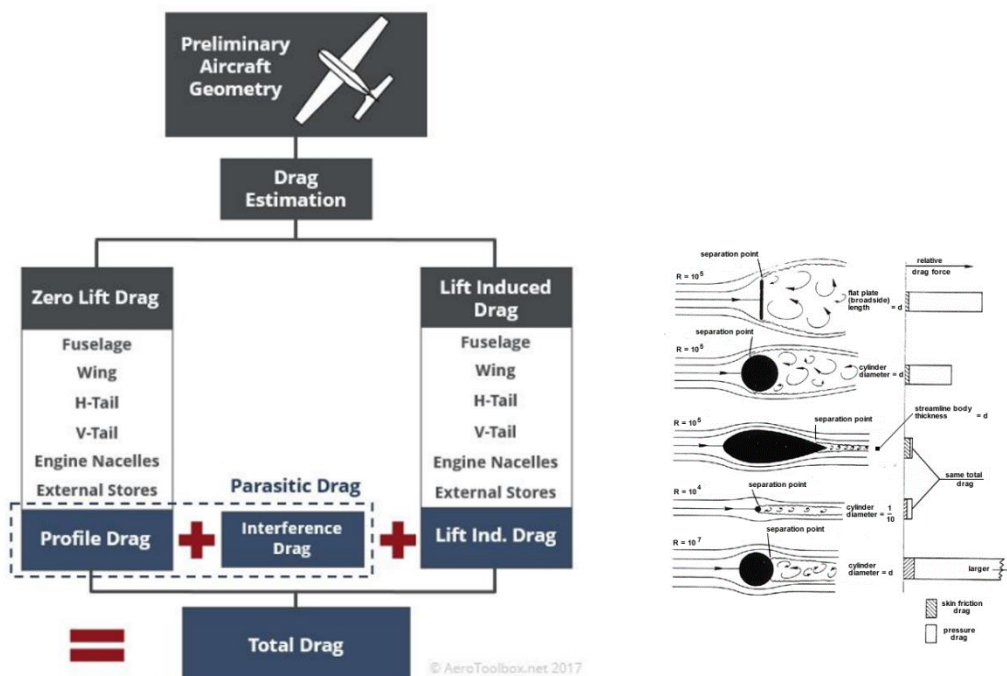
Z Bernoulliho principu vyplývá, že tlak vzduchu nad křídlem (kde je proudění rychlejší) je nižší než pod křídlem (kde je proudění pomalejší). Rozdíl těchto tlaků působících na obě strany (plochy) se projevuje jako vzlaková síla.

Rovnice pro výpočet vzlaku: $L = C_L \times \frac{1}{2} \rho \times A \times V^2$

Kde L značí vzlak, C_L koeficient vzlaku, ρ hustota proudícího vzduchu, A plocha křídla, V rychlost proudění.

Odpor vzduchu (Drag)

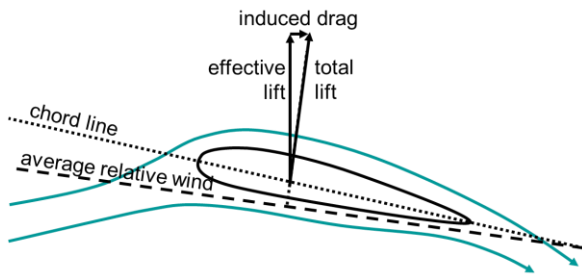
Vzniká jako reakce na pohyb letadla vůči okolnímu vzduchu. Odporová síla působí v opačném smyslu než tah motoru letadla. Celkový odpor letícího letounu se skládá z několika složek.



Obrázek 10 (vlevo) Jednotlivé složky celkového odporu (aerotoobox.net)

Obrázek 11 (vpravo) Parazitický odpor vzduchu (pilotfriend.com)

Indukovaného odporu je primárně vytvářen aerodynamickými plochami. Jeho vznik souvisí přímo s tím, jak křídlo letounu vytváří vzlak, jak ukazuje obrázek níže.



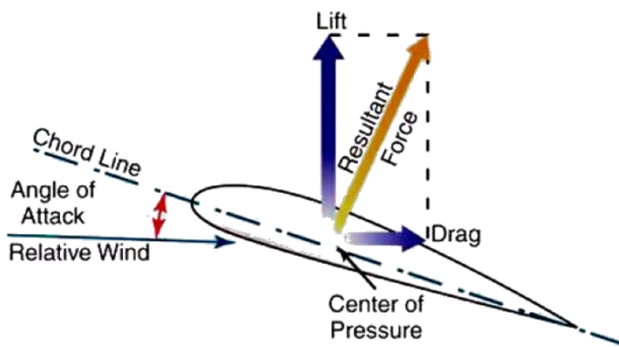
Obrázek 12 Princip vzniku indukovaného odporu (Chandra S. Prasad, 2024)

Další složkou je takzvaný parazitní odpor, který se někdy dělí též na profilový a interferenční odpor. Ten souvisí s tvarem, plochou anebo také nerovnostmi povrchu u trupu a dalších částí letounu, které nevytvářejí vztlak. V druhém případě vzniká interferencí – vzájemným ovlivňováním – proudění (proudnic vzduchu) kolem aerodynamických ploch a trupu.

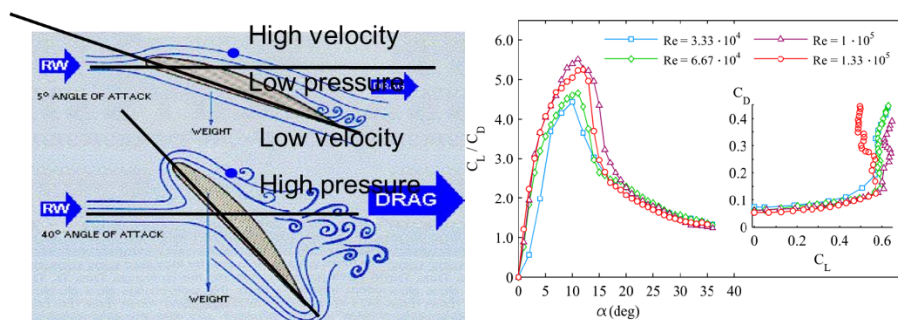
Rovnice pro výpočet celkového odporu vzduchu, který působí: $D = C_D \times \frac{1}{2} \rho \times A \times V^2$

Kde D značí odpor, C_D koeficient celkového odporu, ρ hustota proudícího vzduchu, A plocha křídla, V je rychlost proudění.

Významný vliv na velikost vztlaku a odporu křídla má jeho úhel náběhu



Obrázek 13 úhel náběhu (Chandra S. Prasad, 2024)

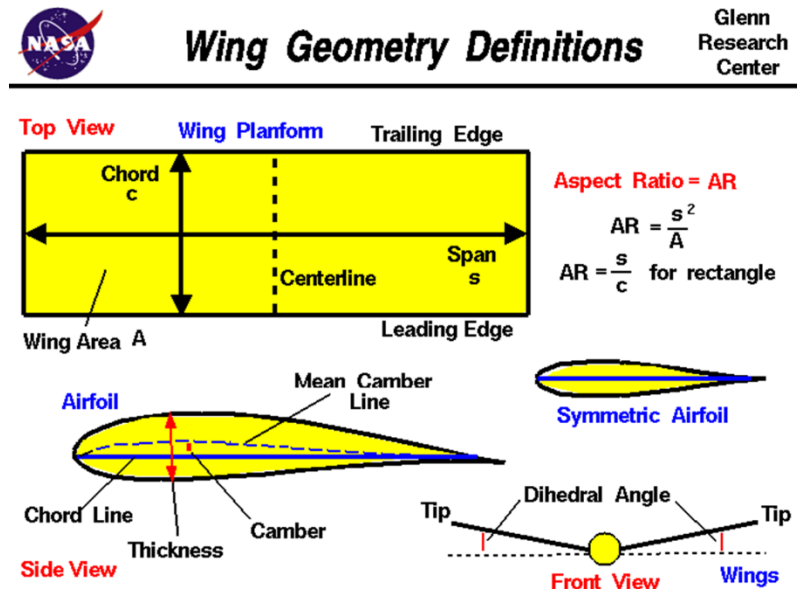


Obrázek 14 Chování proudnic vzduchu v závislosti na úhlu náběhu (Chandra S. Prasad, 2024)

Obrázek 15 Závislost C_D / C_L na úhlu náběhu pro různé Re (Chandra S. Prasad, 2024)

Geometrie křídla

Popis křídla je komplexní záležitost. Pro popis jeho tvaru a tudíž vlastností je důležité znát jeho aerodynamický profil a jeho tloušťku, úhel náběhu, dále pak celkovou plochu a půdorys křídla (úhel náběžné a odtokové hrany), rozpětí, hloubku a vzepětí křídla a jejich vzájemné poměry (poměr délky / hloubce křídla, tloušťka / hloubce profilu, tvar profilu, plocha křídla), jak ukazuje obrázek níže.

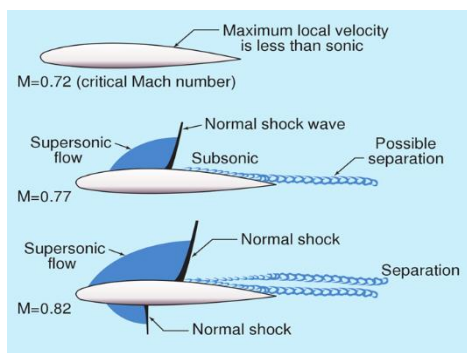


Obrázek 16 charakteristické geometrické veličiny popisující vlastnosti křídla (ww1.grc.nasa.gov)

Abychom mohli porovnávat jednotlivé aerodynamické charakteristiky křídla respektive celého letounu jako je koeficient vztlaku C_L nebo odporu vzduchu C_D mezi sebou je také důležité za jakých fyzikálních podmínek proudění vzduchu platí resp. byli změřeny. Důležité je to zejména s ohledem na rychlost proudění ve vztahu k rychlosti zvuku a/nebo charakteristické velikosti měřeného objektu ve vztahu k hustotě, rychlosti a viskozitě prostředí. Tyto charakteristické podmínky vyjadřuje v prvním případě Machovo číslo - M a ve druhém Reynoldsovo číslo - Re .

$$M = v \div a$$

kde a je lokální rychlost zvuku v plynu a v je rychlost proudění tohoto plynu. Vzhledem k tomu, že se rychlost zvuku výrazně mění také s jeho hustotou a tudíž jeho tlakem, závisí jeho velikost nejen na rychlosti, ale také také na výšce ve které se pohybujeme. Machovo číslo souvisí s řadou důležitých aerodynamických jevů jako je kompresibilita, vznik rázových vln atp. které působí v transsonickém režimu letu a jejichž výzkumem se má v budoucnu naše UAV zabývat. Příkladem může být např. vznik rázových vln na křídlech při rychlostech nad 0,75 Machu viz Obrázek 17.



Obrázek 17 Vznik Shock wave na profilu křídla (Chandra S. Prasad, 2024)

Reynoldsovo číslo je definováno jako

$$Re = \rho \cdot v \cdot l \div \mu$$

Kde je hustota vzduchu, v je rychlost proudění, l je charakteristická velikost např. letounu a ρ je lokální hustota vzduchu. Znalost Re a jeho vlivu na aerodynamické vlastnosti je důležitá například při porovnávání proudění kolem letadel v různých výškách nebo při porovnávání aerodynamických vlastností letadel a dronů neboť v prvním případě jde o prostředí s výrazně jinou hustotou ve druhé jde pro změnu o objekty s výrazně jinou charakteristickou délkou.

Pro praktické využití, jako je design UAV je důležité aby všechny experimentální veličiny jako je C_L nebo C_D , které vstupují do našich výpočtů byli změřeny za stejných Re a M jaké budou panovat v reálných podmínkách letu našeho stroje. (Chandra S. Prasad, 2024)

Z inženýrského hlediska jsou pro letadlo / UAV důležité následující charakteristiky:

Vzletová hmotnost je hmotnost prázdného letounu (konstrukce, motor, avionika), paliva a užitečného zatížení (pasažéři, náklad atd.) před startem.

Poměr tahu motoru vůči hmotnosti letounu (T/W) je důležitý z hlediska letové dynamiky, jako je zrychlení a stoupání či maximální rychlost letu..

Pádová rychlost je minimální rychlost, kterou se musí letadlo pohybovat aby křídla generovaly dostatečný vztlak k tomu aby se letadlo udrželo ve vzduchu.

Vzletová rychlost udává rychlost, kterou letadlo potřebuje ke vzletu a následnému stoupání obvykle je 1,3 násobkem pádové rychlosti .

Technologie výroby UAV

Po celou dobu historie UAV odpovídala technologie jejich stavby běžně používaným technologiím stavby pilotovaných letadel. Ve 20. letech to bylo dřevo a plátno zesílené dráty, později kovová příhradovina, kterou v 30. a 40. letech vystřídala samonosná nebo polosamonosná konstrukce se dřevěné překližky nebo kovu. Od konce 50. let se začaly používat skelné kompozity, a později i karbonové kompozity, které jsou velmi lehké a. V současnosti se začíná čím dál více prosazovat 3D tisk a CNC obrábění a řezání.

Příkladem snahy o vývoj levných autonomních dronů využívajících výhod aditivní výroby je americký program “Replicator,”

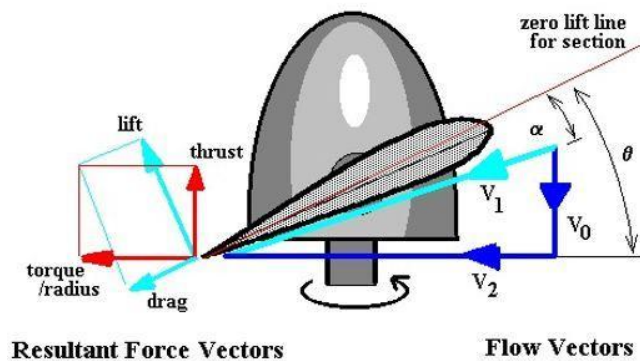
(Defense News, 2023)

Pohon UAV

Z hlediska pohonu UAV, v úvahu přicházejí:

Vrtule poháněná spalovacím nebo elektrickým motorem.

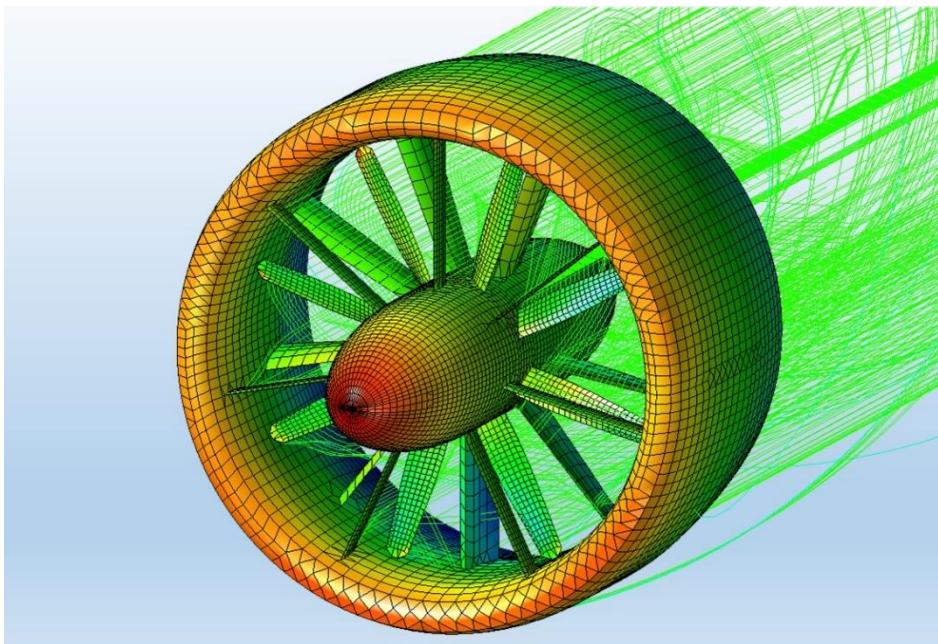
Vrtule umožňují širokou škálu konfigurací. Dnes jsou často používány zejména u menších dronů, a UAV v kombinaci s elektromotorem. Pohonné jednotky s vrtulí mají jednodušší konstrukci (robustnější a konstrukčně jednodušší) než jejich alternativy v podobě EDF (viz níže).



Obrázek 18 Síly působící na list vrtule, ukazuje thrust, lift, drag, úhel náběhu(researchgate.net)

Dmychadlo a spalovací nebo elektrický motor

Výhodou EDF je poměrně rozsáhlá variabilita konstrukce. Lze měnit tvar a délku proudového kanálu, velikost ventilátoru, počet a tvar lopatek, a mnoho dalšího. Výtoková rychlost může dosahovat vyšší rychlosti než vrtule. Výhodou oproti konvenční vrtuli je díky kanálu vyšší účinnost* díky minimalizaci turbulencí na koncích lopatek a nižší hlučnost. Nevýhodou je aerodynamický odpor vnějšího pláště. (*Pozn: za předpokladu stejného průměru vrtule, Thrust / Power u vrtule o větším průměru než je EDF je pochopitelně větší).



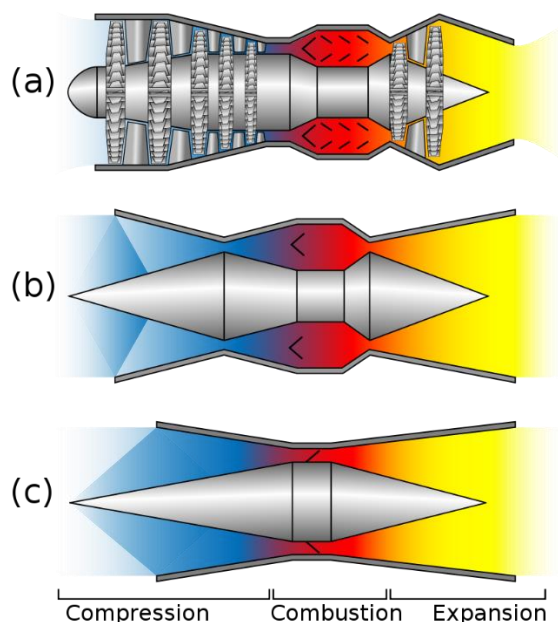
Obrázek 19 Vizualizace proudění v EDF pomocí CFD softwaru, můžeme si všimnout minimálních turbulencí na koncích lopatek (researchgate.net)

Reaktivní motory

Další možností pohonu jsou motory reaktivní, zejména motory proudové. Se zvyšujícími nároky na rychlosti UAV se první aplikace proudových motorů objevily na přelomu 30. A 40. let. V současnosti jsou typické u UAV konstruovaných pro rychlost větší než Mach 0,5.

i) Turbohrádelový motor

Kompresor nasává a stlačuje vzduch, který se ve spalovací komoře míjí s palivem. Zapálená směs hoří a ohřátý vzduch a zplodiny spalování proudí vysokou rychlostí tryskou ven přičemž roztáčí lopatky turbíny, která pohání kompresor a zároveň vytváří reaktivní sílu - tah. Výhodou je vyzrálá koncepce, schopnost operovat v širokém spektru rychlostí od $M = 0$ po $M = 2,8$, a v případě turbodmychadlových motorů i relativně dobrá specifická spotřeba paliva (SFC), nevýhodou je mnoho pohyblivých částí (a jejich vysoká rychlost otáčení), výrobní náročnost a z toho plynoucí vysoká cena a s ohledem na složitost i náročná škálovatelnost rozměrů zejména co se týče jeho zmenšování např. pro potřeby pohonu dronů.

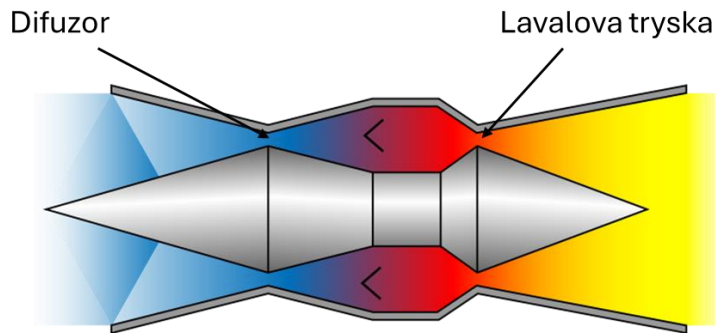


Obrázek 20 Turbohrádelový motor (wikipedia. com)

ii) Náporový motor

Náporový motor (ramjet) je konstrukčně nejjednodušším proudovým motorem, je tvořen, na obou koncích otevřenou trubicí. K nasávání a stlačování vzduchu slouží pohyb motoru vpřed. Vzduch do motoru vstupuje rychlostí letu (free stream), při průchodu difuzorem, se jeho rychlost sníží a naroste jeho tlak (Bernoulliho rovnice). Ve spalovacím prostoru se do takto stlačeného vzduchu vstříkne palivo, hořením se uvolní tepelná energie a teplota spalin pak prudce roste; spalin pak vysokou rychlostí unikají obvykle konvergentně divergentní (de Lavalovou) tryskou a vytvářejí tah. Nevýhodou tohoto motoru je, že ke svému fungování

potřebuje vysokou dopřednou rychlost, tak efektivně pracuje až v rychlostech od 1 M do 4M. (Při rychlostech nad 2 M však svou účinností předčí i turbohrádelový proudový motor).



Obrázek 21 Náporový motor (wikipedia.com)

iii) Pulzační motor

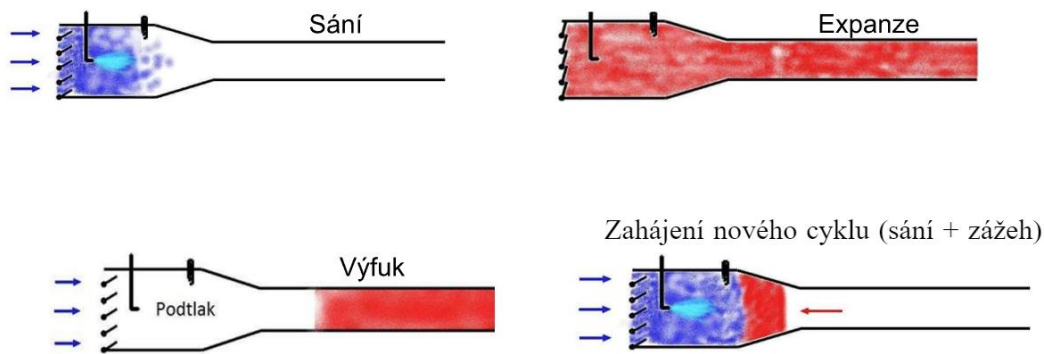
Pulzační motor je specifickým typem proudového motoru, který funguje na principu pulzačního spalování směsi vzduchu a paliva ve spalovací komoře. Jednou z vlastností pulzačního motor je, že má minimum nebo dokonce žádné pohyblivé části, čímž připomíná náporový motor, ale na rozdíl od něj dokáže vyvinout tah i při nulové dopředné rychlosti.



Obrázek 22 Pulzační motor (<https://www.militaryaviationmuseum.org/>)

a. Ventilový pulzační motor

Ventilový typ pulzačního motoru má v sání zabudovanou sadu jednocestných ventilů, které pracují s frekvencí mezi 40 až 280Hz pro velké (Argus 014) resp. malé RC motory (Dyna-Jet). Níže uvedený obrázek popisuje jednotlivé fáze jeho funkce.

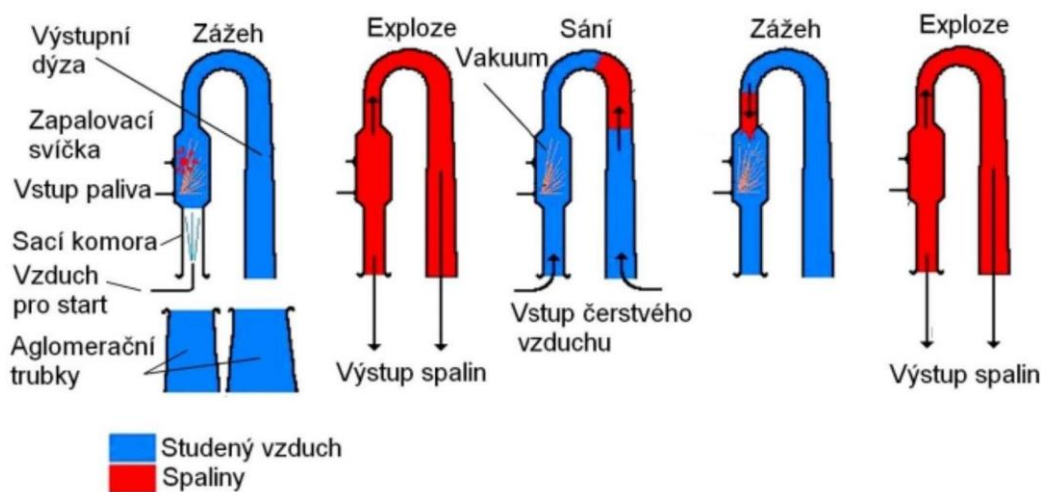


Obrázek 23 Jednotlivé fáze ventilového PJE (NETÍK, 2013)

b. Bezventilový motor

Pulzační motor bez ventilu je nejjednodušší typ motoru, nemá žádné pohyblivé části a k řízení proudění výfukových plynů z motoru využívá pouze svůj tvar. Motor bývá také označován jako aerodynamický ventilový pulsejet, pulsejet akustického typu nebo přerušovaný ramjet (MOURA MELO, 2019).

Tento typ pulzačního motoru má obvykle sací a výfukovou rouru ve stejném směru. Bezventilový typ, stejně jako ventilový, pracuje v pulzním režimu, ale „ventilem“ je pouze jeho geometrie, tedy samotný tvar.



Obrázek 24 Princip bezventilového pulzačního motoru (NETÍK, 2013)

Díky jejich konstrukční jednoduchosti, lze pulzační motory poměrně snadno vyrábět v různých velikostech a s různou velikostí tahu. To je z pohledu vývoje miniaturních proudových pohonů pro UAV velmi atraktivní.

Při porovnání s leteckými motory jsou PJE také velice lehké a mají relativně vysoký poměr tahu k hmotnosti.

Pulzační motory však mají i své nevýhody. Mezi ně patří nízký kompresní poměr a z toho plynoucí nízký specifický impuls a relativně nízká účinnost a vysoká spotřeba paliva. Důsledkem jejich pulzačního spalování je navíc produkce vysoké hladiny hluku a vibrací, což

znemožňuje jejich použití v civilním letectví. Pulzační motory však představují zajímavou alternativu v oblasti UAV.

Tab. 1 : Porovnání pulzačního motoru s jinými proudovými motory

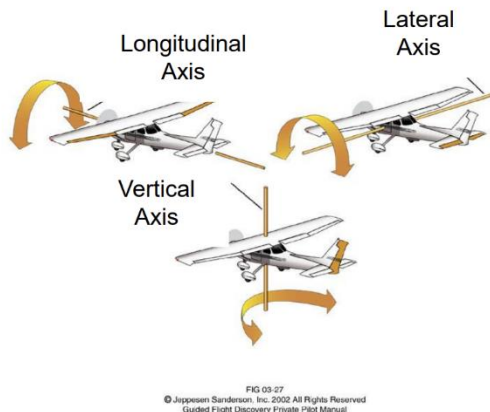
	Výhody	Nevýhody
Bezventilový pulzační motor	Absence pohyblivých částí	Nižší výkon
	Delší provozní životnost	Nižší účinnost
	Snadnější ovládání	Vyšší odpor vzduchu
Ventilový pulzační motor	Vyšší účinnost	Obtížnější výroba
	Nižší odpor	Krátká životnost ventilů
	Nižší spotřeba paliva	Nákladnější výroba
	Lépe uzavřená spalovací komora	
	Udržuje trvale vysoký výkon	

Fyzikální popis fungování PJE je v přímém kontrastu s jeho konstrukční jednoduchostí a představuje velice složitý teoretický i experimentální problém, kterému se v současnosti věnuje řada světových pracovišť. Podrobnosti o Termodynamice a fyzikálnímu popisu pulzací PJE naleznete v příloze.

Historie PJE sahá až do předminulého století. Podrobný přehled naleznete také v příloze. Je důležité zdůraznit práci francouzských a amerických konstruktérů na bezventilových proudových letounových motorech od konce 40. let do poloviny 60. let, na které navazujeme.. V současnosti dochází k oživení zájmu o pulzační motory, v souvislosti s rostoucím zájmem o (převážně) vojenské aplikace UAV a dronů. Od začátku 21. století vyvíjí Boeing pulzační motor pro zajištění vertikálního vzletu a přistání u letadel kategorie VTOL. Vývoj motorů se zaměřuje na snížení hluku, vibrací a specifické spotřeby paliva. Vývoj francouzských i amerických motorů dále pokračuje.

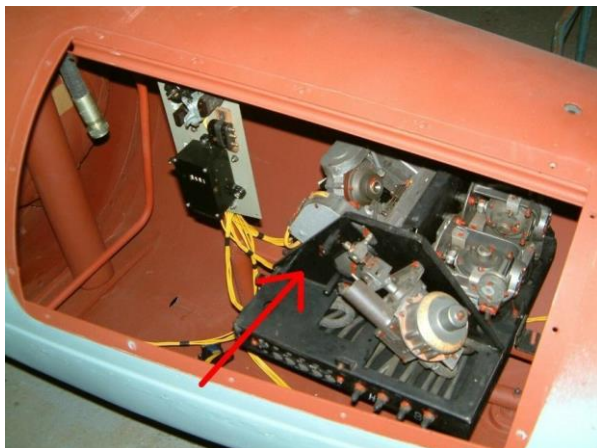
Problematika řízení

Během letu se UAV může otáčet a pohybovat podél třech ortogonálních os podélné, svislé a boční, tj. má celkem šest stupňů volnosti. K jeho řízení - otáčení podle jednotlivých os - slouží aerodynamické řídicí plochy. Klíčové řídicí prvky tvoří křídélka, výškovka a směrovka, které umožňují pilotovi ovládat směr letu, náklon a výšku letadla. Obrázek číslo 25 ukazuje funkci jednotlivých řídicích ploch.



Obrázek 25 zleva do prava řízení letounu pomocí křidélek, směrovky, výškovky (collierschools.com)

Od vynálezu letadla bylo pro konstruktéry UAV největší výzvou vytvořit systém řízení bez potřeby pilota. To zahrnovalo schopnost udržet směr a výšku, provádět manévry a letět podle předem zadané trasy. Zatímco u prvních UAV v roce 1848 museli operátoři spoléhat na časovače a vítr, pozdější vývoj započatý před první světovou válkou (například H. Sperry) přinesl využití základních prvků inerciální navigace, jako jsou gyroskopy a barometry. (Wikipedia, The Free Encyclopedia)



Obrázek 26 systém automatického řízení Fi103 (axis-militaria.com)

Autopilot Fi103 používal sadu gyroskopů k udržování polohy, údaje z magnetického kompasu k udržování kurzu a časovač poháněný vrtulí k určení bodu vypnutí motoru a ponoření k cíli. Toto, na svou dobu pokročilé zařízení, vykazovalo CEP (Circular error probable) okolo 10km. Podrobná analýza přesnosti autopilota Fi103 viz zde:

<https://www.medicine.mcgill.ca/epidemiology/hanley/bios601/Intensity-Rate/Evans2018AccuracyGeography.pdf>
(medicine.mcgill.ca)

S rozvojem elektroniky a integrací elektronických prvků se do výbavy UAV přidaly další senzory, jako je magnetometr, akcelerometr, senzor rychlosti proudění a zejména GPS, která doplnila dosavadní inerciální navigace. Jednoduché mechanické řízení bylo nahrazeno digitálními elektronickými systémy, které vyžadovaly výpočetní výkon palubního počítače. S využitím počítačů, více senzorů, čidel a GPS se staly řídicí a navigační systémy UAV přesnější, spolehlivější a mnohem mocnější.

Moderní autopilot vyčítá data ze senzorů a analyzuje polohu letadla ve vzduchu. Poté za pomoci algoritmů upravuje výchylky řídicích ploch a výkon motoru, aby zajistil přesný letový profil. Vypočítá optimální trajektorii letu a musí být schopen efektivně reagovat na různé vnější vlivy, jako jsou turbulence, větrné podmínky nebo změny hmotnosti letadla, aby udržel stabilitu a bezpečnost letu. (en.wikipedia.org, Autopilot)

Příkladem možností, které přináší moderní mikroelektronika, je i konstrukce jednoduchého DIY autopilota, kterého jsme realizovali v souvislosti s naším projektem. Více podrobností je v příloze.

Úskalím integrace je nutnost správného výběru součástek, kontrola vzájemné kompatibility komunikace. Mohou být také lehce vystaveny rušení např od motoru, antén.

Aktuální směry vývoje UAV

- A. Roste výzkum a vývoj využívající AI v řízení dronů, zejména s důrazem na jejich vzájemnou kooperaci „swarm robotics“, fúzi dat z více senzorů atp. (wyss.harvard.edu)
- B. S rostoucí šíří jejich využití roste i zájem o UAV a drony pohybující se v oblasti transsonických rychlostí. (airbus.com)
- C. V souvislosti se snahou překonat rychlostní limity vrtulového pohonu a zároveň udržet cenu a provozní náklady dronů co nejnižší se znovu objevují snahy vedle běžných, avšak drahých, turbohřídelových motorů, použít také jednodušší pulzační motory. Příkladem je např. vývoj Wave engine corporation, která nedávno (2024) představila svůj dron poháněný pulzačním tryskovým motorem. (osel.cz)



Obrázek 27 Scitor-D dron vyvíjený Wave engine corporation (osel.cz)

Hlavní motivací našeho projektu je v návaznosti na tyto trendy, sestrojít UAV / dron pro

1. Výzkum aerodynamiky dronů za transsonických rychlostí ($0,5 > M < 1$)
2. Výzkum využití pulzačních proudových motorů v pohonu dronů
- 3) Výzkum autonomního řízení v extrémních podmínkách – letů za vysokých rychlostí a/nebo ve velkých výškách
- 4) Dlouhodobým cílem je vývoj levného průzkumného dronu „rychlé reakce“ pro bezpečnostní a záchranné složky

Z výše uvedeného vycházejí cílové parametry (Design specification) našeho UAV:

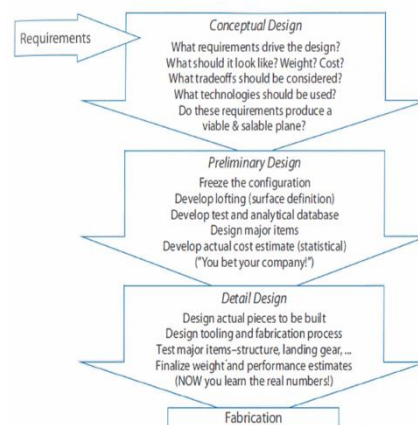
- A. Doba letu < 7 minut
- B. Maximální rychlost $M \sim 0,5$
- C. Maximální konstrukční rychlost (v_{ne}) $M \sim 0,8$
- D. Strukturální pevnost - tolerance $5G$ při vzletu, do $3G$ při letu
- E. Vzletová hmotnost kolem $3kg$
- F. Rozpětí a délka < 1500 mm
- G. Payload – až $500g$ (měřicí přístroje)
- H. Aerodynamická čistota tj. schopnost akcelerace a vysoké rychlosti i při relativně nízkém T/W (a tudíž i spotřebě = minimalizace nezbytného množství paliva)
- I. Nízká míra interference mezi aerodynamickými plochami a/nebo trupem a jeho částmi
- J. Jednoduchá konstrukce snadno přístupná modifikacím jako jsou:
 - a. výměna motoru
 - b. modifikace palivové soustavy
 - c. změna aerodynamického profilu křídla
 - d. změna rozpětí, úhlu náběhu, šípovitosti křídel
 - e. přidání vzletových/přistávacích klapek nebo wingletů atp.
 - f. Snadná zástavba měřících zařízení
- K. Jednoduché a efektivní uspořádání řídicích aerodynamických ploch, přístupné modifikacím
- L. Modulárnost, robustnost a snadná opravitelnost

Použité metody a postupy

Letecké inženýrství je synergií přístupů kombinující pokročilé znalosti z oblasti aerodynamiky, materiálového inženýrství, pohonu, řízení letu a komunikace. (Chandra Shekhar Prasad, 2024) Jedním z cílů této práce je i využití nových technologií a postupů - jako je: CFD, CAD, nebo rapid prototyping s využitím 3D tisku - v designu a výrobě UAV.

Konceptuální a aerodynamický design UAV

V rámci návrhu a zpracování konceptu a podrobné design specifikace a našeho UAV, včetně souvisejících výpočtů, jsme vycházeli z doporučení našich odborných konzultantů z Ústavu Termomechaniky AV ČR a standardních postupů a metod leteckého inženýrství podrobně popsanych například v příručce Daniel P. Raymer Aircraft design - A Conceptual Approach. Schéma postupu při zpracování našeho návrhu zachycuje obrázek 29.

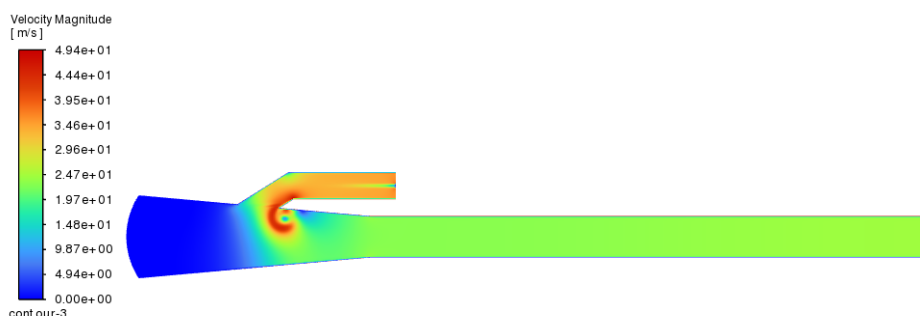


Obrázek 28 Schéma postupu zpracování návrhu UAV (Raymer, 1989)

CFD simulace

Podstatou CFD (Computational Fluid Dynamics) simulací je numerické řešení diferenciálních rovnic, popisujících proudění tekutin. Je tak možné popsat hodnoty tlaku, rychlosti, teploty, intenzity, turbulence a dalších veličin na síti výpočetních elementů, na které je rozdělena oblast, v níž se výpočet proudění a přenosu tepla provádí. Simulace poskytují důležité informace a jinak velmi obtížně měřitelná data, která umožňují lépe zhodnotit experimentální výsledky a zároveň pomáhají rozhodnout o dalším postupu návrhu motoru a vybrat nejlepší variantu konstrukce PJE. (ZELENSKÝ, 2020).

Tyto výpočetní metody jsme se rozhodli využívat v podobě SW Ansys Fluent, jak v rámci výzkumu a vývoji dynamiky spalování u pulzačních motorů, tak pro validaci aerodynamických parametrů vyvíjeného UAV jako je C₀.



Obrázek 29 CFD simulace, proudění plynů v našem pulzačním motoru aFWE (archiv Tc)

3D CAD (3-dimensional Computer-aided Design)

Pro tento účel jsme používali zejména program Fusion 360. Je to jeden z nejvíce používaných CAD programů pro 3D modelování v oblasti technického kreslení. S pomocí tohoto programu jsme připravovali díly pro stavbu reaktivních motorů i strukturální komponenty našeho UAV

a další prvky. Ve spojení s dedikovaným slicerem a 3D tiskárnami nám umožňoval účinné a rychlé prototypování většiny komponent vyvíjeného UAV.

3D tisk

Pro výrobu konstrukce a vnitřní struktury draku jsme zvolili 3D tisk. Je to z hlediska jednoduchosti a rychlosti prototypování a výroby dílů optimální řešení. Dává nám to možnost jednoduše navrhnout díl a jeho vnitřní strukturu tak, aby byla co nejvíce odolná při zachování nízké hmotnosti.

3D tisk jsme si zvolili také z důvodu vhodnosti této technologie pro rychlé prototypování zejména možnosti hladkého a flexibilního přechodu od 3D modelu (CAD) k finálnímu výrobku, a schopnosti vytvářet komplikované a přesné struktury bez potřeby obrábění, tváření, sváření a lepení atp.

Použité metody 3D tisku

Fused deposition modeling (FDM)

První variantou tisku byl tisk pomocí FDM (*Fused deposition modeling*). Toto je technologie, která se používá pro modelování, výrobu prototypů, ale i finálních produktů. Jednou z výhod je nízká cena filamentu, univerzálnost (na tiskárnách se může tisknout více různých věcí a to buď separátně nebo společně).

Princip FDM spočívá v tavení plastového vlákna uvnitř extruderu, který taveninu vytlačuje na podložku a svým pohybem ve dvou osách postupně nanáší tenkou vrstvu materiálu v rovině horizontálního průřezu budoucího výrobku. Nejčastěji používanými materiály pro FDM jsou termoplasty nebo polykarbonáty, případně kompozitní materiály s různými přísadami. (3d-tisk.cz)

Tento postup jsme použili jak pro výtisk samotných dílů UAV tak pro na výtisk „kopyta“ našeho motoru jelikož jsme ho poté obalovali geopolymérem.

Paste extrusion (PE)

Druhou variantou tisku je tisk PE (*Paste Extrusion*). Tato varianta technologie spočívá v tom, že je speciální druh materiálu je dán do nádoby, ze, které je hmota pomalu vtlačována do trysky, která při pokojové teplotě, protlačí hmotu na podložku a díky tomu tiskne tuto hmotu. Tuto variantu jsme si vybrali z důvodu rychlosti tisku a znovupoužitelnosti materiálu, ze kterého je tisknuto. Tento druh tisku jsme používali [na tisk PJE a jeho částí](#), hlavně na tisk spalovací komory.

3D tisk SLA

Pro tisk malých dílů s vysokými detaily je možné využít technologie tisku z pryskyřice spékané laserem – SLA (Stereolitografie). Tato technologie je ideální pro návrh turbíny na EDF. Velký problém EDF z našeho pohledu je, že mají maximální výtokovou rychlost kolem 85m/s, která v důsledku limituje maximální rychlost letadla. Z tohoto důvodu by bylo dobré si

navrhnout vlastní EDF a na SLA tiskárně vytisknout vlastní turbínu na EDF, které mělo výtokovou rychlost takovou, aby náš dron byl se ztrátami na odporu vzduchu schopen letět rychlostí 0.4M.

Použité materiály

PLA a PETG

Materiál PLA (Polyactic Acid) byl použit pro tisk metodou FDM. PLA bylo vybráno pro svoji biologickou roztažitelnost a také proto že je bioaktivní termoplast a je vyrobený z produktů jako například kukuřičný škrob, díky tomu je PLA šetrné k životnímu prostředí. Samotný tisk je pak rychlý, snadný a lze tisknout i při nižších teplotách. Provedli jsme i testy s materiály PETG (Polyethylene Terephthalate Glycol) nebo ABS (Acrylonitrile Butadiene Styren), ale tyto materiály jsme z důvodu vyšší technologické náročnosti nepoužili.

PLA se osvědčilo jako dobrý materiál pro stavbu UAV i jako dobrý materiál pro „kopyto“ PJE, které bylo následně pokryto geopolymerem nebo keramikou.

Další testovaný materiál je lightweight PLA (lwPLA), které je výrazně lehčí ($d=1.24\text{g/cm}^3$ X $d = 0.403\text{g/cm}^3$), avšak má nižší odolnost proti nárazům než normální PLA a je podstatně složitější na tisk kvůli specifickým požadavkům způsobených tím, že se napěňuje a díky čemuž je lehký.

V případě tisku z lwPLA je nutné otestovat proporce a kalibrovat tiskárny pro tisk z tohoto materiálu. Další nevýhodou lwPLA je vyšší cena, protože vyžaduje specifické proporce, kalibraci tiskáren a má vyšší cenu.

Geopolymer

Geopolymer je označení pro všechny anorganické materiály, které jsou připravovány z hlinitokřemičitanových materiálů jejich polymerací v zásaditém prostředí za normální teploty a tlaku (Wikipedia, 2001).

Tento materiál jsme využívali pouze na stavbu PJE.

Geopolymer má svými vlastnostmi blízko ke keramice. Na rozdíl od keramiky však nepotřebuje pro vytvrzení vysokoteplotní procesy.

Pro vytvoření geopolymerní směsi jsou potřeba suroviny, které obsahují sloučeniny SiO_2 a Al_2O_3 . Pro naše účely byl zvolen metakaolín, vodní sklo, 10M roztok hydroxidu sodného a šamot. Všechny suroviny jsme smíchali v hmotnostním poměru 45 : 35: 10 : 10.

Keramika + karbonová vlákna

Dalším materiálem, který jsme využili na metodu tisku PE byla keramika s obsahem karbonových vláken. Keramika byla zvolena díky její dobré tepelné odolnosti. Abychom keramiku zpevnili přidali jsme do ní karbonová vlákna, která nám dala zpevnění keramiky. Nejprve jsme zkoušeli 5% objem vláken. Jelikož jsme zjistili, že při 5% objemu vláken, jsme nebyli schopni tisku, postupně jsme objem zmenšovali až na 0,25% objem vláken a vlákna ve

směsi jsme ještě nastříhali. Nevýhodou keramiky je že se po vytisknutí musí dát vypálit do pece, přibližně na 6 hodin. Při teplotě 930 °C.

3D tisk FDM má však také několik nevýhod se kterými musíme při návrhu letadla počítat. První nevýhodou je nízká pevnost po vrstvách, což znamená že musíme u částí letadla zohlednit jakým směrem se budou přenášet síly a dle toho navrhovat díly, případně změnit jejich orientaci při na tiskové podložce ve sliceru 3D tisku.

Druhou nevýhodou je křehkost výtisků. Standardně se používá PLA, které je levné a jednoduché na tisk. Zároveň je také tvrdé, ale dost křehké. Proto testujeme také PETG, který má sice nižší tvrdost než PLA, avšak má výrazně vyšší odolnost.

(simplify3d.com)

V rámci konstrukce UAV využíváme také skelné lamináty a karbonové kompozity (např. potah křídel a trupu nebo nosníky křídel atp.)

Další technologií kterou využíváme je řezání z pěnových polymerů (s využitím CNC) Díky vysokému poměru pevnosti a hmotnosti (wikipedia.org) se pěnové kopolymery skvěle hodí pro konstrukci některých částí trupu a křídel. Se správným využitím je možné ušetřit váhu bez kompromisů v pevnosti draku.

Aktuální technologické možnosti realizace DIY autopilota

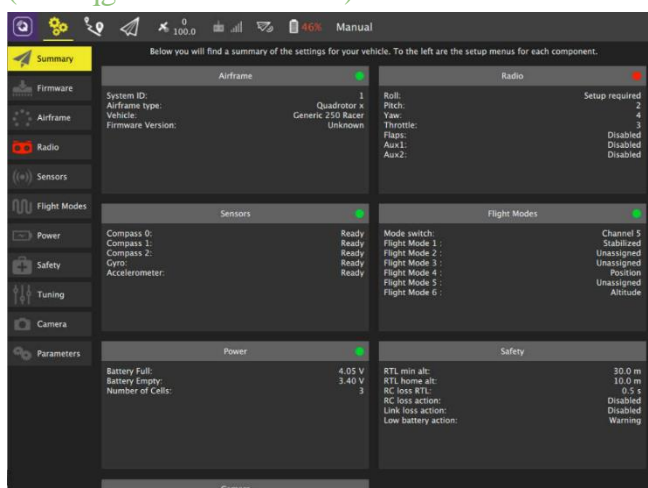
Problematika provozu UAV v extrémních podmínkách, jako je let ve vysokých výškách nebo vysokých rychlostech, přináší řadu technických výzev. Nízká hustota vzduchu a vysoké Machovo číslo proudění způsobují riziko ztráty vzlaku a aerodynamického řízení. Například, při letu ve výšce 20 km s rychlostí 160 km/h vzhledem k zemi, vzduch proudící kolem křídel UAV dosahuje rychlosti přes 0,6 Machu, což vyvolává problémy s aeroelasticitou. To znamená, že křídla se mohou nežádoucím způsobem deformovat. Tato situace vyžaduje pečlivé plánování a konstrukci UAV, aby byla zajištěna stabilita a řízení i za extrémních podmínek.

Pro tuto aplikaci jsme se rozhodli využít open-source řídicího softwaru PX4, který naši aplikaci zaručí vysokou míru spolehlivosti a jednoduchost provedení. Jedná se o autopilota vyvíjeného světovými vývojáři z průmyslu a akademické sféry a podporovaný celosvětovou komunitou. Kromě letounů různé konfigurace zvládne autonomně řídit auta nebo i ponorku. (docs.px4.io) Příkladem takového autopilota je open-source hardwarová platforma Pixhawk. Existuje několik verzí Pixhawku optimalizovaných pro různá apikace, nicméně většina z nich umožňuje díky své flexibilitě a modulárnosti podporovat široké spektrum použití od multikoptér přes VTOL, UAV až po různá plavidla. Jednou z nejvšestrannějších verzí je Pixhawk 2.8.4. Obsahuje moderní hardwarový design a dosahuje dobrých výkonnostní parametrů. Pixhawk obsahuje vestavěnou IMU jednotku a podporuje různá komunikační rozhraní pro spojení s dalšími moduly, jako jsou GPS, telemetrické rádiové moduly atp. (docs.px4.io)



Obrázek 30 Pixhawk 2 8 4 (ubuy.com.ps)

Programovací rozhraní Pixhawk tvoří aplikace QGroundControl. Je to open-source software kompatibilní s PX4, který poskytuje uživatelsky přívětivé rozhraní umožňující navrhovat komplexní trasy mise, definovat průletové body a provádět autonomní letové manévry. Zároveň umožňuje konfiguraci letounu a jeho real-time monitorování skrze připojenou telemetrii. (docs.qgroundcontrol.com)

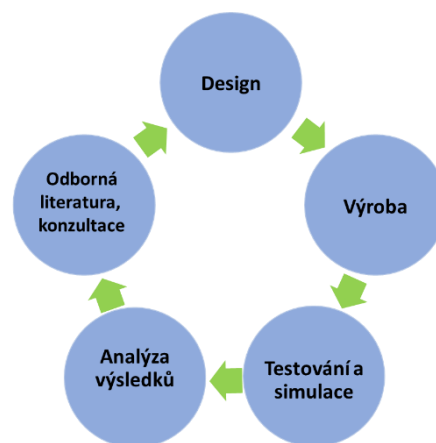


Obrázek 31 nastavení konfigurace letounu v QGroundControl (docs.qgroundcontrol.com)

Avionika pro transsonické UAV

Pro řízení transsonického UAV je potřeba velmi rychlé a přesné řízení, zálohované systémy, záchranný systém katapultu při opuštění geofencingu, zálohované sledování do vzdálenosti desítek kilometrů, odolnost vůči vibracím.

Řešení dílčích vývojových úkolů a technických výzev spolu s jejich vzájemnou integrací, probíhalo v jednotlivých cyklech dle následujícího výzkumně – vývojového schématu:



Obrázek 32 Vývojový diagram (Archiv Tc)

Výsledky a diskuze

Avionika – vývoj, pozemní a letové testy

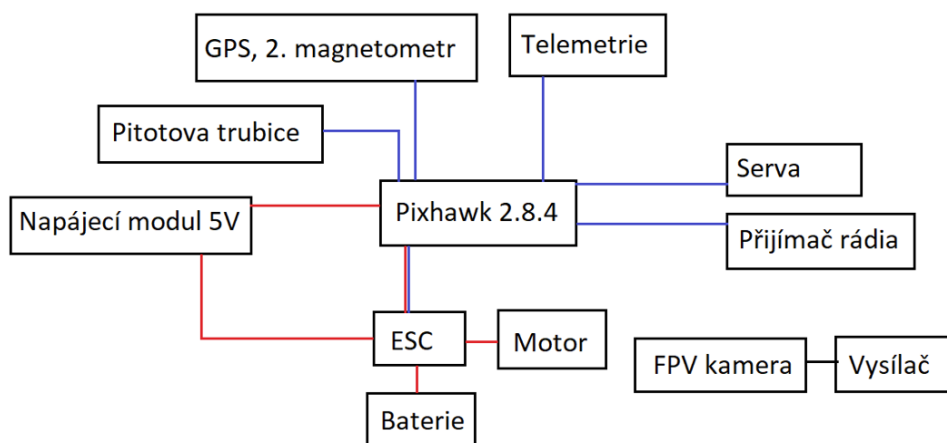
Rozhodli jsme se použít autopilota Pixhawk - PX4 který je dobře dostupný a má za sebou velkou vývojářskou komunitu.

Náš autopilot je vybaven:

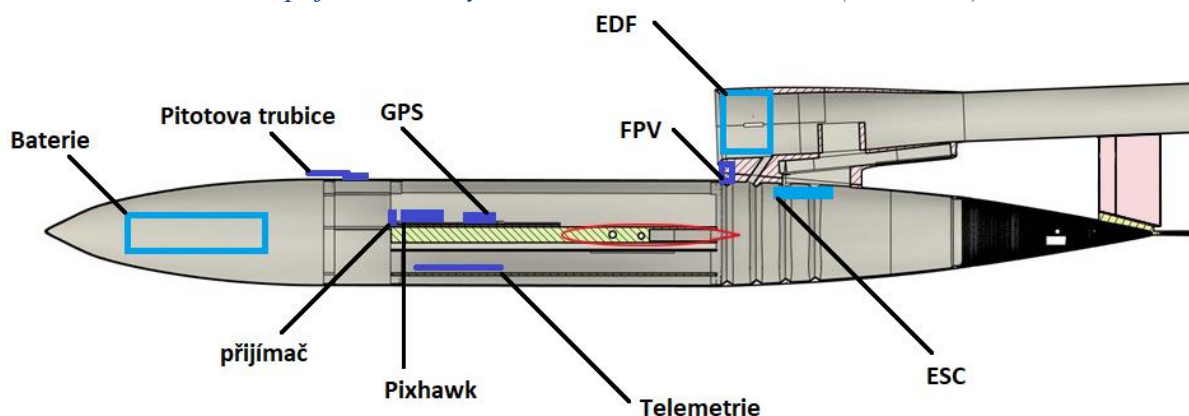
GPS modulem s integrovaným záložním magnetometrem – Tento modul nám umožní přesné určení polohy a orientace letounu.

433MHz telemetrie – Pro bezdrátovou komunikaci mezi letounem a pozemní stanicí jsme použili 433MHz telemetrii. To nám umožní přenášet data o stavu letounu, telemetrické informace a řídicí příkazy v reálném čase mezi letounem a pozemní stanicí.

Pitotova trubice – umožňuje měřit rychlost letounu vůči okolnímu vzduchu.



Obrázek 33 Schéma zapojení avioniky Pixhawk a dalších modulů (Archiv Tc)



Obrázek 34 Návrh uložení avioniky a motoru v UAV (Archiv Tc)

Tab. 2 : Tabulka provedených testů

Typ	Testovaný subjekt	Podmínky	výsledek	obrázky k testu
Pozemní	Firmware, komunikace		úspěšné	-
	Nastavení airframe, kalibrace senzorů, vysílačky, GPS		Problém s interním natočením magnetometru, vyřešeno	-
	Přepínání autopilotního řízení, správný chod serv, motoru		Úspěšné	obr. A, B*
Letové	Držení letoun v kruhové dráze s poloměrem 80m (hold mode)	slabý vítr	Z důvodu špatné konfigurace několikrát opakován	obr. C*
	Prolétání průletovými body v různé výšce	slabý vítr	úspěšné	obr. D*
	Maximální dolet, let s přesností ve větru	silný vítr, poryvy přesahující 20m/s	Zjištěný dolet více než 22km (30 minut letu) s relativně dobrou přesností	obr. E*
	Maximální rychlost letounu s výkonnějším motorem a klesavém letu	slabý vítr	33,5m/s vůči vzduchu	-
	Scan plochy země	Bezvětří	úspěšné, přesné držení letové čáry	obr. F*

	Přistání	Bezvětrí	Pro provedení nezbytný senzor vzdálenosti, test odložen	-
	Dosah signálu za letu	Bezvětrí	Letoun ztratil signál z 2,4GHz vysílačky ve vzdálenosti 830m, poté provedl automatické vrácení	obr. G*
	Geofencing - držení se ve vyznačené zóně, vyhnutí se bezletové zóně	slabý vítr	letoun po přiblížení na okraj zóny provedl úspěšně failsave manévr	-

*viz příloha

Pro testování autopilota PX4 jsme zvolili koncepci samokřídla. Důvodem je velký vnitřní objem pro umístění elektroniky, která je v tomto typu letadla dobře chráněná. Dalším důležitým faktorem je velká nosná plocha křídla samokřídla.

Po úspěšném nahrání firmwaru, nakonfigurování a otestování avioniky jsme provedli několik letových testů, ve kterých jsme ověřili funkčnost, spolehlivost a přesnost autopilota.



Obrázek 35 testovací letadlo s autopilotem, vysílačkou a počítačem s QgroundControl před letem (Archiv Tc)

Nejdříve jsme otestovali režim hold, který jsme museli po úpravě konfigurace řízení několikrát opakovat. V průběhu testů jsme museli z důvodu zaseknutého serva v krajní poloze provést nouzové přistání.

Dále jsme provedli test letového módu mise, který umožňuje prolétat nastavené body v různé výšce. Dále jsme testovali maximální dolet letadla v silném větru s 5200mAh 3S baterií a motorem A2212 / 6T 2200kv, který přesáhl 22km.

Otestovali jsme maximální rychlost ve klesavém letu s motorem C3530/1400kv, která přesáhla 33m/s vůči vzduchu.

Provedli jsme test letového módu skenování plochy země, kde ukázal autopilot velmi vysokou přesnost. Pokusili jsme se o autonomní přistání, které jsme ale z důvodu chybějícího senzoru vzdálenosti terénu přesunuli na později. Ověřili jsme dosah 2,4GHz vysílačky na 830m, dosah 433MHz telemetrie se pohybuje v řádu jednotek kilometrů. Provedli jsme test Geofencingu – udržení se ve vyznačené zóně a vyhnutí se bezletové zóně. Letoun po přiblížení na okraj zóny provedl úspěšně failsave manévr.

Shrnutí a další plány vývoje avioniky

Nastavili a zkalibrovali jsme moduly a senzory s periferiemi připojené k našemu autopilotovi Pixhawk.

Autopilot dokáže udržet letoun ve vzduchu a velmi přesně sledovat přednastavenou dráhu letu. Otestovali jsme několik letových režimů a spolehlivost platformy.

V rámci dalšího vývoje plánujeme autopilota testovat již na vyvíjeném transsonickém UAV ve vyšší letové rychlosti. Pro eliminaci vibrací při letu vysokou rychlostí plánujeme pod avioniku přidat antivibrační rohož. Při prvních testech plánujeme pilotovat UAV ručně a poté přejít na autopilotní řízení včetně autonomního startu a přistání.

Z pohledu avioniky nebude do budoucna problém změna konfigurace ocasních ploch na zdvojené směrovky nebo změnu řídicích ploch do tvaru písmene V.

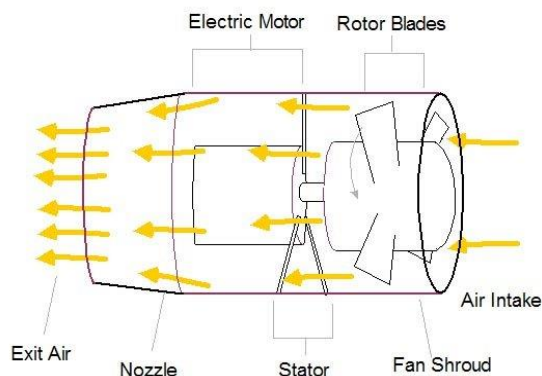
Pro nezávislé měření umístíme vedle avioniky v našem UAV také nezávislý, námi navrhnutý a programovaný datalogger, který ukládá data gyroskopu, akcelerometru a magnetometru. V případě nehody jsme budeme schopni můžeme porovnat hodnoty měřené Pixhawkem a ověřit jejich správnost.

Do dalších testů plánujeme zahrnout také FPV kameru, která přenáší real-time obraz z letounu do počítače.

Design, výroba a testování pohonu UAV

EDF (electric ducted fan)

EDF je elektrický pohon skládající se (u dronů) z BLDC elektromotoru, lopatkového dmychadla a pláště, který obklopuje rotující lopatky.



Obrázek 36 Obecné schéma EDF (researchgate.net)

EDF jsme zvolili pro úvodní fázi testování prototypu našeho UAV z důvodu

1. snadné zástavby / zaměnitelnosti za PJE bez nutnosti aerodynamických uprav trupu nebo motorové gondoly nad trupem
2. malým rozměrům oproti stejně výkonné vrtuli, relativně vysoké výtokové rychlosti a nižšímu hluku
3. robustnosti a snadné regulace a řízení pomocí autopilota
4. srovnatelného startovního tahu jako mají námi vyvíjené PJE

S tímto pohonem plánujeme provést první letové testy našeho UAV (D1.2) včetně ověření funkčnosti avioniky.

Jako vhodné EDF jsme pro naše UAV vybrali FMS 70mm 3060-KV1900 s 12 lopatkami. Výrobce uvádí tah 26N při napájení z 6S baterie a proudu 76A. Maximální tah a výtokovou rychlost jsme se rozhodli ověřit ověřit na našem testovacím zařízení, které se skládalo z montážního stojanu pro EDF, váhy a pitotovy trubice. Naměřené hodnoty jsou v tabulce

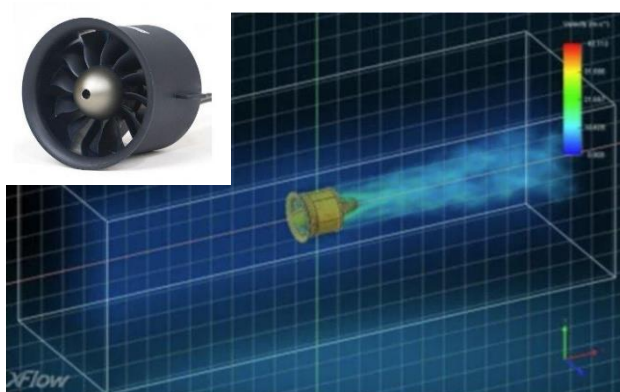
Tab. 3 : Tabulka s naměřenými hodnotami EDF

EDF - FSM 3060-KV1900	
Maximální tah	21,3 N
Proud / napětí při maximálním výkonu	90A / 25 V
Výtoková rychlost	310 km/h



Obrázek 37 (v levo) Příprava testu EDF - příprava pitotovy trubice (Archiv Tc)

Obrázek 38 (vpravo) Testovací zařízení pro EDF - držák na EDF položený na váze (Archiv Tc)



Obrázek 39 FMS 70mm 3060-KV1900 a CFD simulace FMS 70mm 3060-KV1900 (vi.aliexpress.com)

Na plně nabitě výkonné baterie jsme změřili jsme tah 21,3N. Domníváme se, že nižší než výrobcem udávaný maximální tah, je dán méně výkonným ESC regulátorem (ZMR Bidirectional 80A), který nedokáže plně využít výkon EDF. Spotřebu jsme měřili odporovým můstkem a osciloskopem.

I přes nižší naměřený výkon oproti udávanému má toto EDF dostatečný výkon pro využití jako testovací pohon UAV.

Odhadujeme, že optimalizací průměru výtokové trysky bychom měli dosáhnout zvýšení výtokové rychlosti až o 15% na 361km/h a s tím maximálního tahu motoru na 25N. Další nárůst výtokové rychlosti EDF je podmíněna zcela novou konstrukcí impelleru, která náročností svého vývoje přesahuje rámec této práce.

Co se týče předpokládané maximální rychlosti je u EDF limitujícím faktorem právě relativně nízká (v porovnání s PJE) výtoková rychlost vzduchu, která činí 320 – 360 km/h. Z tohoto důvodu, podle našich výpočtů, nepřesáhne maximální rychlost našeho UAV s pohonem EDF 220 km/h (oproti 350 km/h s PJE o podobné velikosti statického tahu)

Pulzační motory (PJE) pro UAV a jejich vývoj

Z výše uvedených důvodů je pro aplikaci vysokorychlostního UAV vhodným pohonem pulzační motor. V případě použití pulzačních motorů bude primárním rychlostním limitem, při daném aerodynamickém odporu UAV, dostupný tah, který se s rychlostí letu mění jen minimálně (v rozsahu rychlostí M 0,1 - 0,5).

Z výpočtů vyplývá, že při použití motorů s tahem kolem 1 kg (bezventilový motor aFWE) je možné očekávat rychlosti kolem 220 km/h (tj. obdobné EDF). V případě použití výkonnějších PJE s tahem 20N (zakoupený ventilový motor) případně 24N (vlastní bezventilový design na bázi FWE VIII) bude v závislosti na aerodynamickém řešení křídla našeho UAV (zejména jeho velikosti a profilu) možné dosáhnout podle našich výpočtů rychlostí v rozmezí 420 – 580 Km/h.

V souvislosti s použitím PJE jsme se rozhodli zakoupit, otestovat a vylepšit existující ventilový motor ve výkonové kategorii (tahu) kolem 20N, vybaveným jednoduchou palivovou soustavou na kapalná paliva (benzín, metanol, nitrometan atp.) . Viz obrázek:



Obrázek 40 Ventilový pulzační motor RTR (Archiv Tc)

Tab. 4 : Rozměry a hmotnost RTR a T/W

	hmotnost (g)	T/W	délka (cm)	průměr spalovací komory (cm)
Motor RTR 935	2,139037433	38	8	

Vyvíjená vylepšení spočívají zejména ve snaze minimalizovat hlavní nevýhodu všech ventilových motorů, kterou je nízká trvanlivost vysoce tepelně a mechanicky namáhaných jednocestných ventilů. Náš vývoj se zaměřuje a) na použití materiálů s lepšími termomechanickými vlastnostmi, b) aplikaci izolačních vrstev “thermal barrier coating” a c) aktivní chlazení palivem viz obrázky

Další vývoj směřuje ke zvýšení výkonu pohonné jednotky vylepšením způsobu vstřikování paliva viz obr. a použitím augmentoru (obr.). Augmentor je samostatné zařízení kuželovitého tvaru, které je vyvinuto pro PJE a zvyšuje tah a snižuje hluk samotného motoru.



Obrázek 41 Příklad vícebodového vstřikování pro ventilový motor (ČVUT)

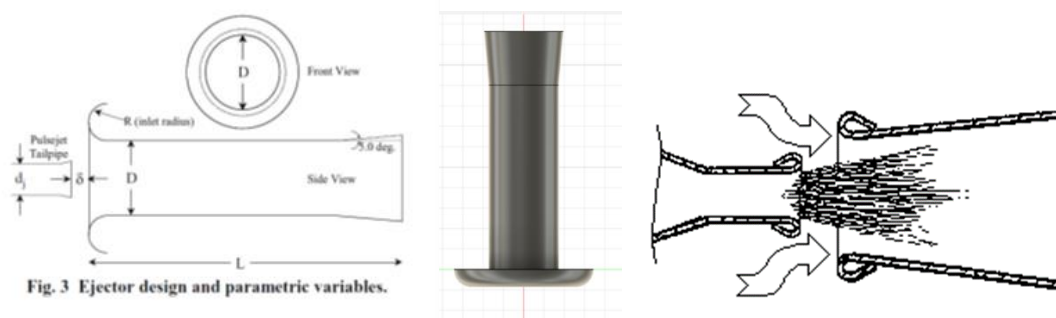


Fig. 3 Ejector design and parametric variables.

Obrázek 42 Zleva Augmentor schéma funkce, schéma 3D model, využití augmentoru - za výfukem motoru (Canfield, Archiv Tc)

V rámci vývoje vlastních PJE se dlouhodobě zaměřujeme na bezventilové konstrukce, zejména pro jejich jednoduchost a robustnost. V souvislosti s pohonnou jednotkou našeho UAV se zaměřujeme na další vývoj a vylepšování modelů aFWE.



Obrázek 43 aFWE z F360 (Archiv Tc)

a FWE VIII "Lady Anne". Dalším motorem byl aFWE VIII, který jen někdy pro svůj tvar označován jako „Lady ANNE“. Tento motor má pokročilou geometrii, dvě sací komory a dvojí

vstříkování. paliva. Při jen o 25% vyšší hmotnosti než aFWE má potenciál dosáhnout téměř 3x vyšší tah.



Obrázek 44 Lady Anne z F360 (Archiv Tc)

Tab. 5 : Rozměry pulzačních motorů. L je délka celého motoru, L_{ex} je délka výfuku motoru, D_{cc} je průměr komory motoru, V_{cc} je objem spalovací komory.

Název motoru	L (m)	L_{ex} (m)	D_{cc} (m)	V_{cc} (cm ³)
aFWE	0.6191	0.4318	0.0635	343.0
aFWE VIII (Lady Anne)	0.5460	0.3630	0.0640	317.0

Oba motory jsme vyrobili nejdříve z geopolymery a jeho kombinace s ocelí.



Obrázek 45 Zleva motory aFWE (geopolymer), (geopolymer), aFWE (geopolymer + ocel), FWE VIII "Lady ANNE" (Archiv Tc)

Tab. 6 : Tabulka technologie výroby jednotlivých motorů

Typ motoru	Typ motoru	Technologie výroby
aFWE geo	Valveless focus engine	Keramické tělo, zesíleno ocelovou síťkou
aFWE geo + ocel	Valveless focus engine	Keramická spalovací komora + inlet, výfuk nahrazen nerezovou trubkou.
aFWE teleskopický	Valveless focus engine	Keramická spalovací komora + inlet, výfuk nahrazen nastavovací nerezovou trubkou.
aFWE VIII	Valveless focus engine	Keramické tělo zesílené skelnou tkaninou

Vyrobili jsme také aFWE s teleskopickým výfukem / tryskou, který umožňoval měnit jeho délku, a tak studovat vliv geometrie motoru na jeho frekvenci a tah.

Důležitým parametrem motorů z hlediska aplikace na UAV je poměr tahu k jejich hmotnosti (T/W).

Tab. Hmotnost a poměr tahu k hmotnosti (T/W) pro vyvíjené motory aFWE a FWEVIII pro různé materiály.

Tab. 7 : Tabulka pro hodnoty aFWE

Motor aFWE	hmotnost (g)	T/W
Geopolymer	925	0,864864865
Ocel	263,75	3,033175355
Titan	151,39	5,284364885

Tab. 8 : Tabulka pro hodnoty FWE VIII "Lady Anne"

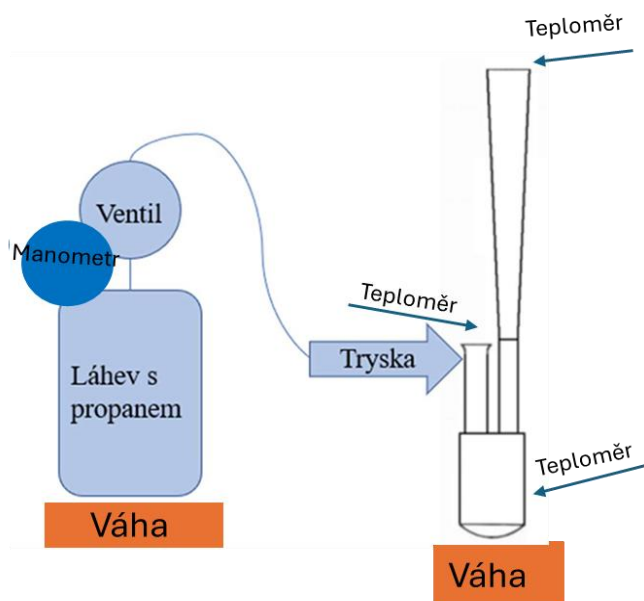
Motor FWE VIII	Hmotnost (g)	T/W
Geopolymer	1050	1,95047619
Ocel	352,63	5,807787199
Titan	202,42	10,11757731

Tab. 9 : Porovnání T/W u pulzních tryskových motorů a mikro proudových motorů

Název motoru	Hmotnost (g)	Tah (N)	T/W
aFWE VIII z titanu	202,42	20	10,12
aFWE z oceli	263,75	7,848	3,03
JetCat P20-SX Micro Turbine	362	23,544	6,63

Tabulka jasně ukazuje na srovnatelné nebo lepší parametr T/W u pulzačních motorů ve srovnání s nejlepšími mikro proudovými motory.

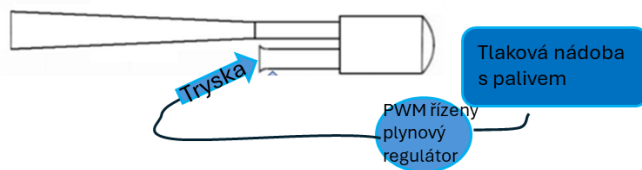
Schéma palivové soustavy měření tahu, spotřeby paliva a teploty.



Obrázek 46 (vlevo) Schéma palivové soustavy pro statické testy - palivová lahev, regulátor, později bez ventilu na regulaci tlaku, vstřikovací tryska, teploměry a váhy (Archiv Tc)

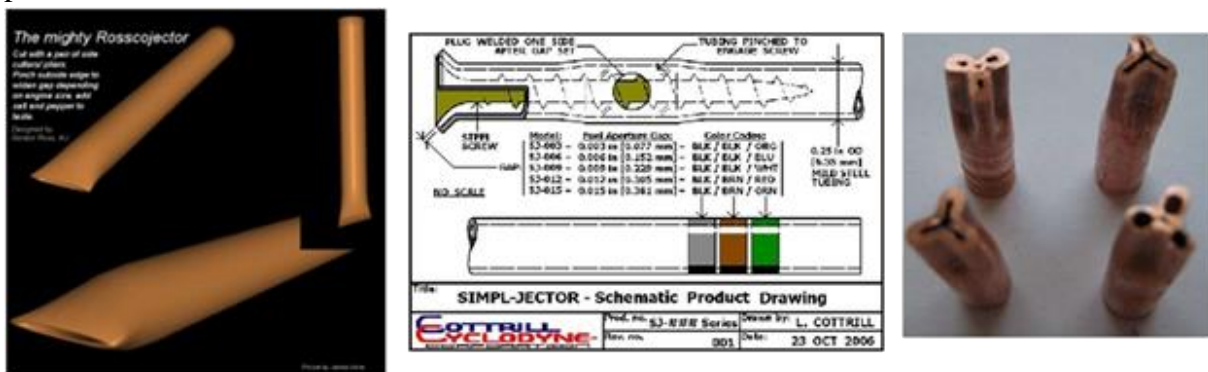
Obrázek 47 (vpravo) Testovací souprava na statické testy – aFWE ocel postavený v misce s ochranou vatou, postavený na váze, s tryskou rosco 3 a palivem propan (Archiv Tc)

Palivová soustava pro letové testování bude vyrobena z lehké tlakové nádoby (kartuše) na Propan/Propan-Butan a lehkého regulátoru se servořízením. Schéma palivové soustavy pro letové testování na UAV



Obrázek 48 Schéma palivové soustavy pro letové testy – Palivová nádrž (kartuše), regulátor, tryška (Archiv Tc)

Klíčovou částí palivové soustavy, která má zásadní vliv na výkon motoru jsou vstřikovací trysky paliva.



Obrázek 49 Detaily trysek, roscojector je zcela vlevo (Pulse Jet Forum)



Obrázek 50 dílčí části naší palivové soustavy pro statické testy - vlevo nahoře rozdvójka pro testy FWE VIII, 2. vlevo dole regulátor tlaku, 3. vpravo příklady vyrobených trysek (Archiv Tc)

Ačkoliv lze PJE zapalovat takřka i hořící sirkou je pro dobrou reprodukovatelnost a efektivitu testů výhodné použít elektrickou zapalovací svíčku. Náš “externí” zapalovač určený k vložení do spalovací komory ústím trysky.



Obrázek 51 Elektrický zapalovač pro statické testy (ke vsunutí do spalovací komory ústím trysky) (Archiv Tc)

Tab. 10 : Tabulka shrnutí testů s naměřenými hodnotami

Motor	Palivo	tryska	Průměr trysky (mm)	Tah (N)	frekvence (Hz)	Tlak paliva (Bar)	Spotřeba paliva (g/s)
aFWE geo	Propan	Rosco 3	3	8	275	3	1,5
aFWE ocel	Propan	Rosco 3	3	2	260	1,5	neměřeno
aFWE ocel	Propan	Rosco 3	3	4,5	280	2,5	0,7
FWE VIII	Propan	Rosco 3	3 (2x)	neměřeno	85*	2	neměřeno

* nedosáhla režimu plného výkonu pulzačního spalování (s frekvencí 250-300Hz)

Výsledky Statické testy aFWE (geo a geo+ ocel) aFWE o síle 8N a specifické spotřebě paliva 0,19 g/Ns.

Testy potvrdili – Problémy známé z literatury (Berti, 1949). Klíčový význam vstřikování (poloha, tlak, tvar trysky a její průměr, a akustického ladění – fléra.

Problémy s nastartováním motoru do plného výkonu byly způsobeny většinou chybějící flérou , přicpanou tryskou, špatným tvarem trysky nebo špatnou polohou. Fléra je-malé rozšíření na konci výfuky, které napomáhá pulzací.

Proto má vývoj pokročilých metod vstřikování u aFWE velkou prioritu.

Pro motor FWE VIII “ Lady ANNE”, jsme vyvinuly funkční dvoubodové vstřikování, které dále vyvíjíme v rámci testů celého motoru. Díky tříbodovému vstřikování by měl motor dosáhnout tahu okolo 20 N.

Testy ventilového motor RTR na kapalné palivo zahájíme v dubnu, až bude dokončena horizontální testovací stolice.

Jednou z hlavních výzev vývoje našich pulzačních motorů je zejména zdokonalení technologií jejich rapid prototypingu tak, abychom zefektivnili a zrychlili výrobu a následné testování prototypů. V souvislosti s tím jsme začali experimentovat s 3D tiskem z keramiky a keramických kompozitů. K tomu jsme pořídili PE tiskárnu Tronxy Moore 1.



Obrázek 52 (vlevo) Tisk komory aFWE z keramiky s karbonovými vlákny (Archiv Tc)

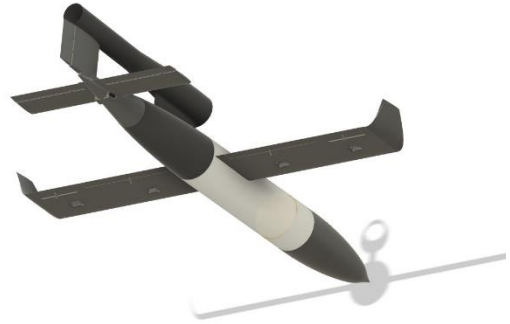
Obrázek 53 (vpravo) Výtisk části spalovací komory aFWE z keramiky s karbonovými vlákny před vypálením (Archiv Tc)

Použití keramiky má vedle rychlosti výroby (Rapid prototypingu) pomocí a) build up konstrukce, která spočívá v nanášení vrstev keramiky na 3D tisknuté kopyto, b) lití geopolymeru do 3D tisknuté formy a nebo c) 3D tisku, velkou výhodou také ve snadné opravitelnosti širokou škálou tmelů (viz. Tabulka). Nejčastěji jsme na opravy používali kamnářský tmel, který byl vybrán pro svoje tepelné vlastnosti a rychlé schnutí.

Aerodynamika rychlostního UAV

Výchozím bodem pro návrh našeho UAV byla inspirace americkým bezpilotním letounem JB2-Loon (Fi 103) z roku 1944, protože je aerodynamicky čistý a při relativně slabém motoru dosahuje rychlosti až 0.6 Mach (740 km/h) (wikipedia.org). Jeho jednoduchý design je navržen s ohledem na snadnou výrobu a modifikovatelnost.

Další výhodou přinášející design JB2-Loon je pravidelný trup přispívající ke konstrukční jednoduchosti a jednoduchý tvar křídel o konstantnímu průřezu, který umožňuje jednoduše měnit profil křídla pro různé rychlosti, a přidání nebo úpravu dílčích částí jako jsou vztlkové klapky, spoilery nebo winglety, profil křídla atp.



Obrázek 54 design sketch prototypu D1.2 (Archiv Tc)

Naše UAV je navrženo jako středoplošník s klasickým uspořádáním řídicích ploch na zádi. Tato koncepce zajišťuje dobrou stabilitu a ovladatelnost letounu a zároveň nízký aerodynamický odpor. Zároveň umožňuje snadno testovat různé kombinace aerodynamického řízení.

Parametry křídla

Použité aerodynamické profily a jejich vlastnosti – Pro hlavní křídlo používáme profil Clark Y, který je známý svými dobrými letovými vlastnostmi za nízkých rychlostí a je dobrým kompromisem mezi vztlakem a indukovaným odporem, zejména pro účely zalétání prototypů UAV za rychlostí do 350 km/h.

Pro prototyp D1.3 již připravujeme křídlo s populárním profilem Naca 23012, který má výborné vlastnosti (vč. poměru C_l/C_d a nízkého indukovaného odpor (C_{di})) v celém rozsahu rychlostí od M 0,1 do M 0,6.

Pro vysoké subsonické rychlosti připravujeme křídlo s profilem Naca 0009, které má ještě 3,5x nižší C_{di} než Naca 23012 (oproti Clark Y je tento poměr dokonce 1:21, což u rychlostí nad 0,5 Mach představuje pro UAV našich rozměrů rychlostní ztrátu cca 60 Km/h.)

Aspect ratio – poměr rozpětí ku hloubce křídla se pro běžná sportovní letadla obvykle pohybuje v rozmezí 7 - 10. Hodnoty aspect ratio pod 5 jsou typické pro letadla, které vyžadují vysokou obratnost a schopnost reagovat rychle na změny směru. (Daniel P. Raymer, 1999)

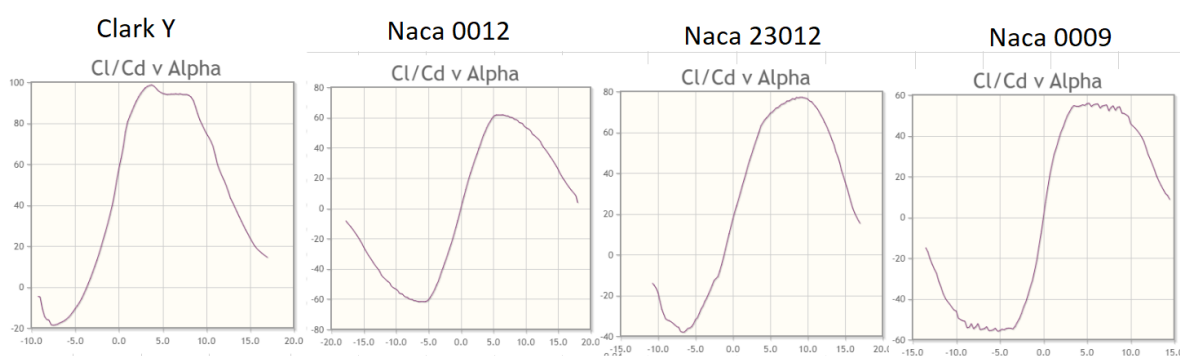
Výpočet indukovaného odporu (C_{di})

$$C_D = \frac{C_l^2}{\pi \cdot AR \cdot e}$$

Kde C_l označuje koeficient vztlaku, AR aspect ratio, e Ostwaldův korekční faktor (Chandra S. Prasad, 2024)

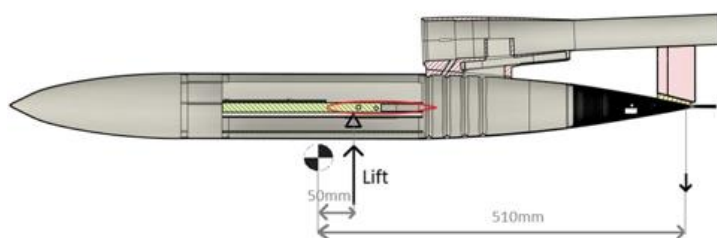
Tab. 12 Velikost C_{Di} u dalších profilů oproti Clark Y

	velikost C_{Di} u dalších profilů oproti Clark Y (100%)
Naca23012	14,30%
Naca0009	4,09%



Obrázek 55 Porovnání C_l / C_d při Re 500000 v závislosti na úhlu náběhu u profilů Clark Y, Naca0012, Naca23012, Naca0009 (airfoiltools.com)

Aerodynamická stabilizace a řídicí plochy UAV



Obrázek 56 řez prototypem UAV D1.2, zobrazuje momenty a těžiště (archiv Tc)

Aerodynamickou stabilitu zajišťuje rovnováha dvou opačně orientovaných momentů síly A a B z nichž první (A) je dán součinem vztlakové síly a vzdálenosti mezi těžištěm a působištěm vztlaku hlavního křídla a druhý (B) je dán součinem negativní vztlakové síly ocasního horizontálního stabilizátoru a jeho vzdálenosti od těžiště. Skrze momenty síly k těžišti letadla jsme spočítali potřebný negativní vztlak generovaný horizontálním stabilizátorem 3,1N.

Využitím vztahu:

$$L = C_L \times \frac{1}{2} \rho \times A \times V^2$$

L odpovídá vztlakové síle, C_L koeficientu vztlaku, ρ hustotě vzduchu, v rychlosti (Chandra S. Prasad, 2024)

Jsme po dosažení plochy horizontálního stabilizátoru a pádové rychlosti vypočítali potřebný $C_L = 0,45$. Z grafu závislosti koeficientu C_L na úhlu náběhu jsme odečetli potřebný úhel náběhu horizontálního stabilizátoru, který odpovídá $= -3,7^\circ$.

Výpočet plochy stabilizačních ploch

$$S_{vt} = \frac{C_{vt} \cdot B_w \cdot S_w}{L_{vt}}$$

$$S_{ht} = \frac{C_{ht} \cdot C_w \cdot S_w}{L_{ht}}$$

S_{vt} odpovídá velikosti vertikálního stabilizátoru; C_{vt} tail volume koeficientu - Raymer tabulky; B_w rozpětí křídel, S_w plocha křídel, L_{vt} vzdálenost stabilizátoru od těžiště letadla
 S_{ht} odpovídá velikosti horizontálního stabilizátoru; C_{ht} tail volume koeficientu - Raymer tabulky; C_w hloubce profilu, S_w plocha křídel, L_{ht} vzdálenost stabilizátoru od těžiště letadla.

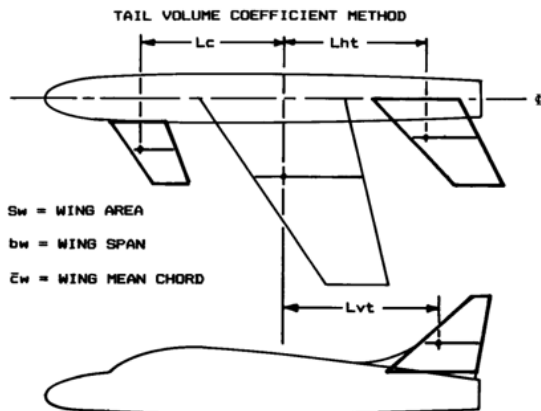


Fig. 6.2 Initial tail sizing.

Obrázek 57 Zakótované rozměry S_w , B_w a C_w na obrázku letadla (Daniel P. Raymer, Aircraft Design)

Tail volume koeficienty jsme zvolili pro Jet trainer letoun.

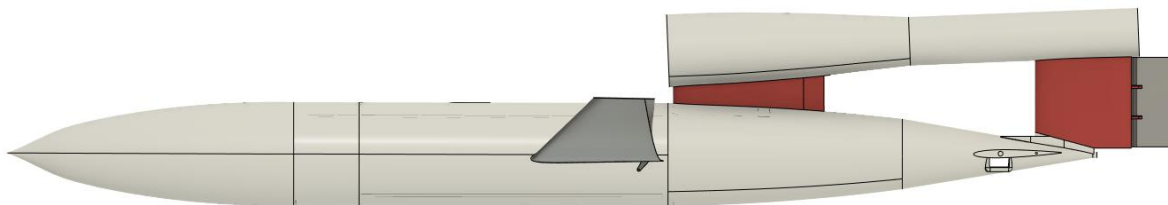
Jet trainer	Cht 0.70	Cvt 0.06
-------------	--------------------	--------------------

Výsledky velikosti vertikálního a horizontálního stabilizátoru

Svt = 0,0173 m²

Sht = 0,0322 m²

Naše menší plocha směrovky (*Svt*) o velikosti 0,01 m² u D1.2 je kompenzována pomocí motorové gondoly a pylonu, které plní rovněž funkci vertikálního stabilizátoru. Pro zajištění lepší stability a manévrovatelnosti při letu s nižším profilem jsme zvolili větší plochu výškovky (*Sht*) než byla vypočtena. Po přechodu na rychlejší profil provedeme zmenšení plochy výškovky. Aerodynamický profil ocasních stabilizátorů odpovídá NACA 0012.



Obrázek 58 Zvětšená VOP a směrovka u D1.2 v programu Fusion 360 (archiv Tc)

Odhad koeficientu odporu vzduchu a maximální rychlosti

Následující uvedené výpočty vycházejí z aerodynamických parametrů designu D1.2, případně modifikací jeho křídla.

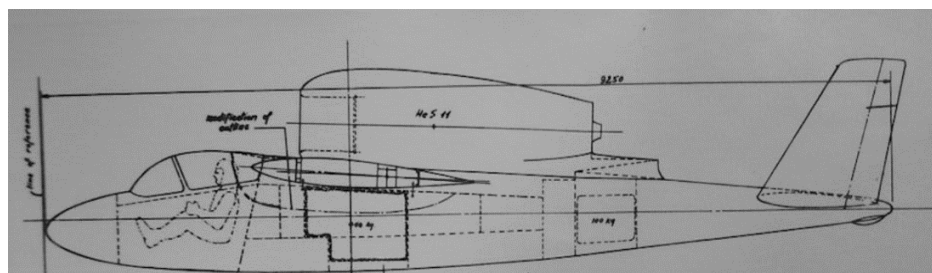
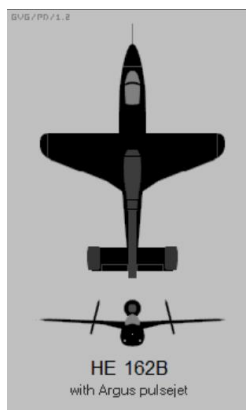
Pro zjednodušený výpočet (kvalifikovaný odhad) jsme vyšli ze vztahu pro celkový aerodynamický odpor.

$$D_{tot} = \frac{C_d \cdot S \cdot \rho \cdot v^2}{2}$$

$$v = \sqrt{\frac{2 \cdot D_{tot}}{\rho \cdot C_d \cdot S}}$$

Kde *D_{tot}* značí celkový odpor, *C_d* koeficient odporu, *S* plochu křídla, *ρ* hustotu vzduchu, *v* rychlost

Hodnotu *C_d* (pro *M* 0,7 a *Re* 500 000) jsme odhadli na základě známých experimentálních měření He 162 v aerodynamickém tunelu DVL (1945). Heinkel je vzhledem ke svému uspořádání a velikosti dobrým srovnáním pro aerodynamické vlastnosti JB2 - Loon co se velikosti *C_d* týče.



Obrázek 59 (vlevo) Projekt Heinkel He-162B s pulzačním motorem (ww2aircraft.net)

Obrázek 60 (vpravo) Heinkel He-162 (S. Günter and Hohbach, 1946)

Podle těchto měření má He 162 při rychlosti M 0,7 celkový koeficient odporu C_D 0,0198. Tuto hodnotu jsme následně modifikovali s ohledem na nižší hodnotu Re a vyšší aerodynamickou čistotu trupu a motorové gondoly našeho UAV. Na základě tohoto srovnání odhadujeme, že se C_D našeho UAV bude pohybovat v rozmezí 0,25 - 0,30, podle použitého profilu křídla (C_{Di}), a čistoty draku a motorové gondoly - parazitický odpor.

Tab .13 Vypočtené výkony našeho UAV - rychlost s různými motory a plochou křídla.

UAV design	pohon	dosažitelná rychlost v horizontálním letu [km/h]	Machovo číslo
stejný jako D1.2	EDF	220	0,18
stejný jako D1.2	PJE aFWE	220	0,18
stejný jako D1.2	RTR - ventilový PJE	340	0,28
D1.2 s úpravou zmenšení křídla na 54%*	PJE FWE VIII	490	0,4

D1.2 s úpravou zmenšení křídla na 54% a dalšími aerodynamickými úpravami*	PJE FWE VIII + boost **	580	0,48
---	-------------------------------	-----	------

* např. nahrazení profilu Clark Y profilem NACA23012 znamená zvýšení rychlosti letu o 25 km/h při rychlostech do 450 Km/h, použití profilu NACA0009 při rychlostech nad 600km/h znamená zvýšení rychlosti letu až o 50km/h.

** energetické palivo, optimalizované injektory a tryska PJE

Shrnutí základních parametrů dosud vyrobených prototypů našeho UAV (D1.1 a D1.2)

Tab. 14 Shrnutí základních parametrů dosud vyrobených prototypů našeho

	D1.1 (kluzák)	D1.2 (UAV s EDF)
Vzletová hmotnost [g]	2148	3227
Pádová rychlost [m/s]	12,1	15,4
Power loading	-	0,672
Křídlo		
Plocha [m2]	0,1824	0,145
Rozpětí [m]	1,251	1,025
Poměr délky křídla / hloubce profilu (Aspect Ratio)	7,72	6,33
poměr hloubky profilu u kořene a konce křídla	1	1
hloubka profilu	0,162	0,162
tloušťka/hloubce profilu	12,30%	12,30%
profil křídla	Clark Y	

Trup letadla		
Délka [m]	1,55	1,33
Maximální průměr trupu [m]	0,125	0,125
Plocha trupu [m2]	0,321	0,235
Délka/průměr	124	106,4
Výškovka		
Profil	NACA 0012	
Plocha [m2]	0,0286	0,047
tloušťka/hloubce profilu	0,12	
Směrovka		
profil	NACA 0012	
Plocha [m2]	0,0083	0,0105

Konstrukce a stavba prototypů UAV

Pro 3D tisk prototypů jsme se z důvodu vyšší ceny a náročnosti na tisk a tvarovou stálost rozhodli místo PLA LW použít běžné PLA. Oproti PETG, které jsme testovali, má PLA vyšší pevnost, ale i křehkost, avšak vzhledem k tomu, že je potah trupu zesilován proti prasknutí potažením skelným laminátem je výhodou větší tvrdost a kompatibilita PLA s epoxidy. Zároveň je to materiál, se kterým již máme mnoho zkušeností a je jednodušší s ním tisknout.

Kvalitu tisku ovlivňuje správné nastavení teploty, rychlost tisku a vydatnost rychlost extruze která se může měnit v závislosti na filamentu nebo tiskárně.

Použití 3D tisku nám umožňuje dobře vytvářet komplexní voštinové materiály, populární v aerospace pro svoji pevnost a lehkost. Generátory tiskového kódu tzv. Slicery umožňují vytvářet pomocí funkce “Infill” celou řadu geometrických voštinových struktur, zároveň

umožňují plynule měnit jejich hustotu a geometrii i v průběhu jednoho dílu. Tyto tzv. modifikátory přidávají pevnost dílu pouze v místě namáhání např. u trupu nebo gondoly pro EDF.

V rámci našeho vývoje jsme vytiskli a v rámci lámacích testů také otestovali několik různých struktur (trojúhelníkový, kubický, ortogonální, gyroidní infill) jak pro voštinu křídla, tak i pevnostně namáhané části trupu.

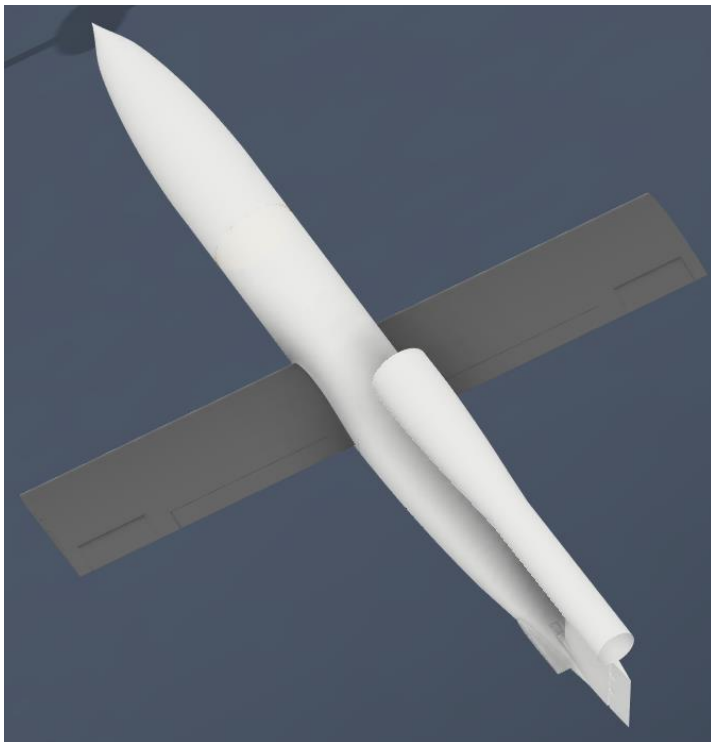
Správnou volbou infilu jsme dokázali snížit hmotnost křídel až o 50% při zachování jeho pevnosti. S dobrými výsledky jsme provedli také test zpevnění křídla potažením sklolaminátovými kompozity, které výrazně zvýší pevnost potahu při minimální hmotnosti (130 g/m²). Těmito vylepšeními jsme dosáhli velkých úspor hmotnosti (v případě křídla přes 50%).

Konstrukce kluzáku – aerodynamického demonstrátoru D.1.1

Křídla

S ohledem na potřebu dosažení dobrých letových vlastností našich prvních prototypů (D1.1 a 1.2) za nízkých rychlostí jsme oproti předobrazu našeho UAV (JB2-Loon), zvolili profil Clark-Y, a zvětšili rozpětí křídla o více než 50%. Touto změnou jsme snížili plošné zatížení křídla, zvýšili AR z 5.05 na 7.18 a celkový vztlak o více než 25%.

Tyto změny přinesly v případě D1.1 snížení startovací rychlosti z 15,6 m/s na 11,5m/s.



Obrázek 61 Prodloužená křídla v programu Fusion 360 (archiv Tc)

Vzhledem k tomu, že jsme v rámci našeho úvodního testování očekávali tvrdší přistání vytiskli jsme křídla bytelněji. Pro voštinovou konstrukci křídel jsme použili 13% výplň trojúhelníky se třemi perimetry. Celková váha křídla byla 163 gramů.

U výškovky jsme se rozhodli pro výplň 8% kubický s jedním perimetrem. Tato výplň je velice podobná žebrování, které se standartně používá u 3D tisknutých modelů křídel a podle našich testů dosahuje nejlepšího poměru pevnosti ku váze.

Trup

Trup je z výrobních a montážních důvodů rozdělen na více dílů, které se po výtisku slepí dohromady pomocí lepidla (nejlepší je kyanoakrylátové nebo polyuretanové lepidlo) a speciální lepicí pásky se skelnými vlákny. Tyto spoje podle našich testů dosahují dokonce vyšší pevnosti, než kdybychom díly tiskli vcelku.

V případě našeho kluzáku D1.1. jsme se rozhodli zesílit spodní stranu draku sklolaminátovým kompozitem pro zvýšení její odolnosti, neboť je v průběhu přistání nejvíce namáhána. Ostatní části jsme zpevnili lepicí páskou se skelnými vlákny, což se ukázalo jako dobré řešení pro naše letové zkoušky.

Ke zpevnění trupu v podélné ose jsme použili karbonové trubky, ke které jsme v trupu spojili také s karbonovými nosníky (trubkami) jež vyztužují křídlo a horizontální a vertikální stabilizátor.

Vzhledem k potřebě častých oprav po tvrdých přistáních kluzáku D1.1 jsme za účelem zvýšení odolnosti jeho vnitřek vyplnili na některých místech PU pěnou, která výrazně zvýšila celkovou pevnost a odolnost draku při zvýšení vzletové hmotnosti o méně než 3%.

Testování D.1.1

Vzlet pomocí katapultu a pomocných raketových motorů

Na základě prvních testů hodem nad vodní hladinou jsme se rozhodli za účelem rychlého dosažení startovní rychlosti našeho UAV (D1.1 i D1.2) postavit katapult vlastní konstrukce. Startovací rampu našeho katapultu jsme vytvořili ze 2 za sebou spojených hliníkových T profilů o rozměrech 40x40 a celková délka rampy je 6 metrů. Pro maximalizaci C_l/C_D křídla svírá rampa se zemí úhel 10° .

Po hliníkových profilech se pohybuje 3D tisknutý pojezdový vozík, na který se skrze uhlíkové opírá do katapultovacích závěsů na testovacím letounu. K vozíku je připevněn gumový svazek. Po odjištění se vozík s letounem rozjede po startovací rampě. Poté co naše UAV opustí katapult vozík spadne na zem.

Kvůli dosažení vyšší startovní rychlosti a delšího startovacího impulsu jsme náš testovací kluzák D1.1. vybavili také pomocnými startovacími raketovými motory (RATO).



Obrázek 62 Kluzák D1.1 s raketovými motory položený na vozíku připevněný ke startovací rampě katapultu (archiv Tc)

Jako RATO jsme použili dva motory s celkovým impulsem 10 Ns a dobou hoření 1,5s. Při jejich použití jsme dosáhli doletu 56 m a výšky kolem 18m.



Obrázek 63 Kluzák D1.1 opouští startovací rampu se zapnutými pomocnými raketovými motory (archiv Tc)

Z našich měření v rámci 12ti provedených letových testů vyplývá, že klouzavost našeho UAV se pohybuje mezi 1:5 až 1:6. Při letech s RATO letoun prokázal dobrou směrovou stabilitu a vysokou stoupavost (danou použitým křídlem a profilem).

Konstrukce UAV poháněného EDF - design D.1.2

D1.2 je motorová a říditelná verze D.1.1 poháněná EDF, která bude sloužit k testování různých profilů křídel a autopilota za rychlostí do 200 km/h.

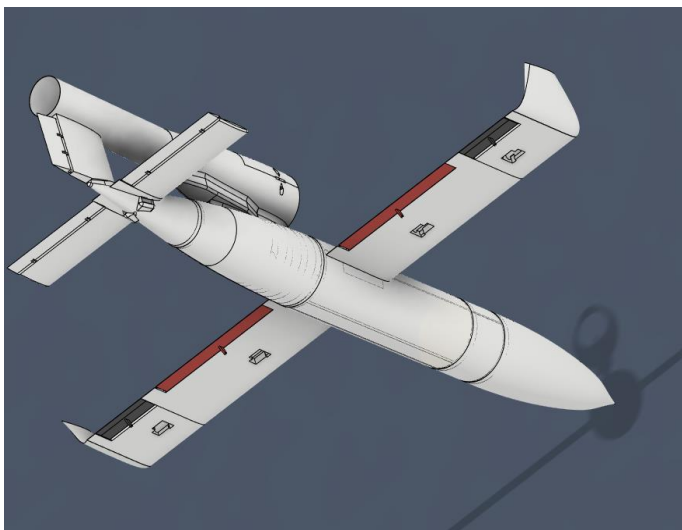
Úpravy konstrukce křídla

Pro verzi 1.2 jsme se rozhodli 3D tištěná křídla po celé délce pokrýt sklolaminátem. Křídla jsme tiskli z 10 samostatných dílů s 8% infillem kubickým vzorem a jedním perimetrem. Boční perimetry jednotlivých dílů křídla budou sloužit jako žebra, která se opírají o 2 karbonové nosníky křídla. Vnitřní infill uvnitř každého dílu tvoří pevnou a lehkou voštinu. Tímto jsme dokázali snížit váhu výtisků o 50% ve srovnání s výchozí konstrukcí křídla při zachování dostatečné pevnosti.

S ohledem na použití aktivního řízení pomocí křídélek, jsme oproti kluzáku zkrátili rozpětí křídel o cca 10% tak, aby vyztužení karbonovými nosníky procházelo po celé jejich délce a tím jsme zvýšili jejich strukturální pevnost proti kroucení. Touto úpravou jsme snížili aspect ratio na 6.33.

Abychom to částečně kompenzovali, přidali jsme na konce křídel D1.2 za účelem snížení indukovaného odporu (C_{Di}) winglety.

Pro snížení startovní a přistávací rychlosti jsme na vnitřní odtokovou hranu křídla přidali vztlakové klapky.



Obrázek 64 Model finální verze D1.2 v programu Fusion 360, s winglety, otvory na serva, zvětšenými ocasními plochami, červeně označené vztlakové klapky (archiv Tc)

Abychom si udrželi dobrou ovladatelnost a aerodynamické vyvážení při vyšším vztlaku / vyšších rychlostech, zvětšili jsme plochu VOP a výškovek o 50%.

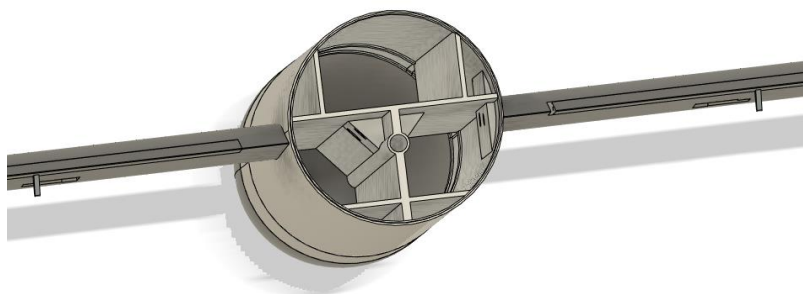
Úpravy konstrukce trupu

Pro úpravy trupu D1.2 jsme analyzovali poškození na D1.1, podle kterého jsme určili místa, na kterých dochází k největšímu namáhání trupu a která bude potřeba vyztužit.



Obrázek 65 Prasklina v trupu po prvním letovém testu D1.1 (kluzáku) (archiv Tc)

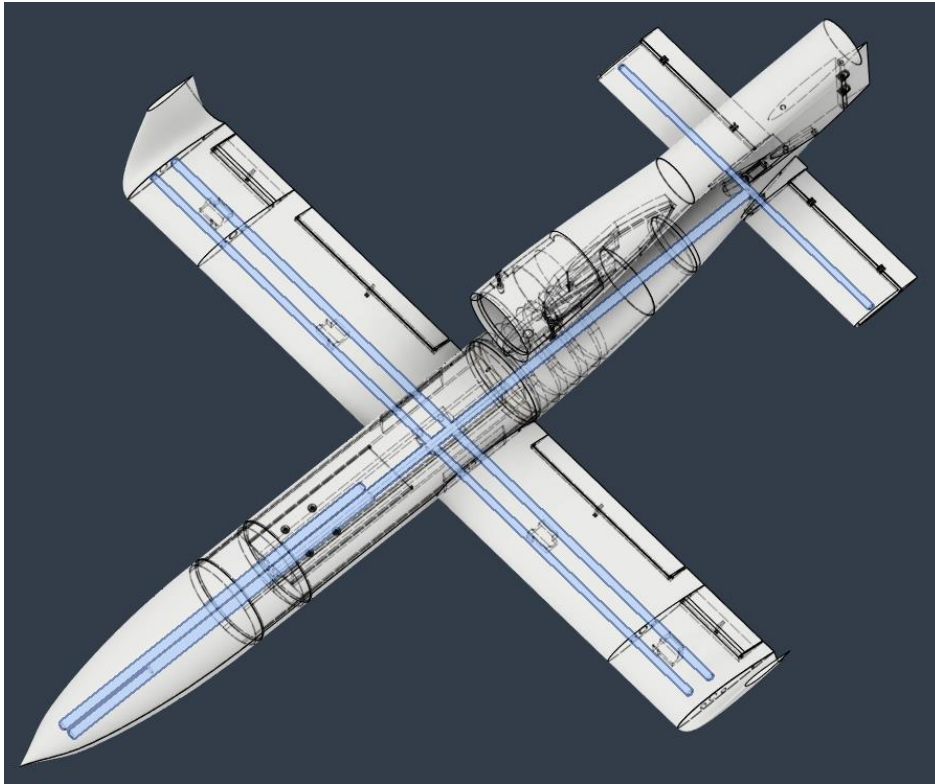
Jak jsme předpokládali, nejvíce nejvíce namáhanou částí je místo, kde se připojují křídla a trupem prochází jejich nosníky. Z tohoto důvodu jsme tuto oblast vyztužili a výztuž propojili s podélnou výztuží celého trupu.



Obrázek 66 Výztuž trupu ve verzi D1.2, která zároveň slouží k montáži řídicí elektroniky s otvory na karbonové trubky ve Fusion 360 (archiv Tc)

Dalším namáhaným místem, kde jsme trup zesílili je místo upevnění pohonné jednotky k trupu. Některé části trupu jsme na základě našich testů verze D1.1 odlehčili, například část posledního dílu jsme tiskli jako skořepinu o síle 1 perimetru, protože síly se v této části trupu přenášejí primárně přes podélný nosník (karbonovou trubku) a sklolaminátem zesílený potah trupu. Strukturu a pevnost D1.2 jsme vylepšili zpevněním trupu karbonovými nosníky tím, že jsme pro jejich použití upravili vnitřní strukturu trupu a připevnili jsme k nim další komponenty jako je

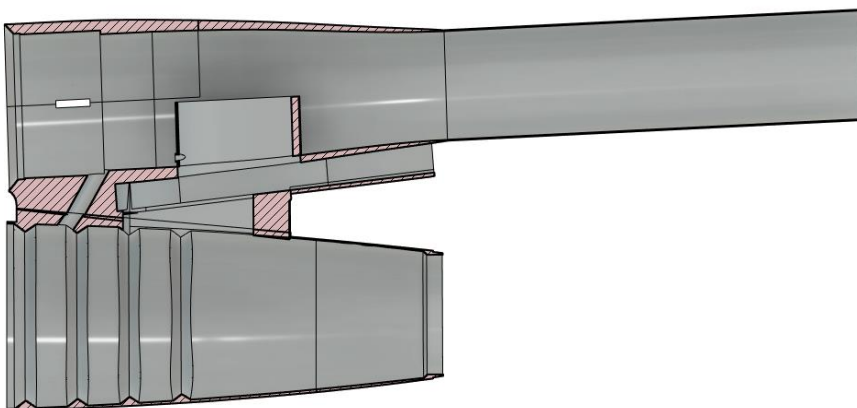
např., ochranný obal na LiPol baterie v přídí trupu, který je navržen jako posuvný, a pomáhá držet CG v přijatelných mezích.



Obrázek 67 Modře vyznačené je vyztužení poloskořepinového trupu, křídel a výškověk karbonovými trubkami v modelu v programu Fusion 360 (archiv Tc)

Design gondoly na EDF

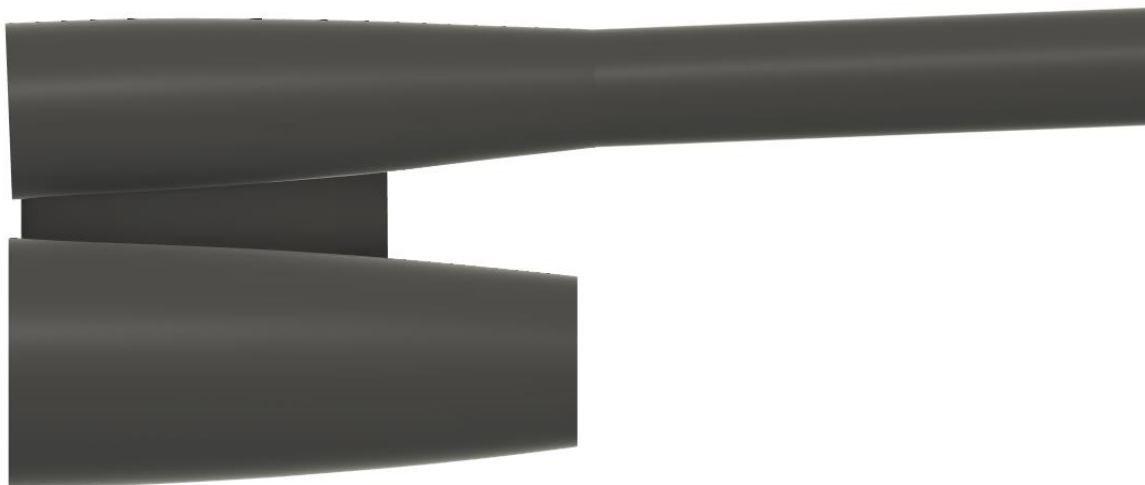
Gondolu na EDF jsme oproti výchozímu modelu zcela přepracovali abychom optimalizovali aerodynamiku a zvýšili účinnost EDF. Spolu se vstupem vzduchu jsme upravili tvar výfuku za EDF, aby lépe odpovídal aerodynamickým požadavkům aby tryska EDF odpovídala 85% FSA.



Obrázek 68 Řez gondolou na EDF spojenou s dílem trupu v programu Fusion 360 (archiv Tc)

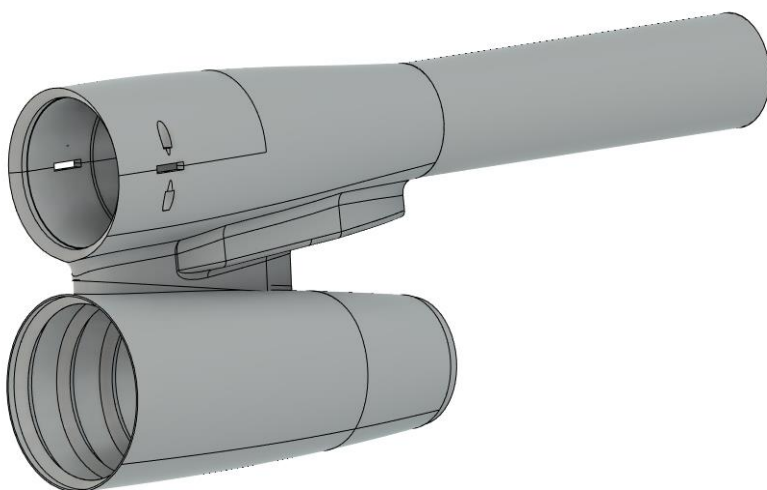
Zvětšili jsme pylon, který drží gondolu na EDF a dodatečně jsme ho vyztužili karbonovou trubičkou. Vliv na účinnost směrovky bude jedním z cílů testování D1.2 abychom ověřili význam uvažované změny konfigurace ocasních ploch pro verzi D1.3.

Do gondoly jsme umístili ESC kvůli chlazení. Chladicí vzduch je odváděn z EDF a dále směřuje ke chlazení ESC, jak je znázorněno na obrázku. Existuje také verze gondoly bez kapsy na ESC, která by umístila ESC do trupu, pokud by chlazení nebylo potřeba.



Obrázek 69 – Gondola na EDF spojená s částí trupu bez kapsy na ESC v programu Fusion 360 (archiv Tc)

Kabely, které vedou ze zadní části ESC ohneme a povedeme dolů pylonem, který prodloužíme abychom získali více prostoru. Tento pylon bude hlavní nosný a zadní bude sloužit pouze jako směrovka. Toto řešení bude jednodušší ze strukturálního hlediska protože postačí vyztužit 1 pylon.



Obrázek 70 Gondola na EDF s kapsou na ESC spojená s částí trupu v programu Fusion 360 (archiv Tc)

Z hlediska tisku jsme si díky strukturálním změnám, tedy hlavní zátěž drží přední pylon, a vyztužení karbonovou trubkou mohli dovolit odlehčit velkou část gondoly, kterou jsme tiskli na 8% kubický infill s jedním perimetrem stejně jako křídla. Zbytek, který musí být strukturálně silný, protože se k němu šrouby přiděluje EDF, jsme tiskli na 40% infill se třemi perimetry. Váha tohoto dílu je 150g.

Sklolaminát

Sklolaminát je ideální volbou pro zpevnění konstrukce letadla díky své pevnosti a nízké váze. Naše testy ukázaly, že přidává 165g na metr čtvereční křídla a 95g celkové váze našeho letounu. Zvýšení pevnosti je výrazně vyšší než u jiných materiálů při stejné váze, což nám umožňuje použít ho v našich modelech. Abychom zachovali rozebíratelnost letadla, plánujeme nechat předěl před špičkou a zbytkem trupu, kde bude umístěna elektronika.

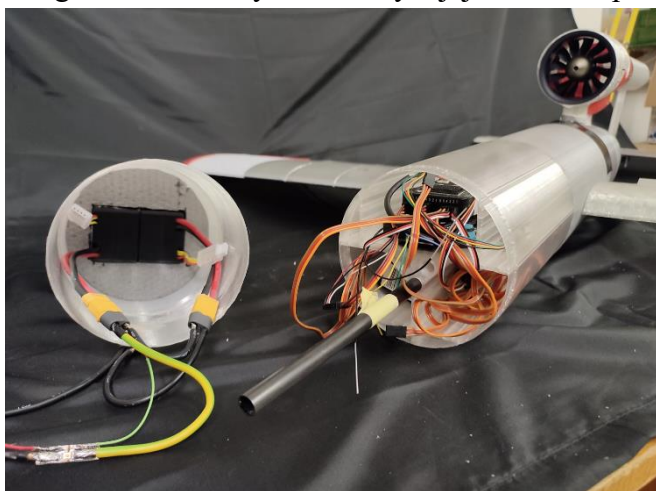
Celkově i přes tyto všechny úpravy a zpevnění je 3D tištěný trup D1.2 díky odlehčení gondoly a křídel pouze o 300g těžší.

Integrace a pozemní testování – Pohon D1.2.

EDF je upevněno v motorové gondole D1.2 pomocí dvou M3 šroubů. Pozemní testy ukázaly, že uchycení motoru je dostatečně robustní a nedochází k přenosu vibrací do trupu. Kvůli větším rozměrům 80A ESC než uváděl výrobce jsme ho museli umístit místo do motorové gondoly do trupu.

Integrace a pozemní testování – Avionika D1.2

Integrace elektronky a avioniky a její testování proběhlo hladce.



Obrázek 71- zabudování avioniky v průběhu pozemních testů (archiv Tc)

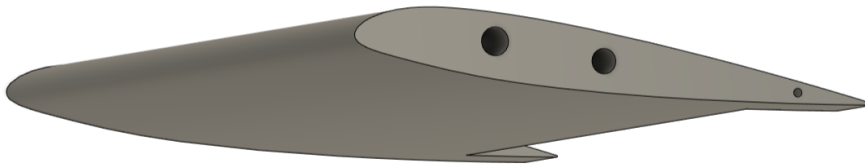
V rámci pozemních testů jsme otestovali funkčnost dálkového ovládání aerodynamického řízení a pohonu. V průběhu pozemního testování jsme vypořádali krátké a pravidelné rušení

PWM signálu v kabelech vedoucích v těsné blízkosti telemetrické antény. To způsobovalo například cukání serv nebo změny výkonu EDF. Z toho důvodu povedeme komunikační kabely ve větší vzdálenosti od antény a opatříme je stíněním.

Další vývoj

Plánovaný vývoj verze D1.3 - Rychlostní profil křídel

Po zalétání D1.1 s EDF vyměníme stávající profil křídel Clark-Y za rychlostně výhodnější profil NACA 23012. Díky němu budeme mít vyšší efektivitu při vyšších rychlostech letu. Tato úprava však bude mít za následek zvýšení pádové rychlosti. Tento problém by mělo řešit použití vztlakových klapek (budou testovány už na D1.2) (Daniel P. Raymer, 1999) a použití RATO při startu z katapultu. Díky modularitě letounu je návrh a výměna profilu z verze D1.2 na D1.3 velmi jednoduchá, stačí pouze vytisknout nová křídla navržená v programu Fusion 360, která vyměníme na původním trupu.



Obrázek 72 Křídlo s profilem NACA 23012 modelované v programu Fusion 360 (archiv Tc)



Obrázek 73 Motorová gondola s pulzačním motorem (archiv Tc)

Nástroj, který se nám osvědčil a výrazně nám pomůže s generováním profilu křídel je Airfoil generator tool ve Fusion 360. Pro vygenerování nákreсу s profilem stačí pouze nahrát .dat soubor ze stránek airfoiltools.

Plánovaný vývoj verze D1.4 - Dvojitá svislá VOP nebo V konfigurace

Pro D1.4 uvažujeme otestovat novou konfiguraci ocasních ploch typu V nebo dvojitě směrovky. Důvodem je snaha snížit vliv interference proudění kolem motoru a motorového pylonu na účinnost směrovky a VOP.

Plánovaný vývoj verze D1.5

Do D1.5 plánujeme již montovat jako hlavní pohon pulzační proudový motor (a jeho palivovou soustavu. Tato změna bude vyžadovat ze strukturálního hlediska úpravu designu upevnění pohonné jednotky s ohledem na potřebu dobře izolovat teploty kolem 1000°C a intenzivní vibrace o frekvenci 280Hz (a vyšších harmonických).

Závěr

I přes velkou náročnost projektu se nám daří vývoj autonomních UAV pro výzkum vysokých rychlostí ($M > 0,4$) posouvat úspěšně kupředu. Od podzimu 2023 jsme vyvinuly vlastní řešení pokročilého autopila, vlastního proudového motoru a vypracovali celý aerodynamickou a strukturální design našeho UAV a následně ho s využitím nových technologií také vyrobili a úspěšně otestovali.

V rámci svého vývoje prošli oba stávající prototypy na základě zkoušek, výpočtů a simulací kompletním redesignem původního trupu modelu JB2-Loon, který byl pro nás koncepční předlohou a výchozím bodem našeho vývoje. Z aerodynamického pohledu jsou nejdůležitější změnou upravená geometrie trupu a křídel (Aspect Ratio, L/D ratio), přidání vztlakových klapek, aerodynamické zjemnění konců křídel winglety a účinnější kapotování motorové gondoly. Ze strukturálního pohledu byl rozsah úprav a vylepšení takový, že jde prakticky o úplně nový letoun.

Pro zjednodušení vzletu byl v rámci projektu úspěšně zkonstruován také katapult poháněný gumovým svazkem a přídatné moduly RATO.

Po úspěšných testech raketového kluzáku / aerodynamického demonstrátoru našeho UAV (design D1.1) a pozemních testech EDF poháněné verze D1.2 plánujeme náš první letový test na první týden v dubnu. Původní plán počítal s prvním startem D1.2 již v polovině března, ale výstava našeho UAV v poslanecké sněmovně ČR a zpoždění dodávky klíčového hardwaru (lehké a výkonné baterie ztratila logistická firma) způsobili posun startu o 3 týdny.

Další plánované úpravy a vývoj směřují ke zlepšení aerodynamiky a instalaci pulzačního tryskového motoru do našeho UAV (květen–červen 2024) po kterých bude v létě následovat rozsáhlé letové testování. Doufáme, že se nám v rámci něj podaří překonat také stávající český rychlostní rekord RC letadel. Další vývoj našeho projektu můžete sledovat zde: https://technecium.org/technecium_uav/

Podobný unikátní výzkum momentálně ve světě realizuje s podporou DARPA pouze Wave Engine Corporation. Jsme rádi že se díky Techneciu a jeho odborným partnerům můžeme na podobném vývoji také podílet.

Projekt nám vedle zajímavé tvůrčí práce, ukazuje možnosti profesního uplatnění, učí nás novým způsobům řešení problémů, obohacuje nás o praktické zkušenosti s experimentálním vývojem a dává nám příležitost potkávat nové a inspirující lidi z jiných oborů.

Použitá literatura:

1. Ansys Fluent Theory Guide [online] [cit. 2024-03-22]. Dostupné z: <http://www.pmt.usp.br/ACADEMIC/martoran/NotasModelosGrad/ANSYS%20Fluent%20Theory%20Guide%2015.pdf>.
2. Argus [online]. [cit.2024-03-22].Dostupné z: https://militaryhistory.fandom.com/wiki/Argus_As_014
3. Autopilot. In: Wikipedia: the free encyclopedia. [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001-. [cit. 2024-04-01]. Dostupné z: <https://en.wikipedia.org/wiki/Autopilot>.
4. BOUR, Théo a Félix COUTAND. Theoretical and experimental investigation of the pulsejet engine. Stockholm, 2016. Master of Science Thesis. Energy Technology EGI-2016- Division of Heat and Power Technology SE-100 44 Stockholm
5. Drag Coefficient. Glenn Research center.[online]. 2023. [cit. 2024-03-31].Dostupné z: <https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/drag-coefficient/>.
6. Escopette. In: <http://minijets.org/en/pulse-jets/snecma-escopette/> [online]. [cit. 2024-03-22]. Dostupné z: <http://minijets.org/en/pulse-jets/snecma-escopette/>
7. Escopette. In: <http://minijets.org/en/pulse-jets/snecma-escopette/> [online]. [cit. 2024-03-22]. Dostupné z: <http://minijets.org/en/pulse-jets/snecma-escopette/>
8. FDM. 3D-tiskcz.[online]. 2024.[cit. 2024-03-29]. Dostupné z: <https://www.3d-tisk.cz/wiki/fdm/>.
9. Filament Properties Table. SIMPLIFY 3D.[online].2024. [cit. 2024-03-29].Dostupné z: <https://www.simplify3d.com/resources/materials-guide/properties-table/>.
10. Fusion 360: How to create Winglets (Wingtip) for airplanes #1.[online]. 2020. [cit. 2024-03-30].Dostupné z: <https://www.youtube.com/watch?v=vKvwNYWbSNc&t=455s>.
11. Geopolymer. Online. In: Wikipedia: the free encyclopedia.[online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001-. [cit. 2024-03-29]. Dostupné z: <https://cs.wikipedia.org/wiki/Geopolymer>.
12. Heinkel He 162. In: Wikipedia: the free encyclopedia.[online].San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001-. [cit. 2024-03-29]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/Heinkel_He_162.
13. HIRSCH, Charles. Numerical Computation of Internal and External Flows. Second edition. John Wiley & Sons, 2007
14. History and Experiences of He-162 , HE-162 Report No. 2. WWII Aircraft Performance. [online]. 2015. [cit. 2024-03-29]. Dostupné z: <http://www.wwiiaircraftperformance.org/he162/HE-162-F-TS-672-RE.pdf>.
15. HOERNER, Sighard F. Fluid Dynamic Drag : Practical Information on Aerodynamic Drag and Hydrodynamic Resistance. Druhé. Brick Town, New Jersey: Hoerner fluid dynamics, 1965. ISBN 9991194444.

16. How is the zero-lift drag coefficient calculated? StackExchange. [online]. 2024. [cit. 2024-03-29]. Dostupné z: <https://aviation.stackexchange.com/questions/43410/how-is-the-zero-lift-drag-coefficient-calculated>.
17. How to apply ducted fan theory to real world fans. [online]. 2021. [cit. 2024-03-30]. Dostupné z: <https://www.youtube.com/watch?v=QccRbsZVg1Y>.
18. Chandra Shekhar Prasad (2024, 22.2.). Conceptual aircraft design methodology and structural design [přednáška o konceptuálním designu letadel]. Ústav Termomechaniky AV ČR, Praha
19. Chandra Shekhar Prasad (2024, 29.2.). Fundamentals of aerodynamic and theory of flight [přednáška o aerodynamice letadel]. Ústav Termomechaniky AV ČR, Praha
20. KEANE, J. F. a CARR, S. S. A Brief History of Early Unmanned Aircraft. [online]. 2013. [cit. 2024-04-01]. Dostupné z: <https://secwww.jhuapl.edu/techdigest/Content/techdigest/pdf/V32-N03/32-03-Keane.pdf>.
21. Lenoir cycle. In: Wikipedia: the free encyclopedia [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001- [cit. 2024-03-22]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/Lenoir_cycle
22. Model Aircraft Aerodynamics. 1. Special Interest Model Books, 2015. ISBN 9781854862709.
23. MOURA MELO, Andreia Sofia. Pulsejet Engine Performance Estimation. Engenharia, 2019. Dissertação para obtenção do Grau de Mestre em Engenharia Aeronáutica
24. My Jet Engine Projects. My Jet Engine Projects.[online].2009. Dostupné z: <https://aardvark.co.nz/pjet/>. [cit. 2024-03-29].
25. Náporový motor. In: Wikipedia: the free encyclopedia. [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001-.[cit. 2024-03-29]. Dostupné z: https://cs.wikipedia.org/wiki/N%C3%A1porov%C3%BD_motor.
26. NETÍK, Rudolf. Návrh pulzačního motoru. Plzeň, 2013. Bakalářská práce. Západočeská univerzita v Plzni. Vedoucí práce Ing. Roman Gášpar.
27. OGORELEC, B. Valveless Pulsejet Engine 1.5 - a historical review of valveless pulsejet designs. Pulse-jets.com/. [online]. 2005. [cit. 2024-03-29]. Dostupné z: <https://pulse-jets.com/valveless/>.
28. PAXSON, Dan. Pressure-Gain Combustion for Gas Turbines.. Oslo, Norway: Wwww.nasa.gov, [online]. 2018. [cit. 2024-04-01]. Dostupné z: <https://core.ac.uk/download/pdf/162000063.pdf>.
29. Pressure-Gain Combustion for Gas Turbines. Oslo, Norway: NASA, [online]. 2018. [cit. 2024-04-01]. Dostupné z: <https://core.ac.uk/download/pdf/162000063.pdf>.
30. Programmable Robot Swarms. WYSS INSTITUTE. [online]. 2024. [cit. 2024-04-01]. Dostupné z: <https://wyss.harvard.edu/technology/programmable-robot-swarms/>.
31. Pulse Jet Forum [online]. [cit. 2024-03-22]. Dostupné z: <https://www.pulse-jets.com/phpbb3/>
32. PX4 Autopilot User Guide. PX4 autopilot.[online]. 2024.[cit. 2024-03-29]. Dostupné z: <https://docs.px4.io/main/en/>.

33. QGroundControl User Guide. QGroundControl Guide. [online]. 2024. [cit. 2024-04-01]. Dostupné z: <https://docs.qgroundcontrol.com/master/en/qgc-user-guide/index.html>.
34. RAYMER, Daniel P. *Aircraft Design: A Conceptual Approach (Aiaa Education Series)*. Páté. Washington D.C., Maryland: Amer Inst of Aeronautics, 2024. ISBN 9781600869112.
35. Reichenberg (zbraň). In: Wikipedia: the free encyclopedia. [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001-. [cit. 2024-03-29]. Dostupné z: [https://cs.wikipedia.org/wiki/Reichenberg_\(zbra%C5%88\)](https://cs.wikipedia.org/wiki/Reichenberg_(zbra%C5%88)).
36. Replicator: An inside look at the Pentagon's ambitious drone program. Defense news. [online]. 2023. [cit. 2024-04-01]. Dostupné z: <https://www.defensenews.com/pentagon/2023/12/19/replicator-an-inside-look-at-the-pentagons-ambitious-drone-program/>.
37. ŘEPÍK, Michal. Příprava geopolymerů. Praha, 2007. SOČ. SPŠS Josefa Gočára. Vedoucí práce Ing. Jiří Vorel.
38. SAINATH, K, Ruhail MASOOD, Mohd SALAHUDDIN, Md ISMAIL a Mohd KHALEEL ULLAH. An investigation report and design of pulse jet engine. International Journal Of Mechanical Engineering And Information Technology. 2014, 2014(Vol. 2 11), 859-866.
39. SANCHEZ, Antonio. Design, construction and testing of a Pulsejet engine. Covilhã: Universidade da Beira Interior, [online]. 2022. [cit. 2024-2-28]. Dostupné z: <https://riunet.upv.es/bitstream/handle/10251/188324/Amezcua%20-%20Design%20construction%20and%20testing%20of%20a%20Pulsejet%20engine.pdf?sequence=1>.
40. Swept Wings | Simple explanation of a complex topic. [online]. 2023. [cit. 2024-03-30]. Dostupné z: <https://www.youtube.com/watch?v=11nz0YZSNxw>.
41. The V1 (Flying Bomb) attack on London (1944–1945); the applied geography of early cruise missile accuracy. Kanada: Conflict & Catastrophe Systems, Department of Earth & Environmental Sciences, University of Waterloo Balsillie School of International Affairs, [online]. 2018. [cit. 2024-04-01]. Dostupné z: <https://www.medicine.mcgill.ca/epidemiology/hanley/bios601/Intensity-Rate/Evans2018AccuracyGeography.pdf>.
42. Thermodynamic analysis and preliminary design of the cooling system of a pulsejet for aeronautic propulsion. International Journal of Heat and Technology. 2016, 528-534.
43. TRANCOSSI, M., O. MOHAMMEDALAMIN, J. PÁSCOA a F. RODRIGUES.
44. Turboshaft. In: Wikipedia: the free encyclopedia. [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001-. [cit. 2024-03-31]. Dostupné z: <https://en.wikipedia.org/wiki/Turboshaft>.
45. ULLAH. An investigation report and design of pulse jet engine. International Journal Of Mechanical Engineering And Information Technology. 2014, 2014(Vol. 2 11), 859-866.
46. Unikátní dron Scitor-D s pulzačním pohonem slibuje záplavu levných tryskáčů. OSEL. [online]. [cit. 2024-03-31]. Dostupné z: <https://www.osel.cz/13377-unikatni-dron-scitor-d-s-pulzacnim-pohonem-slibuje-zaplavu-levnych-tryskacu.html>.

47. Unmanned aerial vehicle. In: Wikipedia: the free encyclopedia. [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001-. [cit. 2024-04-01]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/Unmanned_aerial_vehicle.
48. V-1 Missile. Fiddlers Green.[online] 2023. [cit. 2024-2-28] Dostupné z: <http://www.fiddlersgreen.net/models/Aircraft/V1.html>.
49. Využití CFD simulací v praktických aplikacích techniky prostředí. Časopis Stavebnictví. [online]. 2022. [cit. 2024-03-29]. Dostupné z: <https://www.casopisstavebnictvi.cz/clanky-vyuziti-cfd-simulaci-v-praktickych-aplikacich-techniky-prostredi.html>.
50. Wing Loading Explained.[online]. 2017. [cit. 2024-03-30]. Dostupné z: <https://www.youtube.com/watch?v=rkhaQkb3IJ8>.
51. ZELENSKÝ, Petr a Martin BARTÁK. Využití CFD simulací v praktických aplikacích techniky prostředí. Časopis stavebnictví [online]. 2020, (06-07/2020) [cit. 2024-03-22]. Dostupné z: <https://www.casopisstavebnictvi.cz/clanky-vyuziti-cfd-simulaci-v-praktickychaplikacich-techniky-prostredi.html>
52. Zero-lift drag coefficient.. In: Wikipedia: the free encyclopedia.[online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001-. [cit. 2024-03-31].Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/Zero-lift_drag_coefficient.

Obrázky:

Turbo ram scramjet comparative diagram.. In: Wikipedia. [online] [cit. 2024-03-31]. Dostupné z: https://zh.wikipedia.org/zh-tw/File:Turbo_ram_scramjet_comparative_diagram.svg.

PJE. In: Quora. [online] [cit. 2024-03-31].Dostupné z: <https://www.quora.com/How-big-can-a-pulsejet-be>.

Přílohy

Příloha 1 -PID regulátor

PID regulátor je díky své jednoduchosti, efektivitě a schopnosti stabilizovat systémy v různých podmínkách stal standardní volbou pro mnoho technických řešení a je jedním z klíčových prvků, který lze využít pro stabilizaci letounu. Použití PID regulátoru umožňuje efektivní a přesné řízení letadla při různých podmínkách letu. Tento regulátor je schopen stabilizovat letadlo i v případě vnějších vlivů, jako jsou turbulence nebo změny hmotnosti letadla. Díky jeho flexibilitě a schopnosti rychle reagovat je často využíván v řídicích systémech UAV.

PID regulátor se snaží korigovat odchylku mezi aktuálním stavem řízeného procesu a žádaným ustáleným stavem. Skládá se ze 3 jednotlivých složek/regulátorů – porporeonální, integrační a derivační.

Proporcionální regulátor: Vytvoří rozdíl mezi vstupní a požadovanou velikostí veličiny. Výstupem regulátoru je získaná odchylka vynásobena konstantou zesílení. Vysoká konstanta zesílení zaručí velkou reakci na výstupu i při menší odchylce. Příliš velká proporcionální konstanta může způsobit nestabilitu systému – oscilace.

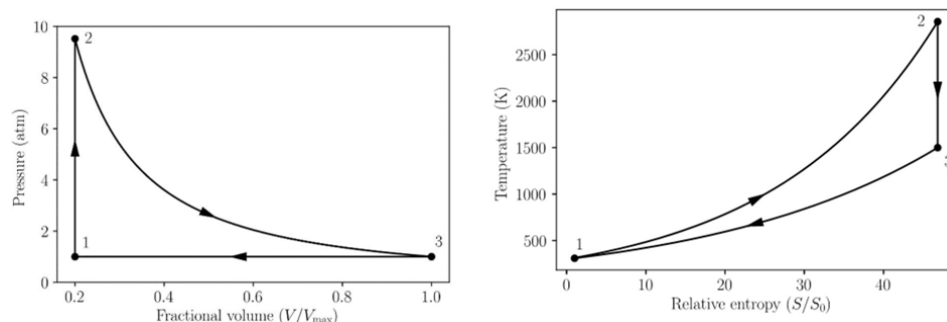
Integrační regulátor: Vytvoří rozdíl mezi vstupní a požadovanou velikostí. Výstupem regulátoru je součet získané odchylky vynásobená konstantou zesílení a předchozí velikost výstupu regulátoru. Integrační složka tedy není závislá pouze na velikosti odchylky, ale také na době jejího trvání – má setrvačný charakter. Umožňuje překonat případné necitlivosti v oblasti malých akčních zásahů. Se zvětšováním integrační složky roste i riziko vzniku oscilací.

Derivační regulátor: Výstupem derivačního regulátoru je derivace vstupní veličiny vynásobená konstantou zesílení. V předstihu působí proti změnám vstupní veličiny. [4]

Ke správnému nastavení PID regulátoru je nezbytné správné nastavení konstant zesílení dílčích regulátorů.

Příloha 2 - Fyzikální teorie fungování PJE

1 od. Termodynamika



Fungování pulzačních motorů se obvykle z hlediska termodynamiky popisuje pomocí tzv. Lenoirova cyklu, případně jeho kombinací s Humpreyho cyklem, který zároveň vysvětluje činnost pulzačního detonačního motoru (TRANCOSI, 2016).

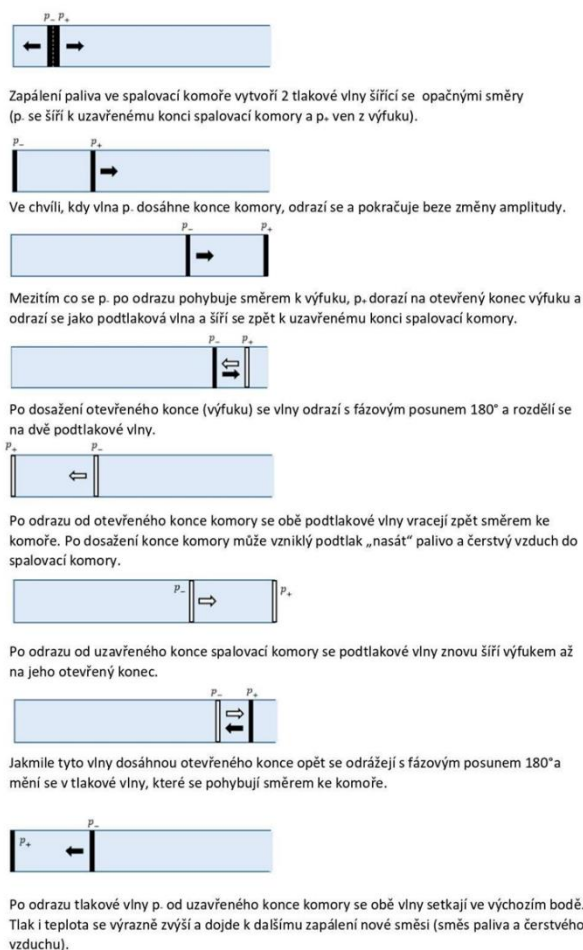
Graf (Obr. 3) zachycuje jednotlivé fáze Lenoirova cyklu.

Obr. 3: Lenoirův termodynamický cyklus (Wikipedia, 2001)

Podrobnosti odkazova

1 akustika

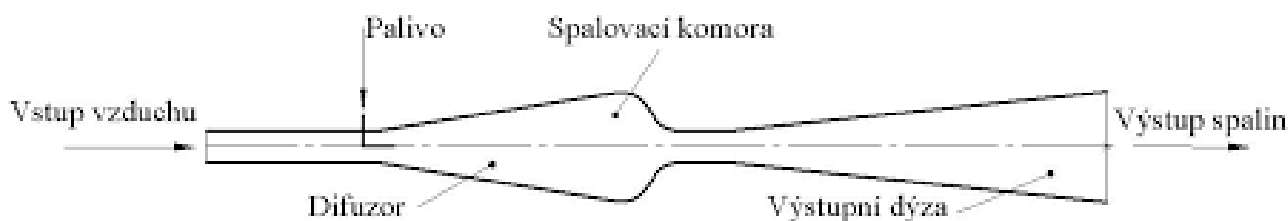
Způsob šíření tlakových vln (perturbací) v PJE je vysvětlen na obrázku (Obr. 5).



Obr. 5: Akustická teorie – způsob šíření tlakových vln v PJE (BOUR, 2016“)

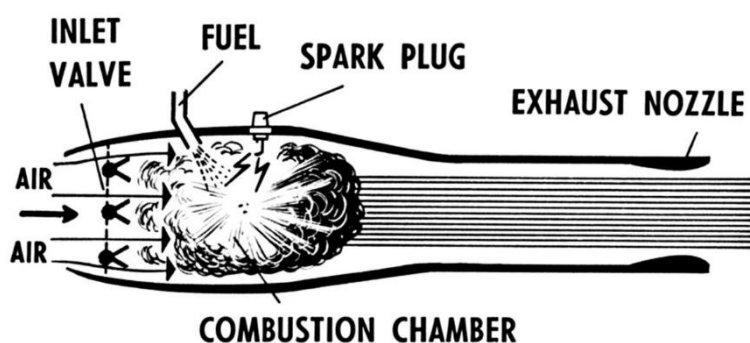
Příloha 3 - Historie PJE

Před 2. sv. válkou – do pol. 30. let 20.st.V roce 1909 francouzský kapitán Marconnet navrhnul první bezventilový pulzační motor (Obr. 8). Motor se skládá ze vstupní dýzy, spalovací komory a dlouhé výstupní dýzy, která má směřovat většinu spalované směsi výfukovým potrubím ven (OGORELEC, 2005).



Marconnetův pulzační motor (Mareš, 2008) V roce 1931 si Němec Paul Schmidt nechal patentovat ventilový pulzační motor. Popsal princip zážehu rázovou vlnou probíhajícího uvnitř motoru, který považoval za jednu z příčin pulzního cyklu

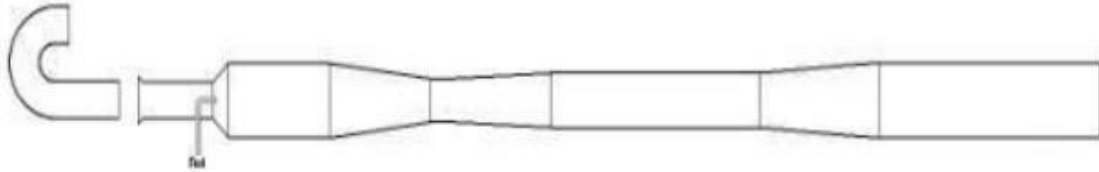
spalování (OGORELEC, 2005). 2. pol. 30. let 20. st. – 2. sv. válka Bouřlivý vývoj v oblasti letectví (jednoplošníky nahradily dvouplošníky moderní aerodynamika, skokový nárůst o 300 km/h) přinesl zájem o pulzační motory V roce 1939 vzlétlo 1. proudové letadlo (heinkel 178) O několik let později jeho technologii použila k výrobě motoru společnost Argus. Tento motor, Schmidt Argus FI103 Pulsejet (Obr. 9), je nejznámějším pulzačním motorem díky jeho použití k pohonu letounu Vergeltungswaffe. Letoun je známý pod označením létající (nebo bzučící) bomba FI103, která byla sestrojena jako první létající bomba bez posádky a byla německou armádou využívána ve druhé světové válce především k útokům na Velkou Británii (OGORELEC, 2005).



Obr. 9: Pulzační proudový motor Schmidt Argus FI103 (Wikipedia, 2021)

Období 20. století (2. světová válka) Poručík William Schubert z amerického námořnictva zkonstruoval počátkem 40. let 20. století svůj bezventilový pulzační motor. Jeho projekt měl oproti Marconnetovu motoru dvě vylepšení: konstrukci spalovací komory a geometrii sání. Vstup do spalovací komory má strmý nárůst plochy, která vytváří vysokou turbulenci a umožňuje lepší smísení vzduchu a paliva. Pro sání použil Schubert nový tvar, který umožnil, aby výfukové plyny zůstaly ve spalovací komoře, dokud tlak uvnitř neklesne pod tlak atmosférický (BOUR, 2016). V roce 1944 USAAF (United States Army Air Force) a americký průmysl vyvinuly proudovou bombu Jet Bomb 2, známou jako „Thunderbug“. Její první úspěšný start se uskutečnil 5. června 1945. Modifikovanou kopii německého FI103 sestrojilo americké námořnictvo pod názvem Navy KUV-1 (LOON). O vlastní variantu létající bomby FI103 se pokoušela i řada dalších zemí. Ve 40. letech 20. století vyráběli inženýři v SSSR a Japonsku kopie létajících bomb. V 50. letech 20. století byl Francouzi vyvinut terčový bezpilotní letoun s názvem „Arsenal 5.501“. Ten byl podobný FI103, ale měl dvě ocasní ploutve a rádiové ovládání (MOURA MELLO, 2019). Období 20. století (50. – 60. léta) Společnost SNECMA (Société nationale d'études et de construction de moteurs d'aviation), francouzský výrobce leteckých motorů se zasloužila o rozpracování a zdokonalení technologie bezventilových motorů. Společnost vyrobila dva konkrétní bezventilové motory Escopette a Ecrevisse. Jednou z hlavních charakteristik těchto motorů bylo otočení sací dráhy dozadu o zakřivenou trubku, kterou společnost pojmenovala „rekuperátor“ který obrací horký proud plynů vytékajících ze sání směrem dozadu a tak zvyšuje tah. Další významnou inovací byla výfuková roura (tryska) s proměnným průřezem která

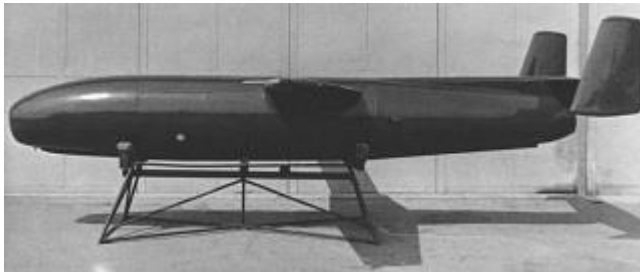
zvyšovala množství horkých plynů protékajících motorem a jeho kompresi což zvyšovalo celkový tah a účinnost motoru



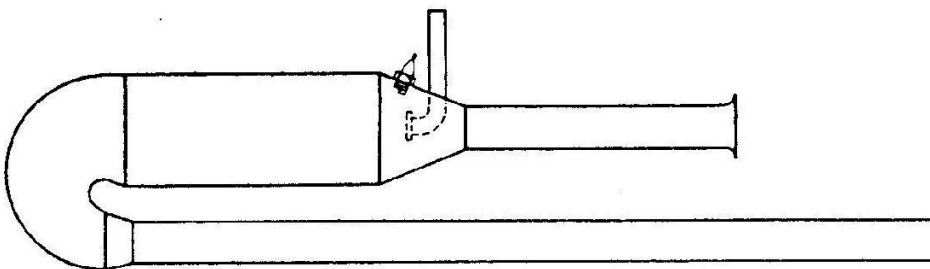
Obr. 10: Pulzační motor SNECMA Escopette – náčrt (OGORELEC, 2005)



Obr. 11: Pulzační motor SNECMA Escopette (minijets.org) Další motor vyrobený společností SNECMA je Ecrevisse (Obr. 12). Díky tvaru písmene „U“ vytváří sání, Ve srovnání s Escopette, výrazně vyšší přídavný tah Model Ecrevisse V vážil 14,3 kg a dokázal vyvinout 588 N tahu. Poháněl dron Aviolanda AT21 .



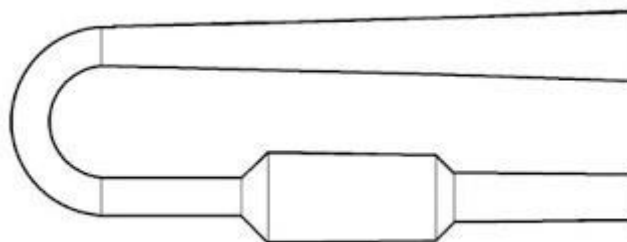
https://wikimili.com/en/Aviolanda_AT-21



Obr. 12: Pulzační motor SNECMA Ecrevisse (OGORELEC, 2005)

O pulzační motory se zajímaly také Spojené státy americké. V roce 1967 byl patentován motor Lockwood Hiller (Obr. 13), bezventilový pulzní tryskový motor ve tvaru písmene U. Tento motor lze považovat za nástupce motoru Ecrevisse, vyvinutého společností SNECMA. Jeho specifickou vlastností bylo, že plocha průřezu se neustále mění. Dalším jeho vývojem došlo ke zlepšení snadnějšího startování motoru, zvětšil se přípustný rozsah změn rychlosti dodávky paliva, a zvýšil se poměr tahu-motoru na jednotku jeho objemu

(OGORELEC, 2005).



Obr. 13:

Pulzační motor Lockwood Hiller (OGORELEC, 2005) Na fotografii (Obr. 14) je

prototyp Lockwoodova motoru, který nese název HH 5.25-7. Motor vážil 13,6 kg. Jeho spotřeba paliva za hodinu činila 38,5 kg /h (NETÍK, 2013).



Obr. 14: Prototyp pulzačního motoru

Lockwood Hiller Dalším modelem pulzního proudového motoru, který se objevil v 60. letech, je Thermojet. Thermojet je bezventilový pulzní proudový motor, který navrhl J. A. Melenric. (přidat jeho OBR) podobné motory se vyráběly v Číně až do pol.90. let kde sloužili k pohonu dronů, které sloužili jako cvičné cíle. *Současnost (renesance) – drony a UAV, VTOL*

Příloha X

Cíl práce

Popis vývoje jednoduchého autopilota pro let na zadanou souřadnici.

Naší motivací byl zejména vývoj nových aplikací v podobě HAPS (High Altitude Pseudo-Satellite) pro které jsme se rozhodli řešit problematiku řízeného přistání různých nákladů, například vědeckých experimentů a přístrojů na GPS pozice.

Rozhodli jsme se zpracovat návrh elektroniky a softwaru jednoduchého vlastního autopilota, který bude schopen pracovat s GPS, gyroskopem, akcelerometrem, senzorem magnetického pole (kompasem) a tlakem (výškoměrem). Cílem je zajistit stabilní a plynulý let prostřednictvím správného natočení sestupující gondoly ve všech třech osách, řízeného pomocí PID regulátoru.

Výběr vhodné vývojové platformy

Pro povahu našeho autopilota je kladen důraz na co nejmenší rozměry a hmotnost. Vývojová deska by měla disponovat dostatečným výpočetním výkonem pro jednoduché algoritmické výpočty a zároveň mít dostatečnou rezervu výpočetního výkonu pro budoucí implementaci dalších funkcí a misí. Velkou výhodou je také přítomnost dvou jader, na kterých může běžet odlišný kód, což v pro moji aplikaci snižuje softwarovou náročnost při programování. V úvahu přicházejí čtyři typy vývojových desek: Arduino Nano, ESP32, STM32 a Raspberry Pi Pico. Při výběru vývojové desky pro potřeby autopilota jsme postupovali podle uvedených kritérií.

	Arduino Nano	ESP32 dev kit	STM32	Raspberry Pi Pico
Výpočetní výkon	nízký	střední	střední	Střední
Počet jader	1	2	1	2
Programovací jazyk	Arduino IDE (C++)	Arduino IDE (C++), MicroPython	STM32Cube (C/C++), Arduino IDE (C++), MicroPython	MicroPython, C/C++
Hmotnost	15g	10g	10g	6g
rozměry	45x18	66x26	57x20	51x21
Napájení/spotřeba	jednotky až desítky	vyšší desítky	jednotky až desítky	desítky
Vývojová komunita	veliká	veliká	veliká	rychle rostoucí
běžící projekty autopilotů	Spíše nejsou	ano	ano	Spíše nejsou

Cena 100 -300Kč [5]

Jako nejvýhodnější možnosti jsme vybrali ESP32 Dev Kit a Raspberry Pi Pico. ESP32 Dev Kit je navržen pro vývoj širokého spektra aplikací a máme s ním již nějaké zkušenosti. Navíc nabízí variantu T-Beam, která obsahuje integrovaný modul GPS, LoRa a napájení. Raspberry Pi Pico je cenově výhodnější alternativou k ESP32 Dev Kit.

Vzhledem k našim předchozím zkušenostem s ESP32 Dev Kit a možnosti rozšíření o integrovaný modul GPS, LoRa a napájení, jsme se rozhodli postavit svůj vývoj na desce ESP32 Dev Kit s pozdějším přechodem na variantu T-Beam.



Obrázek 1, ESP32 dev kit, Botland.cz

programování – IDE

Použili jsme open-source software určený pro psaní a nahrávání kódu na desky Arduino, který je díky stažení rozšíření kompatibilní i s deskami ESP32 a dalšími.

Komponenty

Pro určení náklonu letadla jsme zvolili elektronický gyroskop s akcelerometrem MPU6050. Senzor poskytuje přesná měření v rozsahu od 250 do 2000°/s pro gyroskop a od ± 2 do ± 16 g pro akcelerometr. Komunikace probíhá pomocí standardu I2C a senzor váží pouze 3g. MPU6050 je proto ideální volbou pro měření náklonu letadla a poskytuje spolehlivá data pro řízení autopilota. [5]



Obrázek 2, MPU6050, dratek.cz

Pro přesnější určení úhlu natočení kolem osy Z (azimut) jsme využili 3osý magnetometr HMC5883L. Jde o levný a dostupný senzor, který poskytuje dostatečnou přesnost měření. [5]



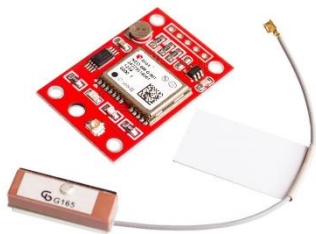
Obrázek 3, HMC5883L, dratek.cz

Pro vyhodnocení výsledků a záznam dat z PID regulátoru a GPS souřadnic je nezbytné mít v letadle umístěn modul pro záznam dat. Pro tento účel jsme použili modul s SD kartou, který komunikuje s mikroprocesorem ESP32 po SPI sběrnici. Mikroprocesoru naprogramujeme vyhrazenou část vnitřní paměti, do které bude ukládat data v pravidelných intervalech. Jakmile data dosáhnou určité velikosti, budou přenesena do souboru na SD kartě ve formátu tabulky. Tímto způsobem je zajištěn efektivní a spolehlivý záznam výsledků a souřadnic pro pozdější analýzu a vyhodnocení. [5]



Obrázek 4, modul SD karty, dratek.cz

Pro získání souřadnic letadla jsme se rozhodli použít modul GPS NEO-6M. Tento modul komunikuje s mikroprocesorem ESP32 přes UART a poskytuje informace o zeměpisných souřadnicích, čase a nadmořské výšce. [5]



Obrázek 5, GPS modul, dratek.cz

Řízení

Pro aerodynamické řízení letadla využíváme modelářská 9g serva, která jsou ovládána pomocí PWM signálu. Tyto serva poskytují dostatečně přesné a rychlé ovládání řídicích ploch letadla. [5]



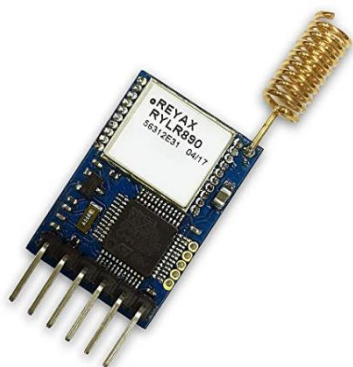
Obrázek 6, servo, aliexpress.com

Komunikace

Důležitou součástí projektu je komunikace s pozemní stanicí, která umožní přenos informací o poloze letadla a příjem řídicích příkazů. Pro usnadnění nastavení parametrů PID regulátoru bude datová linka přenášet téměř real-time data o vstupu,

výstupu a nastavení regulátoru. Taktéž umožní změnu konstant zesílení PID regulátoru bez potřeby přistání letadla. Rozhodli jsem se vyzkoušet dvě metody komunikace:

LoRa je bezdrátová komunikační technologie s vynikajícím poměrem dosahu a spotřeby energie. V EU operuje na frekvenci 868 MHz. Výhodou je existence LORAWAN sítě TheThingsNetwork, což je síť přijímacích bodů (gateway), které zachytávají šifrovanou komunikaci z vysílače a ukládají ji na internet. Oproti síti GSM má výhodnější výškový dosah, ale omezení spočívá v množství dat, která lze přenášet.



Obrázek 7, LoRa modul, aliexpress.com

GPRS (General Packet Radio Service) je služba umožňující přenos dat a připojení k internetu. Letová elektronika se přes službu GPRS připojí na jednoduchý, námi naprogramovaný server (API), ke kterému se také připojí webové rozhraní v internetovém prohlížeči. Server slouží jako prostředník pro předávání dat mezi letovou elektronikou a webovým rozhraním. Přenosová rychlost je vyšší, avšak nevýhodou je vyšší spotřeba energie. Z výsledků vypuštěných výškových balónů jsme zjistili, že GSM signál může být ztracen ve výškách kolem 700 metrů nad zemí, což znemožňuje spolehlivou komunikaci do vyšších nadmořských výšek.



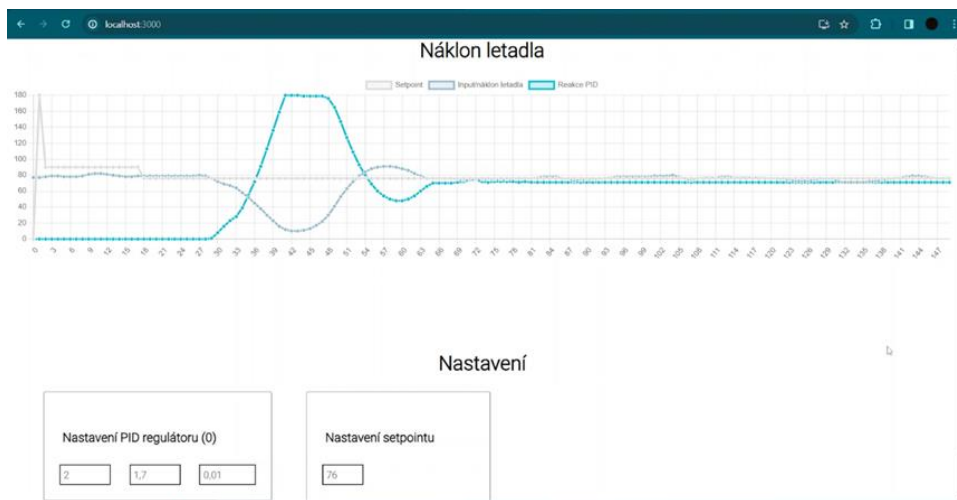
Obrázek 8, GSM GPRS modul, hadex.cz

Webové rozhraní OBR

Webové rozhraní je důležité

ve fázi vývoje a nastavení PID regulátoru. Umožňuje zobrazování grafu z téměř real-time dat z regulátoru, jednoduchou změnu zesílení jednotlivých složek a setpointu regulátoru. Umožňuje tak změnu konstant zesílení za letu.

Ve fázi misí, kde bude umožňovat sledování GPS souřadnic a výšku letadla, plánování trasy letu, kontroly stavu senzorů atd.



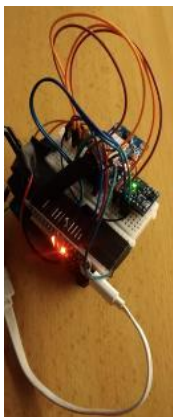
Obrázek 9, webové rozhraní s grafem dat přenášených z letounu

Použitý postup vývoje

Rozhodli jsme se začít s realizací pozemních testů, kde ověříme vhodnost zvolených modulů, senzorů a funkčnost PID regulátoru na nepájivém poli. Tento krok nám umožní prověřit správnou funkčnost za bezpečných podmínek před přechodem na letové testy. Po úspěšném absolvování pozemních testů nahradíme nepájivé pole propojovacími kabely a zabudujeme elektroniku do testovacího modelu letadla, kterým budou kluzák a motorový větroň. Následně plánujeme provést testovací lety s cílem ladění PID regulátoru a ověření celkové funkčnosti systému v reálných podmínkách letu.

Výsledky

Testování funkčnosti vybrané elektroniky, naprogramovaného softwaru



Nejprve jsme otestovali funkčnost jednotlivých modulů na nepájivém poli. V průběhu testování jsme narazili na nefunkční modul gyroskopu. Také jsme objevili nízkou ochranu magnetometru vůči silnějšímu magnetickému poli. V případě magnetometru jsme také narazili na levnější klon prezentovaný jako originální HMC5883L. To lze přisoudit nízké ceně použitých modulů.

Obrázek 10, testovací zapojení modulů, testování funkčnosti softwaru

```
// pokus o inicializaci
if (!mpu.begin()) {
  Serial.println("modul MPU6050 nenalezen");
}
// Nastavení rozsahu akcelerometru na +-8G
mpu.setAccelerometerRange(MPU6050_RANGE_8_G);
// nastavení rozsahu gyroskopu na +- 500 deg/s
```

```

mpu.setGyroRange(MPU6050_RANGE_500_DEG);

// vyčítání hodnot

sensors_event_t a, g, temp;

mpu.getEvent(&a, &g, &temp);

//vypsání hodnot

Serial.print("Akcelerace osy X: ");

Serial.print(a.acceleration.x);

```

Ukázka kódu nastavení parametrů měření, vyčítání dat z modulu MPU6050 a vypsání akcelerace v ose x

Následně jsme implementovali knihovnu pro PID regulátoru. Po ověření funkčnosti jsme naprogramovali řídicí software, provedli úpravy zapojení hardwaru a zabudovali elektroniku do zkušebního kluzáku.

Během testování jsme řešili několik programátorských výzev. Jedna z nich se týkala výpočtu správného azimutu z magnetometru. Zatímco výpočet úhlu na rovině tečné k povrchu geoidu předpokládá otáčení magnetometru pouze kolem osy Z, v případě náklonu letadla vůči této rovině se intenzity magnetického pole rozkládají do všech dalších os, což vyžaduje korekci na daný úhel naklonění letounu. K jejímu výpočtu jsme použili goniometrické funkce.

Přepočet intenzity magnetického pole k určení azimutu v průběhu náklonu modulu:

$$X_h = x_C * \cos(\text{Pitch}) + z_C * \sin(\text{Pitch})$$

$$Y_h = x_C * \sin(\text{Roll}) * \sin(\text{Pitch}) + y_C * \cos(\text{Roll}) - z_C * \sin(\text{Roll}) * \cos(\text{Pitch})$$

X_h, Y_h ... složky magnetického pole v osách X a Y po kompenzaci naklonění

x_C, y_C, z_C ... změřené složky magnetického pole magnetometrem

$\text{Pitch}, \text{Roll}$... náklon (rotace) senzoru v osách Y a X [rad] (data z akcelerometru)

Tím jsme s pomocí dat z gyroskopu a akcelerometru dokázali přepočítat intenzitu magnetického pole a určit tak správný azimut letounu. Implementace této korekce umožnila přesnější určení orientace letadla i při náklonu.

Další výzvou, které jsme čelili, bylo připojení GSM modulu s bezpečnostním protokolem TLS 1.0 a SSL3, které přestaly být podporovány v roce 2020, k internetu. Zastaralost protokolů způsobila problémy při připojení k běžným komerčním hostingovým službám, neboť tyto služby již zakázaly používání starých bezpečnostních protokolů. Protože opakované pokusy aktualizovat firmware modulu byly neúspěšné, byli jsme nuceni zvolit alternativní přístup. Rozhodli jsem se hostovat vlastní API server na soukromém počítači s veřejnou IP adresou.

Po úspěšném navázání komunikace se serverem jsme čelili další výzvě – efektivní optimalizace kódu pro odesílání dat z letounu na API server. Tento proces probíhá pomocí odesílání několika AT příkazů do GSM modulu. Vzhledem k tomu, že přenášíme relativně velké množství dat, bylo nezbytné nalézt optimální prodlevy mezi jednotlivými příkazy, které by zajistily spolehlivou a rychlou komunikaci. Během této výzvy jsme ověřili platnost výroku: co funguje v domácím prostředí, nemusí fungovat ve venkovních podmínkách.

To jsou jen některé z výzev, kterým jsme v průběhu vývoje čelili.

Řídící plochy



Vytvořili jsme testovací kluzák (pro jeho vzhled nazvaný "Frankenstein"), který měl říditelnou výškovkou a směrovkou. Během testů jsme zjistili, že směrovka má příliš dlouhou reakční dobu, což komplikovalo správné ladění PID regulátoru. Z toho důvodu jsme se rozhodli přejít na řízení křidélek, která vykazují mnohem kratší reakční dobu – rychlejší odezvu. Protože automatické řízení výškovky vyžaduje poměrně komplikované sladění dvou PID regulátorů, aby se vzájemně doplňovaly, rozhodli jsme se ladit PID regulátory postupně. Začali jsme s regulátorem řídící náklon kolem osy rovnoběžné se směrem letu (osa x).

Obrázek 11", kluzák "Frankenstein"

Komunikace

Pro komunikaci s letounem jsme nejprve vyzkoušeli technologii LoRa. Začali jsme s přímým spojením Peer to Peer pomocí dvojice vývojových desek T-beam. Ověřili jsme, že LoRa nedosahuje dostatečné přenosové rychlosti pro téměř real-time přenos dat z PID regulátoru. Vzhledem k tomu, že pro vysoké výšky letu již nebude

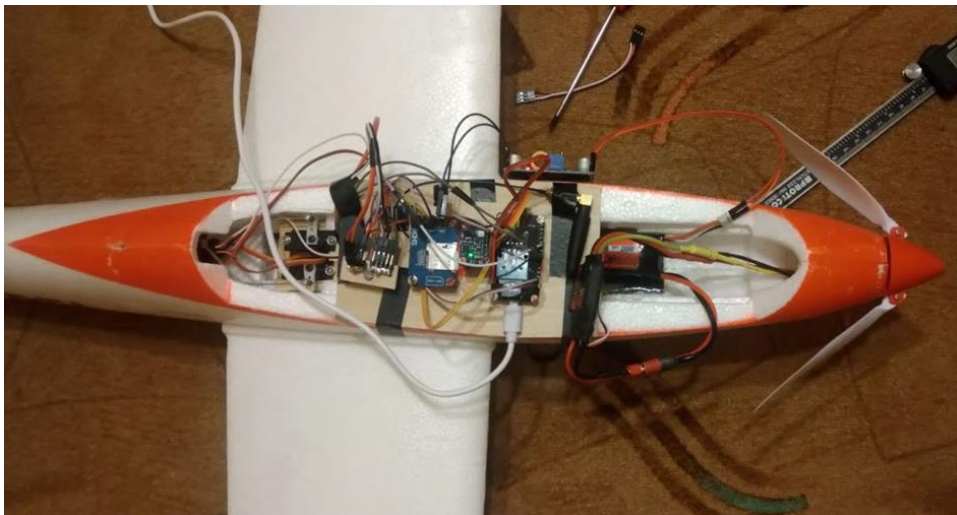
vysoká přenosová rychlost potřeba, a z důvodu vysoké časové náročnosti na zprovoznění sítě LORAWAN jsme se rozhodli tuto možnost odložit na pozdější vývoj.

Pro testování v nízké výšce nad Zemí jsme pro přenos dat použili technologii GPRS, která dosahovala dostatečné přenosové rychlosti pro přenos téměř real-time dat z regulátoru. Tímto krokem jsme byli schopni pokračovat v testování a vývoji.

Koncepce letadla

Během testování kluzáku jsme brzy narazil na omezení v podobě malé výšky kopce, ze kterého jsme kluzák vypouštěli. Navíc vzhledem k tomu, že kopec klesá pouze v jednom směru, nebylo možné provádět žádné manévry změny směru letu. Proto jsme vyzkoušeli i další metody, jako házení z rozhledny nebo vypouštění kluzáku z upoutaného balonu. Tyto testy se však ukázaly být příliš komplikované, časově náročné a v případě balonu také poměrně drahé

Proto jsme se rozhodli přejít na koncepci motorového větroně, se který nám umožňuje v motorovém letu vystoupat do výšky a poté v klouzavém letu provádět testování autopilota. To nám dovovalo provést 10x více testovacích letů za stejnou dobu oproti testům z kopce/rozhledny nebo balonu. Pro řízení motoru, výškovky jsme museli do své elektroniky integrovat i přijímač pro pozemní vysílačku. Dále jsme museli naprogramovat softwarové přepínání řízení křidélek mezi letem na autopilota a manuálním řízením pomocí vysílačky. Tímto způsobem jsme byli schopni efektivněji testovat a ladit funkce autopilota. Na obrázcích 20 a 21 je zabudování elektroniky na motorovém větroni.

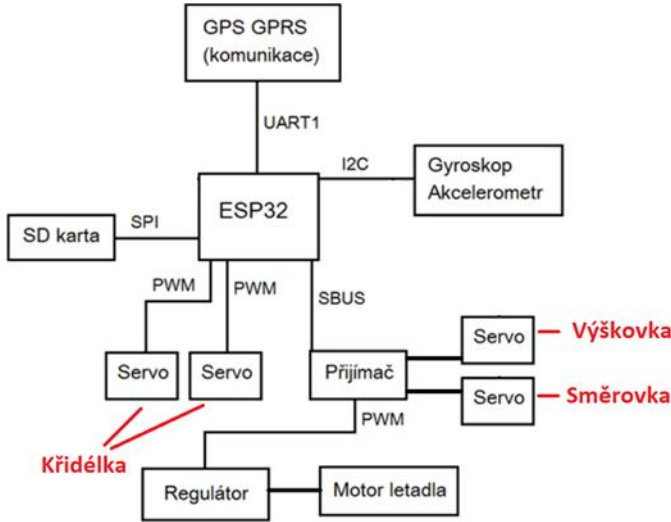


Obrázek 12, zabudování elektroniky s nahrávacím kabelem na motorovém větroni

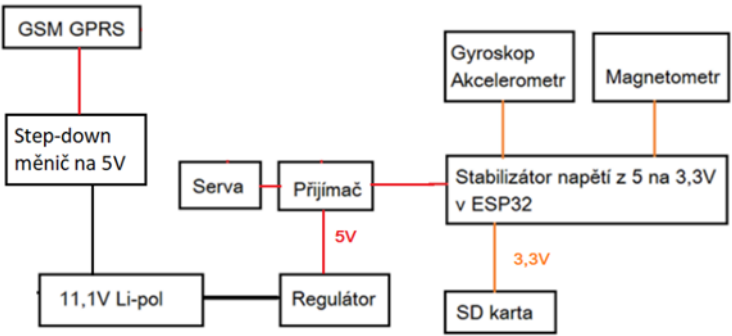


Obrázek 13, popis jednotlivých modulů

Na obrázcích 22 a 23 vidíte finální schémata zapojení a napájení elektroniky autopilota



Obrázek 14, schéma zapojení elektroniky autopilota



Obrázek 15, schéma napájení elektroniky autopilota

Napájení elektroniky autopilota jsme připojili na centrální baterii letounu.

Avšak, připojení GSM modulu na stejnou napájecí větev jako serva způsobovalo při rychlém pohybu více serv zároveň problémy v podobě napěťových poklesů. Tyto poklesy vedly k restartování GSM modulu. Proto jsme se rozhodli zapojit GSM modul na vyhrazený step-down měnič, který byl napájen přímo z hlavní baterie.

Nastavení PID regulátoru

Z důvodu komplexnosti úkolu stabilizace letounu a navigace k cíli pomocí souřadnic GPS jsme se zaměřili dílčí krok ladění regulátoru pro náklon letounu kolem osy x. Tento krok byl prováděn na motorovém větroně během klouzavého letu s vypnutým motorem.



Obrázek 16, člen týmu s motorovým větroněm před testem ladění PID regulátoru

Data v následujících grafech jsou označena stejnými barvami pro jednotnou interpretaci:

Šedá: Představuje setpoint nebo cílovou hodnotu, kterou regulátor sleduje a snaží se dosáhnout. V případě letounu se jedná o požadovaný úhel náklonu, který má letoun udržovat.

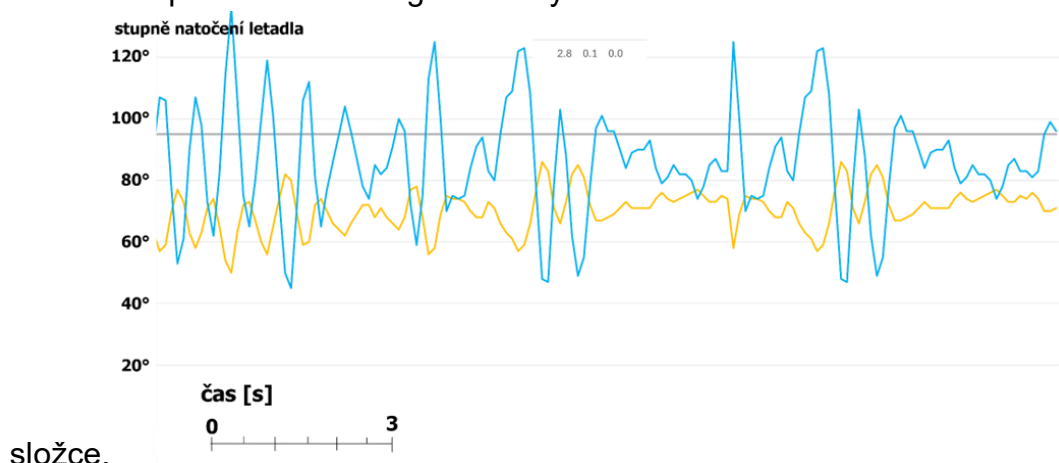
Oranžová: Označuje aktuální náklon letounu v daném čase. Tato hodnota je skutečným úhlem náklonu, který letoun momentálně má.

Světle modrá: Reprezentuje reakci PID regulátoru, což je signál, který ovlivňuje pohyb serv motorů, aby se dosáhlo požadovaného náklonu letounu.

U každého grafu je uvedený úhel natočení letadla (90° odpovídá rovnému letu). U jednotlivých grafů jsou také v desetinných číslech (oddělení tečkou) uvedeny zesílení jednotlivých složek PID regulátoru ve formátu: Proporcionální složka; Integrovační složka; Derivační složka.

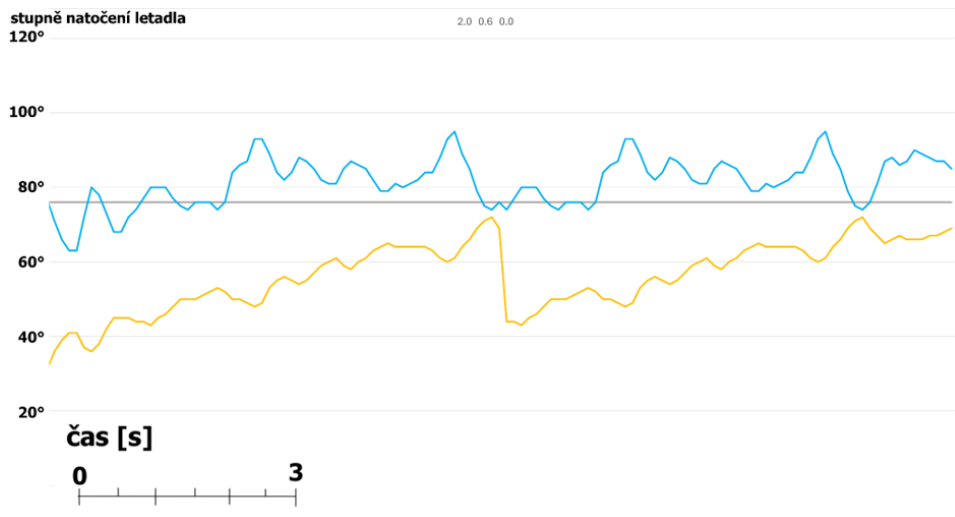
Ladění PID regulátoru je poměrně komplikovaný proces, který často vyžaduje zkušenosti a opakované experimentování. Pro dosažení optimálního nastavení jsme zvolili postup, který začíná postupným zvyšováním proporcionální složky až na dosažení kritického zesílení, kdy se začnou objevovat mírné oscilace. Tento kritický bod poskytuje informace o chování systému. Obrázek 25 ukazuje chování systému při nastavení [2.8; 0.1; 0.0].

Z důvodu správné funkce regulátoru bylo nutné nastavit nenulové zesílení integrační



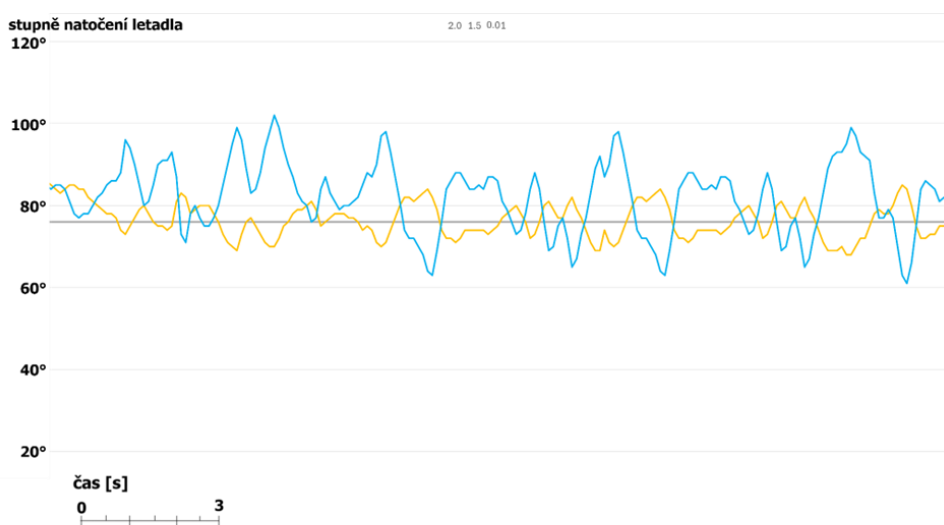
Obrázek 17, záznam hodnot setpointu (cílová hodnota úhlu natočení), náklonu letadla a reakci PID regulátoru v čase s nastavením zesílení [2.8; 0.1; 0.0]

Při pozorování grafů lze všimnout oscilací jak na vstupu (oranžová křivka), tak na výstupu (modrá křivka) regulátoru. Za kritického zesílení proporcionální složky jsme určili na hodnotu [2.8]. S cílem snížit míru těchto oscilací jsem se rozhodl snížit zesílení proporcionálního členu na hodnotu [2.0]. Dále lze na Obrázku 25 pozorovat střed křivky oscilací momentálního natočení letounu mimo hodnoty setpoint (šedá křivka). Proto jsme začali zesilovat Integrovační složku. Obrázek 26 ukazuje chování systému při nastavení [2.0; 0.6; 0.0].



Obrázek 18, záznam hodnot setpointu (cílová hodnota úhlu natočení), náklonu letadla a reakci PID regulátoru v čase s nastavením zesílení [2.0; 0.6; 0.0]

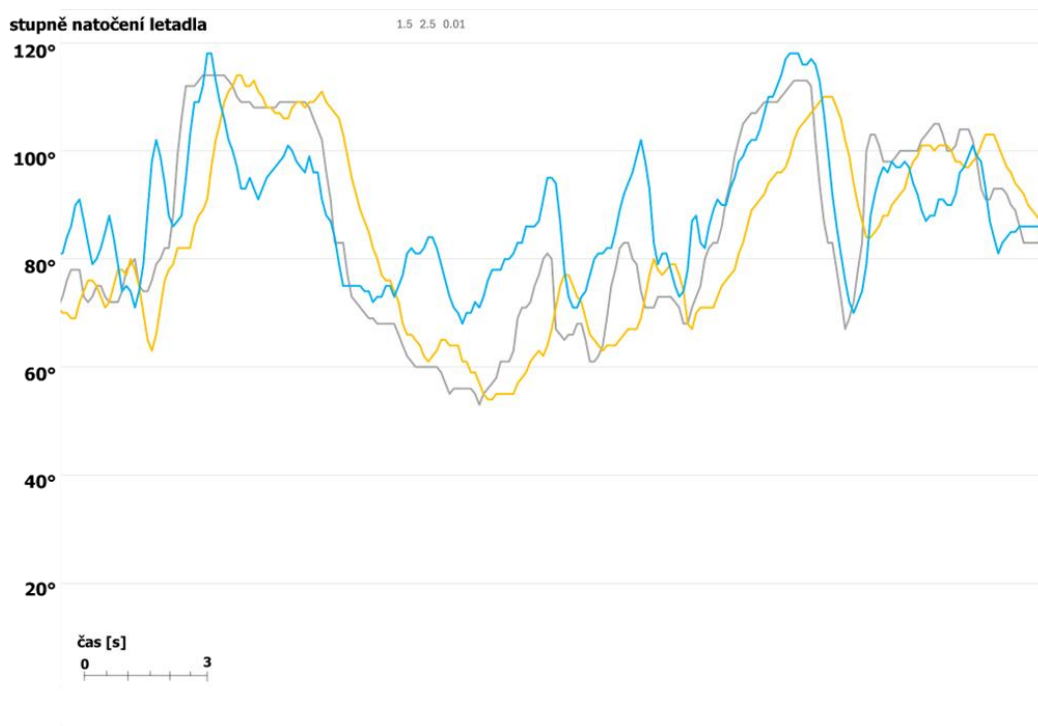
Na obrázku 27 lze pozorovat další zlepšení v chování systému. Zvýšení zesílení integrační složky na hodnotu [1.5] vedlo k ještě lepší stabilizaci a minimalizaci oscilací. Současně jsme přidali derivační složku s hodnotou [0.01], což umožnilo rychlejší reakci na změny vstupních hodnot.



Obrázek 19, záznam hodnot setpointu (cílová hodnota úhlu natočení), náklonu letadla a reakci PID regulátoru v čase s nastavením zesílení [2.0; 1.5; 0.01]

Pro další ladění jsme se rozhodli provést také změny v hodnotách setpointu a pozorovat, jak regulátor reaguje na tyto změny. Tento postup umožnil ještě více optimalizovat parametry PID regulátoru.. Změny v hodnotách setpointu jsou zároveň simulací budoucího zakomponování druhého PID regulátoru, který bude řídit setpoint stávajícího regulátoru a určovat tak výchylku letounu pro let správným směrem k cílové souřadnici GPS.

Na obrázku 28 je patrné, jak se křivka setpointu mění v průběhu času, což je simulace různých požadovaných úhlů náklonu letounu. Regulátor se snaží co nejvíce přiblížit aktuálnímu natočení letounu k proměnlivému setpointu.



Obrázek 20, záznam hodnot setpointu (cílová hodnota úhlu natočení), náklonu letadla a reakci PID regulátoru v čase s nastavením zesílení [1.5; 2.5; 0.01]

Na záznamu hodnot setpointu (cílová hodnota úhlu natočení), náklonu letadla a reakci PID regulátoru v čase si můžeme všimnout časového zpoždění mezi nastavením hodnoty setpointu a dosažením požadovaného natočení letadla. Toto zpoždění je hlavním důsledkem

- 1) vysoké míry zesílení integrační složky regulátoru, která v prvních okamžicích poskytuje málo akce, což způsobuje zpoždění v reakci systému na změny požadovaných hodnot.
- 2) charakteristik letounu, který se řadí mezi větroně. Větroně nejsou navrženy pro rychlé manévry, protože mají velká křídla, která brání v rychlém reagování. Kromě toho mají větroně relativně malé řídicí plochy ve srovnání s akrobatickými letouny, což znamená, že při otočení křídélkem trvá chvíli, než se letoun skutečně dostane do jiného natočení.

Vyšší hodnota derivační složky obvykle způsobuje nestabilitu a oscilace, zejména pokud je nastavena příliš vysoko. Vypozoroval jsem, že kombinace vyššího zesílení integrační složky a derivační složky zároveň vedlo spíše ke zpomalení reakce místo překmitávání. To je dáno tím, že integrační složka reaguje pomaleji v počátečních fázích a postupně svoji akci zvyšuje, zatímco derivační složka se snaží zpomalit rychlé změny a zabránit překmitům.

Časové zpoždění mezi setpointem a natočením letadla způsobuje pomalejší reakce letadla, což může mít za následek oscilace. Proto se snažíme dosáhnout takového nastavení regulátoru, při kterém bude toto časového zpoždění (reakční doba) dostatečně malé.

Na základě systematicky prováděného letového testování (celkem více než 100 letů) pro 30 různých výchozích hodnot zesílení jednotlivých složek PID jsme našli cílové nastavení regulátoru. Toto nastavení [1.5; 2.5; 0.01] zajišťuje dostatečně rychlou reakci PID regulátoru na změnu vstupní hodnoty regulátoru.

S ohledem na vítr a různou letovou rychlost, bylo hledání ideálních hodnot velmi náročné.

Během procesu vývoje byly vyzkoušeny různé metody komunikace s letounem, aby byla zajištěna optimální funkčnost a spolehlivost autopilota.

Navrhli a vytvořili jsme webového rozhraní s jednoduchým API serverem, které umožňuje snadné ladění PID regulátoru během letu a může ulehčit další vývoj a ladění.

Implementovali a v pozemních testech jsme ověřili funkčnost navigačních funkcí určených k držení přesného kurz letu a průletu GPS souřadnicemi.

Provedli jsme letové ladění PID regulátoru.

Provedené testovací lety potvrdily správnost a účinnost navrženého autopilota a potvrdili funkčnost PID regulátoru.