

# **Návrh modelu bezpilotního mini-letounu**

Ing. Tomáš Vogeltanz, Ph.D.

Teze disertační práce



# Univerzita Tomáše Bati ve Zlíně

## Fakulta aplikované informatiky

Teze disertační práce

### **Návrh modelu bezpilotního mini-letounu**

### **Model Design of Unmanned Aerial Vehicle**

Autor: **Ing. Tomáš Vogeltanz, Ph.D.**

Studijní program: Inženýrská informatika (P3902)  
Studijní obor: Inženýrská informatika (3902V023)

Školitel: prof. Ing. Jiří Dvořák, DrSc.  
Konzultant: prof. Mgr. Roman Jašek, Ph.D.

Oponenti: prof. RNDr. Ing. Miloš Šeda, Ph.D.  
prof. Ing. Vladimír Bobál, CSc.  
doc. Ing. Peter Chudý, Ph.D., MBA

Zlín, březen 2021

© Tomáš Vogeltanz

Vydala **Univerzita Tomáše Bati ve Zlíně** v edici **Doctoral Thesis Summary**.  
Publikace byla vydána v roce 2021

*Klíčová slova: bezpilotní letoun, modelování, simulace, bezplatný software, aerodynamická analýza, řídicí systém, automatická ZN metoda, vývoj bezpilotního mini-letounu*

*Keywords: Unmanned Aerial Vehicle, Modelling, Simulation, Free Software, Aerodynamic Analysis, Control System, Automatic ZN method, mini-UAV Development*

Plná verze disertační práce je dostupná v Knihovně UTB ve Zlíně.

ISBN 978-80-7678-033-0

## **Abstrakt**

Hlavním cílem této práce je návrh modelu bezpilotního mini-letounu. Za tímto účelem je nutné vytvořit a popsat softwarový systém pro jeho návrh, analýzu, modelování a simulaci. V rámci této práce je navržen a analyzován experimentální mini-letoun dosedající na ocas V-TS, který v sobě kombinuje dva různé režimy letu: horizontální a vertikální. Vertikální režim zde přitom slouží pro vzlet a přistání. K validaci a zhodnocení přesnosti CFD softwaru pro analýzu mini-letounu je využito výsledků ze dvou německých projektů: AVIGLE a SAGITTA. Pro vyvíjený mini-letoun je vytvořen model s řídicím systémem ve formátu modelu letové dynamiky JSBSim. Nakonec jsou provedeny simulace testující jeho chování.

## **Abstract**

The main objective of this work is to design a mini-UAV model. For this purpose, it is necessary to create and describe a software solution for its design, analysis, modelling, and simulation. An experimental tail-sitter mini-UAV V-TS which combines two different modes of flight (horizontal and vertical) is also designed and analysed. The vertical mode is used for vertical take-off and landing of the mini-UAV. Results from two German projects (AVIGLE and SAGITTA) are used to validate and evaluate the accuracy of CFD software. A model of the experimental mini-UAV with a control system is created in the format of JSBSim flight dynamics model. Finally, simulations are performed for its dynamic response test.



# OBSAH

<b>1. ÚVOD.....</b>	<b>7</b>
1.1 Současný stav řešené problematiky .....	8
1.1.1 Zhodnocení současného stavu.....	9
1.2 Cíle disertační práce .....	11
<b>2. TEORETICKÁ ČÁST .....</b>	<b>13</b>
2.1 Bezpilotní systém.....	13
2.1.1 Bezpilotní letoun s pevným křídlem .....	13
2.1.2 Bezpilotní letoun s rotačním křídlem .....	14
2.1.3 Bezpilotní letoun hybridní konfigurace.....	14
2.2 Modelování a simulace letu .....	15
2.2.1 Model letové dynamiky.....	15
2.3 Aerodynamika a CFD .....	16
2.4 Řídicí systém, autopilot .....	17
2.4.1 PID regulátory .....	17
2.4.2 Ziegler-Nicholsova metoda kritických parametrů .....	18
<b>3. BEZPLATNÝ SOFTWARE PRO NÁVRH, ANALÝZU, MODELOVÁNÍ A SIMULACI BEZPILOTNÍHO LETOUNU ..</b>	<b>20</b>
3.1 Možnosti a návrh rozšíření bezplatného softwaru.....	21
3.2 Softwarový systém pro vývoj modelu bezpilotního letounu ...	23
<b>4. VALIDACE CFD SOFTWARE .....</b>	<b>25</b>
4.1 AVIGLE Tiltwing UAV .....	26
4.2 Vyhodnocení přesnosti CFD aplikací s otevřeným kódem.....	27
<b>5. NÁVRH BEZPILOTNÍHO MINI-LETOUNU DOSEDAJÍCÍHO NA OCAS .....</b>	<b>29</b>
5.1 Geometrie mini-letounu V-TS.....	30
5.2 Profil křídla a ocasních ploch .....	31

<b>6. AERODYNAMICKÁ ANALÝZA MINI-LETOUNU V-TS</b>	<b>32</b>
<b>7. MODEL BEZPILOTNÍHO MINI-LETOUNU .....</b>	<b>35</b>
<b>8. NÁVRH ŘÍDICÍHO SYSTÉMU BEZPILOTNÍHO MINI-LETOUNU.....</b>	<b>39</b>
8.1 Režimy letu bezpilotního mini-letounu V-TS.....	39
8.1.1 <i>Režim horizontálního letu</i> .....	39
8.1.1 <i>Režim vertikálního letu</i> .....	39
8.2 Algoritmus automatické Ziegler-Nicholsovy metody kritických parametrů .....	40
8.3 Řídicí systém pro horizontální let .....	42
8.3.1 <i>Vyrovnaní křídel (Wing Leveler)</i> .....	43
8.4 Řídicí systém pro vertikální let .....	45
<b>9. SIMULACE BEZPILOTNÍHO MINI-LETOUNU.....</b>	<b>46</b>
<b>10. ZÁVĚR A PŘÍNOS PRÁCE PRO VĚDU A PRAXI.....</b>	<b>51</b>
<b>SEZNAM POUŽITÉ LITERATURY .....</b>	<b>53</b>
<b>SEZNAM POUŽITÝCH SYMBOLŮ A ZKRATEK .....</b>	<b>65</b>
<b>SEZNAM OBRÁZKŮ.....</b>	<b>66</b>
<b>SEZNAM TABULEK .....</b>	<b>68</b>
<b>PUBLIKAČNÍ ČINNOST AUTORA.....</b>	<b>69</b>
<b>PROFESNÍ ŽIVOTOPIS.....</b>	<b>72</b>

# 1. ÚVOD

Bezpilotní letouny lze využít v široké škále aplikací a odvětví, např. pro účely průzkumu, zemědělství, kartografie, archeologie, záchrany života, až po účely bezpečnostní. Vzhledem k čím dál většímu požadavku na snižování výdajů, bez ohledu na oblast aplikace, je možné bezpilotní mini-letoun navrhnout pomocí bezplatných softwarových nástrojů. V softwarovém systému je pak nutný nejenom návrh, ale také analýza a simulační testování, a to i se zaměřením na řízení a popř. autonomní chování. Takovýto systém pak tento proces zjednoduší, urychlí a zlevní. Je však také potřeba zhodnotit kvalitu tohoto řešení a způsoby možných postupů, protože návrh a konstrukce musí být efektivní.

Důležitost kvalitního návrhu dokládá i situace, kdy nevhodně navržený a řízený bezpilotní letoun se stane velice jednoduše nestabilním, následkem čehož většinou havaruje. Při havárii není samotná ztráta stroje a financí hlavní negativní věcí, tou je možnost někoho zranit, v krajním případě i usmrtit. Tento problém se často objevuje v diskusích o nasazení bezpilotních mini-letounů ve městech. Vzhledem k možnosti selhání techniky jej ale bohužel nelze nikdy plně vyloučit, pouze minimalizovat.

Provoz bezpilotních letounů je při správné konstrukci méně nákladný než provoz pilotovaných letounů a helikoptér. Malý bezpilotní letoun také může operovat v nižších výškách, je více nenápadný a hůře detekovatelný radarem. Oproti obyčejným kamerám má bezpilotní letoun výhodu v mobilitě, tudíž může pokrýt relativně rychle a levně velkou plochu. S následným přidáním umělé inteligence by také v budoucnu mohly bezpilotní letouny zvládnout automatické pilotování a popř. i zneškodnění záškodníků nesmrtícími zbraněmi. V současné době jsou vždy do určité míry stále závislé na operátorovi, což v případě rušení nebo ztráty komunikace může způsobit problémy, které je potřeba brát v potaz.

Relativně levně zkonstruované mini-letouny by mohly být ve velkém počtu využívány jako mobilní průzkumné/hlídací jednotky pro střežení areálů muničních skladů, čímž by se při vhodně zvolené strategii mohlo snížit riziko záškodnického chování. Další možnost použití je hlídání hranic ČR, popř. vnější hranice Schengenského prostoru, proti nelegální migraci.

V první části této práce je zhodnocen současný stav řešené problematiky a jsou definovány cíle disertační práce. Druhá část obsahuje stručný teoretický základ nutný pro pochopení tématu. Třetí kapitola shrnuje bezplatný software pro návrh, analýzu, modelování a simulaci bezpilotního letounu, a možnosti použití tohoto softwaru. Jsou zde také uvedeny aplikace, které byly naprogramovány v rámci této práce za účelem vytvoření kompletního softwarového systému. Ve čtvrté kapitole jsou validována data z CFD aplikací a je vybrán jeden program, který je dále využit k analýze navrženého modelu. V páté kapitole je proveden návrh bezpilotního mini-letounu dosedajícího na ocas. V šesté kapitole je poté bezpilotní mini-letoun analyzován a jsou vyhodnoceny jeho aerodynamické parametry spolu se statickou stabilitou. V sedmé kapitole je popsán samotný model mini-letounu.



V osmé kapitole je řešen návrh řídicího systému a definován algoritmus pro automatickou Ziegler-Nicholsovu metodu nastavení PID regulátoru. V deváté kapitole je simulací ověřena funkčnost modelu a jeho řídicího systému.

## 1.1 Současný stav řešené problematiky

Celosvětově je návrh, analýza, modelování a simulace letounů všech různých typů a konfigurací široce probíranou problematikou. V literatuře [1], [2], [3], [4], [5], [6], [7], [8], [9], [10], [11], [12], [13], [14], [15] se vyskytuje popis problémů z oblasti návrhu bezpilotních letounů, včetně jejich vývoje a reálného nasazení. V některých z těchto literatur je uvedeno i modelování a simulace; převážně v softwaru Matlab/Simulink, Datcom, FlightGear a JSBSim. Velmi často se jedná o převedení reálného letounu do počítačového modelu, resp. o zkoumání reálně naměřených charakteristik modelu v simulačním prostředí.

V ČR bylo relativně nedávno v rámci převážně diplomových a bakalářských prací uvedeno několik návrhů, implementací, testování a nasazení malých i větších bezpilotních letounů [16], [17], [18], [19], [20], [21]. Jedná se převážně o koptéry a letouny s pevným křídlem.

Ve světové i české literatuře [22], [23], [24], [25], [26] se vyskytuje teoretické popsání fyzikálních problémů z oblasti aerodynamiky, stability a mechaniky letounů. Literatura [27], [28], [29], [3], [1], [30], [20] je pak více zaměřena na analýzu aerodynamiky malých bezpilotních letounů, popř. na jejich návrh a realizaci. V [31], [32], [33], [34], [35], [36], [37] je popsán koncepční design a analýza bezpilotních letounů pomocí nástrojů jako OpenVSP, FreeCAD, XFOIL, QPROP, OpenFOAM a SU<sup>2</sup>, ale také komerčních nástrojů jako je Star-CCM+. Např. v práci [32] je proveden návrh a analýza letounu pomocí kombinace OpenVSP a OpenFOAM. V [35] byl namísto toho použit Digital DATCOM, AVL, a QPROP.

V literatuře [22], [1], [2], [3] se vyskytuje teoretické popsání problémů z oblasti návrhu systémů bezpilotních letounů, včetně řízení. Literatura [38], [39], [40] se navíc zaměřuje výhradně na řídicí systémy pro malé bezpilotní prostředky. Publikace [41], [42] popisují nejnovější trendy a praktické postupy v návrhu a implementaci řídicích systémů. Články [43], [44], [45] detailně popisují postup konkrétní metody návrhu a optimalizace. Zdroje [46], [47], [48] se zaměřují výhradně na letouny s pevným křídlem; naproti tomu v [49], [10], [12], [50], [51] je rozšířen návrh i pro konfiguraci „Tail-Sitter“ (pro účely této práce bude použit volný překlad „letoun dosedající na ocas“).

V ČR byl v rámci diplomových a bakalářských prací uveden seznam bezpilotních letounů různých druhů a velikostí, např. v [52], [53], [54]. V oblasti modelování, simulace a řízení bezpilotních letounů je u nás literatura poměrně skromná, a ne vždy příliš detailní [55], [54], [56], [30], [20], [57], [19].

Co se týče letounů dosedajících na ocas, bylo vytvořeno několik prototypů s lidskou posádkou. Jednalo se například o turbovrtulové stíhačky Convair XFY-1 “Pogo” [58] a Lockheed XFV-1 [59]. Pogo dosedal na kola, která byla

přimontována na okrajích delta křídla a vertikální ocasní části. Pro srovnání, u XFV-1 byla kola přimontována na ocasní část konfigurace X. S letounem Pogo došlo k úspěšné změně letu z vertikálního na horizontální a naopak. Na druhou stranu u XFV-1 se toto nikdy nepovedlo, a to přesto, že byl použit stejný motor. Ten totiž nebyl dostatečně výkonný – dostatečně výkonný motor byl pouze navržen, ale nikdy nebyl vyroben. Oba projekty byly nakonec ukončeny, také kvůli obtížnému vzletu a přistání, které museli piloti absolvovat.

V případě bezpilotních letounů byl vyvíjen např. SkyTote [60] a GoldenEye [61]. SkyTote je vybaven koaxiálním rotorem s protiběžným chodem. GoldenEye je vybaven dmychadlem. Tyto letouny jsou ale rozměrově větší a hmotnější, než je pro mini-letouny potřeba. Navíc je jejich kompletní řešení více komplexní, než je pro náš případ nutné.

Samozřejmě existují také zástupci v kategorii mini-letounů, jako je letoun se třemi trupy a dvojicí opačně se točících vrtulí publikovaných v [62] [63]. I přesto, že jej autoři nazývají “tail-sitting VTOL UAV”, tak pro to, aby dosáhl vertikální pozice před vzletem, musí být podepřen tyčí. Navíc během přistání se nejdříve dotkne země ocasním podvozkem a poté hlavním podvozkem umístěným vepředu. Ocas tedy nebyl navržen pro plné dosednutí letounu a navíc 3 trupy nejspíše nebudou aerodynamicky příliš efektivní pro malý bezpilotní letoun. Bepilotní mikro-letoun se dvěma motory a koaxiálními vrtulemi byl využit také v [64].

Další typ bezpilotních mini-letounů dosedajících na ocas je uveden v [65], kdy tento letoun má 4 rotory a žádné řídicí plochy. Dalším podobným případem je také mini-letoun se čtyřmi rotory, který je konfigurován jako samokřídlo [66], stejně jako mikro-letoun se dvěma vrtulemi, popsány v [67], [68] a mini-letoun s jednou tlačnou vrtulí, který byl uveden v [10]. V publikaci [69] a [70] je prezentován pokrok vývoje bezpilotního letounu s dvěma vrtulemi, s křídlem ve tvaru T, a tzv. kachním (canard) uspořádáním ocasu a křídla. Koncepční návrh mini-letounu vybaveného dmychadlem, čtyřmi ovladatelnými ploškami byl předveden v [71] a velmi podobné řešení s malými křídly a ocasní částí bylo implementováno v [72].

Z dalších příkladů je možné uvést mini-letouny v pracích [73], [74], [75], a [76], které mají fyzicky oddělené rotory pro vertikální let a jeden nebo dvě vrtule pro horizontální let. Také se v projektech objevují i mini-letouny s klopnými křídly (tilt-wing), jako je [77], [78]; a popř. i konfigurace s klopnými rotory (tilt-rotor) je často navrhována [79], [76]. Nicméně tyto koncepty jsou pro malé bezpilotní letouny komplikované více, než je nutné, protože potřebují více mechanických částí, což zvyšuje váhu i požadavky na strukturu a složitost řídicího systému. Takovýto mechanismus není pro mini-letoun optimální.

### 1.1.1 Zhodnocení současného stavu

V současném stavu této problematiky je možné nalézt několik nepříliš prozkoumaných oblastí. Jednou z nich je téměř výhradní zaměření na simulace již reálně zkonstruovaného a zanalyzovaného letounu. Ve světě chybí postup, při kterém dojde k návrhu, analýze a simulaci pouze na úrovni počítačového modelu, přičemž dokážeme říci, že je tento model dostatečně přesný, a tudíž reálně použitelný. S takovýmto modelem by bylo možné provádět důkladné simulace, díky kterým by se odhalila slabá místa v návrhu letounu před jeho fyzickou realizací. Další výhodou by byla detailní analýza krizových stavů a testování možností jejich řešení, např. náhlé zvýšení úhlu náběhu na příliš vysokou hodnotu při nízké rychlosti, selhání motoru a autonomní pokus o nouzové přistání s využitím klouzání vzduchem apod.

Otevírá se zde také budoucnost k vytvoření rozhodovacího systému autonomního bezpilotního letounu, k testování scénářů multiagentních systémů a k vytvoření fyzikálně přesného bojového simulačního systému. Obzvláště u poslední možnosti je zřejmá již naznačená výhoda, kdy jen pomocí reverzního inženýrství můžeme vytvořit počítačový model cizího letounu a tento model dále analyzovat, zjistit jeho výhody a slabiny, a to vše bez fyzické realizace či jeho krádeže. Získané poznatky by pak šly využít na zlepšení schopností námi vyvíjených letounů anebo pro efektivní boj s letouny nepřítele.

Dostatečně neprobádanou oblastí je využívání ryze bezplatného softwaru v celém procesu vývoje bezpilotního mini-letounu a zhodnocení kvality tohoto postupu. Ve studiích sice lze nalézt využití bezplatného softwaru, jedná se však spíše o dílčí úkoly (např. použití jen pro vizualizaci, jen pro návrh apod.) než o komplexní a ucelený vývoj. Obzvláště v ČR zatím není tato oblast v podstatě vůbec prozkoumána.

I když v posledních letech počet těchto výzkumů roste, často se objevují případy, kdy dojde k propojení bezplatné aplikace s aplikacemi placenými. I takovýto výzkumný záměr má dozajista svůj přínos; nicméně pokud má organizace dostatek finančních prostředků na zakoupení licence na drahé nástroje, jako je např. Matlab/Simulink, může si dovolit i profesionální CFD programy a více komplexní modely letové dynamiky. Často je tímto postupem negována výhoda návrhu a analýzy za využití malého množství finančních prostředků.

Naopak pro malé podniky a výzkumné organizace, které ještě nedisponují dostatkem kapitálu nebo zkušeností je ryze bezplatný software skvělou příležitostí k prvotním experimentům a později i k vývoji nového bezpilotního letounu. Dosud však nebylo dostatečně prokázáno, zda je tento postup plně realizovatelný a s jakou odchylkou lze přibližně počítat oproti reálným datům.

Pokud už se v pracích objeví aerodynamická analýza, tak je provedena pomocí aplikací, které nejsou příliš vhodné pro přesnou analýzu malých bezpilotních letounů. Např. Digital DATCOM není doporučen pro aerodynamickou analýzu letounů s nízkým Reynoldsovým číslem a AVL je postaven na jednoduchých CFD metodách, které omezují aplikovatelnost tohoto softwaru.

Většinou lze mezi zkoumanými mini-letouny nalézt konfigurace koptér (quadkoptéry, octakoptéry, helikoptéry apod.) a pevného křídla. Méně probádanou oblastí, obzvláště pak v ČR, je vývoj konfigurací bezpilotních prostředků hybridního letu, jako jsou konvertoplány, nebo letoun dosedající na ocas. Právě neobvyklé konfigurace jsou výbornou volbou pro analýzu možností, přesnosti a robustnosti bezplatných nástrojů, protože zde dochází k sestrojení mini-letounu s obecně méně známým chováním a riziky.

Tento typ letounu je vhodné zvolit také proto, že existuje množství rozdílných misí a operací, které by bezpilotní mini-letouny měly zvládnout. Mini-letoun by měl být manévrovatelný a měl by vzlétnout a přistát na téměř jakémkoliv místě (s co možná nejmenší přistávací dráhou). Navíc je vhodné, aby dosahoval energetické efektivity, čímž se myslí méně spotřeby paliva za stejnou dobu a rychlost letu. Mini-letoun dosedající na ocas takovéto schopnosti nabízí a kombinuje tak výhody běžných letadel s pevným křídlem a koptér.

Ve zkratce je možné konstatovat, že tento typ letounu v provedení s nutností lidské posádky nebyl příliš dobrým nápadem, a proto nebyl nikdy dokončen a nasazen. Na druhou stranu s moderní výpočetní technikou a se vzrůstajícími možnostmi senzorů, lze nyní tyto nevýhody minimalizovat. S nahrazením pilota ve formě moderního řídicího systému by mělo být možné implementovat použitelnou konfiguraci letounu s možností dosednutí na ocas.

Mezi množstvím realizací VTOL letounů je tento typ pravděpodobně nejjednodušším na realizaci a řízení, protože nevyžaduje žádné dodatečné mechanické části pro přechod mezi vertikálním a horizontálním letem. Toto pomůže snížit hmotnost a složitost výroby a řízení. Naproti tomu letouny s otočnou vrtulí, nebo křídly takovéto přídatné součásti potřebují. Jiné typy hybridních letounů zase nebývají stejně aerodynamicky efektivní.

Většinou jsou pro tuto konfiguraci využity koaxiální vrtule, jsou vytvořeny jako samokřídlo, nebo mají oddělený pohon pro vertikální a horizontální let.

Nicméně lze vytvořit i jednodušší návrh letounu dosedajícího na ocas, který literatura v podstatě nezmiňuje. A to mini-letoun s dvojicí protiběžných vrtulí umístěných na křídlech a s konfigurací ocasu ve tvaru *Y*. Takovýto mini-letoun byl navržen v rámci této disertační práce a nejedná se o probádanou konfiguraci ve světě, a dosud nebyla řešena ani v Evropě.

## 1.2 Cíle disertační práce

Cíle disertační práce byly upraveny dle doporučení komise pro státní doktorskou zkoušku. Dílčí cíle disertační práce lze chronologicky shrnout do následujících bodů:

- Vytvoření softwarového systému pro návrh, analýzu, modelování a simulaci bezpilotního mini-letounu (využit aplikace s bezplatnou licencí)
- Analýza přesnosti bezplatných CFD aplikací
- Návrh modelu bezpilotního mini-letounu dosedajícího na ocas

- Aerodynamická analýza navrženého mini-letounu
- Vytvoření modelu bezpilotního mini-letounu včetně pohonného systému
- Naprogramování softwaru pro návrh řídicího systému bezpilotního letounu
- Návrh řídicího systému bezpilotního mini-letounu
- Provedení simulací vzletu, letu a přistání bezpilotního mini-letounu

Hlavním cílem je návrh modelu bezpilotního mini-letounu. V tomto případě byla zvolena konfigurace mini-letounu dosedajícího na ocas. Návrh, analýza, řízení, ani simulace mini-letounu této hybridní konfigurace nebyla v takovém rozsahu pomocí bezplatných aplikací v ČR ani ve světě dosud vůbec řešena.

Druhým hlavním cílem je vytvoření vhodného softwarového systému pro návrh, analýzu, modelování a simulaci bezpilotního mini-letounu. V rámci splnění tohoto cíle budou také využity již dostupné bezplatné aplikace, díky čemuž jsou minimalizovány finanční náklady.

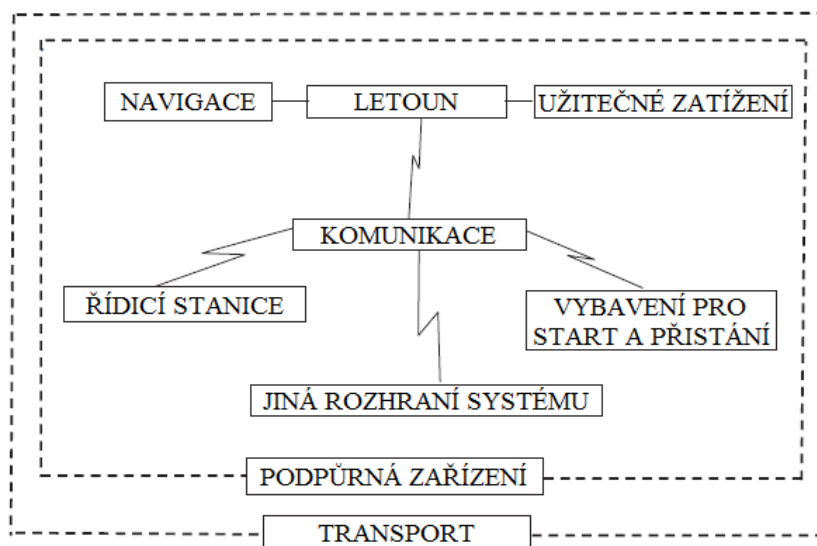
Dílním výsledkem práce je určit aerodynamickou charakteristiku navrženého mini-letounu, která bude následně použita jako vstup do matematického modelu. Tento model bude využit k následnému návrhu řízení a vykonání simulací pro otestování vlastností mini-letounu. Řídicí systém bude navržen tak, aby mohl mini-letoun vertikálně vzlétnout, operovat v režimu letadla, a vertikálně přistát.

## 2. TEORETICKÁ ČÁST

Tato část obsahuje základní teoretické poznatky, které byly využity v disertační práci. Jedná se o stručný popis, pro důkladnější seznámení s problematikou je nutné nahlédnout do citovaných publikací.

### 2.1 Bezpilotní systém

Většina bezpilotních systémů obsahuje: samotný letoun s pohonným a řídicím systémem, senzory pro sběr informací, komunikační datovou linku, pozemní řídicí stanici a případně i vybavení pro vzlet a přistání. Schéma typického bezpilotního systému je zobrazeno na Obr. 2.1; nicméně konkrétní složení závisí na jeho misi a rozsahu využití. Je nutno dodat, že životaschopnost celého systému je závislá na jednotlivých jeho částech. [14] [1] [2] [80] [81] [4]



Obr. 2.1: Struktura bezpilotního systému [1]

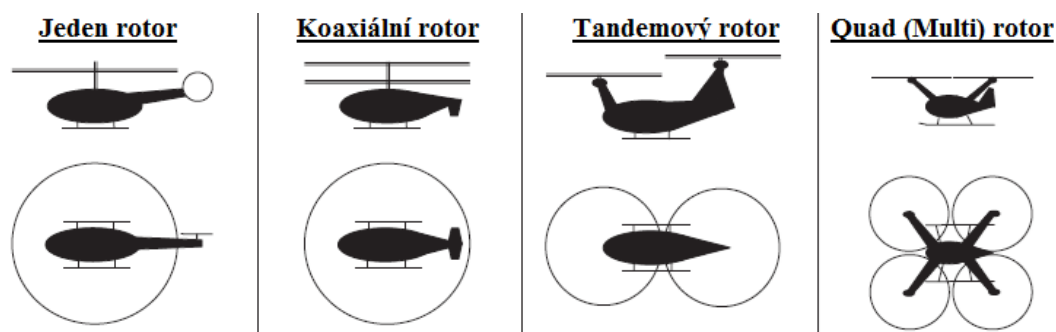
#### 2.1.1 Bezpilotní letoun s pevným křídlem

Letoun s pevným křídlem se skládá z trupu, křídel, horizontálního a vertikálního stabilizátoru (ocasní plochy), řídicích částí, podvozku a pohonného systému. [14] [1] [2] [4]

Křídélka zde slouží pro naklonění letounu, které vyvolá jeho zabočení. Křídélka mají vůči sobě vždy nastavenou přesně opačnou polohu. Pomocí horizontálního (výškového) kormidla pilot ovládá náklon letadla a pomocí vertikálního (směrového) kormidla nastavuje vybočení letounu, resp. snižuje moment zatáčení. Klapky jsou využívány k produkci vyššího vztlaku na nižších rychlostech a ke zvýšení odporu při přistávání k zajištění požadované přistávací rychlosti a úhlu náběhu. [14] [1] [2] [4]

## 2.1.2 Bezpilotní letoun s rotačním křídlem

Na Obr. 2.2 jsou ilustrovány hlavní druhy letounů s rotačním křídlem. Jedná se o helikoptéry s jedním, koaxiálním a tandemovým rotorem a multi-koptéry (např. quad-, tri-, hexa- a octa-koptéra). Hlavním atributem rotorových letounů je jejich schopnost vznášet se, vertikálně vzlétnout a přistát. [1] [2] [82]

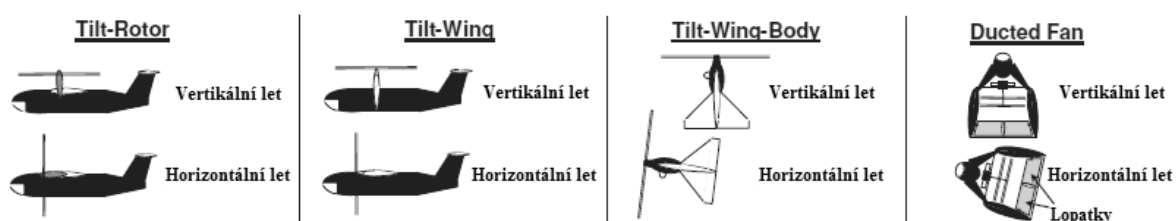


Obr. 2.2: Konfigurace rotorových letounů [1]

## 2.1.3 Bepilotní letoun hybridní konfigurace

Vzhledem k tomu, že mají helikoptéry jistá omezení a nevýhody z hlediska jejich operačního rozsahu, nízké rychlosti a obzvláště energetické spotřeby (okolo 90 % energie využívá pro udržení se ve vzduchu a jen 10 % pro přímý let), došlo k vytvoření hybridních konfigurací letounů, které dokážou startovat a přistávat jako vrtulník, a zároveň létat rychle, dlouho a ekonomicky jako letadlo, čímž jsou tyto nevýhody minimalizovány. [82] [2] [1]

Na Obr. 2.3 jsou zobrazeny tři druhy letounů, které lze zařadit do hybridní kategorie konvertoplánů. Konvertoplán je obecně letoun, který je schopen kolmého startu i přistání. Zároveň je ovšem schopen horizontálního letu, k čemuž využívá pevnou plochu křídla. [82] [1]



Obr. 2.3: Konfigurace hybridních letounů [1]

Konstrukce konvertoplánu je velmi složitá, neboť je nutné najít univerzální řešení dvou principiálně odlišných způsobů letu i řízení. Let se v podstatě skládá ze tří fází. [82] [1]

První fází je vzlet, kdy se rotory nacházejí v horizontální rovině. Ve druhé fázi dochází k postupnému překlápění rotorů, křídla nebo letounu z horizontální

roviny do vertikální. Poslední fází je horizontální let, kdy se disky rotorů nacházejí ve vertikální rovině a vyvozují tah pouze v horizontálním směru. Veškerá kontrola podélné i příčné stability spočívá na řídicích plochách křidel. Velkým problémem bývá často i přistání, které probíhá v opačném sledu fází. Zejména pak přechod ze třetí do druhé letové fáze, kdy může vlivem velké rychlosti docházet ke vzniku vírového prstence na rotorech a tím i ke ztrátě stability. [82] [1]

Konfigurace *Tilt-Rotor* má sklopné rotory. Při přechodu z visu do horizontálního letu dochází k jejich plynulému sklápění z horizontální do vertikální roviny (tj. o  $90^\circ$ ) přičemž křídla zůstávají v horizontální rovině. Při přistání se pak tento proces provádí naopak. Alternativou je konfigurace *Tilt-Wing*, kdy dochází k rotaci celého křídla a tím i samotného rotoru, který je na křídle pevně umístěn. [1] [82]

Konfigurace *Tilt-Wing-Body* umožňuje převracet celý letoun a není zde tedy nutné mít další mechanické části pro rotaci rotoru nebo křídla. U tohoto typu jsou tyto části pevně ukotveny. U této konfigurace je kvůli bezpečnému překlopení letounu doporučen spíše menší poměr velikosti křidel, jejich nižší zatížení a samozřejmě dostatečně výkonný pohonný systém. Do této konfigurace patří i kategorie letounů dosedajících na ocas. [1]

## 2.2 Modelování a simulace letu

Přesné modelování a simulace bezpilotního letounu není jednoduchý úkol vzhledem k potřebě výpočtu spousty parametrů, buď fyzickým měřením, experimenty, odhadem z dostupných dat podobného letounu nebo za použití softwarových nástrojů. Jedna z největších výzev je výpočet aerodynamických koeficientů. Ty charakterizují odezvu navrhovaného letounu na základě jeho geometrie. [7] [14]

Pro modelování a simulaci bezpilotního letounu jsou zapotřebí při nejmenším následující prvky: [14] [80]

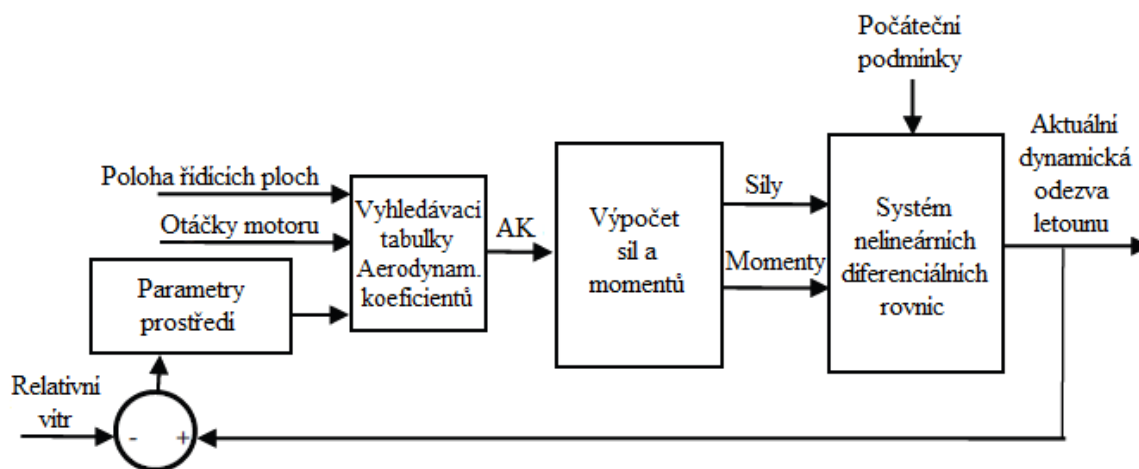
- Model letové dynamiky (Flight Dynamics Model – FDM)
- Model bezpilotního letounu
- 3D grafický model (jen pokud je potřeba 3D vizualizace)
- Řídicí systém
- Lokalizační systém
- Simulátor letu

### 2.2.1 Model letové dynamiky

Model letové dynamiky je matematicko-fyzikální model, který definuje pohyby letounu na základě sil a momentů, které na něj působí. Model letové dynamiky zpracovává vstupní parametry a pomocí matematicko-fyzikálních výpočtů predikuje budoucí stav letounu. Po výpočtech je na výstup zaslána



dynamická odezva letounu. Obr. 2.4 ilustruje interní tok dat v modelu letové dynamiky. [7] [3] [14] [80]



Obr. 2.4: Schéma modelu letové dynamiky [7]

## 2.3 Aerodynamika a CFD

Během návrhu letounu je nutné pečlivě monitorovat jak aerodynamiku, tak váhu. Celková váha letounu by měla zůstat tak nízká, jak jen to je možné, protože se tím sníží spotřeba paliva. Naopak, ze stejného důvodu by měla být aerodynamická efektivita co možná nejvyšší. [86] [87]

Aerodynamická efektivita (popř. aerodynamická jemnost) letounu je vyjádřena poměrem jeho vztlaku a odporu. V návrhu je žádoucí, aby se maximum vyskytovalo na vysokých hodnotách součinitelů vztlaku, čímž jsou minimalizovány fyzické rozměry letounu. [85] [86] [36]

Aerodynamika letounu závisí jak na profilu křídla a celkovém tvaru letounu, tak i na úhlu náběhu, Machově číslu, a Reynoldsově číslu. Obvykle se změna Reynoldsova čísla nejvíce projeví v nízkých rychlostech a změna Machova čísla ve vysokých rychlostech; změna úhlu náběhu se na aerodynamice projeví vždy bez ohledu na rychlost. [85] [89] [22] [90] [84]

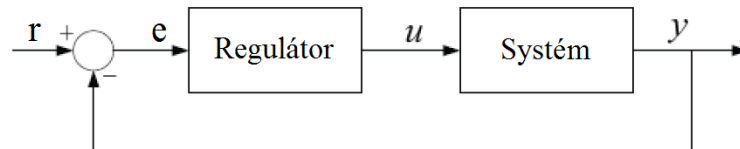
Pro výpočet aerodynamiky se využívá výpočetní dynamika tekutin (*Computational Fluid Dynamics* – CFD), což je oblast fyziky zabývající se modelováním a prouděním. Zajišťuje predikci proudění tekutin použitím: [91]

- Matematického modelování – řešením parciálních diferenciálních rovnic (Partial Differential Equations – PDE)
- Numerických metod (diskretizace a techniky pro nalezení řešení)
- Softwarové nástroje (řešitele, aplikace pro pre- a post-processing)

Jinými slovy, CFD používá numerické metody pro vyřešení problému interakce tekutin s pevným povrchem [92] [93].

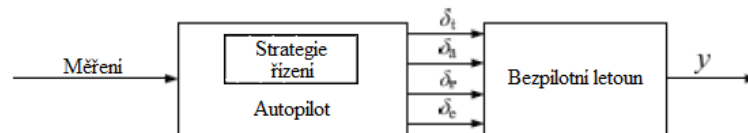
## 2.4 Řídicí systém, autopilot

Jedním z úkolů řídicího systému je umožnit letounu dokončit definovanou misi optimálním způsobem; přičemž optimální způsob závisí na cíli mise. Na *Obr. 2.5* je vidět obecný příklad obvodu řídicího systému se zpětnou vazbou. Na vstup regulátoru je přivedena regulační odchylka, což je hodnota rozdílu požadované referenční hodnoty  $r$  a aktuální hodnoty na výstupu systému  $y$ . Regulátor pak generuje akční veličinu  $u$ , která řídí daný systém. [94] [43] [83]



*Obr. 2.5: Řídicí systém se zpětnou vazbou a jedním stupněm volnosti [94]*

Na *Obr. 2.6* je možné vidět autopilota bezpilotního letounu konfigurace pevné křídlo s vestavěnou strategií řízení. Výstupní parametry jednotlivých regulátorů, resp. vstupní parametry letounu jsou: příkaz ke změně nastavení škrticího ventilu, křidélek, směrového kormidla, a výškového kormidla. Je nutné dodat, že vzhledem ke komplexnosti není vhodné takovýto řídicí systém syntetizovat najednou, ale je výhodnější ho rozdělit na dílčí části a ty pak zkoumat odděleně. [94] [43] [14]



*Obr. 2.6: Autopilot s vestavěnou strategií řízení [94]*

### 2.4.1 PID regulátory

Tři různé typy regulátorů s proporciální, integrační a derivační částí (PID) jsou v průmyslu široce používaným standardem pro řízení procesů a strojů. Důvodem je jejich jednoduchá struktura, která je zároveň poměrně robustní, protože mnoho problémů v řízení může být jednoduše, a přitom dostatečně kvalitně vyřešeno pomocí PID regulátorů. [95] [96] [97] [83]

Obecná rovnice PID regulátoru se zpětnou vazbou je znázorněna v (2.1), kde parametry  $K_p$ ,  $K_i$ , a  $K_d$  jsou koeficienty proporcionální, integrační a derivační komponenty vstupního signálu  $e$ . Nastavením tří koeficientů pak obdržíme požadovanou dynamiku regulátoru. [43] [83]

$$u(t) = K_p \cdot e(t) + K_i \cdot \int e(t) dt + K_d \cdot \dot{e}(t) \quad (2.1)$$

Tato rovnice lze také zapsat ve formě (2.2). [83] [98]

$$u(t) = K_p \left( e(t) + \frac{1}{T_i} \cdot \int e(t) dt + T_d \cdot \dot{e}(t) \right) \quad (2.2)$$

#### 2.4.2 Ziegler-Nicholsova metoda kritických parametrů

Pro zjednodušení procesu ladění řídicího systému, navrhli Ziegler a Nichols metodu, která je široce používána jak ve své v základní, tak v modifikované formě. [99] [100] [96].

Postup metody kritických parametrů pro řídicí obvod s uzavřenou smyčkou je následující: [100] [101] [97] [98]

- Vyřazení integrační a derivační složky PID regulátoru (nastavení zesílení  $K_i$  a  $K_d$  na 0, resp. časové konstanty  $T_i$  na nekonečno a  $T_d$  na 0).
- Vyřazení proporční složky (nastavení zesílení  $K_p$  na 0).
- Zvyšování hodnoty zesílení  $K_p$  až do chvíle, kdy je dosažena hranice stability – toto se vyznačuje trvalými oscilacemi řízené veličiny, přičemž oscilace mají stejnou výšku. V tomto bodě je dosaženo kritické hodnoty zesílení  $K_{krit}$ . Pokud není možné oscilace vyvolat, je potřeba pro nastavení PID regulátoru použít jinou metodu.
- Změření periody oscilace k získání kritické hodnoty časové konstanty  $T_{krit}$ .
- Ze získaných hodnot  $K_{krit}$  a  $T_{krit}$  lze poté vypočítat nastavení jednotlivých složek PID. Tabulka 2.1 obsahuje vzorce dle zvoleného typu regulátoru.

Tabulka 2.1 Rovnice pro nastavení PID dle Ziegler–Nicholsovy metody kritických parametrů [96] [101] [98] [100]

Typ regulátoru (název pravidla)	$K_p$	$T_i$	$T_d$
P (klasický)	$0,50 * K_{krit}$	-	-
PI (klasický)	$0,45 * K_{krit}$	$(1 / 1,2) * T_{krit}$	-
PD (klasický)	$0,40 * K_{krit}$	-	$0,050 * T_{krit}$
PID (klasický)	$0,60 * K_{krit}$	$0,5 * T_{krit}$	$0,125 * T_{krit}$
PID (Pessenovo integrální pravidlo)	$0,70 * K_{krit}$	$0,4 * T_{krit}$	$0,150 * T_{krit}$

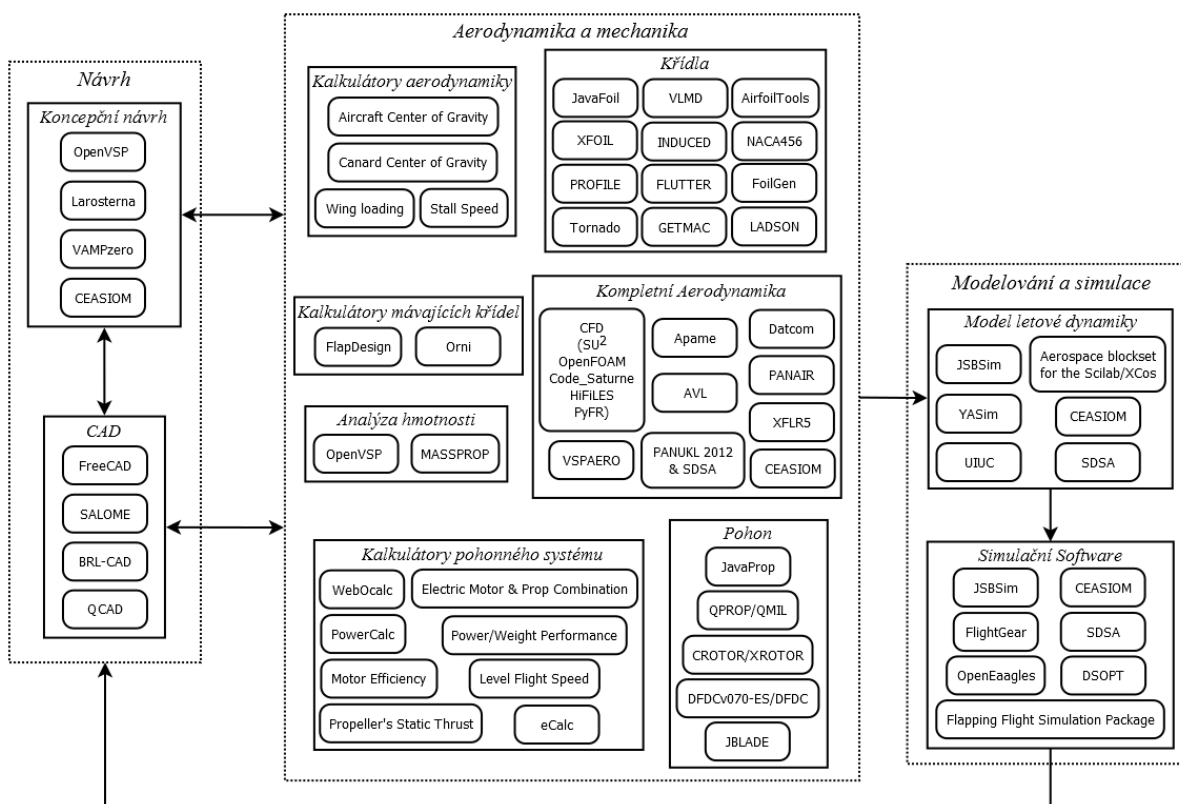
PID (s mírným překmitem)	$0,33 * K_{krit}$	$0,5 * T_{krit}$	$0,333 * T_{krit}$
PID (bez překmitu)	$0,20 * K_{krit}$	$0,5 * T_{krit}$	$0,333 * T_{krit}$

### 3. BEZPLATNÝ SOFTWARE PRO NÁVRH, ANALÝZU, MODELOVÁNÍ A SIMULACI BEZPILOTNÍHO LETOUNU

V současné době lze nalézt velké množství bezplatného softwaru, včetně toho s otevřeným kódem, použitelného v leteckém inženýrství. Některé z těchto aplikací je možné využít i pro bezpilotní letouny. Protože je ale velmi obtížné plně obsáhnout všechny tento software, jsou zde analyzovány a popsány jen ty, které byly použity pro splnění cílů této práce.

Schéma na Obr. 3.1 představuje komplexní shrnutí současného stavu bezplatného softwaru pro efektivní návrh, analýzu, modelování a simulaci bezpilotního mini-letounu; je zde uvedeno více jak 50 aplikací a všechny jsou popsány v autorově publikaci č. 1 [102].

Diagram ukazuje cesty, kterými mohou být předána data mezi aplikacemi. Propojení může být jak přímé (kompatibilní formáty), tak nepřímé (manuální zadání vstupních/výstupních hodnot, koeficientů, tabulek apod.). Je zde také ilustrována potenciální zpětná vazba ze simulací na část návrhu, která zdůrazňuje možnost vylepšení stávajícího letounu a vytvoření jeho nové verze. Pokud jsou všechny parametry letounu již známy, tak první dvě části softwaru nemusí být uvažovány a je tedy možné přejít rovnou k modelování a simulaci.



Obr. 3.1: Obecné propojení bezplatného softwaru pro návrh, analýzu, modelování a simulaci bezpilotního letounu [102]

Výhodou tohoto schématu je, že mnohé uvedené aplikace lze využít pro širokou škálu typů letounů, včetně těch, které létají vyšší než podzvukovou rychlostí. Programy také nejsou vždy jen striktně zaměřeny na klasickou konfiguraci letounů s pevným křídlem, ale zabírají širší oblast, včetně letounů s rotačním křídlem, letounů s mávajícím křídlem (*Flapping-Wing*), letounů lehčích než vzduch (*Lighter-than-Air*), a také některých hybridních typů, jako jsou letouny dosedající na ocas, letouny s dmychadlem (*Ducted Fan*), letouny s měkkým křídlem (*Soft-Wing*; např. rogallo, padák) apod. Nicméně, nejširší možnosti a komfort práce s aplikacemi jsou stále nejvíce patrné u konfigurace letounů s pevným křídlem než u jiných typů. Proto také může být vývoj např. letounu lehčího než vzduch obtížnější, a bylo by pravděpodobně i nutné rozšířit kód programu. Vzhledem k tomu, že většina aplikací je dodávána s open-source licencí, neznamená nutnost rozšíření neřešitelný problém.

Jak je vidět z *Obr. 3.1*, jednoznačně převažuje software pro aerodynamickou analýzu letounu, křídel a jejich profilů. Toto má svůj důvod, neboť metody pro aerodynamickou analýzu se vyvíjí již řadu let a tento software obsahuje jak výpočetně jednodušší (AVL, PANAIR, XFOIL), tak i výpočetně složitější (CFD) postupy. Neustálou potřebu vývoje tohoto druhu aplikací ještě umocňuje fakt, že přesná aerodynamická analýza letounu je důležitá kvůli vyhodnocení jeho stability, manévrovatelnosti a energetické efektivity (tj. spotřebě).

Pohonné a řídicí systémy jsou druhou nejčastěji zkoumanou oblastí bezpilotního letounu. Získané údaje jsou převážně využívány v modelech letové dynamiky a simulátorech. Detailní aerodynamika a efektivita vrtulí, rotorů nebo dmychadel může být analyzována za použití samostatných aplikací jako je JavaProp, QPROP/QMIL, CROTOR/XROTOR, a DFDC. Pro odhad některých údajů je také možné využít uvedené kalkulátory.

Je zřejmé, že všechny tyto aplikace nemusí být při vývoji bezpilotního letounu použity v jednom projektu, protože jsou např. zaměřeny jen na určitý typ letounu, pohonu nebo mají lepší alternativy. Dále je nutné upozornit, že ve schématu nejsou zahrnuty aplikace pro strukturální analýzu. Modelování a simulace se bez těchto aplikací může obejít, nicméně v profesionálním vývoji bezpilotního letounu je nutné strukturální analýzu provést. Pro tento účel by mohla být použita bezplatná aplikace CalculiX.

### **3.1 Možnosti a návrh rozšíření bezplatného softwaru**

Z *Obr. 3.1* je vidět, že software zaměřující se na návrh a aerodynamiku je nejvíce rozvinutou oblastí. Je zde mnoho aplikací, které jsou stále vyvíjeny, a bylo by tedy plýtvání zdroji, pokud by došlo k vytvoření zcela nových aplikací a algoritmů, používajících stejné metody, postupy a rovnice. Naproti tomu podpora již vyvíjených aplikací je správnou cestou. V takovémto případě si zaslouhují pozornost aplikace OpenVSP, FreeCAD, SU<sup>2</sup>, OpenFOAM, PyFR a popřípadě i jednotlivé kalkulátory.

Největším problémem bezplatného softwaru je v možnostech jejich propojení. V některých případech neexistuje přímá konverze souborů nebo je jen částečná, což zbytečně zpožďuje vývoj letounu. Kvůli tomu je důležité se u aplikací zaměřit nejen na jejich funkčnost, ale také na dostatečný počet běžně užívaných importních a exportních formátů. Toto je hlavním klíčem k vytvoření komplexního bezplatného softwarového systému s variabilními možnostmi využití, včetně napojení na jiné externí a popřípadě i placené aplikace.

V softwaru pro modelování a simulaci jsou stále některé oblasti, které potřebují další vývoj pro efektivní simulaci bezpilotních letounů. Např. JSBSim a FlightGear umožňují modelování elektrických motorů, ale jedinou vstupní proměnnou je výkon (u definice vrtulí je ještě možné nepřímo zadat i otáčky motoru a převodový poměr). Navíc zde ani není modelován zdroj elektrické energie, který je tím pádem brán jako nekonečný. Tyto aplikace by tedy mohly být rozšířeny o simulaci efektivnosti motoru, změny teploty motoru při různém zatížení, vybíjení a nabíjení akumulátorů, solární články, palivové články nebo energetické zdroje na bázi metanolu či vodíku atd.

JSBSim, FlightGear a MIXR (dříve OpenEagles) mají definované komponenty k vytvoření řídicího systému, nicméně samotné nastavení je plně na uživateli. Není zde žádná aplikace, která by tento proces ulehčovala, a dokázala by vytvořit schéma vizuální cestou s možností nastavit PID parametry některou ze známých metod za pomoci jen minimální interakce a základních znalostí uživatele. Systém komponent autopilota v JSBSim je nicméně koncipován tak, že je možné využít genetický algoritmus, a dokonce i metody symbolické regrese (např. gramatické evoluce) pro návrh řídicích systémů.

V JSBSim je také obdobný problém s definicí simulačních experimentů. Skripty pro simulace se musí vytvářet manuálně v textovém editoru, což zvyšuje náchylnost k chybám. Tyto chyby se navíc uživateli projeví až při spuštění skriptu a není proto možné je odhalit ještě předtím. Schází zde tedy aplikace pro správu simulací, která by nabídla přehlednější a jednodušší rozhraní mezi člověkem a simulačním nástrojem JSBSim.

Aplikace FlightGear a MIXR podporují testování nových algoritmů určených pro inteligentní bezpilotní letouny, které by mohly detekovat a sledovat živé bytosti, vyhnout se případným kolizím a provádět průzkum. Jsou také nejlepšími kandidáty pro simulaci nejrůznějších typů senzorů a kamer. V takovýchto případech by bylo unikátní přidat možnost modelování vhodných fyzikálních zdrojů pro tyto senzory, např. zdroj tepla, zdroj a intenzita záření, obsah chemických látek ve vzduchu apod. Detekcí těchto zdrojů by se pak daný senzor aktivoval a zaznamenal by vstupní data. Ačkoliv lze senzory v těchto aplikacích modelovat, tak pro tyto konkrétní případy by musely být modely rozšířeny ke specifickému užití o další fyzikální parametry jako je citlivost nebo možnost snímat data jen do určité vzdálenosti od zdroje apod.

V těchto aplikacích je dán základ pro simulaci komunikace s letounem, které může být použito pro testování chování bezpilotního letounu při ztrátě signálu

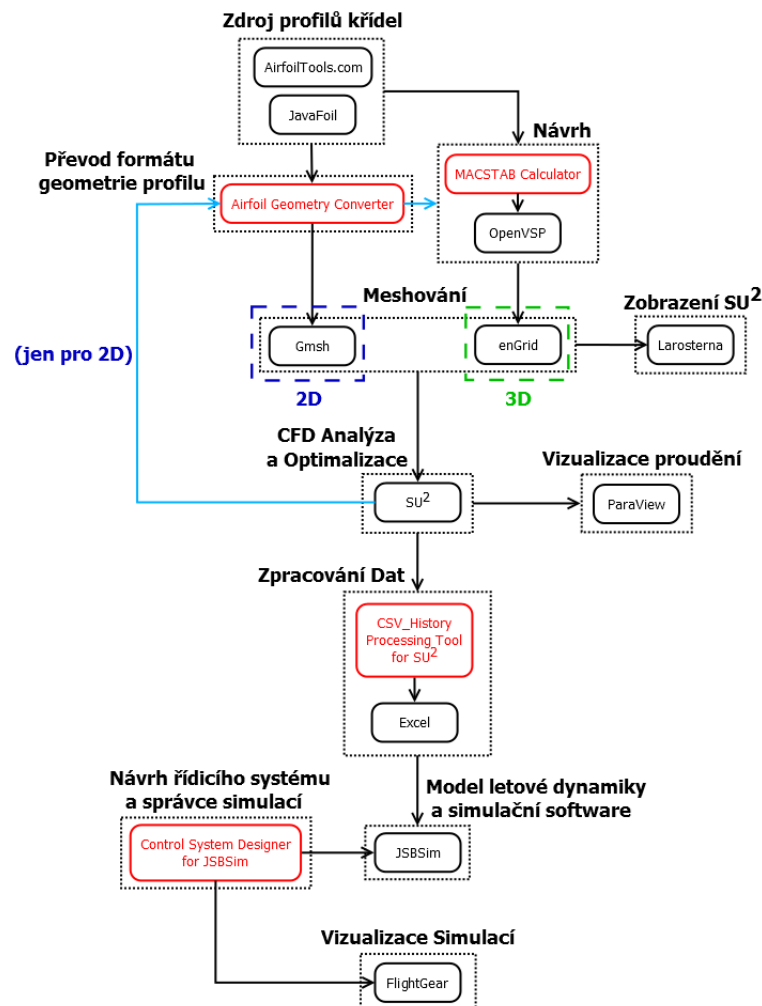
z pozemní řídicí stanice. Nicméně samotné fyzikální principy přenosu rádiových vln a jejich útlumu nejsou v tomto softwaru namodelovány. Toto rozšíření by bylo nejvhodnější aplikovat do JSBSim, čímž by tato funkcionality byla dostupná také v MIXR a FlightGear.

Další zajímavou oblastí by bylo testování kooperativních multiagentních bezpilotních letounů společně s integrací platformy MIXR do simulátoru FlightGear, čímž by se využily výhody obou komponent. Toto by mohlo vést až k vytvoření komplexního bitevního simulátoru.

Některé ze zmíněných návrhů na rozšíření byly implementovány v rámci této práce a jsou kompletně uvedeny v plné verzi disertační práce.

### 3.2 Softwarový systém pro vývoj modelu bezpilotního letounu

V této části je popsán software, který byl použit pro vývoj modelu bezpilotního mini-letounu. Kompletní propojení mezi aplikacemi pro celý postup vývoje je ilustrováno na Obr. 3.2.



Obr. 3.2: Software pro vývoj modelu bezpilotního letounu



V rámci řešení disertační práce byly naprogramovány čtyři aplikace, které dosud neměly v bezplatné sféře své zastoupení. V diagramu jsou tyto aplikace zvýrazněny červenou barvou.

Schéma je možné rozdělit na 3 hlavní části: návrh, aerodynamická analýza a optimalizace, a modelování a simulace.

Do části návrhu se dají zařadit aplikace MACSTAB Calculator, OpenVSP, Airfoil Geometry Converter, a jako zdroje profilů křídel i AirfoilTools a JavaFoil.

V části pro aerodynamickou analýzu a optimalizaci jsou uvedeny aplikace SU<sup>2</sup>, enGrid, Gmsh, ParaView, a pro zobrazení meshe formátu SU<sup>2</sup> i Larosterna (i když se nejedná o primární účel tohoto programu). Je zde možné také zařadit JavaFoil (při využití aerodynamické analýzy profilů křídel) a Airfoil Geometry Converter (při využití automatického meshování formátů s profily křídel). Pro zpracování výsledných dat je možné využít aplikace CSV\_History Processing Tool for SU<sup>2</sup> a Excel.

Poslední částí je modelování a simulace, včetně návrhu řídicího systému. Byly zde použity aplikace JSBSim, FlightGear, a Control System Designer for JSBSim.

Diagram také zobrazuje dvě cesty: jednu pro 2D analýzu a optimalizaci (např. profilu křídel) a tu druhou pro 3D analýzu (např. letounu, křídla, ocasu). Průběh optimalizace (jen pro 2D) je ilustrován zpětnou vazbou na proces návrhu (přes aplikaci Airfoil Geometry Converter) kvůli zdůraznění možnosti vylepšit navrhovaný letoun a vytvořit jeho novou verzi.

Celý postup vývoje modelu lze stručně shrnout následujícím způsobem. Nejdříve je potřeba definovat základní požadavky na letoun a následně zvolit vhodný profil křídla a ocasu. Ve většině případů je nutné zhodnotit více profilů (a jejich případných optimalizací), dle podmínek, za kterých bude letoun operovat. Poté je vytvořen geometrický model letounu a jsou do něj aplikovány profily křídla a ocasu. Dále je letoun analyzován z hlediska stability a aerodynamiky, a pokud vyhovuje, je možné výsledky převést do matematického modelu. Nakonec je nutné navrhnout řídicí systém a provést sérii simulací pro ověření jeho funkčnosti a pro evaluaci letových vlastností letounu.

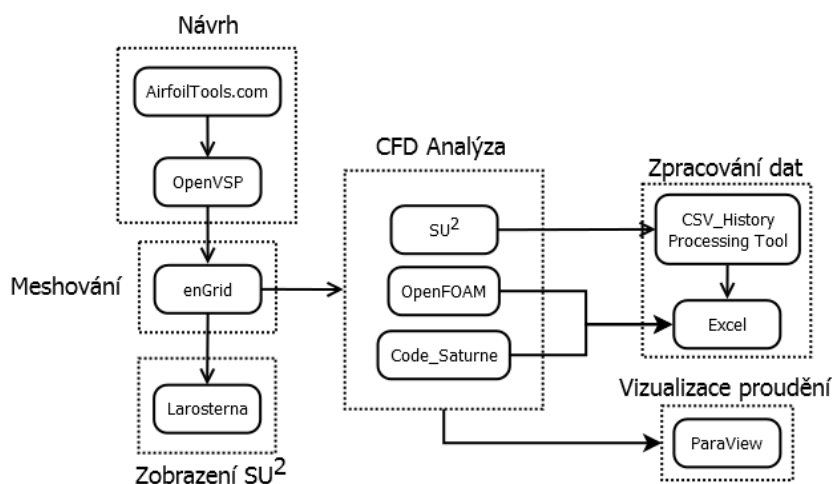
V plné verzi práce jsou popsány jednotlivé aplikace, které se nachází v prezentovaném diagramu, včetně těch naprogramovaných.

## 4. VALIDACE CFD SOFTWARE

V této části došlo k výběru vhodné aplikace pro aerodynamickou analýzu modelu bezpilotního mini-letounu. Dále byla vyhodnocena přesnost CFD aplikací pomocí již známých, reálně naměřených charakteristik bezpilotních mini-letounů řešených ve světě. Tyto nástroje byly následně využity k analýze částí i celku navrženého mini-letounu. Uvedený postup lze s určitými omezeními použít i pro bezpilotní letouny větších rozměrů a rychlostí. Výsledky prezentované v této kapitole jsou také popsány v autorově publikaci č. 6 [103].

Konkrétně jsou zde porovnány součinitele vztlaku a odporu dvou malých bezpilotních letounů z německých projektů AVIGLE [78] a SAGITTA [88]. Výsledky pro projekt SAGITTA jsou prezentovány v plném textu disertační práce.

Celkově byly testovány 3 aplikace: SU<sup>2</sup>, OpenFOAM, Code\_Saturne. Konkrétní schéma propojení bezplatných aplikací je zobrazeno na Obr. 3.3. Při testování SU<sup>2</sup> byly využity dvě numerické metody proudění: ROE (Roe's Approximate Riemann Solver) a JST (Jameson-Schmidt-Turkel).

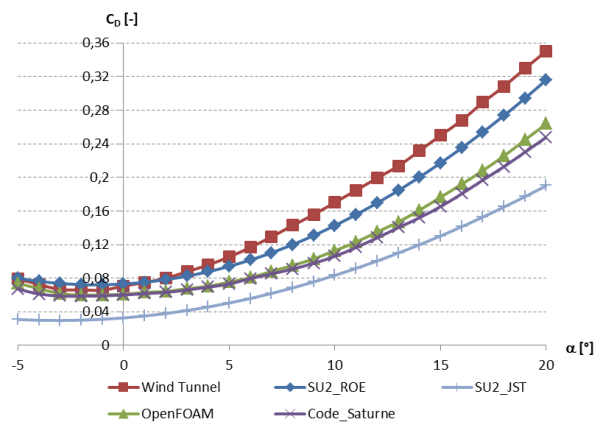


Obr. 3.3: Propojení bezplatného softwaru pro CFD analýzu

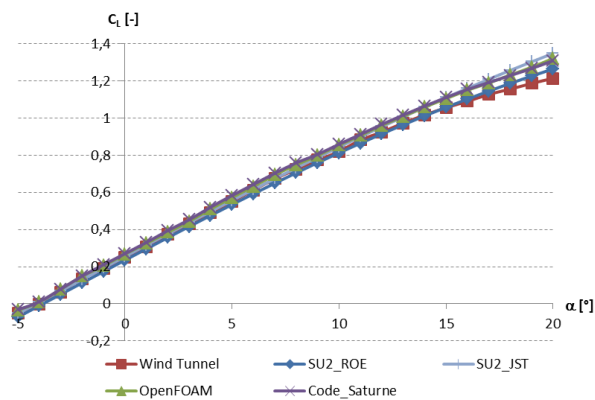
Nejprve bylo nutné vytvořit samotnou geometrii letounu. Pro tento účel byla použita aplikace OpenVSP a AirfoilTools.com. Povrchová mesh, generovaná aplikací OpenVSP byla použita jakožto vstupní bod pro generování objemové meshe. Tato operace byla provedena aplikací enGrid, která poskytuje nativní export do OpenFOAM a SU<sup>2</sup>. Export do Code\_Saturne byl proveden přes formát MSH. V aplikaci Larosterna bylo ověřeno, zda je vygenerovaná mesh ve formátu SU2 v pořádku; pro kontrolu meshe pro OpenFOAM a Code\_Saturne byla použita aplikace enGrid. Pro zpracování výsledků a pro vizualizaci byly použity aplikace CSV\_History Processing Tool for SU<sup>2</sup>, ParaView, a Excel.

## 4.1 AVIGLE Tiltwing UAV

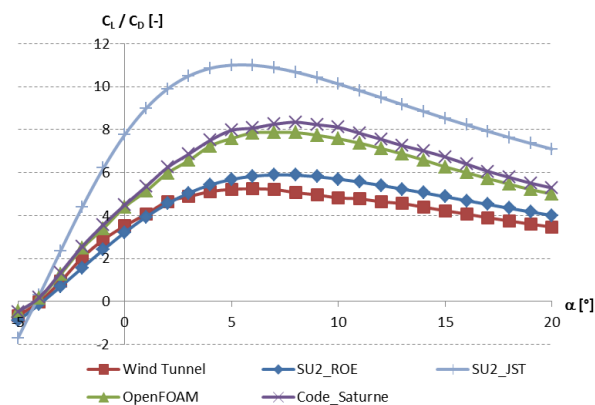
Závislosti součinitelů vztlaku a odporu, a aerodynamické jemnosti na úhlu náběhu je možné vidět na obrázcích *Obr. 3.4*, *Obr. 3.5* a *Obr. 3.6*.



*Obr. 3.4: Závislost součinitele odporu na úhlu náběhu letounu AVIGLE*



*Obr. 3.5: Závislost součinitele vztlaku na úhlu náběhu letounu AVIGLE*



*Obr. 3.6: Závislost aerodynamické jemnosti na úhlu náběhu letounu AVIGLE*

Z grafů je patrné, že pro výpočet součinitelů vztlaku je možné použít jakoukoliv z uvedených aplikací bez obav o přesnost výsledků. Nicméně nejmenší odchylku od naměřených dat pro náš případ poskytuje aplikace SU<sup>2</sup> s využitím proudění JST a ROE. Zatímco JST má lepší výsledky pro nižší hodnoty úhlu náběhu ( $\alpha \leq 9$ ), ROE je přesnější pro ty vyšší. Co se týče celkové přesnosti, tak je proudění ROE nejlepší volbou. Hodnoty z aplikací OpenFOAM a Code\_Saturne se pohybují někde mezi těmito dvěma variantami proudění.

Na druhou stranu součinitele odporu jsou podhodnoceny. Nejlepší výsledek opět poskytuje aplikace SU<sup>2</sup> s prouděním ROE. Nicméně je potřeba zohlednit, že i tak budou součinitele na vyšších úhlech náběhu ( $>5^\circ$ ) výrazněji podhodnoceny, a naopak pro nízké úhly náběhu (v intervalu  $-5^\circ$  až  $3^\circ$ ) mírně nadhodnoceny. Výsledky z aplikací OpenFOAM a Code\_Saturne jsou opět přibližně uprostřed výsledků z těchto dvou proudění. Co se týče poměrů součinitelů vztlaku a odporu, nejlépe tento poměr predikuje SU<sup>2</sup> s ROE.

Zpřesnění výpočtů pro odporovou křivku by s vysokou pravděpodobností umožnilo vygenerování mezní vrstvy. Naneštěstí aplikace enGrid nedokázala tuto vrstvu vygenerovat a pokus ukončil pád aplikace.

K výsledkům je ovšem nutné připomenout, že nebylo možné vytvořit přesně stejný model jako u originálu v důsledku nedostatku informací o všech rozměrech. Další otázkou je kvalita objemové meshe, která při testu obsahovala 188 830 trojúhelníkových povrchových buněk (triangle surface cells) a 2 074 476 čtyřstěnných objemových buněk (tetrahedron volume cells). Jedná se o dostatečnou kvalitu, která vykazuje dobrý poměr mezi přesností a dobou výpočtu. Nicméně při větším počtu elementů by obecně byla přesnost vyšší.

## 4.2 Vyhodnocení přesnosti CFD aplikací s otevřeným kódem

V závislosti na výsledcích lze konstatovat, že CFD software se správným nastavením podmínek měření je možné využít při návrhu bezpilotního mini-letounu pro analýzu jeho součinitelů vztlaku a odporu s dostatečně nízkou odchylkou od reálných dat i bez použití vysoce kvalitní meshe. Nejlépe vyhodnocené výsledky dostatečně souhlasí s daty z aerodynamického tunelu, tudíž by takto získaná CFD data měla být validní i pro podobné experimenty.

V souhrnu lze říci, že výsledky CFD analýzy závisí na použitém softwaru, jeho vývojářích, geometrii a kvalitě meshe mini-letounu, podmínkách analýzy a v neposlední řadě i samotném specialistovi na CFD analýzu.

Na druhou stranu, i při měření v aerodynamickém tunelu je možné dojít k různým výsledkům v závislosti na samotném aerodynamickém tunelu, měřicím přístrojům, kvalitě výroby modelu mini-letounu a také lidském faktoru. Toto je možné vidět na datech získaných pro model letounu SAGITTA, kde došlo k asymetrickým výsledkům, přestože měl model zcela symetrický tvar [88]. Tato situace demonstruje, že ačkoliv je důvěra v přesnost výsledků CFD analýzy obecně nižší, při menší důslednosti během reálného měření je možné obdržet méně kvalitní výsledky.

Je tedy možné konstatovat, že CFD software nabízí vhodnou alternativu k aerodynamickému tunelu. Nicméně je třeba zdůraznit, že přestože jsou velmi přesné CFD testy levnější a komplexnější, než testy v aerodynamickém tunelu, bývají také více časově náročné na analýzu jednoho úhlu náběhu, nebo úhlu vybočení). Jedná se řádově o několik hodin (běžně více než 7) na průměrném PC.

Odlišnosti ve výsledcích mohou být, kromě průměrné kvality meshe, způsobeny také nemožností nastavit přesně takové podmínky simulace, jaké byly v průběhu měření. Jinými slovy lze říci, že CFD analýza, jakožto zjednodušení reálných podmínek, v současné době nemůže plně obsáhnout všechny fyzikální souvislosti, a proto budou její výsledky pouze přibližné těm reálným. Navíc geometrie modelu AVIGLE nebyla pravděpodobně ve všech částech tak přesná, jak bylo třeba.

Výsledky pro aplikace OpenFOAM a Code\_Saturne ukázaly, že jejich výsledky jsou velice podobné, stejně jako tvar průběhu jejich křivek. Po důkladnějším (a časově výrazně náročnějším) zkoumání jejich nastavení by bylo jistě možné výsledky více zpřesnit i pro mini-letoun AVIGLE. Samozřejmě i vhodné nástroje pro návrh a meshování jsou důležité; OpenVSP i enGrid jsou v tuto chvíli nenahraditelnými nástroji v open-source CFD analýze.

Pro návrh modelu mini-letounu byla vybrána aplikace SU<sup>2</sup>. Mezi důvody patří dobrá přesnost výsledků, zaměření aplikace převážně na letecké inženýrství, jednodušší pochopení práce s aplikací, integrované optimalizační nástroje, správa kódu Stanfordskou univerzitou a volně šiřitelný zdrojový kód.

Pokud bereme v potaz jen aplikaci SU<sup>2</sup>, pak je z grafů zřejmé, že pro spíše nízké Reynoldsovo číslo ( $3,68 \times 10^5$ ) a poměrně nízkou rychlost je výrazně lepší využít proudění ROE, kde je odlišnost součinitelů odporu s reálným měřením mnohem nižší než u proudění JST. Nutno zdůraznit, že rozdíly v součinitelích vztlaku jsou minimální, i když je zde, převážně na vyšších úhlech náběhu, opět přesnější proudění ROE. Vzhledem k tomu, že mini-letoun navržený v této disertační práci bude operovat na podobných Reynoldsových číslech, byla pro jeho CFD analýzu zvolena tato varianta.

Pokud bychom ale měly letoun z výrazně vyšším Reynoldsovým číslem ( $1,7 \times 10^6$ ), je lepší využít proudění JST. Hlavní rozdíl v nastavení tedy hlavně závisí na Reynoldsově čísle, což potvrzuje domněnku, že vhodné nastavení je u těchto analýz velice důležité.

## 5. NÁVRH BEZPILOTNÍHO MINI-LETOUNU DOSEDAJÍCÍHO NA OCAS

Tato kapitola popisuje návrh malého bezpilotního letounu se dvěma vrtulemi, dosedajícího na ocas; letoun byl pojmenován zkratkou V-TS a dále v práci na něj bude takto odkazováno. Výsledky prezentované v této kapitole jsou také popsány v autorově publikaci č. 2 [104] a jsou použity i poznatky z publikace č. 11 [105].

V-TS je vyvíjeno s ohledem na požadavky pro více flexibilní průzkum a vzdálené snímání, než jaké jsou v současnosti dostupné. Použití může zahrnovat monitorování oblasti, shromažďování zpravodajských informací a ostrahu hranic pro civilní, nebo policejní účely v přírodě, nebo i méně rozsáhlé zástavbě.

Protože je V-TS kombinací letadla a koptéry, očekává se vysoká efektivita při horizontálním letu a schopnost vertikálního vzletu a přistání (VTOL). Díky tomu může V-TS startovat bez hození nebo vystřelení, a i přistání je méně komplikované, což je výhodou tohoto univerzálního UAV. Na druhou stranu tato konfigurace sebou přináší nové problémy a technické výzvy, především z hlediska řízení. Návrh musí být přizpůsobený specifickým letovým režimům a také je nutné zajistit vysokou manévrovatelnost letounu, ale zároveň i jeho dostatečnou stabilitu. Stejně tak je potřeba zajistit dobrou aerodynamickou efektivnost během jednotlivých letových režimů.

Návrh mini-letounu má následující rysy: Dvě vrtule na levém a pravém křídle, z nichž každá se otáčí různým směrem, si vzájemně vyruší točivý moment, který samy generují. K tomu je samozřejmě potřeba zajistit, aby rychlost otáček vrtulí byla synchronizována. Tato konfigurace je výrobou jednodušší, levnější a více energeticky efektivní, než ty ostatní; jako je např. využití jedné koaxiální vrtule/rotoru. Složitost řídicího systému je přitom srovnatelná; navíc konfigurace se dvěma vrtulemi také umožňuje další manévry při vertikálním letu, a nejen vzlet a přistání.

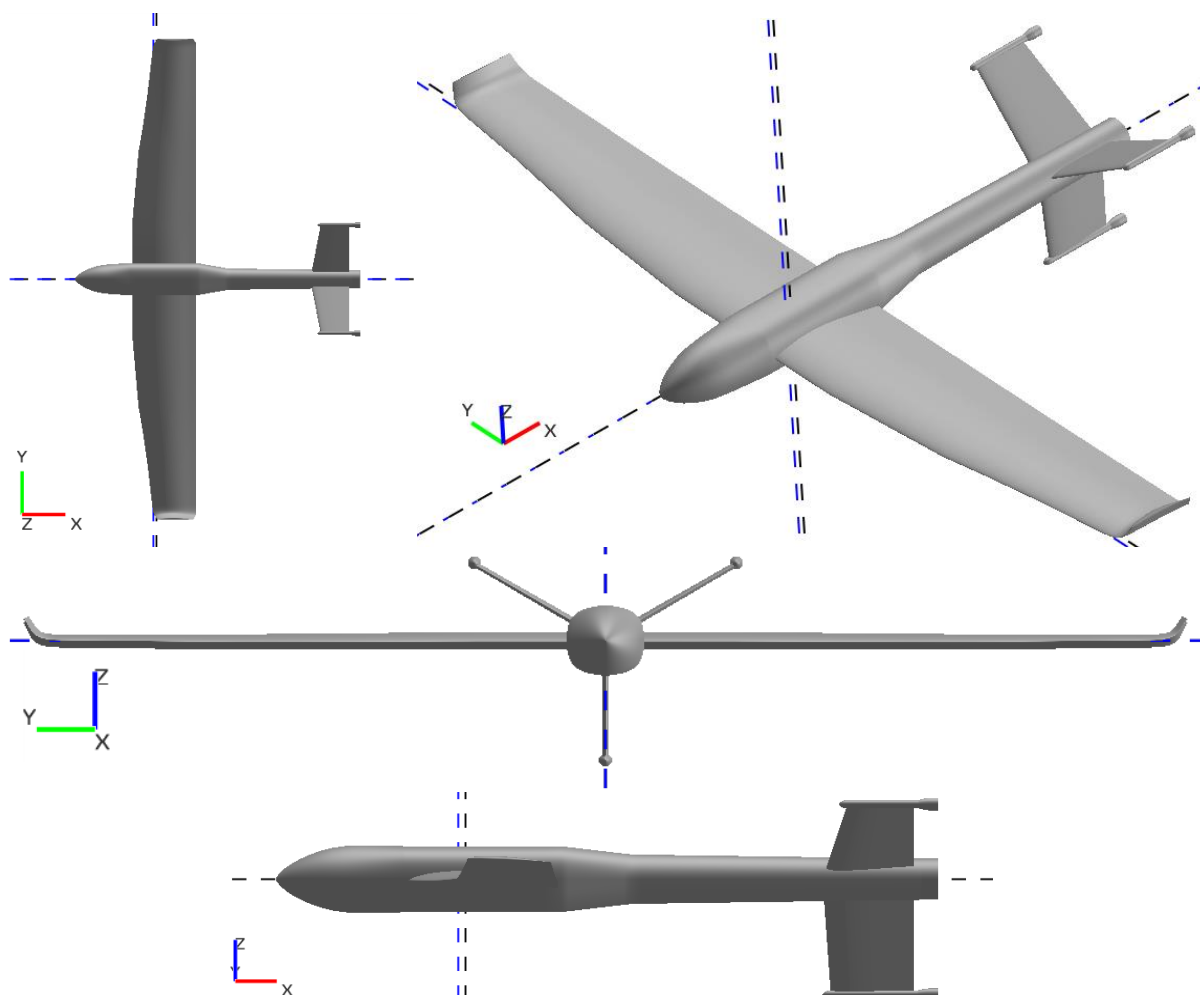
Křídélka a horizontální kormidlo během vertikálního letu umožňují řízení polohy letounu. Pokud navíc protínají oblast proudu vzduchu, který generuje vrtule, mohou být pro tuto činnost použity i při velmi nízké rychlosti letu. Pro tento typ řízení tak není potřeba dalších komplikovaných zařízení, jako jsou otočné listy rotoru, deska cyklyky a další komponenty nutné pro řízení helikoptér.

Další výhodou je minimalizace případného rušení senzorů umístěných uprostřed letounu od bočních motorů. V některých mini-letounech jsou senzory umístěny uprostřed spolu s motory, což může vést k rušení senzorů. Také se tímto zlepšují možnosti kamerového záznamu při horizontálním letu, vzhledem k tomu, že rotující vrtule na křídlech neomezují zorný úhel.

V-TS může operovat v nízkých výškách (do 1 km) a rychlostech (cca. 35-110 km/hod). Váha V-TS se všemi potřebnými komponentami by měla být okolo 1,5 kg, přičemž maximální přípustná vzletová hmotnost je 2,0 kg.

## 5.1 Geometrie mini-letounu V-TS

Na Obr. 5.1 je možné vidět 3D návrh bezpilotního mini-letounu V-TS v1-532. Modrá přerušovaná čára směřuje k aerodynamickému centru křídla a černá k těžišti celého mini-letounu.



Obr. 5.1: 3D model bezpilotního mini-letounu V-TS v1-532

Pro představu rozměrů jsou uvedeny některé hlavní geometrické parametry: délka letounu 80 cm, efektivní rozpětí křídel 135 cm, střední aerodynamická tětva 16 cm, plocha křídla 2172 cm<sup>2</sup>, efektivní plocha horizontálního stabilizátoru 252,9375 cm<sup>2</sup>, horizontální Tail Volume Ratio 0,3514 a vertikální Tail Volume Ratio 0,0302. Bližší detaily obsahuje Tabulka 5.1. Hodnoty indikují, že je mini-UAV navržený pro velkou podélnou manévrovatelnost a zároveň s dostatečnou podélnou stabilitou a dobrou směrovou a příčnou stabilitou.

Tabulka 5.1 Geometrické parametry mini-letounu V-TS

Parametr	Hodnota
Délka těla letounu	80 cm

Rozpětí křídel	138 cm
Efektivní rozpětí křídel	135 cm
Plocha křídel	2172 cm <sup>2</sup>
Efektivní plocha křídel	2139 cm <sup>2</sup>
Poměr křídel	8,768
Efektivní poměr křídel	8,52
Délka střední aerodynamické tětiny	16 cm
Bod na 25 % z délky MAC (x)	22,023 cm
Rozpětí horizontálního ocasu	35,5 cm
Plocha horizontálního ocasu	337,25 cm <sup>2</sup>
Efektivní plocha horizontálního ocasu	252,9375 cm <sup>2</sup>
Poměr stran horizontálního ocasu	3,737
Horizontální Tail Volume Ratio	0,3514
Rozpětí vertikálního ocasu	14 cm
Plocha vertikálního ocasu	147 cm <sup>2</sup>
Poměr stran vertikálního ocasu	1,333
Vertikální Tail Volume Ratio <sup>1</sup>	0,0302
Těžiště (x, y, z)	(22,851; 0; 0) cm
Neutrální bod (x, y, z)	(23,977; 0; 0) cm

Přídavné komponenty pro možnost dosednutí letounu na ocasní část byly uvažovány co možná nejmenší kvůli snížení odporu při letu, ale při tom dostatečně velké a pevné, aby stabilně unesly váhu nejméně 2 kg. Největší vahou je zatížena prostřední dosedací část, která je pevnou součástí zadního trupu a díky tomu tvoří zakončení, které má tak i svůj praktický význam.

## 5.2 Profil křídla a ocasních ploch

Za účelem výběru vhodného profilu křídla bylo analyzováno 26 profilů. Pro křídlo byl díky nejlepším aerodynamickým vlastnostem vybrán profil MH 38. Profil MH 38 byl dále optimalizován, čímž vznikl nový profil *MH 38-D\_1.2*. Tento profil má tloušťku 8,9 % na 36 % hloubky profilu a maximální prohnutí 3,9 % na 45,3 % hloubky profilu. Detaily profilu a samotné optimalizace jsou popsány v plné verzi disertační práce.

Pro ocasní část byl z 15 symetrických profilů vybrán profil S9033. Jeho maximální tloušťka je 7,5 % na 22,8 % hloubky profilu (což je záměrně méně než u křídla).

---

<sup>1</sup> Vzhledem k tomu, že horizontální ocasní část je typu V, byl zahrnut i její vliv.



## 6. AERODYNAMICKÁ ANALÝZA MINI-LETOUNU V-TS

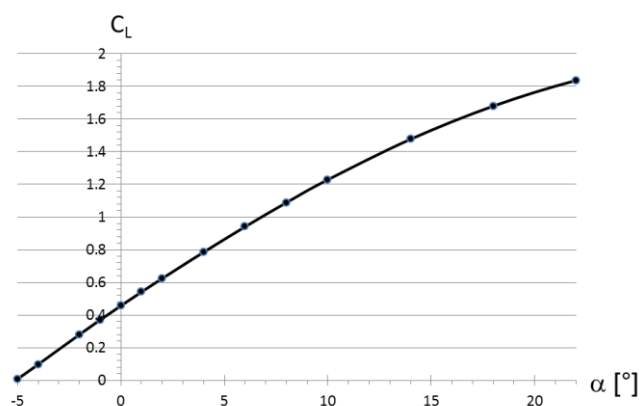
Nedílnou součástí návrhu modelu mini-letounu V-TS je také aerodynamická analýza, kterou popisuje tato kapitola. Většina výsledků, které jsou prezentovány je uvedena v autorově publikaci č. 2 [104].

Zjištění aerodynamických koeficientů letounu v podstatě spadá pod obecnou oblast identifikace a popisu systému, díky níž lze následně vytvořit model systému, využitelný v simulacích. Kompletní aerodynamická analýza zahrnuje změnu součinitelů vztlaku, odporu, boční síly, a momentu klopení, klonění a zatačení v závislosti na změně úhlu náběhu, změně úhlu vybočení, a také v závislosti na změně úhlu všech řídicích prvků (tj. křidélek, klapek, horizontálního a vertikálního kormidla). Tyto údaje byly nutnými (ovšem ne jedinými) parametry pro vytvoření modelu bezpilotního mini-letounu v JSBSim.

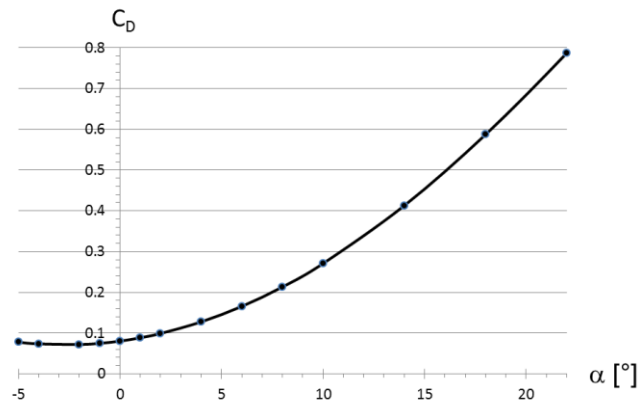
Povrchová mesh byla získána pomocí aplikace OpenVSP a následná objemová mesh v aplikaci enGrid. Objemová mesh ve finále obsahovala 142 896 trojúhelníkových povrchových buněk (triangle surface cells) a 1 398 208 čtyřstěnných objemových buněk (tetrahedron volume cells).

Při aerodynamické analýze byly opět použity RANS rovnice s řešitelem pro stlačitelné proudění; použita byla aplikace SU<sup>2</sup> verze 4.0.

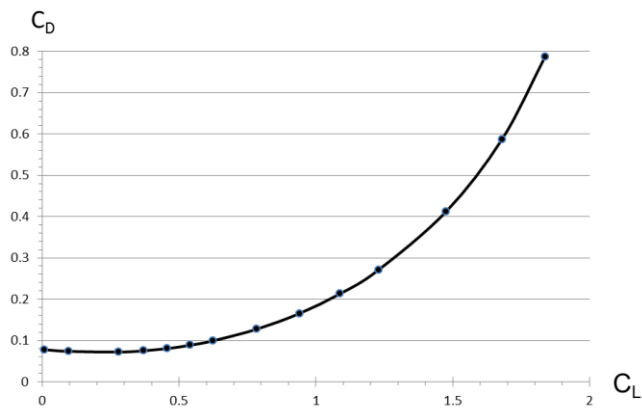
Jedna z analýz mini-letounu V-TS byla provedena při rychlosti 15 m/s (Mach 0,0441) a Reynoldsově čísle  $1,67 \times 10^5$ . Toto souhlasí s běžnými provozními podmínkami mini-letounu. Aerodynamické charakteristiky mini-letounu lze vidět v grafech na *Obr. 6.1*, *Obr. 6.2*, *Obr. 6.3*, *Obr. 6.4*, a *Obr. 6.5*. U plné verze disertační práce jsou v příloze na DVD umístěny také výsledky rozšířené analýzy letounu, které zahrnují úhly náběhu v intervalu  $-180^\circ$  až  $180^\circ$ ; a také analýzu aerodynamických součinitelů vzhledem k úhlu vybočení.



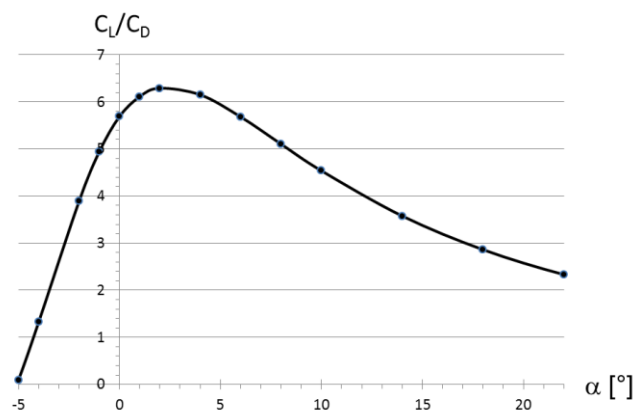
*Obr. 6.1: Vztlaková křivka mini-letounu V-TS (Mach 0,0441;  $Re$   $1,67 \times 10^5$ )*



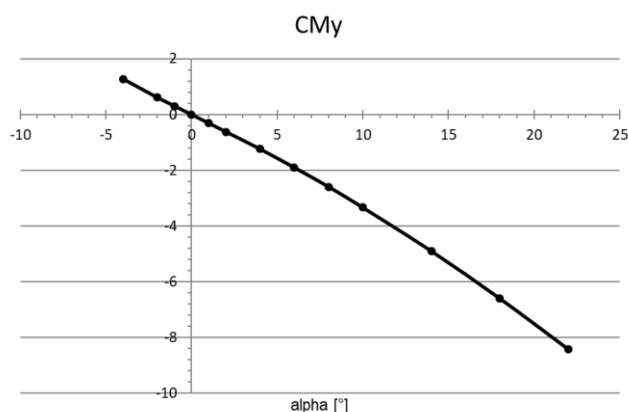
Obr. 6.2: Odporová křivka mini-letounu V-TS (Mach 0,0441;  $Re\ 1,67 \times 10^5$ )



Obr. 6.3: Polára mini-letounu V-TS (Mach 0,0441;  $Re\ 1,67 \times 10^5$ )



Obr. 6.4: Aerodynamická jemnost mini-letounu V-TS (Mach 0,0441;  $Re\ 1,67 \times 10^5$ )



Obr. 6.5: Křivka součinitele klopného momentu mini-letounu V-TS (Mach 0,0441;  $Re$   $1,67 \times 10^5$ )

Aerodynamická jemnost je velmi dobrá, ale součinitel odporu na vyšších úhlech náběhu výrazně narůstá.

Hodnota  $C_{L0}$  je 0,457, což znamená, že křídla budou na úhlu náběhu  $0^\circ$  při rychlosti 15 m/s generovat sílu o velikosti 13,428 N. Tato síla dokáže zvednout objekt o váze přibližně 1,369 kg. Dostatečná síla k nadzvednutí hmotnosti V-TS (tj. 1,5 kg) by měla být generována okolo úhlu náběhu  $0,5^\circ$  se vztlakovým součinitelem 0,499. Síla k nadzvednutí maximální vzletové hmotnosti (tj. 2 kg) je generována na úhlu náběhu  $2,5^\circ$  se součinitelem vztlaku 0,664 a velmi blízko maximální hodnotě aerodynamické jemnosti. Toto znamená, že při dané rychlosti bude mini-letoun V-TS létat na úhlech náběhu v rozmezí  $0,5^\circ$  až  $2,5^\circ$ . To zajistí aerodynamickou jemnost v rozmezí 5,9 a 6,29 (okolo maximální hodnoty) a součinitele odporu v intervalu od 0,0844 do 0,1063 během většiny letového času.

Součinitel odporu při nulovém vztlaku ( $C_{D0}$ ) se pohybuje okolo hodnoty 0,078; nejnižší hodnota součinitele odporu je přitom 0,0721 na úhlu náběhu  $-2^\circ$ . Když porovnáme výsledky CFD analýzy s měřením v aerodynamickém tunelu pro mini-letoun AVIGLE, je vidět, že naměřené hodnoty součinitelů odporu jsou pro malé úhly náběhu nižší než ty získané CFD analýzou. Lze tedy odhadnout, že pro V-TS by mohly být tyto hodnoty reálně ještě nižší, než je uvedené výše.

Maximální součinitel vztlaku má hodnotu 2,05 pro úhel náběhu  $36^\circ$ . Nicméně při porovnání reálného a vypočítaného  $C_{Lmax}$  u mini-letounu AVIGLE bylo zjištěno, že je tento parametr nadhodnocen o asi 25 %. Reálný odhad tedy je 1,57 na úhlu náběhu  $16^\circ$ . S ohledem na to se hodnota pádové rychlosti pohybuje v rozmezí 30,4 a 35,2 Km/h (v závislosti na hmotnosti).

Graf na Obr. 6.5 dokazuje, že V-TS vykazuje dobrou podélnou statickou stabilitu – je zde záporná klopivá derivace  $\left(\frac{\partial C_{My}}{\partial \alpha} < 0\right)$ . Pokud je tedy mini-letoun vychýlen z dráhy letu kolem osy y, má tendenci se vracet zpět do původní pozice bez zásahu řídicího systému.

## 7. MODEL BEZPILOTNÍHO MINI-LETOUNU

V této kapitole je definován model bezpilotního mini-letounu V-TS. Jak již bylo zmíněno, model včetně pohonného systému byl vytvořen ve formátu aplikace JSBSim. Ve své podstatě se jedná o definici parametrů mini-letounu a jeho systémů, které jsou poté dosazeny do nelineárních matematických modelů naprogramovaných v JSBSim. Aerodynamická data byla získána z analýzy popsané v předešlé kapitole.

XML soubor s modelem mini-letounu obsahuje: geometrické parametry (rozpětí křídel, plocha křídel, střední aerodynamická tětíva atd.), hmotnostní parametry (hmotnost, těžiště atd.), pohonný systém (motory, vrtule – jejich charakteristiky jsou uvedeny v externích souborech), definici řídicích ploch (minimální a maximální úhel kormidel, křídélek atd.), aerodynamiku (vztlak, odpor, momenty, atd.), interakci letounu se zemí (struktura, podvozek, velikost tření, atd.) a odkaz na soubor autopilota (řídicí systém je popsán v kapitole 8). Dále je v souboru odkaz na systém GNCUtilities, který umožňuje používání waypointů, a na systém pro detekci havárie (tyto dva systémy byly převzaty z modelů JSBSim a dle nutnosti nepatrně upraveny). Tyto jednotlivé sekce dohromady popisují parametry modelu, které jsou dosazovány do nelineárních rovnic modelu letové dynamiky uvnitř JSBSim.

Všechny soubory jsou uvedeny v příloze na DVD u plné verzi disertační práce a zde jsou stručně popsány jen některé hlavní části.

Část s geometrií v podstatě jen kopíruje údaje, které obsahuje Tabulka 5.1. Je zde uveden obsah křídla, rozpětí, střední aerodynamická tětíva, obsah horizontální a vertikální ocasní plochy, délka ramen pro ocasní plochy, referenční bod, na kterém byly získány aerodynamické charakteristiky (*AERORP*). Dále také referenční bod pro kameru (*EYEPOINT*) a pro 3D model letounu (*VRP*). Všechny rozměry jsou v metrech nebo čtverečních metrech. V následující ukázka uvádí jednotlivé hodnoty (referenční body byly vynechány).

```
<metrics>
  <wingarea unit="M2"> 0.217200 </wingarea>
  <wingspan unit="M"> 1.3500 </wingspan>
  <chord unit="M"> 0.16026 </chord>
  <htailarea unit="M2"> 0.02920670671 </htailarea>
  <htailarm unit="M"> 0.46916 </htailarm>
  <vtailarea unit="M2"> 0.01470000 </vtailarea>
  <vtailarm unit="M"> 0.46219 </vtailarm>
  ... <!-- vynechané referenční body -->
</metrics>
```

Další sekci souboru jsou údaje související s váhou letounu (*emptywt*), pozicí těžiště (*CG*), momenty setrvačnosti a jejich součinem ( $i_{xx}$ ,  $i_{yy}$ ,  $i_{zz}$ ,  $i_{xy}$ ,  $i_{xz}$ ,  $i_{yz}$ ), popř.

dalším užitečným zatížením, či komponentou letounu (*pointmass*). Vzhledem k tomu, že je akumulátor poměrně těžká součást letounu, je zde uveden samostatně.

```
<mass_balance>
  <ixx unit="KG*M2"> 0.070295958 </ixx>
  <iyy unit="KG*M2"> 0.049709623 </iyy>
  <izz unit="KG*M2"> 0.118645864 </izz>
  <ixy unit="KG*M2"> -0.000043950794 </ixy>
  <ixz unit="KG*M2"> 0.0002200620325 </ixz>
  <iyz unit="KG*M2"> 0.0000011274743 </iyz>
  <emptywt unit="KG"> 1.1 </emptywt>
  <location name="CG" unit="M">
    <x> 0.22900 </x>
    <y> 0 </y>
    <z> 0 </z>
  </location>
  <pointmass name="Accumulator">
    <weight unit="KG">0.400</weight>
    <location unit="M">
      <x> 0.22900 </x>
      <y> 0.0 </y>
      <z> 0.0 </z>
    </location>
  </pointmass>
</mass_balance>
```

Další sekce obsahuje podvozek a struktury letounu, které reagují se zemí. Je zde vždy uveden typ a pozice kontaktního bodu. Je potřeba zdůraznit, že JSBSim jiným způsobem kolize netestuje, a proto je nutné uvést aspoň 3 základní body struktury, které letoun definují.

Další částí souboru je pohonný systém, který se odkazuje na soubory s definicí motoru a vrtule. Byly použity dva 400 W elektrické motory, které pohánějí vrtule typu APC 12x6E. Níže je možné vidět specifikaci polohy motoru a vrtule; přičemž vrtule je nakonfigurována jako tlačná.

Pro správnou funkčnost JSBSim zde také musí být uvedena nádrž s palivem; nicméně v případě elektrického motoru není využívána pro simulaci.

U specifikace vrtule APC 12×6E byly údaje převzaty z měření od výrobce [106], popř. byly dopočítány dle údajů od výrobce. Stejně jako v případě motoru, jsou zde uvedené údaje poměrně srozumitelné – v případě tabulek pro součinitel tahu a součinitel výkonu vrtule je v prvním sloupci uveden rychlostní poměr vrtule (*advance ratio* – *J*).

```

<propeller name="APC 12×6E Propeller" version="1.1">
  <ixx unit="KG*M2"> 0.00020850575331024 </ixx>
  <diameter unit="IN"> 12.0 </diameter>
  <numblades> 2 </numblades>
  <minpitch> 11.98 </minpitch>
  <maxpitch> 11.98 </maxpitch>
  <minrpm>0</minrpm>
  <maxrpm>16000</maxrpm>
  <gearratio>1.0</gearratio>
  <table name="C_THRUST" type="internal">
    <tableData>
      0    0.0984
      0.02 0.0972
      0.05 0.0958
      ... <!-- vynechány údaje tabulky se součinitelem tahu -->
      0.68 0.0049
      0.70 0
    </tableData>
  </table>
  <table name="C_POWER" type = "internal">
    <tableData>
      0    0.035
      0.02 0.0355
      0.05 0.0359
      ... <!-- vynechány údaje tabulky se součinitelem výkonu -->
      0.68 0.0073
      0.70 0.0044
    </tableData>
  </table>
</propeller>

```

Po pohonném systému byly v souboru uvedeny řídicí prvky letounu, jako je výškovka, směrovka, křidélka, klapky a plynové pedály. Např. pro výškovku je nejdříve určeno, které proměnné zasahují do jejího nastavení, přičemž jsou všechny sečteny (resp. odečteny, protože hodnoty mohou být i záporné). Celkový výsledek je limitován na interval  $\langle -1, 1 \rangle$ . Následně se tato hodnota musí škálovat na velikost úhlu, který může být jen v intervalu  $\langle -30^\circ, 30^\circ \rangle$ . Poté se nastaví normovaná hodnota tohoto intervalu.

Konec definice letounu obsahuje aerodynamické údaje. Toto je nejobsáhlejší část konfiguračního souboru (aerodynamiku je případně možné uvést i v externím souboru). Je zde 6 definovaných oblastí, které korespondují s třemi translačními a třemi rotačními osami. Výsledné síly a momenty jsou poté sečteny z jednotlivých definovaných částí.

Zde je ukázána pouze část hodnot z tabulky součinitelů odporu v závislosti na úhlu náběhu a rychlosti letu. Odporová síla  $D$  je vypočítána jako násobek hodnot  $q$ ,  $s$ , a  $C_{D\_alpha}$ . Obdobný postup je aplikován u zbývajících aerodynamických charakteristik.

```

<aerodynamics>
  <axis name="DRAG">
    <function name="aero/coefficient/CDalpha">
      <product>
        <property>aero/qbar-psf</property>
        <property>metrics/Sw-sqft</property>
        <table name="Table_CDalpha">
          <independentVar lookup="row">aero/alpha-rad</independentVar>
          <independentVar
lookup="column">velocities/mach</independentVar>
          <tableData>
            0.04408 0.08816
            -3.14159265 0.07195 0.043610757
            ... <!-- vynechána data -->
            -0.01745329 0.07486 0.044742318
            0.00000000 0.08029 0.04903001
            0.01745329 0.08854 0.055495492
            ... <!-- vynechána data -->
          </tableData>
        </table>
      </product>
    </function>
    ... <!-- vynechány další charakteristiky pro odpor -->
  </axis>
  ... <!-- vynechány ostatní aerodynamické charakteristiky -->
</aerodynamics>

```

## 8. NÁVRH ŘÍDICÍHO SYSTÉMU BEZPILOTNÍHO MINI-LETOUNU

Pro návrh řídicího systému mini-letounu je zapotřebí vyřešit tyto úkoly:

- Navrhnout jednotlivé režimy letu mini-letounu
- Navrhnout schéma řídicího systému jednotlivých režimů
- Nastavit vhodné hodnoty komponent v řídicím systému (např. pro PID)
- Simulací ověřit funkčnost řídicího systému

### 8.1 Režimy letu bezpilotního mini-letounu V-TS

V této kapitole jsou koncepčně definovány a popsány jednotlivé režimy letu a řízení mini-letounu V-TS. Jsou přiblíženy také problémy, které vzhledem k této konfiguraci mohou nastat. Výsledky prezentované v této kapitole jsou také popsány v autorově publikaci č. 2 [104].

Jak již bylo naznačeno, řídicí systém navrženého mini-letounu je kombinací řídicích systémů letounu s pevným křídlem a duokoptéry<sup>2</sup>; proto lze letové režimy rozdělit na horizontální (letadlo) a vertikální (duokoptéra). Je možné si všimnout, že v obou režimech letu existují v podstatě stejné typy řízení, s tím rozdílem, že se mění akční členy, které je zajišťují<sup>3</sup>.

#### 8.1.1 Režim horizontálního letu

Řídicí systém pro letoun s pevným křídlem řídí základní veličiny potřebné ke správnému chodu letounu pomocí motorů (rychlost), křidélek (směr letu, vyrovnání křídel), horizontálního kormidla (výška, úhel podélného sklonu) a vertikálního kormidla (moment zatažení). V případě nutnosti nebo volby letu při nízkých rychlostech je také možné využít klapky pro zvýšení vztlaku.

Tento režim tedy kopíruje řízení letadla.

#### 8.1.1 Režim vertikálního letu

Během návrhu řídicího systému pro duokoptéru je možné zaznamenat, že hlavním akčním členem jsou zde motory a jejich výkon, resp. rychlost otáčení. Pomocí synchronizace rychlosti otáčení motorů lze měnit rychlost a výšku, prudším zvýšením rychlosti otáčení jednoho z motorů a následné dorovnání rychlosti motorem druhým lze měnit pozici letounu, jemným zvýšením rychlosti otáčení jednoho z motorů a případně i velice jemné snížení rychlosti druhého lze měnit směr letu (vedlejší produktem zde ale může být i změna pozice a výšky) a vertikální úhel bočního náklonu. Změna směru letu může být ještě zajištěna

---

<sup>2</sup> Duokoptéra je obecně letoun se dvěma rotory – v podstatě se podobá helikoptéře s tandemovým uspořádáním rotorů.

<sup>3</sup> Např. řízení výšky letu – horizontální kormidlo při horizontálním letu vs. synchronní tah motorů při vertikálním letu.



horizontálním kormidlem anebo křídélky, ale jen během změny pozice. Je potřeba také dodat, že pokud by výkon motorů byl při nejmenším poblíž maximální hodnoty, nešlo by v tomto režimu použít typy řízení, které využívají zvýšení rychlosti otáčení aspoň jednoho z nich.

Při tomto způsobu letu je v naší konkrétní konfiguraci dále nutné udržovat vertikální vyrovnání křídel pomocí křidélek, vertikální úhel stoupání (okolo 90°) pomocí horizontálního kormidla a také vertikální úhel bočního náklonu pomocí vertikálního kormidla. Samozřejmě je toto možné, jen pokud se letoun pohybuje, tzn., že při vznášení mini-letounu nebude jakákoliv změna úhlu těchto řídicích ploch ovlivňovat jeho rotaci, dokud nebude vystavena proudění vzduchu. To tedy znamená, že za účelem využití těchto řídicích ploch je opět nutné zapojit do řízení pohonný systém. I když tato forma řízení působí složitě, jedná se v podstatě (ovšem ne zcela) o stejný princip jako v režimu letadlo.

## 8.2 Algoritmus automatické Ziegler-Nicholsovy metody kritických parametrů

Algoritmus automatické Ziegler-Nicholsovy metody kritických parametrů je použit jako základní způsob nastavení PID regulátorů v autorově aplikaci *Control System Designer for JSBSim* a poprvé byl prezentován v autorově publikaci č. 7 [107]. Jedná se tedy o algoritmus vyvinutý v rámci této práce, přičemž vychází z Ziegler-Nicholsovy metody.

Algoritmus je tedy v podstatě softwarovou implementací ZN metody. Bylo ovšem nutné vyřešit problémy automatického vykonání této metody bez nutnosti manuální analýzy průběhu regulované veličiny v čase a bez manuálního přenastavení PID regulátoru v jednotlivých krocích. Výpočet výsledného nastavení PID regulátoru (po nalezení hodnot kritického zesílení a periody) je pak také proveden dle volby uživatele.

V aplikaci je nejdříve nutné nastavit obecné inicializační parametry simulace:

- Specifikaci cesty k souboru se skriptem simulace
- Specifikaci cesty k souboru autopilota (s řídicím systémem)
- Konkrétní PID regulátor, který bude laděn
- Cestu výstupního CSV souboru s výsledky simulace
- Vzorkovací frekvenci s jakou budou ukládána data do výstupního CSV souboru (doporučeno 30-100 Hz)
- Název regulované (a analyzované) veličiny v JSBSim
- Nastavení časového intervalu signálu (počáteční a koncový čas), pro který bude průběh změny regulované veličiny analyzován (koncový čas může být uveden jako *%inf*, tj. až do konce simulace)
- Typ metody ladění PID regulátoru (ZN nebo genetický algoritmus)
- Specifické parametry pro vybranou metodu ladění PID regulátoru (viz níže)
- Příkazy/argumenty pro konzolovou aplikaci JSBSim (volitelné)

Specifické parametry pro Ziegler-Nicholsovu metodu kritických parametrů popisuje Tabulka 8.1. Jedná se o maximální počet iterací algoritmu, počáteční zesílení, krok zesílení, omezení zesílení, a maximální odchylka hodnot vrcholů amplitudy signálu. Tyto parametry nejvíce ovlivňují kvalitu výsledků a pravděpodobnost konvergence.

Tabulka 8.1 Parametry algoritmu automatické Ziegler-Nicholsovy metody

Parametr	Popis
iteration_maximum	Maximální počet iterací algoritmu pro nalezení kritického zesílení a kritické periody (lze nastavit na nekonečno: <i>%inf</i> ).
gain_initial	Počáteční hodnota zesílení, od kterého algoritmus hledá cílové kritické zesílení.
gain_change_iteration	Velikost změny zesílení během jedné iterace algoritmu.
gain_constraint	Hraniční hodnota zesílení, po jejímž dosažení se algoritmus ukončí bez ohledu na nalezení kritického zesílení (tento parametr je možné vyřadit nastavením na <i>%inf</i> ).
tolerance_amplitude	Maximální odchylka velikosti jednotlivých amplitud, která je tolerována při rozhodování o dosažení kritického zesílení.

V kódu algoritmu jsou definovány další proměnné, které ale běžný uživatel nemůže měnit (pouze programátor). Jsou to následující parametry:

- *PeriodQuantityRangeMaximum* (nastaveno na 3) je maximální variační rozpětí vzdáleností jednotlivých vrcholů od sousedního vrcholu. Tato hodnota musí být velice nízká – maximum by se mělo pohybovat v intervalu 1 až 3 v závislosti na frekvenci zápisu dat do CSV souboru. Vzdálenosti se počítají z indexů (v poli hodnot signálu), na kterých byly vrcholy nalezeny.
- *NumberOfPeaksMinimum* (nastaveno na 10) je minimální počet vrcholů amplitudy, které musí být nalezeny v signálu, aby byla analýza dostatečně kvalitně vyhodnocena.
- *CriticalGainChangeTolerance* (nastaveno na 0,00001) je hraniční odchylka minimální změny kritického zesílení při dynamické změně zesílení během iterací (při zpřesňování hodnoty kritického zesílení). Pokud bude hodnota změny kritického zesílení modifikována o nižší poměrnou hodnotu, než je uvedeno v tomto parametru, dojde k ukončení algoritmu (většinou úspěšnému, nebo aspoň částečně úspěšnému ukončení).

Kompletní algoritmus automatické Ziegler-Nicholsovy metody byl v aplikaci *Control System Designer for JSBSim* implementován způsobem, který je znázorněn v diagramu na Obr. 8.1.



- Řízení výšky letu (*Altitude Hold*)
- Řízení směru letu (*Heading Hold*)
- Řízení úhlu podélného sklonu (*Pitch Hold*)
- Řízení rychlosti letu (*Velocity-Total Hold*)
- Tlumení bočních kmitů (*Yaw damper*)

Typy řízení byly postupně laděny v pořadí, v jakém jsou uvedeny výše. Vzorkovací frekvence byla nastavena na hodnotu 100 Hz. Vzhledem k tomu, že se před prvním pokusem o ladění nedá přesně určit, jak by parametry algoritmu měly být nastaveny, byly ve všech případech nejdříve použity stejné hodnoty, a až později byly zpřesněny dle průběhu ladění. Hodnoty prvního pokusu byly vždy následující:

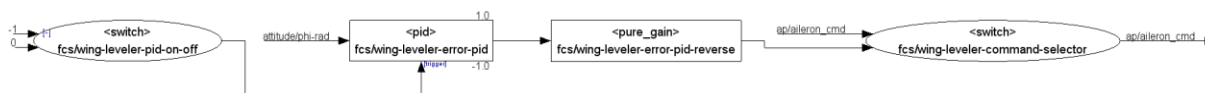
- $iteration\_maximum = 25$
- $gain\_initial = 0,05$
- $gain\_change\_iteration = 0,05$
- $gain\_constraint = \%inf$
- $tolerance\_amplitude = 0,1$

Schémata řídicího systému, nastavení regulátorů a výsledky pro jednotlivé typy řízení jsou uvedeny v plné verzi disertační práce. Zde je popsán pouze jeden typ pro představu funkčnosti automatického ZN algoritmu.

### 8.3.1 Vyrovnání křídel (Wing Leveler)

Na Obr. 8.2 je možné vidět schéma řídicího systému pro řízení vyrovnání křídel letounu. Hlavní složkou je PID regulátor, na který je přímo přivedena hodnota úhlu příčného náklonu bez nutnosti zahrnout porovnávací člen. Toto je možné díky tomu, že při tomto typu řízení je vždy požadováno dosažení nulového úhlu. Následně je signál přiveden na zesilovací člen, který ovšem slouží pouze pro změnu znaménka hodnoty signálu (zesílení je nastaveno na hodnotu -1.0).

Nakonec je využit přepínač, který aplikuje signál na akční člen křídle, jen pokud byl aktivován režim letadla a typ řízení pro vyrovnání křídel, přičemž ale nesmí být aktivováno řízení směru letu. Stejná podmínka je využita i v přepínači, který je napojen na spoušť (*trigger*) PID regulátoru pro zamezení *wind-up* efektu pomocí vyřazení integrační složky.

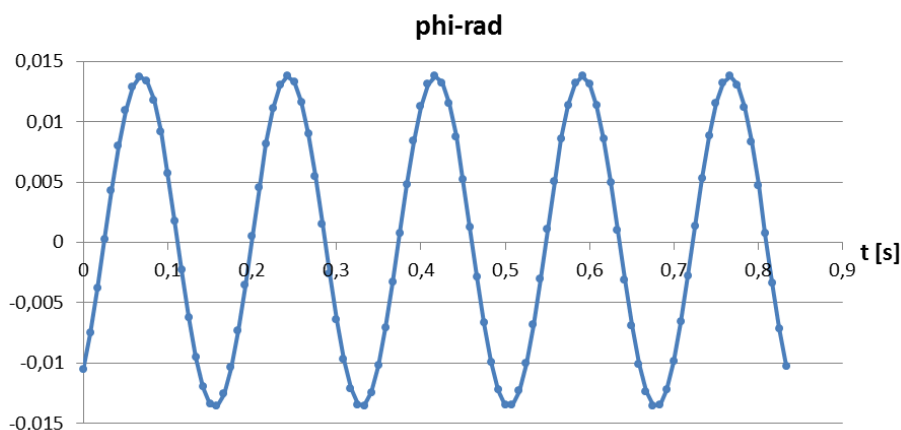


Obr. 8.2: Schéma řídicího systému pro řízení vyrovnání křídel

Parametry algoritmu automatické ZN metody byly oproti prvnímu pokusu změněny následujícím způsobem:

- gain\_initial = 3
- gain\_change\_iteration = 1
- tolerance\_amplitude = 0,2

Algoritmus našel kritické zesílení na hodnotě 18,863281 a kritickou periodu o délce 0,1744096 sekund. K nalezení výsledků bylo potřeba 25 iterací. Část z průběhu oscilace lze vidět na Obr. 8.3, přičemž potvrzuje přesnost algoritmu.

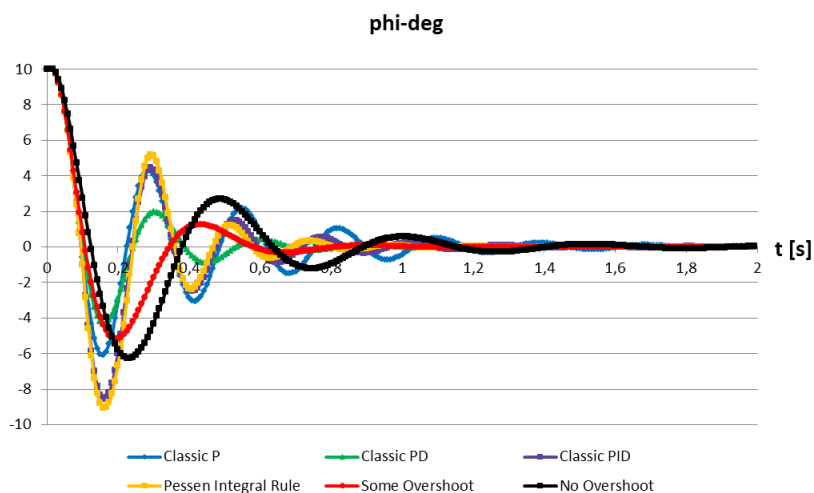


Obr. 8.3: Oscilace úhlu příčného náklonu při kritickém zesílení

Tabulka 8.2 obsahuje jednotlivá nastavení PID regulátoru, který je využit pro řízení vyrovnání křídel. Na Obr. 8.4 jsou zobrazeny průběhy tohoto řízení pro všechna nastavení s výjimkou těch, které vykazovaly nestabilní chování (tj. PI). Dle výsledků bylo vybráno ZN pravidlo s názvem „s mírným překmitem“.

Tabulka 8.2 Nastavení PID regulátoru pro řízení vyrovnání křídel

Typ regulátoru (název pravidla)	$K_p$	$K_i$	$K_d$
P (klasický)	9,4316405	-	-
PI (klasický)	8,4884765	58,638286	-
PD (klasický)	7,5453124	-	0,0657987
PID (klasický)	11,317969	129,78607	0,2467453
PID (Pessenovo integrální pravidlo)	13,204297	189,27136	0,3454434
<b>PID (s mírným překmitem)</b>	<b>6,2248827</b>	<b>71,382341</b>	<b>0,3582742</b>
PID (bez překmitu)	3,7726562	43,262025	0,2171359



Obr. 8.4: Průběh řízení vyrovnání křidel pro jednotlivá ZN pravidla

V podmínkách simulace byl nastaven počáteční úhel příčného náklonu na  $10^\circ$ , přičemž bylo cílem vyrovnání křidel (tj. nulová hodnota). Výkon motorů byl nastaven na takovou hodnotu, aby byla rychlost letu mezi 15-16 m/s (nebylo použito řízení rychlosti letu).

Vhodný výsledek poskytuje pravidlo „s mírným překmitem“, které umožňuje ustálení veličiny již za 0,733 sekund; doba náběhu je 0,0583 s. Další možností je i využití PD regulátoru, který má nižší první, ale zato vyšší druhý a třetí překmit; navíc signál obsahuje o jeden překmit navíc, což není u vyrovnávání křidel žádoucí. Z dat bylo zjištěno, že během vyrovnání křidel dochází ke generování momentu zatáčení o hodnotě okolo 0,046 deg/s, který způsobuje mírné zatáčení letounu.

## 8.4 Řídicí systém pro vertikální let

V této části je uveden řídicí systém pro vertikální let a jeho jednotlivé typy řízení, které byly laděny algoritmem automatické ZN metody. Řídicí systém režimu *duokoptéra*, který je v této práci určen jen pro vertikální vzlet, přistání a přechodnou fázi letu, se skládá z následujících typů řízení:

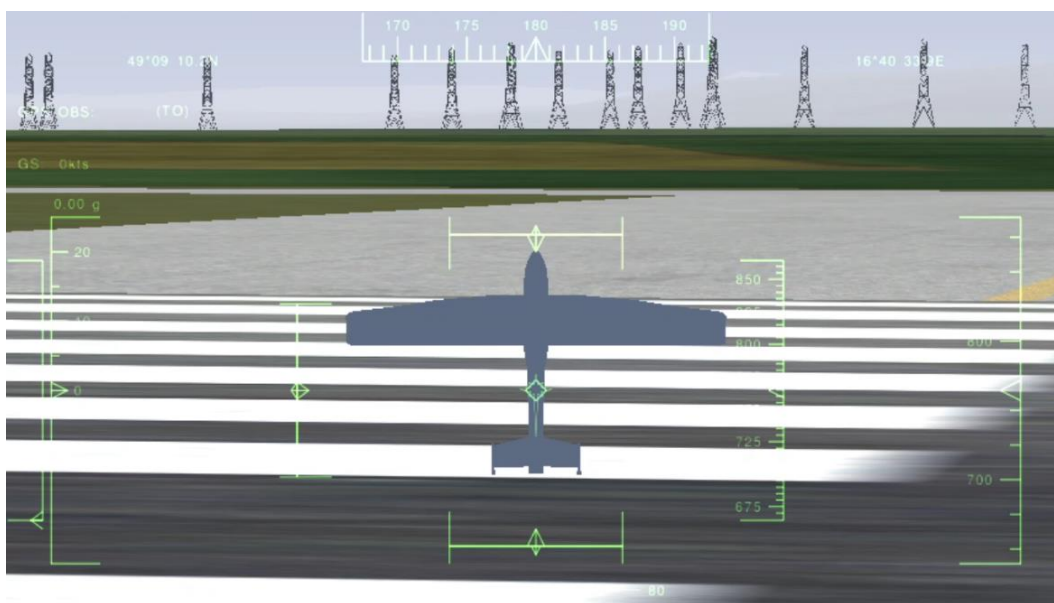
- Řízení orientace křidel (*Wing Orientator*)
- Řízení modifikovaného úhlu podélného sklonu (*Pitch-Corr Hold*)
- Řízení vertikální rychlosti letu (*Velocity-Vertical Hold*)

Typy řízení byly postupně laděny v pořadí, v jakém jsou uvedeny výše. Vzorkovací frekvence byla nastavena na hodnotu 100 Hz. Schémata řídicího systému, nastavení regulátorů a výsledky pro jednotlivé typy řízení jsou uvedeny v plné verzi disertační práce.

## 9. SIMULACE BEZPILOTNÍHO MINI-LETOUNU

Po návrhu řídicího systému byla provedena simulace, která využívá oba režimy letu. Postupně jsou aplikovány typy řízení navržené v předchozí kapitole. Některé výsledky prezentované v této kapitole jsou také částečně popsány v autorově publikaci č. 2 [104].

Na začátku simulace se letoun nachází na přistávací ploše a je otočený přední částí vzhůru (viz *Obr. 9.1*). V rámci řídicího systému je tedy aktivován režim duokoptéry. Počáteční pozice letounu je  $49,1528319^\circ$  severní šířky a  $16,6760706^\circ$  východní délky.



*Obr. 9.1: Vizualizace mini-letounu V-TS před vzletem*

Nejdříve se zapnou oba motory a nastaví se udržování vertikální rychlosti na 15 m/s, vertikálního směru letu (nastavením modifikovaného úhlu podélného sklonu  $\theta'$ ) a úhlu orientace křídel ( $\phi'$ ). Po tomto nastavení letoun vzlétne.

Po dosažení výšky 50 m nad zemí (282 m nad mořem) dochází k postupnému snižování požadované hodnoty  $\theta'$  na  $0^\circ$ . Změna se provádí lineárně v celkovém čase 4 sekundy. Během snižování aktuální hodnoty  $\theta'$  se mění režim řízení z duokoptéry na letadlo. Aktivuje se tedy řízení pro vyrovnání křídel a požadovaná celková rychlost letu je nastavena na 15 m/s.

Jakmile klesne hodnota  $\theta'$  na  $2^\circ$ , je nastaven směr letu na  $200^\circ$ . Na *Obr. 9.2* je možné vidět ukázkou daného letu. V čase simulace 100 sekund je hodnota přenastavena na  $150^\circ$ . V čase simulace 150 sekund dochází ke změně způsobu řízení směru letu, a to pomocí waypointů, kdy je jakožto cílový bod nastavena lokace na souřadnicích  $48,9608853^\circ$  severní šířky a  $16,6789968^\circ$  východní délky; požadovaná hodnota  $\theta$  je nastavena na  $2^\circ$ .



*Obr. 9.2: Vizualizace mini-letounu V-TS během horizontálního režimu letu*

Po přiblížení k cíli na méně než 15 metrů dojde ke změně způsobu nastavení směru letu, kdy se opět využije úhel, tentokrát  $180^\circ$ . Následně se aktivuje požadavek na změnu výšky letu (klesání) na 247 metrů nad mořem.

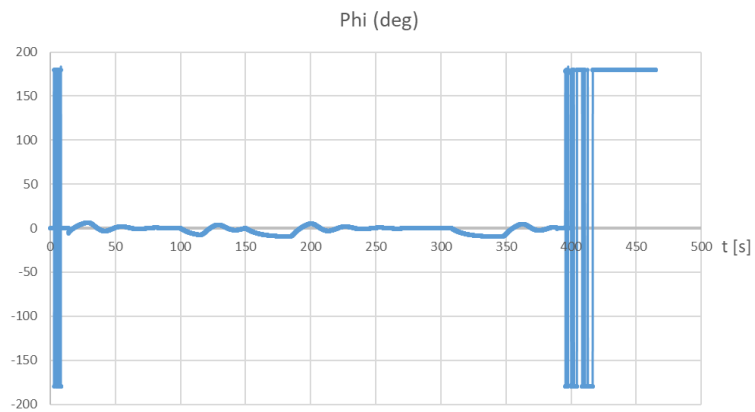
Po dosažení dané výšky je se začíná měnit způsob letu na režim: duokoptéra. Při postupném zvyšování  $\theta'$  je dále vyžadována vertikální rychlost 5 m/s. Po dosažení vertikálního letu dochází k postupnému pomalému (v rámci 10 sekund) lineárnímu snížení požadavku vertikální rychlosti až na hodnotu -1,5 m/s. Letoun tedy začíná řízeně klesat danou rychlostí. Při tomto manévru ovšem dochází k nezanedbatelnému stoupání na výšku 302 m nad mořem, což je změna o 55 m za 19,8 sekund. Přistání poté trvá 51,3 sekund. Celý manévr zabere 71,1 sekund.

Změny úhlu příčného náklonu, úhlu podélného sklonu a směrového úhlu v průběhu simulace je možné vidět postupně na *Obr. 9.3*, *Obr. 9.4*.

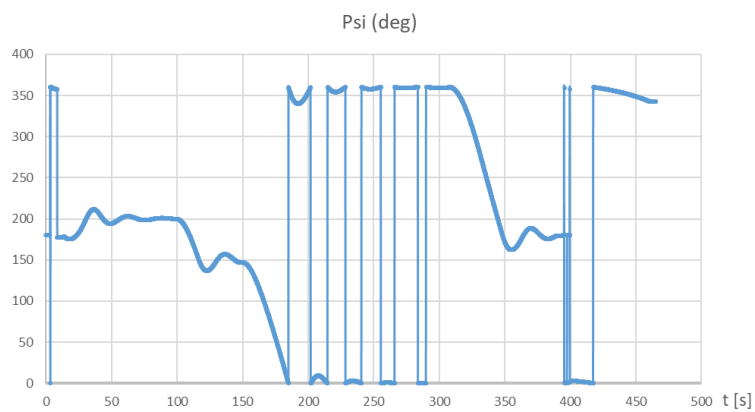
Z údajů v *Obr. 9.3* je možné vypořadovat, kdy se mini-letoun nachází ve vertikálním režimu letu. Místa v grafu, kde se razantně mění hodnota z cca  $180^\circ$  na  $-180^\circ$ , popř. na  $0^\circ$  (a naopak) jsou právě způsobena vertikálním letem, kdy tyto hodnoty vzhledem k vysokému úhlu podélného sklonu kolísají. Mini-letoun totiž nelze neustále udržet v požadované pozici bez změn tohoto úhlu.

*Obr. 9.4* zobrazuje průběh směrového úhlu dle požadovaných hodnot během simulace. Přičemž u požadavku na změnu směru zadanou pomocí waypointu (v čase 185 s) lze jasně vypořadovat, že došlo k letu na sever.





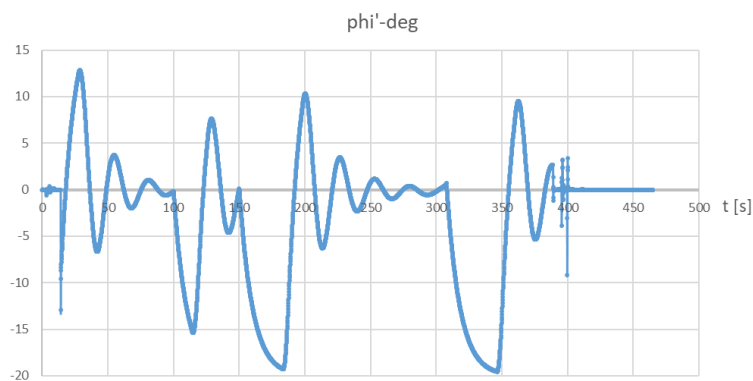
*Obr. 9.3: Průběh úhlu příčného náklonu během simulace*



*Obr. 9.4: Průběh směrového úhlu během simulace*

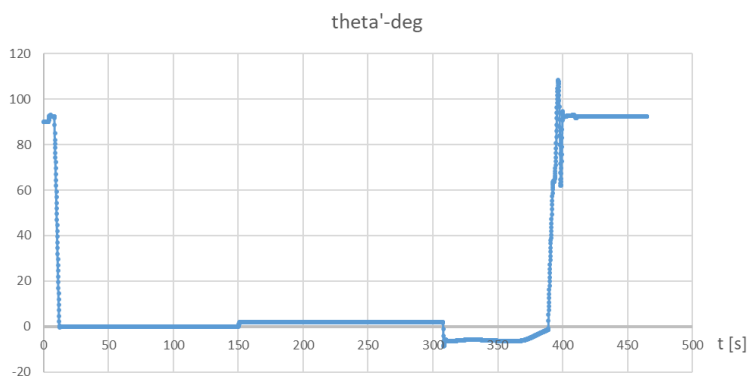
Na *Obr. 9.5* a *Obr. 9.6* jsou vidět průběhy úhlů definovaných v této práci.

Řízení úhlu orientace umožňuje vyrovnání křídel během vertikálního letu, a proto má analýza průběhu význam jen v daném režimu (na začátku a na konci simulace). Průběh potvrzuje, že je v dané chvíli veličina úspěšně udržována na hodnotě  $0^\circ$ .



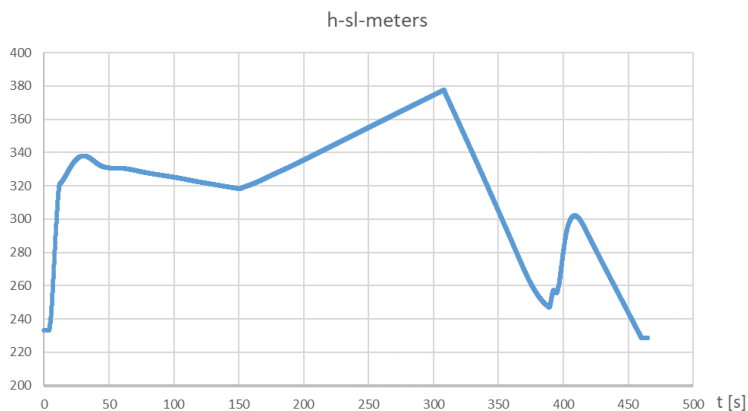
*Obr. 9.5: Průběh úhlu orientace během simulace*

Obr. 9.6 zobrazuje změnu modifikovaného úhlu podélného sklonu. Hodnoty jsou totožné s hodnotami úhlu podélného sklonu, pokud letoun neletí na zádech (tj. pokud úhel příčného náklonu není v intervalu  $\langle -180^\circ, -90^\circ \rangle$  nebo  $\langle 90^\circ, 180^\circ \rangle$ ). V opačném případě však veličina dosahuje hodnot vyšších než  $90^\circ$ , což byl důvod jejího vytvoření.



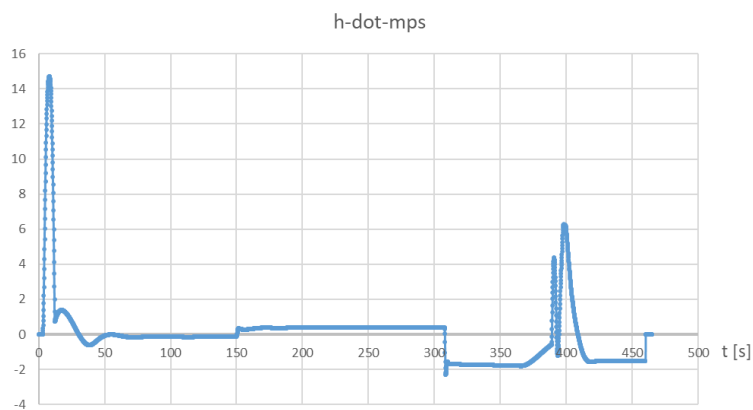
Obr. 9.6: Průběh modifikovaného úhlu podélného sklonu během simulace

Graf na Obr. 9.7 ukazuje změnu výšky letu. Nejzajímavější je již zmíněné zvýšení výšky letu při přistání o 55 m za 19,8 sekund a následné přistávání, které poté trvá 51,3 sekund. Zajímavý je nicméně i vzlet, kdy došlo ke změně o 87 metrů během 8,8 sekund. Celý manévr přitom trval 9,7 sekund.



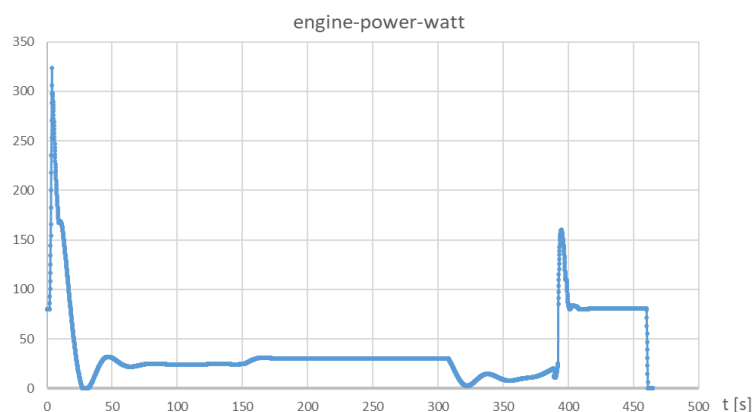
Obr. 9.7: Průběh výšky letu nad mořem během simulace

V grafu na Obr. 9.8 je možné vidět změnu vertikální rychlosti v čase. Nejvyšší hodnoty této veličiny je možné pozorovat při vertikálním režimu letu, kde je nutnost takovéto rychlosti logickým vyústěním přechodové fáze. Při horizontálním letu se hodnoty pohybují mezi -2 až 2 m/s.



Obr. 9.8: Průběh vertikální rychlosti během simulace

Na Obr. 9.9 je znázorněn výkon jednoho motoru během simulace. Největší využití motoru je možné pozorovat během vzletu, kde dosahuje hodnoty až 320 Wattů. Během horizontálního letu se výkon pohybuje mezi 24-30 W na motor – dohromady tedy 48-60 W. Při klesání se hodnota postupně ustaluje kolem 10 W. Na začátku manévru pro změnu letu před přistáním dosahuje výkon jednoho motoru až 158 W. Během klesání je to 80,87 W, tj. celkově pro oba motory 161,74 W. Data naznačují, že při vhodné volbě akumulátoru (např. 6500 mAh s 11,1 V) by mini-letoun měl být schopný vydržet ve vzduchu přibližně 1 hodinu během horizontálního režimu letu s udržováním stejné výšky letu.



Obr. 9.9: Průběh výkonu motoru během simulace

Hlavní nevýhodou navrženého řízení jsou překmitý, což je typický znak ZN metody. Je zřejmé, že v budoucnu bude vhodné provést optimalizaci nastavení PID regulátorů. Nicméně celkový výsledek potvrdil, že nedochází k nestabilnímu chování a navržený řídicí systém je tedy možné využít v simulacích a také jako základ pro jeho další vývoj.

## 10. ZÁVĚR A PŘÍNOS PRÁCE PRO VĚDU A PRAXI

Hlavním cílem této práce byl návrh modelu bezpilotního mini-letounu. Za tímto účelem bylo nutné nejdříve vytvořit a popsat softwarový systém pro návrh, analýzu, modelování a simulaci. Záměrem přitom bylo, aby tento systém byl složen z aplikací s licenci, která umožní jeho bezplatné šíření a použití i pro komerční účely. Systém tvoří 14 aplikací, z nichž 4 byly vyvinuty v rámci této disertační práce.

*Airfoil Geometry Converter* je využitelný pro přípravu profilů křídel při CFD analýze a také k získání geometrie z meshe optimalizovaných profilů. *CSV\_History Processing Tool for SU<sup>2</sup>* umožňuje zpracování velkého množství aerodynamických dat získaných z aplikace SU<sup>2</sup>. *MACSTAB Calculator* lze použít pro koncepční návrh a odhad stability mini-letounu, přičemž je některé funkce možné aplikovat i v rámci reverzního inženýrství. *Control System Designer for JSBSim* je určený pro návrh simulací, řídicího systému a pro ladění PID regulátorů. Je zde navíc možné aplikovat vyvinutý iterační algoritmus pro automatické vykonání Ziegler-Nicholsovy metody kritických parametrů.

K validaci a zhodnocení přesnosti CFD softwaru pro analýzu mini-letounu bylo využito výsledků ze dvou německých projektů: AVIGLE a SAGITTA. Jako nejvhodnější byla pro tuto práci vybrána aplikace SU<sup>2</sup>, která vykazovala největší přesnost ve zkoumané oblasti. I přesto, že daný software nebyl do této doby pro tento typ letounů validován, výsledky poměrně dobře kopírují křivku dat s reálným měřením.

Výše zmíněným softwarem byl navržen a analyzován experimentální mini-letoun dosedající na ocas s názvem V-TS mini-UAV. Bylo zjištěno, že mini-letoun V-TS dosahuje na úhlech náběhu mezi -5° a 10° vyšší aerodynamické jemnosti, než německý mini-letoun AVIGLE s podobnou konfigurací. Roli v tomto sehrálo i navržení vlastního optimalizovaného profilu křídla s pracovním názvem MH 38-D\_1.2, které pro nízké rychlosti a nízká Reynoldsova čísla vykazuje lepší charakteristiky než původní profil MH 38.

Na základě aerodynamické analýzy byl vytvořen a popsán model s řídicím systémem ve formátu modelu letové dynamiky JSBSim.

Navržený mini-letoun tedy kombinuje dva různé režimy letu: pro letadlo a duokoptéru. Režim duokoptéry zde slouží výhradně pro vzlet a přistání, nicméně v koncepční studii jsou uvažovány všechny typy řízení, které je možné v režimu duokoptéry navrhnout. Naproti tomu režim letadla umožňuje stejný způsob řízení, které je známo z návrhů konvenčních letadel. Byl také vyřešen přechod mezi těmito režimy a dále pak bylo i automatizováno přepínání mezi nimi.

Pro pohodlné ladění PID regulátorů byl vytvořen algoritmus automatické Ziegler-Nicholsovy metody kritických parametrů. Algoritmus umožňuje automaticky nastavit PID regulátor, analyzovat vybraný řídicí signál a nalézt kritické parametry. Uživatel může ovlivňovat přesnost pomocí vstupních parametrů a vhodnou definicí simulace. Jiným způsobem nemusí do procesu

zasahovat. Celý řídicí systém byl tímto algoritmem navržen; ten se přitom ukázal jako rychlá a přesná náhrada manuální varianty. Hlavním nedostatkem algoritmu je snížená schopnost detekce nestabilního chování signálu.

Nakonec byly provedeny simulace testující chování řídicího systému. Simulace byly vykonány jak pro jednotlivé typy řízení, tak i pro kompletní ověření funkčnosti systému najednou. Bylo potvrzeno, že daným postupem lze navrhnout dostatečně kvalitní řídicí systém. Nicméně je zřejmé, že hlavní nevýhodou jsou překmity při změně požadované hodnoty regulované veličiny, což je typickým znakem použití Ziegler-Nicholsovy metody. V budoucnu bude tedy vhodné provést optimalizaci nastavení PID regulátoru. Nicméně celkový výsledek potvrdil, že řízení je stabilní a je možné jej využít v simulacích. Je nutné zdůraznit, že kombinace aplikací JSBSim a FlightGear zde poskytuje velmi dobrý vizualizační nástroj, díky kterému je možné mnohem snadněji odhalit chybu v návrhu simulace nebo řídicího systému.

Díky tomu, že došlo k vývoji modelu bezpilotního mini-letounu netradiční konfigurace, tak bylo možné potvrdit robustnost softwarového systému. Navržený mini-letoun je svou konfigurací v ČR unikátní a ve světě spíše výjimkou. Tento typ letounu má potenciál startovat a přistávat téměř kdekoliv. Díky svému univerzálnímu využití bez potřeby vystřelení či hození je právě toto dobrá cesta, kterou je možné směřovat vývoj speciálních bezpilotních letounů.

Je nutné zmínit, že výsledky projektu by mělo být možné použít i pro bezpilotní letouny jiných velikostí a typů; tzn., že podle výstupů práce by mělo být snazší vytvořit bezpilotní letoun nového designu bez ohledu na podmínky aplikace. Samozřejmě i to má svá určitá omezení, např. zde prezentované řešení se zaměřuje pouze na letouny s elektrickým pohonem v oblasti podzvukových rychlostí. Neuvažujeme tedy např. změnu těžiště vlivem úbytku paliva nebo šokové vlny v transsonických rychlostech apod.

Obecně mohou výsledky této práce přinést každému státu, výzkumné organizaci a firmě konkurenční výhodu při vlastní realizaci bezpilotních letounů; důvody jsou například:

- Rychlejší, jednodušší a levnější návrh, analýza a tím i následná realizace bezpilotního letounu
- Větší kreativita při vývoji a při zkoumání možností optimalizací
- Ušetření nákladů na realizaci při návrhu neefektivních nebo nefunkčních letounů
- Zkoumání chování letounu při kritických situacích a krizových stavech, tzn. minimalizace havárií a tím i ochrana zdraví

Závěrem lze konstatovat, že další oblasti rozvoje bezpilotních systémů je možné nalézt ve výzkumu autonomního řízení a rozhodování. Jedná se např. o vyhýbání se překážkám, kooperaci více letounů, detekci podezřelého chování osob při monitoringu apod.

## SEZNAM POUŽITÉ LITERATURY

- [1] AUSTIN, Reg. *Unmanned aircraft systems: UAVs design, development and deployment*. Chichester: Wiley, 2010. AIAA education series. ISBN 978-047-0058-190.
- [2] GUNDLACH, Jay. *Designing unmanned aircraft systems: a comprehensive approach*. Reston, VA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, c2012. ISBN 978-1-60086-843-6.
- [3] JODEH, N. *Development of Autonomous Unmanned Aerial Vehicle Research Platform: Modeling, Simulating, and Flight Testing* [online]. Ohio, 2006 [cit. 2017-01-04]. Dostupné z: [www.dtic.mil/cgi-bin/GetTRDoc?AD=ADA451288](http://www.dtic.mil/cgi-bin/GetTRDoc?AD=ADA451288). Air Force Institute of Technology.
- [4] BEARD, Randal W. a Timothy W. MCLAIN. *Small unmanned aircraft: theory and practice*. Princeton, N.J.: Princeton University Press, c2012. ISBN 978-0-691-14921-9.
- [5] BRONZ, M. *A Contribution to the Design of Long Endurance Mini Unmanned Aerial Vehicles* [online]. Toulouse, 2012 [cit. 2017-02-03]. Dostupné z: [https://hal.archives-ouvertes.fr/file/index/docid/993465/filename/Bronz\\_These2012.pdf](https://hal.archives-ouvertes.fr/file/index/docid/993465/filename/Bronz_These2012.pdf). Institut Supérieur de l'Aéronautique et de l'Espace.
- [6] VANDERMEY, J. *A Tilt Rotor UAV for Long Endurance Operations in Remote Environments* [online]. Boston, 2011 [cit. 2017-02-03]. Dostupné z: [http://acl.mit.edu/papers/VanderMey\\_SM\\_Thesis.pdf](http://acl.mit.edu/papers/VanderMey_SM_Thesis.pdf). Massachusetts Institute of Technology.
- [7] CHEN, X.Q., Q. OU, D. R. WONG, Y. J. LI, M. SINCLAIR a A. MARBURG. *Flight Dynamics Modelling and Experimental Validation for Unmanned Aerial Vehicles. Mobile Robots - State of the Art in Land, Sea, Air, and Collaborative Missions* [online]. Shanghai: InTech, 2009, s. 177-202 [cit. 2017-01-04]. DOI: 10.5772/6994. ISBN 978-953-307-001-8. Dostupné z: <http://www.intechopen.com/books/mobile-robots-state-of-the-art-in-land-sea-air-and-collaborative-missions/flight-dynamics-modelling-and-experimental-validation-for-unmanned-aerial-vehicles>
- [8] TAAMALLAH, S. *A Flight Dynamics Helicopter UAV Model For A Single Pitch-Lag-Flap Main Rotor: Modeling & Simulations* [online]. Amsterdam, 2011 [cit. 2017-01-04]. Dostupné z: <http://reports.nlr.nl:8080/xmlui/bitstream/handle/10921/909/TP-2010-286-1.pdf?sequence=1>
- [9] BOSLOUGH, Mark. *Autonomous Dynamic Soaring Platform for Distributed Mobile Sensor Arrays* [online]. Albuquerque, 2002 [cit. 2017-01-04]. Dostupné z:

[https://cfwebprod.sandia.gov/cfdocs/CompResearch/docs/02-1896\\_MobileSensorArrays.pdf](https://cfwebprod.sandia.gov/cfdocs/CompResearch/docs/02-1896_MobileSensorArrays.pdf)

- [10] HOGGE, J. *Development of a Miniature VTOL Tail-Sitter Unmanned Aerial Vehicle* [online]. Provo, 2008 [cit. 2017-03-02]. Dostupné z: <http://scholarsarchive.byu.edu/cgi/viewcontent.cgi?article=2372&context=etd>. Brigham Young University.
- [11] OOSEDO, Atsushi, Atsushi KONNO, Takaaki MATUMOTO, Kenta GO, Kouji MASUKO, Satoko ABIKO a Masaru UCHIYAMA. Design and simulation of a quad rotor tail-sitter unmanned aerial vehicle. In: *2010 IEEE/SICE International Symposium on System Integration* [online]. IEEE, 2010, s. 254-259 [cit. 2017-03-02]. DOI: 10.1109/SII.2010.5708334. ISBN 978-1-4244-9316-6. Dostupné z: <http://ieeexplore.ieee.org/document/5708334/>
- [12] ARGYLE, Matthew E., Randal W. BEARD a Stephen MORRIS. The Vertical Bat tail-sitter: Dynamic model and control architecture. In: *2013 American Control Conference* [online]. IEEE, 2013, s. 806-811 [cit. 2017-03-02]. DOI: 10.1109/ACC.2013.6579935. ISBN 978-1-4799-0178-4. Dostupné z: <http://ieeexplore.ieee.org/document/6579935/>
- [13] OZDEMIR, Ugur, Yucel Orkut AKTAS, Aslihan VURUSKAN, et al. Design of a Commercial Hybrid VTOL UAV System. *Journal of Intelligent* [online]. 2014, **74**(1-2), 371-393 [cit. 2017-03-02]. DOI: 10.1007/s10846-013-9900-0. ISSN 0921-0296. Dostupné z: <http://link.springer.com/10.1007/s10846-013-9900-0>
- [14] ABDUNABI, T. *Modelling and Autonomous Flight Simulation of a Small Unmanned Aerial Vehicle*. Sheffield UK: The University of Sheffield. 2006.
- [15] BRAY, R. *A Wind Tunnel Study of the Pioneer Remotely Piloted Vehicle* [online]. Monterey, 1991 [cit. 2017-03-02]. Dostupné z: <http://calhoun.nps.edu/bitstream/handle/10945/43784/windtunnelstudy00bray.pdf>. Naval Postgraduate School.
- [16] GABRLÍK, J. *Modifikace letounu EV-55 v kategorii CS-FAR 23 Commuter* [online]. Brno, 2013 [cit. 2017-03-02]. Dostupné z: [https://dspace.vutbr.cz/bitstream/handle/11012/20957/2013\\_DP\\_Gabrlík\\_Jan\\_76441.pdf](https://dspace.vutbr.cz/bitstream/handle/11012/20957/2013_DP_Gabrlík_Jan_76441.pdf). Vysoké učení technické v Brně.
- [17] VTÚL a PVO. *Sojka III: bezpilotní průzkumný komplet* [online]. Praha, 2004 [cit. 2017-03-02]. Dostupné z: [http://lu.fme.vutbr.cz/cuav/index\\_soubory/prispevky/kuzdas.pdf](http://lu.fme.vutbr.cz/cuav/index_soubory/prispevky/kuzdas.pdf)
- [18] LOUTOCKÝ, J. *Návrh letounu pro vlečení a základní akrobacii* [online]. Brno, 2010 [cit. 2017-03-02]. Dostupné z:

- [https://dspace.vutbr.cz/bitstream/handle/11012/1696/2010\\_DP\\_Loutocky\\_Jiri\\_76255.pdf](https://dspace.vutbr.cz/bitstream/handle/11012/1696/2010_DP_Loutocky_Jiri_76255.pdf). Vysoké učení technické v Brně.
- [19] HALGAŠÍK, J. *Návrh a realizace elektronického řídicího systému pro bezpilotní prostředek* [online]. Praha, 2014, [cit. 2017-02-03]. Dostupné z: <https://dspace.cvut.cz/bitstream/handle/10467/23757/F3-DP-2014-Halgasik-Jaroslav-prace.pdf>. České vysoké učení technické v Praze.
- [20] KRAUS, D. *Návrh mechanického a elektrického subsystému bezpilotního letounu* [online]. Brno, 2014 [cit. 2017-02-03]. Dostupné z: [https://dspace.vutbr.cz/bitstream/handle/11012/32197/Kraus\\_DP\\_2014.pdf](https://dspace.vutbr.cz/bitstream/handle/11012/32197/Kraus_DP_2014.pdf). Vysoké učení technické v Brně.
- [21] ZIKMUND, P. *Identifikace aerodynamických charakteristik atmosférického letadla z výsledků letových měření* [online]. Brno, 2013 [cit. 2017-03-02]. Dostupné z: <https://dspace.vutbr.cz/bitstream/handle/11012/28006/DDPzirkmund.pdf?sequence=2&isAllowed=y>. Vysoké učení technické v Brně.
- [22] HULL, David G. *Fundamentals of airplane flight mechanics*. London: Springer, 2007. ISBN 978-354-0465-713.
- [23] DRELA, Mark. *Flight vehicle aerodynamics*. Cambridge: MIT Press, c2014. ISBN 978-0-262-52644-9.
- [24] ASHLEY, Holt. a Mårten. LANDAHL. *Aerodynamics of wings and bodies*. New York: Dover Publications, 1965. ISBN 04-866-4899-0.
- [25] KÜCHEMANN, Dietrich. *The aerodynamic design of aircraft*. Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2012. ISBN 978-1-60086-922-8.
- [26] ZÁRYBNICKÝ, V. *Aerodynamika* [online]. Praha, 1999 [cit. 2017-01-04]. Dostupné z: <http://www.csavirtual.cz/cs/media/download/category/5-tutorialy?download=80:aerodynamika-a-mechanika-letu>
- [27] MUELLER, Thomas J. a James D. DELAURIER. *Aerodynamics of Small Vehicles. Annual Review of Fluid Mechanics* [online]. 2003, **35**(1), 89-111 [cit. 2017-01-04]. DOI: 10.1146/annurev.fluid.35.101101.161102. ISSN 0066-4189. Dostupné z: <http://www.annualreviews.org/doi/10.1146/annurev.fluid.35.101101.161102>
- [28] LIN, C. *Aerodynamics of an Unmanned Aerial Vehicle* [online]. Singapore, 2012 [cit. 2017-01-04]. Dostupné z: <https://ja.scribd.com/document/295333262/Aerodynamics-of-an-Unmanned-Aerial-Vehicle>. National University of Singapore.



- [29] SEONG, C. *Generic UAV Modeling to Obtain its Aerodynamic and Control Derivatives* [online]. Monterey, 2008 [cit. 2017-01-04]. Dostupné z: [http://calhoun.nps.edu/bitstream/handle/10945/3817/08Dec\\_Chua.pdf](http://calhoun.nps.edu/bitstream/handle/10945/3817/08Dec_Chua.pdf). Naval Postgraduate School.
- [30] PŘÍLESKÝ, L. *Simulační modelování bezpilotního letounu* [online]. Brno, 2014 [cit. 2017-02-03]. Dostupné z: [https://dspace.vutbr.cz/bitstream/handle/11012/32198/PrileskyLibor\\_DP\\_2014.pdf](https://dspace.vutbr.cz/bitstream/handle/11012/32198/PrileskyLibor_DP_2014.pdf). Vysoké učení technické v Brně.
- [31] SILVA, N. *Parametric Design, Aerodynamic Analysis and Parametric Optimization of a Solar UAV* [online]. Lisboa, 2014 [cit. 2017-01-04]. Dostupné z: <https://fenix.tecnico.ulisboa.pt/downloadFile/395146454860/ExtendedAbstract.pdf>. Instituto Superior Técnico.
- [32] BYRNE, Jonathan, Philip CARDIFF, Anthony BRABAZON a Michael O'NEILL. Evolving parametric aircraft models for design exploration and optimisation. *Neurocomputing* [online]. 2014, **142**, 39-47. DOI: 10.1016/j.neucom.2014.04.004. ISSN 09252312. Dostupné z: <http://linkinghub.elsevier.com/retrieve/pii/S092523121400530X>
- [33] Enabling Rapid Conceptual Design Using Geometry-Based Multi-Fidelity Models in VSP. In: *51st AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition* [online]. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2013 [cit. 2017-01-04]. DOI: 10.2514/6.2013-328. ISBN 978-1-62410-181-6. Dostupné z: <http://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.2013-328>
- [34] TAISHI, S. Development of aerodynamic design process for reusable winged space vehicle using openVSP. In: *29th Congress of International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS 2014)* [online]. Bonn: DGLR, 2013 [cit. 2017-01-04]. ISBN 3-932182-80-4. Dostupné z: [http://www.icas.org/ICAS\\_ARCHIVE/ICAS2014/data/papers/2014\\_0763\\_paper.pdf](http://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2014/data/papers/2014_0763_paper.pdf)
- [35] TURAN, M. *Tools for the conceptual design and engineering analysis of micro air vehicles* [online]. Ohio, 2009 [cit. 2017-01-04]. Dostupné z: <http://www.dtic.mil/dtic/tr/fulltext/u2/a496725.pdf>. Air Force Institute of Technology.
- [36] PEDERSON, D. *Conceptual design tool to analyze electrochemically-powered micro air vehicles* [online]. Ohio, 2011 [cit. 2017-01-04]. Dostupné z: <http://www.dtic.mil/dtic/tr/fulltext/u2/a540181.pdf>. Air Force Institute of Technology.
- [37] PALACIOS, Francisco, Juan ALONSO, Karthikeyan DURAISAMY, et al. Stanford University Unstructured (SU<sup>2</sup>): An open-source integrated

- computational environment for multi-physics simulation and design. In: *51st AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition* [online]. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2013 [cit. 2017-02-03]. DOI: 10.2514/6.2013-287. ISBN 978-1-62410-181-6. Dostupné z: <http://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.2013-287>
- [38] CASTILLO, P., R. LOZANO a Alejandro E. DZUL. *Modelling and control of mini-flying machines*. New York: Springer, c2005. ISBN 18-523-3957-8.
- [39] Nonlinear Flight Control Techniques for Unmanned Aerial Vehicles. GIRISH, C., V. EMILIO, H. JONATHAN a L. HUGH. *Handbook of Unmanned Aerial Vehicles*. Netherlands: Springer Netherlands, 2015, s. 577-612. ISBN 978-90-481-9706-4.
- [40] FLORES, Gerardo Ramon, Juan ESCAREÑO, Rogelio LOZANO a Sergio SALAZAR. Quad-Tilting Rotor Convertible MAV: Modeling and Real-Time Hover Flight Control. *Journal of Intelligent* [online]. 2012, **65**(1-4), 457-471 [cit. 2017-03-02]. DOI: 10.1007/s10846-011-9589-x. ISSN 0921-0296. Dostupné z: <http://link.springer.com/10.1007/s10846-011-9589-x>
- [41] BALINT, A., ed. *Advances in Flight Control Systems* [online]. Shanghai: InTech, 2011 [cit. 2017-02-03]. ISBN 978-953-307-218-0. Dostupné z: <https://www.intechopen.com/books/advances-in-flight-control-systems>
- [42] PRATT, R., ed. *Flight Control Systems: practical issues in design and implementation*. United Kingdom: The Institution of Electrical Engineers, 1999. ISBN 978-0-85296-766-9.
- [43] BOURMISTROVA, Anna a Sergey KHANTSIS. Flight Control System Design Optimisation via Genetic Programming. *Aerial Vehicles* [online]. InTech, 2009, s. 127-161 [cit. 2017-02-03]. DOI: 10.5772/6470. ISBN 978-953-7619-41-1. Dostupné z: [http://www.intechopen.com/books/aerial\\_vehicles/flight\\_control\\_system\\_design\\_optimisation\\_via\\_genetic\\_programming](http://www.intechopen.com/books/aerial_vehicles/flight_control_system_design_optimisation_via_genetic_programming)
- [44] PARGA, J. *Wind Tunnel Investigation of the Static Stability and Control Effectiveness of a Rotary Tail in a Portable UAV* [online]. Ohio, 2004 [cit. 2017-02-03]. Dostupné z: <http://www.dtic.mil/cgi-bin/GetTRDoc?AD=ADA430131&Location=U2&doc=GetTRDoc.pdf>. Air Force Institute of Technology.
- [45] GRYMIN, D. *Two-Step System Identification and Primitive-Based Motion Planning for Control of Small Unmanned Aerial Vehicles* [online]. Blacksburg, 2013 [cit. 2017-02-03]. Dostupné z:

- [https://vtechworks.lib.vt.edu/bitstream/handle/10919/24520/Grymin\\_DJ\\_D\\_2013.pdf](https://vtechworks.lib.vt.edu/bitstream/handle/10919/24520/Grymin_DJ_D_2013.pdf). Virginia Polytechnic Institute and State University.
- [46] HØSTMARK, J. *Modelling Simulation and Control of Fixed-wing UAV: CyberSwan* [online]. Trondheim, 2007 [cit. 2017-02-03]. Dostupné z: <https://github.com/cterraza/GPSINS/raw/master/Bibliografia/Tesis%20-%20Modelling%20Simulation%20and%20Control%20of%20Fixed-wing%20UAV%20CyberSwan.pdf>. Norwegian University of Science and Technology.
- [47] KARGIN, V. *Design of an Autonomous Landing Control Algorithm for a Fixed Wing UAV* [online]. Ankara, 2007 [cit. 2017-02-03]. Dostupné z: <https://etd.lib.metu.edu.tr/upload/12608996/index.pdf>. Middle East Technical University.
- [48] ÇAKICI, F. *Controller Design For Agile Maneuvering Fixed-Wing UAV*. Ankara, 2015. Ortadoğu Teknik Üniversitesi.
- [49] BEACH, J. *Development of Tailsitter Hover Estimation and Control* [online]. Provo, 2014 [cit. 2017-02-03]. Dostupné z: <http://scholarsarchive.byu.edu/cgi/viewcontent.cgi?article=4819&context=etd>. Brigham Young University.
- [50] JUNG, Yeunduk a David Hyunchul SHIM. Development and Application of Controller for Transition Flight of Tail-Sitter UAV. *Journal of Intelligent* [online]. 2012, **65**(1-4), 137-152 [cit. 2017-03-02]. DOI: 10.1007/s10846-011-9585-1. ISSN 0921-0296. Dostupné z: <http://link.springer.com/10.1007/s10846-011-9585-1>
- [51] OOSEDO, Atsushi, Satoko ABIKO, Atsushi KONNO a Masaru UCHIYAMA. Optimal transition from hovering to level-flight of a quadrotor tail-sitter UAV. *Autonomous Robots* [online]. 2016, (Online First Articles), 1–17 [cit. 2017-03-02]. DOI: 10.1007/s10514-016-9599-4. ISSN 0929-5593. Dostupné z: <http://link.springer.com/10.1007/s10514-016-9599-4>
- [52] KREJČÍ, J. *Přehled miniaturních bezpilotních prostředků* [online]. Brno, 2012 [cit. 2017-02-03]. Dostupné z: <https://dspace.vutbr.cz/bitstream/handle/11012/5157/Krej%C4%8D%C3%AD%20Bc%20pr%C3%A1ce.pdf>. Vysoké učení technické v Brně.
- [53] BRABEC, M. *Metody pro návrat bezpilotních prostředků* [online]. Praha, 2016 [cit. 2017-03-02]. Dostupné z: <https://dspace.cvut.cz/bitstream/handle/10467/65642/F2-BP-2016-Brabec-Marek-Marek%20Brabec%20-%20Metody%20pro%20navrat%20bezpilotnich%20prostredku.pdf?sequence=-1&isAllowed=y>. České vysoké učení technické v Praze.

- [54] TRYLČ, M. *UAV letoun* [online]. Plzeň, 2013 [cit. 2017-01-04]. Dostupné z:  
[https://portal.zcu.cz/StagPortletsJSR168/PagesDispatcherServlet?pp\\_des tElement=%23ssSouboryStudentuDivId\\_2685&pp\\_locale=cs&pp\\_reqType=render&pp\\_portlet=souboryStudentuPagesPortlet&pp\\_page=soubory StudentuDownloadPage&pp\\_nameSpace=G518723&soubidno=21871](https://portal.zcu.cz/StagPortletsJSR168/PagesDispatcherServlet?pp_des tElement=%23ssSouboryStudentuDivId_2685&pp_locale=cs&pp_reqType=render&pp_portlet=souboryStudentuPagesPortlet&pp_page=soubory StudentuDownloadPage&pp_nameSpace=G518723&soubidno=21871).  
 Západočeská univerzita v Plzni.
- [55] ŠABARTOVÁ, Z. *Dynamika letu a řízení* [online]. Brno, 2010 [cit. 2020-07-07]. Dostupné z:  
[https://www.vutbr.cz/www\\_base/zav\\_prace\\_soubor\\_verejne.php?file\\_id =26060](https://www.vutbr.cz/www_base/zav_prace_soubor_verejne.php?file_id =26060) Vysoké učení technické v Brně.
- [56] HORA, P. *Srovnání programových produktů pro simulaci a možnosti jejich využití* [online]. Praha, 2011 [cit. 2017-01-04]. Dostupné z:  
<https://www.vse.cz/vskp/id/1163669>. Vysoká škola ekonomická v Praze.
- [57] NARENATHREYAS, K. *Fuzzy Logic Control for Aircraft Longitudinal Motion* [online]. Praha, 2013 [cit. 2017-02-03]. Dostupné z:  
[https://support.dce.felk.cvut.cz/mediawiki/images/c/cc/Dp\\_2013\\_narenathreyas\\_kashyapa.pdf](https://support.dce.felk.cvut.cz/mediawiki/images/c/cc/Dp_2013_narenathreyas_kashyapa.pdf). České vysoké učení technické v Praze.
- [58] COLEMAN, S., S. GINTER, B. J. LONG a B. CHANA. *Convair Xfy-1 Pogo*. Naval Fighters, 1994. ISBN 9780942612271.
- [59] GINTER, S. a R. KOENEN. *Lockheed Xfv-1 Vtol Fighter*. Naval Fighters, 1996. ISBN 978-0942612325.
- [60] TAYLOR, D. J., M. V. OL, a T. CORD. SkyTote Advanced Cargo Delivery System. In: *AIAA/ICAS International Air and Space Symposium and Exposition: The Next 100 Yr* [online]. AIAA, July 2003 [cit. 2019-03-03]. DOI: 10.2514/6.2003-2753. Dostupné z:  
<https://doi.org/10.2514/6.2003-2753>
- [61] SCHAEFER, C. G. Jr., a L. J. BASKETT. GoldenEye: The Clandestine UAV. In: *2nd AIAA "Unmanned Unlimited" Conf. and Workshop & Exhibit* [online]. AIAA, September 2003 [cit. 2019-03-03]. DOI: 10.2514/6.2003-6634. Dostupné z: <https://doi.org/10.2514/6.2003-6634>
- [62] KUBO, D. Study on Design and Transitional Flight of Tail-Sitting VTOL UAV. In: *25th Congress of International Council of the Aeronautical Sciences* [online]. ICAS, September 2006 [cit. 2019-08-08]. Dostupné z: <http://citeseerx.ist.psu.edu/viewdoc/download?doi=10.1.1.471.9809&rep=rep1&type=pdf>
- [63] KUBO, D. a S. SUZUKI. Tail-Sitter Vertical Takeoff and Landing Unmanned Aerial Vehicle: Transitional Flight Analysis. *Journal of Aircraft* [online]. 2008, **45**(1) [cit. 2019-08-08]. ISSN 0021-8669. DOI: 10.2514/1.30122. Dostupné z: <https://doi.org/10.2514/1.30122>

- [64] CHU, D, J. SPRINKLE, R. RANDALL, a S. SHKARAYEV. Automatic Control of VTOL Micro Air Vehicle During Transition Maneuver. In: *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference* [online]. AIAA, August 2009 [cit. 2019-08-08]. DOI: 10.2514/6.2009-5875. Dostupné z: <https://doi.org/10.2514/6.2009-5875>
- [65] OOSEDO, A., S. ABIKO, A. KONNO, T. KOIZUMI, T. FURUI, a M. UCHIYAMA. Development of a Quad Rotor Tail-Sitter VTOL UAV without Control Surfaces and Experimental Verification. In: *2013 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA)* [online]. IEEE, May 2013 [cit. 2019-08-08]. DOI: 10.1109/ICRA.2013.6630594. Dostupné z: <https://doi.org/10.1109/ICRA.2013.6630594>
- [66] WANG, Y., X. LYU, H. GU, S. SHEN, Z. LI, a F. ZHANG. Design, Implementation and Verification of a Quadrotor Tail-Sitter VTOL UAV. In: *2017 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)* [online]. IEEE, June 2017 [cit. 2019-08-08]. DOI: 10.1109/ICUAS.2017.7991419. Dostupné z: <https://doi.org/10.1109/ICUAS.2017.7991419>
- [67] BAPST, R., R. RITZ, L. MEIER, a M. POLLEFEYS. Design and Implementation of an Unmanned Tail-Sitter. In: *2015 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS)* [online]. IEEE, 2015 [cit. 2019-10-10]. DOI: 10.1109/IROS.2015.7353624. Dostupné z: <https://doi.org/10.1109/IROS.2015.7353624>
- [68] FORSHAW, J. L., a V. J. LAPPAS. Architecture and Systems Design of a Reusable Martian Twin Rotor Tailsitter. *Acta Astronautica* [online]. November–December 2012, **80**, 166-180 [cit. 2019-11-11]. DOI: 10.1016/j.actaastro.2012.05.008. ISSN 0094-5765. Dostupné z: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2012.05.008>
- [69] STONE, R. H., a G. CLARKE. The T-wing: a VTOL UAV for Defense and Civilian Applications. In: *UAV Australia Conference* [online]. 2002 [cit. 2019-10-10]. Dostupné z: <https://pdfs.semanticscholar.org/64a0/eafda47d476f6431436a5fd9b7591d319793.pdf>
- [70] STONE, R. H., P. ANDERSON, C. HUTCHISON, A. TSAI, P. GIBBENS, a K. C. WONG. Flight Testing of the T-Wing Tail-Sitter Unmanned Air Vehicle. *Journal of Aircraft* [online]. 2008, **45**(2), 673-685 [cit. 2019-11-11]. DOI: 10.2514/1.32750. ISSN 0021-8669. Dostupné z: <https://doi.org/10.2514/1.32750>
- [71] CARHOLT, O. C., E. FRESK, G. ANDRIKOPOULOS, a G. NIKOLAKOPOULOS. Design, Modelling and Control of a Single Rotor UAV. In: *24th Mediterranean Conference on Control and Automation*

- (MED) [online]. IEEE, June 2016 [cit. 2019-11-11]. DOI: 10.1109/MED.2016.7536015. Dostupné z: <https://doi.org/10.1109/MED.2016.7536015>
- [72] ZHAO, H. W. *Development of a Dynamic Model of a Ducted Fan VTOL UAV* [online]. Melbourne, August 2009 [cit. 2020-02-02]. Dostupné z: <http://researchbank.rmit.edu.au/eserv/rmit:6872/Zhao.pdf>. RMIT University.
- [73] ÇAKICI, F., a M. K. LEBLEBICIOĞLU. Analysis of a UAV that Can Hover and Fly Level. In: *2016 International Conference on Frontiers of Sensors Technologies (ICFST 2016)* [online]. MATEC, 2016 [cit. 2019-11-11]. DOI: 10.1051/mateconf/20165907010. Dostupné z: <https://doi.org/10.1051/mateconf/20165907010>
- [74] GU, H., X. LYU, Z. LI, S. SHEN, a F. ZHANG. Development and Experimental Verification of a Hybrid Vertical Take-Off and Landing (VTOL) Unmanned Aerial Vehicle(UAV). In: *2017 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)* [online]. IEEE, June 2017 [cit. 2019-11-11]. DOI: 10.1109/ICUAS.2017.7991420. Dostupné z: <https://doi.org/10.1109/ICUAS.2017.7991420>
- [75] SAENGPHET, W. a C. THUMTHAE. Conceptual Design of Fixed Wing-VTOL UAV for AED Transport. In: *The 7th TSME International Conference on Mechanical Engineering* [online]. December 2016 [cit. 2019-11-11]. Dostupné z: <https://www.researchgate.net/publication/312173247>
- [76] HERBST, S., G. WORTMANN, a M. HORNING. Conceptual design studies of vertical takeoff and landing remotely piloted aircraft systems for hybrid missions. *CEAS Aeronautical Journal* [online]. 2016, **7**(1), 135-148 [cit. 2019-11-11]. DOI: 10.1007/s13272-015-0176-x. ISSN 1869-5582. Dostupné z: <https://doi.org/10.1007/s13272-015-0176-x>
- [77] HRISHIKESHAVAN, V. a I. CHOPRA. Design and Testing of a Dual Tilt-Wing Micro Air Vehicle. In: *American Helicopter Society, 68th Annual Forum* [online]. 2012 [cit. 2019-11-11]. Dostupné z: <https://www.researchgate.net/publication/280841396>
- [78] HOLSTEN, J., T. OSTERMANN a D. MOORMANN. Design and wind tunnel tests of a tiltwing UAV. *CEAS Aeronautical Journal* [online]. 2011, **2**(1-4), 69-79 [cit. 2017-03-03]. DOI: 10.1007/s13272-011-0026-4. ISSN 1869-5582. Dostupné z: <http://link.springer.com/10.1007/s13272-011-0026-4>
- [79] HAIXU, L., Q. XIANGJU, a W. WEIJUN. Multi-body Motion Modeling and Simulation for Tilt Rotor Aircraft. *Chinese Journal of Aeronautics* [online]. 2010, **23**, 415-422 [cit. 2019-11-11]. DOI: 10.1016/S1000-

9361(09)60236-3. ISSN 1000-9361. Dostupné z:  
[https://doi.org/10.1016/S1000-9361\(09\)60236-3](https://doi.org/10.1016/S1000-9361(09)60236-3)

- [80] YUN, C. a X. LI. Design of UAV Flight Simulation Software Based on Simulation Training Method. *WSEAS TRANSACTIONS on INFORMATION SCIENCE and APPLICATIONS* [online]. 2013, **10**(2), 37-46 [cit. 2017-03-03]. ISSN 1790-0832. Dostupné z:  
<http://www.wseas.org/multimedia/journals/information/2013/5709-117.pdf>
- [81] POSPÍŠILÍK, M. *Autonomní monitorovací systém* [online]. Zlín, 2013 [cit. 2017-03-02]. Dostupné z:  
[https://digilib.k.utb.cz/bitstream/handle/10563/35299/posp%  
%a1il%c3%adk\\_dp\\_2013.pdf?sequence=1&isAllowed=y](https://digilib.k.utb.cz/bitstream/handle/10563/35299/posp%c3%ad%c5%a1il%c3%adk_dp_2013.pdf?sequence=1&isAllowed=y). Univerzita Tomáše Bati ve Zlíně.
- [82] HOLEČEK, J. *Třímotorové UAV se sklápěcími rotory* [online]. Plzeň, 2012 [cit. 2017-03-02]. Dostupné z:  
<https://otik.uk.zcu.cz/handle/11025/4697>. Západočeská univerzita v Plzni.
- [83] HAJIYEV, Chingiz, Halil ERSIN SOKEN a Sıtkı YENAL VURAL. *State Estimation and Control for Low-cost Unmanned Aerial Vehicles*. Switzerland: Springer International Publishing, 2015. ISBN 978-3-319-36396-7.
- [84] SADRAEY, Mohammad H. *Aircraft design: a systems engineering approach*. Chichester: John Wiley, 2013. ISBN 978-1-119-95340-1.
- [85] LISSAMAN, P B S. Low-Reynolds-Number Airfoils. *Annual Review of Fluid Mechanics* [online]. 1983, **15**(1), 223-239 [cit. 2017-03-02]. DOI: 10.1146/annurev.fl.15.010183.001255. ISSN 0066-4189. Dostupné z:  
<http://www.annualreviews.org/doi/10.1146/annurev.fl.15.010183.001255>
- [86] PETRICCA, Luca, Per OHLCKERS a Christopher GRINDE. Micro- and Nano-Air Vehicles: State of the Art. *International Journal of Aerospace Engineering* [online]. 2011, **2011**(ID článku 214549), 1-17 [cit. 2017-03-02]. DOI: 10.1155/2011/214549. ISSN 1687-5966. Dostupné z:  
<http://www.hindawi.com/journals/ijae/2011/214549/>
- [87] LAFLEUR, J. *Derivation and Application of a Method for First-Order Estimation of Planetary Aerial Vehicle Power Requirements* [online]. [cit. 2017-03-03]. Dostupné z:  
[http://solarsystem.nasa.gov/docs/7\\_16LAFLEUR\\_paper.pdf](http://solarsystem.nasa.gov/docs/7_16LAFLEUR_paper.pdf)
- [88] HÖVELMANN, A. a C. BREITSAMTER. Aerodynamic Characteristic of the SAGITTA Diamond Wing Demonstrator. In: *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress* [online]. 2012, s. 1-14 [cit. 2017-03-03]. Dostupné z:  
<http://www.dglr.de/publikationen/2013/281220.pdf>

- [89] TALAY, T. *Introduction to the Aerodynamics of Flight: SUBSONIC FLOW EFFECTS* [online]. 1975 [cit. 2017-03-03]. Dostupné z: <http://history.nasa.gov/SP-367/chapt4.htm>
- [90] LUTZE, F. *AOE 3104 Vehicle Performance: Airfoil and Wing Properties* [online]. 2011 [cit. 2017-03-03]. Dostupné z: <http://www.dept.aoe.vt.edu/~lutze/AOE3104/airfoilwings.pdf>
- [91] KUZMIN, Dmitri. *Introduction to Computational Fluid Dynamics* [online]. [cit. 2019-06-06]. Dostupné z: <http://www.mathematik.uni-dortmund.de/~kuzmin/cfdintro/lecture1.pdf>
- [92] BYRNE, Jonathan, Philip CARDIFF, Anthony BRABAZON, Michael O'NEILL. Evolving parametric aircraft models for design exploration and optimization. *Neurocomputing*. 2014, **142**, 39-47. DOI: 10.1016/j.neucom.2014.04.004. ISSN 0925-2312.
- [93] MAZHAR, F., A. M. KHAN, I. A. CHAUDHRY, M. AHSAN. On using neural networks in UAV structural design for CFD data fitting and classification. *Aerospace Science and Technology*. 2013, **30**(1), 210-225. DOI: 10.1016/j.ast.2013.08.005. ISSN 1270-9638.
- [94] BOURMISTROVA, Anna a Sergey KHANTSIS. Genetic Programming in Application to Flight Control System Design Optimisation. *New Achievements in Evolutionary Computation* [online]. InTech, 2010, s. 195-228 [cit. 2017-03-03]. DOI: 10.5772/8055. ISBN 978-953-307-053-7. Dostupné z: <http://www.intechopen.com/books/new-achievements-in-evolutionary-computation/genetic-programming-in-application-to-flight-control-system-design-optimisation>
- [95] ASTOLFI, A. *Systems and Control Theory: An Introduction*. Imperial College London, UK, 2006.
- [96] SHAHROKHI, M., A. ZOMORRODI. *Comparison of PID Controller Tuning Methods*. Sharif University of Technology, Iran, 2012.
- [97] RASMUSSEN, H. *Automatic Tuning of PID-regulators*. Aalborg University, Denmark, 2002.
- [98] WAGNEROVÁ, Renata. *ZÁKLADY AUTOMATICKÉHO ŘÍZENÍ*. Ostrava: Vysoká škola báňská – Technická univerzita Ostrava, 2013. ISBN 978-80-248-3054-4.
- [99] ZIEGLER, J. G., N. B. NICHOLS. Optimum settings for automatic controllers. *Transaction for the ASME*. 1942, **64**, 759–768.
- [100] KUMAR, V. a A. PATRA. Application of Ziegler-Nichols Method for Tuning of PID Controller. *International Journal of Electrical and Electronics Engineers*. 2016, **8**(2), 559–570. ISSN 2321-2055.



- [101] GOPI P. a G. SUMAN. A new approach for Tuning of PID Load Frequency Controller of an Interconnected Power System. *International Journal of Modern Trends in Engineering and Research*. 2015, **2**(1), 18-28. ISSN 2393-8161.
- [102] VOGELTANZ, Tomáš. A Survey of Free Software for the Design, Analysis, Modelling, and Simulation of an Unmanned Aerial Vehicle. *Archives of Computational Methods in Engineering*. 2016, **23**(3), 449–514. DOI: 10.1007/s11831-015-9147-y. ISSN 1134-3060.
- [103] VOGELTANZ, Tomáš. Comparison of Open-Source CFD Software for Aerodynamic Analysis of mini-UAV. In: *Digital Avionics Systems Conference - Proceedings*. Piscataway: IEEE Operations Center, 2015, s. "5E3-1"- "5E3-15". ISSN 2155-7195. CD-ROM ISBN 978-1-4799-8939-3, Electronic ISBN 978-1-4799-8940-9. DOI: 10.1109/DASC.2015.7311438
- [104] VOGELTANZ, Tomáš. Conceptual design and control of twin-propeller tail-sitter mini-UAV: Conceptual study of V-TS mini-UAV. *CEAS Aeronautical Journal*. 2019, **10**(3), 937-954. DOI: 10.1007/s13272-019-00388-z. ISSN 1869-5582.
- [105] VOGELTANZ, Tomáš. Aerodynamic Efficiency Optimization of Clark Y Aerofoil Using  $SU^2$  Application. In: *MENDEL 2016: 22nd International Conference on Soft Computing*. Brno: VUT Brno, 2016, s. 79-86. ISSN 1803-3814, ISBN 978-80-214-5365-4.
- [106] APC Propellers, *Performance Data* [online]. 2014 [cit. 2020-05-05]. Dostupné z: <https://www.apcprop.com/technical-information/performance-data/>
- [107] VOGELTANZ, Tomáš. Control System Designer for JSBSim with Algorithm of Automatic Ziegler-Nichols Sustained-Oscillation Method. In: *AIP Conference Proceedings*. Melville: AIP Publishing, 2020, s. 080006-1 - 080006-4. [cit. 2020-12-12] ISSN 0094-243X. ISBN 978-0-7354-4025-8. DOI: 10.1063/5.0026623

## SEZNAM POUŽITÝCH SYMBOLŮ A ZKRATEK

CAD	Computer Aided Design – počítačem podporované projektování
CFD	Computational Fluid Dynamics – výpočetní dynamika tekutin
DOF	Degrees of Freedom – stupně volnosti
FDM	Flight Dynamics Model – model letové dynamiky
FEM	Finite Element Method – metoda konečných prvků
FFD	Free Form Deformation – volné deformace
FVM	Finite Volume Method – metoda konečných objemů
GUI	Graphical User Interface – grafické uživatelské rozhraní
JST	Jameson-Schmidt-Turkel – Jameson-Schmidt-Turkel-ova numerická metoda simulace proudění
PDE	Partial Differential Equation – parciální diferenciální rovnice
PID	Proportional-Integral-Derivative controller – regulátor, složený z proporcionální, integrační a derivační složky
RANS	Reynolds-Averaged Navier-Stokes – Metoda Reynoldsova časového středování Navierových–Stokesových rovnic
ROE	Roe's Approximate Riemann Solver – Roe-ova aproximace Riemannova řešitele je numerická metoda simulace proudění
SU <sup>2</sup>	Stanford University Unstructured – CFD software Stanfordské univerzity, specializující se na letecké inženýrství
UAV	Unmanned Aerial Vehicle – bezpilotní letoun
VTOL	Vertical Take-Off and Landing – vertikální vzlet a přistání
XML	eXtensible Markup Language – rozšiřitelný značkovací jazyk
ZN	Ziegler-Nichols – autoři Ziegler-Nicholsovy metody empirického nastavení parametrů PID regulátoru

## SEZNAM OBRÁZKŮ

<i>Obr. 2.1: Struktura bezpilotního systému [1]</i> .....	13
<i>Obr. 2.2: Konfigurace rotorových letounů [1]</i> .....	14
<i>Obr. 2.3: Konfigurace hybridních letounů [1]</i> .....	14
<i>Obr. 2.4: Schéma modelu letové dynamiky [7]</i> .....	16
<i>Obr. 2.5: Řídicí systém se zpětnou vazbou a jedním stupněm volnosti [94]</i> .....	17
<i>Obr. 2.6: Autopilot s vestavěnou strategií řízení [94]</i> .....	17
<i>Obr. 3.1: Obecné propojení bezplatného softwaru pro návrh, analýzu, modelování a simulaci bezpilotního letounu [102]</i> .....	20
<i>Obr. 3.2: Software pro vývoj modelu bezpilotního letounu</i> .....	23
<i>Obr. 3.3: Propojení bezplatného softwaru pro CFD analýzu</i> .....	25
<i>Obr. 3.4: Závislost součinitele odporu na úhlu náběhu letounu AVIGLE</i> .....	26
<i>Obr. 3.5: Závislost součinitele vztlaku na úhlu náběhu letounu AVIGLE</i> .....	26
<i>Obr. 3.6: Závislost aerodynamické jemnosti na úhlu náběhu letounu AVIGLE</i> .....	26
<i>Obr. 5.1: 3D model bezpilotního mini-letounu V-TS v1-532</i> .....	30
<i>Obr. 6.1: Vztlaková křivka mini-letounu V-TS (Mach 0,0441; <math>Re 1,67 \times 10^5</math>)</i> ....	32
<i>Obr. 6.2: Odporová křivka mini-letounu V-TS (Mach 0,0441; <math>Re 1,67 \times 10^5</math>)</i> ....	33
<i>Obr. 6.3: Polára mini-letounu V-TS (Mach 0,0441; <math>Re 1,67 \times 10^5</math>)</i> .....	33
<i>Obr. 6.4: Aerodynamická jemnost mini-letounu V-TS (Mach 0,0441; <math>Re 1,67 \times 10^5</math>)</i> .....	33
<i>Obr. 6.5: Křivka součinitele klopného momentu mini-letounu V-TS (Mach 0,0441; <math>Re 1,67 \times 10^5</math>)</i> .....	34
<i>Obr. 8.1: Aktivitní diagram algoritmu automatické Ziegler-Nicholsovy metody</i>	42
<i>Obr. 8.2: Schéma řídicího systému pro řízení vyrovnání křídel</i> .....	43
<i>Obr. 8.3: Oscilace úhlu příčného náklonu při kritickém zesílení</i> .....	44
<i>Obr. 8.4: Průběh řízení vyrovnání křídel pro jednotlivá ZN pravidla</i> .....	45

<i>Obr. 9.1: Vizualizace mini-letounu V-TS před vzletem .....</i>	46
<i>Obr. 9.2: Vizualizace mini-letounu V-TS během horizontálního režimu letu.....</i>	47
<i>Obr. 9.3: Průběh úhlu příčného náklonu během simulace .....</i>	48
<i>Obr. 9.4: Průběh směrového úhlu během simulace .....</i>	48
<i>Obr. 9.5: Průběh úhlu orientace během simulace .....</i>	48
<i>Obr. 9.6: Průběh modifikovaného úhlu podélného sklonu během simulace .....</i>	49
<i>Obr. 9.7: Průběh výšky letu nad mořem během simulace .....</i>	49
<i>Obr. 9.8: Průběh vertikální rychlosti během simulace .....</i>	50
<i>Obr. 9.9: Průběh výkonu motoru během simulace .....</i>	50

## SEZNAM TABULEK

Tabulka 2.1 Rovnice pro nastavení PID dle Ziegler–Nicholsovy metody kritických parametrů [96] [101] [98] [100].....	18
Tabulka 5.1 Geometrické parametry mini-letounu V-TS .....	30
Tabulka 8.1 Parametry algoritmu automatické Ziegler-Nicholsovy metody.....	41
Tabulka 8.2 Nastavení PID regulátoru pro řízení vyrovnání křídel.....	44

## PUBLIKAČNÍ ČINNOST AUTORA

ORCID: 0000-0001-7588-3264

Scopus Author ID: 56085394900

### ČLÁNEK V PERIODIKU

[1] VOGELTANZ, Tomáš. A Survey of Free Software for the Design, Analysis, Modelling, and Simulation of an Unmanned Aerial Vehicle. *Archives of Computational Methods in Engineering*. 2016, **23**(3), 449–514. DOI: 10.1007/s11831-015-9147-y. ISSN 1134-3060.

[2] VOGELTANZ, Tomáš. Conceptual design and control of twin-propeller tail-sitter mini-UAV: Conceptual study of V-TS mini-UAV. *CEAS Aeronautical Journal*. 2019, **10**(3), 937-954. DOI: 10.1007/s13272-019-00388-z. ISSN 1869-5582.

[3] VOGELTANZ, Tomáš, POKORNÝ, Pavel. An Application for the Comparison of Lossless Still Image Compression Algorithms. *International Journal of Circuits, Systems and Signal Processing*. 2014, **8**, 38-46. ISSN 1998-4464.

Dostupné

z:

<http://www.naun.org/main/NAUN/circuitssystemsignal/2014/a222005-086.pdf>

[4] VOGELTANZ, Tomáš, JAŠEK, Roman. Numerické řešení soustav obyčejných diferenciálních rovnic v modelování a simulaci. *Trilobit*. 2014, **2014**(1), nestránkováno. ISSN 1804-1795. Dostupné z: [http://trilobit.fai.utb.cz/numericke-reseni-soustav-obycejnych-diferencialnich-rovnic-v-modelovani-a-simulaci\\_36b32c3c-65a8-478d-9f4f-f01880a99a61](http://trilobit.fai.utb.cz/numericke-reseni-soustav-obycejnych-diferencialnich-rovnic-v-modelovani-a-simulaci_36b32c3c-65a8-478d-9f4f-f01880a99a61)

[5] VOGELTANZ, Tomáš, JAŠEK, Roman. Numerické metody řešení soustav nelineárních rovnic v modelování a simulaci. *Trilobit*. 2014, **2014**(1), nestránkováno. ISSN 1804-1795. Dostupné z: [http://trilobit.fai.utb.cz/numericke-metody-reseni-soustav-nelinearnich-rovnic-v-modelovani-a-simulaci\\_d85264e4-875e-4ae0-ab38-3ce2c6adbeb0](http://trilobit.fai.utb.cz/numericke-metody-reseni-soustav-nelinearnich-rovnic-v-modelovani-a-simulaci_d85264e4-875e-4ae0-ab38-3ce2c6adbeb0)

### ČLÁNEK VE SBORNÍKU

[6] VOGELTANZ, Tomáš. Comparison of Open-Source CFD Software for Aerodynamic Analysis of mini-UAV. In: *Digital Avionics Systems Conference - Proceedings*. Piscataway: IEEE Operations Center, 2015, s. "5E3-1"- "5E3-15". ISSN 2155-7195. CD-ROM ISBN 978-1-4799-8939-3, Electronic ISBN 978-1-4799-8940-9. DOI: 10.1109/DASC.2015.7311438

[7] VOGELTANZ, Tomáš. Control System Designer for JSBSim with Algorithm of Automatic Ziegler-Nichols Sustained-Oscillation Method. In: *AIP Conference Proceedings*. Melville: AIP Publishing, 2020, s. 080006-1 - 080006-4. ISSN 0094-243X. ISBN 978-0-7354-4025-8. DOI: 10.1063/5.0026623

[8] VOGELTANZ, Tomáš. Development of control system designer for JSBSim FDM. In: *AIP Conference Proceedings*. Melville: AIP Publishing, 2018,

s. 060019-1 - 060019-4. ISSN 0094-243X. ISBN 978-0-7354-1690-1. DOI: 10.1063/1.5043721

[9] VOGELTANZ, Tomáš. Airfoil Geometry Converter: From Selig and Lednicer to GEO and Mesh Formats. In: *AIP Conference Proceedings*. Melville: AIP Publishing, 2017, s. 070032-1 - 070032-4. ISSN 0094-243X. ISBN 978-0-7354-1538-6. DOI: 10.1063/1.4992254

[10] VOGELTANZ, Tomáš. Application for Calculation of Mean Aerodynamic Chord of Arbitrary Wing Planform. In: *AIP Conference Proceedings*. Melville: AIP Publishing, 2016, s. 120018-1 - 120018-4. ISSN 0094-243X. ISBN 978-0-7354-1392-4. DOI: 10.1063/1.4951901

[11] VOGELTANZ, Tomáš. Aerodynamic Efficiency Optimization of Clark Y Aerofoil Using SU<sup>2</sup> Application. In: *MENDEL 2016: 22nd International Conference on Soft Computing*. Brno: VUT Brno, 2016, s. 79-86. ISSN 1803-3814, ISBN 978-80-214-5365-4.

[12] VOGELTANZ, Tomáš. Performance Analysis of mini-Propellers Based on FlightGear. In: *AIP Conference Proceedings*. Melville: AIP Publishing, 2016, s. 120019-1 - 120019-4. ISSN 0094-243X. ISBN 978-0-7354-1392-4. DOI: 10.1063/1.4951902

[13] VOGELTANZ, Tomáš, JAŠEK, Roman. JSBSim Library for Flight Dynamics Modelling of a mini-UAV. In: *AIP Conference Proceedings*. Melville: AIP Publishing, 2015, s. 550015-1 - 550015-4. ISSN 0094-243X. ISBN 978-0-7354-1287-3. DOI: 10.1063/1.4912770

[14] VOGELTANZ, Tomáš, JAŠEK, Roman. FlightGear Application for Flight Simulation of a mini-UAV. In: *AIP Conference Proceedings*. Melville: AIP Publishing, 2015, s. 550014-1 - 550014-4. ISSN 0094-243X. ISBN 978-0-7354-1287-3. DOI: 10.1063/1.4912769

[15] VOGELTANZ, Tomáš, JAŠEK, Roman. Free Software for the Modelling and Simulation of a mini-UAV. In: *Proceedings of the 2014 International Conference on Mathematics and Computers in Sciences and Industry (MCSI 2014)*. New Jersey, Piscataway: IEEE, 2014, s. 210-215. ISSN 2227-4588. ISBN 978-1-61804-247-7. Dostupné z:

<http://www.inase.org/library/2014/books/bypaper/MCSI/MCSI-34.pdf>

[16] POKORNÝ, Pavel, MATÝSEK, Miroslav, VOGELTANZ, Tomáš. An Application for the Comparison of Lossless Compression Algorithms by Photo Processing. In: *Recent Advances in computer Science and Networking*. Istanbul: WSEAS, 2013, s. 125-128. ISSN 1790-5109. ISBN 978-960-474-336-0. Dostupné z: <http://www.wseas.us/e-library/conferences/2013/Antalya/ITCN/ITCN-15.pdf>

[17] POKORNÝ, Pavel, VOGELTANZ, Tomáš. A Comparison Application for the Lossless Compression Algorithm. In: *Proceedings of the 14th WSEAS International Conference on Automation & Information (ICAI '13)*. Barcelona: WSEAS Press, 2013, s. 350-353. ISSN 1790-5117. ISBN 978-960-474-316-2. Dostupné z: <http://www.wseas.us/e-library/conferences/2013/Valencia/ACIC/ACIC-60.pdf>

## SOFTWARE

- [18] VOGELTANZ, Tomáš. *Control System Designer for JSBSim*, 2018. Dostupný z: <https://github.com/vogeltanz/ControlSystemDesignerForJSBSim>
- [19] VOGELTANZ, Tomáš. *Airfoil Geometry Converter*. 2016. Dostupný z: <https://github.com/vogeltanz/AirfoilGeometryConverter>
- [20] VOGELTANZ, Tomáš. *MACSTAB Calculator*. 2016. Dostupný z: <https://github.com/vogeltanz/MACSTAB-Calculator>
- [21] VOGELTANZ, Tomáš. *CSV\_History Processing Tool for SU<sup>2</sup>*. 2015. Dostupný z: [https://github.com/vogeltanz/CSV\\_HistoryProcessingToolForSU2](https://github.com/vogeltanz/CSV_HistoryProcessingToolForSU2)



# PROFESNÍ ŽIVOTOPIS

## Osobní údaje

Jméno, Příjmení: **Tomáš Vogeltanz**

E-mail: [vogeltanz@utb.cz](mailto:vogeltanz@utb.cz)

## Pracovní zkušenosti

Září 2018 - dosud

Akademický pracovník - Asistent

Fakulta aplikované informatiky Univerzity Tomáše Bati ve Zlíně

Květen 2015 - Srpen 2017

Výzkumný projektový pracovník

Regionální výzkumné centrum bezpečnostních, informačních a pokročilých technologií (CEBIA-Tech)

Srpen 2012 - Červen 2013

Programátor (.NET)

GETMORE s.r.o., Vyšehradská 1349/2, 128 00 Praha 2, Česká republika

## Vzdělání, odborná příprava a školení

Září 2010 - Červen 2012

Inženýr v oboru Informační technologie

Fakulta aplikované informatiky Univerzity Tomáše Bati ve Zlíně

## Schopnosti, znalosti a dovednosti

Mateřský jazyk(y): **Čeština**

Jiný jazyk(y): (Sebehodnocení - Evropská úroveň)	Porozumění		Mluvení		Psaní
	Poslech	Čtení	Ústní interakce	Samostatný ústní projev	
Angličtina	B1	B2	B1	B2	B2
Němčina	B1	B1	B1	B1	B1
Ruština	A2	A2	A1	A1	A1
Čínština	A1	A1	A1	A1	A1

## Počítačové znalosti a dovednosti

- Výborná znalost technologií .NET/C#
- Velmi dobrá znalost MS SQL, MySQL, HTML, CSS, XML, Javascriptu, C/C++, Java a UML.
- Střední znalost jazyka Python, PHP.
- Dobrá znalost knihovny wxWidgets, wxPython a OpenMP
- Dobrá znalost Visual Studio, Microsoft SQL Server Management Studio, MySQL Workbench, phpMyAdmin, Eclipse, NetBeans, CodeLite, Enterprise Architect, Freescale CodeWarrior.
- Zkušenosti s programováním mikropočítačů Freescale 68HCS08, Siemens, Motorola, PLC firmy TECO Kolín.
- Dobrá znalost Microsoft Windows a Microsoft Office.
- Znalost operačních systémů Linux (Ubuntu, Fedora) a Windows Server.
- Znalost Matlab/Simulink, Scilab/Xcos, AutoCAD, VMWare a Virtual Box.
- Znalost Unity, DirectX 9.0c.

## Další schopnosti, znalosti a dovednosti

- Microsoft certifikát 070-536 - Application Development Foundation
- CISCO certifikát - Základy počítačových sítí
- ACM SPY (nyní IT SPY) certifikát - Diplomová práce v galerii 70 nejlepších prací v České a Slovenské republice
- Analytické a logické myšlení
- Řidičský průkaz kategorie B

## Doplňující informace

### Projekty

Spoluřešitel projektu č. CZ.02.2.69/0.0/0.0/18\_056/0012951: „DUO UTB: Strategický projekt UTB ve Zlíně II.“

Doba řešení: 2020-2022

Spoluřešitel projektu č. CZ.02.3.68/0.0/0.0/19\_078/0018903: „IKAP II – Projekt rozvoje vzdělávání“

Doba řešení: 2021

Spoluřešitel projektu č. CZ.02.2.69/0.0/0.0/16\_031/0011594: „Tvorba programů celoživotního vzdělávání na UTB ve Zlíně“

Doba řešení: 2020-2021

Spoluřešitel projektu č. CZ.02.2.69/0.0/0.0/16\_015/0002204: „Strategický projekt UTB ve Zlíně“  
Doba řešení: 2019-2020

Spoluřešitel projektu č. CZ.01.1.02/0.0/0.0/16\_084/0008839: „Aplikace výsledků výzkumu se zaměřením na zavedení nových technologií a postupů do výroby velkých obrobků“  
Doba řešení: 2019

Spoluřešitel projektu č. MSM/LO 1303: „Podpora udržitelnosti a rozvoje Centra bezpečnostních, informačních a pokročilých technologií (CEBIA-Tech)“  
Doba řešení: 2015–2017

Hlavní řešitel interního grantu IGA/CebiaTech/2017/001 „Vývoj a analýza bezpilotního mini-letounu“  
Doba řešení: 2017

Hlavní řešitel interního grantu IGA/CebiaTech/2016/002 „Návrh řídicího systému bezpilotního mini-letounu“  
Doba řešení: 2016

Hlavní řešitel interního grantu IGA/FAI/2015/001 „Modelování aerodynamiky a mechaniky bezpilotního mini-letounu“  
Doba řešení: 2015

Hlavní řešitel interního grantu IGA/FAI/2014/006 „Modelování bezpilotního miniletounu“  
Doba řešení: 2014

### **Recenze příspěvků**

Recenzent pro impaktované časopisy:

- Advances in Mechanical Engineering
- Proceedings of the National Academy of Sciences, India Section A - Physical Sciences

Recenzent příspěvků pro mezinárodní konference

Více na: <https://publons.com/a/1600762/>

Ing. Tomáš Vogeltanz, Ph.D.

## **Návrh modelu bezpilotního mini-letounu**

Model Design of Unmanned Aerial Vehicle

Teze disertační práce

Vydala Univerzita Tomáše Bati ve Zlíně,  
nám. T. G. Masaryka 5555, 760 01 Zlín.

Náklad: vyšlo elektronicky

Sazba: Ing. Tomáš Vogeltanz, Ph.D.

Publikace neprošla jazykovou ani redakční úpravou.

Pořadí vydání: První

Rok vydání 2021

ISBN 978-80-7678-033-0



