



Univerzita Tomáše Bati ve Zlíně

Fakulta aplikované informatiky

Disertační práce

Návrh modelu bezpilotního mini-letounu

Model Design of Unmanned Aerial Vehicle

Autor:	Ing. Tomáš Vogeltanz
Studijní program:	Inženýrská informatika (P3902)
Studijní obor:	Inženýrská informatika (3902V023)
Školitel:	prof. Ing. Jiří Dvořák, DrSc.
Konzultant:	prof. Mgr. Roman Jašek, Ph.D.

Zlín, březen 2021

© Tomáš Vogeltanz

Vydala **Univerzita Tomáše Bati ve Zlíně** v edici **Doctoral Thesis**.

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

Práce je dostupná v Knihovně UTB ve Zlíně.

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

1. ÚVOD.....	9
1.1 Současný stav řešené problematiky.....	10
1.1.1 Zhodnocení současného stavu.....	12
1.2 Cíle disertační práce	13
2. TEORETICKÁ ČÁST	15
2.1 Bezpilotní systém.....	15
2.1.1 Bepilotní letoun s pevným křídlem	16
2.1.2 Bepilotní letoun s rotačním křídlem	16
2.1.3 Bepilotní letoun hybridní konfigurace.....	18
2.2 Modelování a simulace letu.....	19
2.2.1 Model letové dynamiky.....	20
2.2.2 Simulační systém bepilotního letounu	21
2.2.3 Modelování bepilotního letounu.....	21
2.3 Aerodynamika a CFD	25
2.3.1 Optimalizace Profilů křidel.....	29
2.3.2 Střední aerodynamická tětíva.....	33
2.3.3 Stabilita letounu	35
2.4 Řídící systém, autopilot	38
2.4.1 PID regulátory	39
2.4.2 Ziegler-Nicholsova metoda kritických parametrů	40
3. BEZPLATNÝ SOFTWARE PRO NÁVRH, ANALÝZU, MODELOVÁNÍ A SIMULACI BEZPILOTNÍHO LETOUNU ..	41
3.1 Možnosti a návrh rozšíření bezplatného softwaru.....	42
3.2 Softwarový systém pro vývoj modelu bepilotního letounu ...	44
3.2.1 AirfoilTools.com.....	45
3.2.2 JavaFoil.....	46
3.2.3 OpenVSP	48

3.2.4	<i>Gmsh</i>	50
3.2.5	<i>enGrid</i>	52
3.2.6	<i>SU²</i>	53
3.2.7	<i>Larosterna</i>	54
3.2.8	<i>ParaView</i>	55
3.2.9	<i>JSBSim Flight Dynamics Model</i>	56
3.2.10	<i>FlightGear Flight Simulator</i>	58
3.2.11	<i>Airfoil Geometry Converter</i>	60
3.2.12	<i>MACSTAB Calculator</i>	64
3.2.13	<i>CSV_History Processing Tool for SU²</i>	72
3.2.14	<i>Control System Designer for JSBSim</i>	73
4.	VALIDACE CFD SOFTWARE	87
4.1	AVIGLE Tiltwing UAV	88
4.2	SAGITTA Demonstrator	92
4.2.1	<i>Analýza meshe bez mezní vrstvy</i>	96
4.3	Vyhodnocení přesnosti CFD aplikací s otevřeným kódem	97
5.	NÁVRH BEZPILOTNÍHO MINI-LETOUNU DOSEDAJÍCÍHO NA OCAS	100
5.1	Geometrie mini-letounu V-TS	101
5.2	Profil křídla a ocasních ploch	104
6.	OPTIMALIZACE PROFILU KŘÍDLA MH 38	108
6.1	Analýza křídla s profilem MH 38-D_1.2	118
7.	AERODYNAMICKÁ ANALÝZA MINI-LETOUNU V-TS 123	
8.	MODEL BEZPILOTNÍHO MINI-LETOUNU	131
9.	NÁVRH ŘÍDICÍHO SYSTÉMU BEZPILOTNÍHO MINI- LETOUNU	139
9.1	Režimy letu bezpilotního mini-letounu V-TS	139
9.1.1	<i>Režim horizontálního letu</i>	139

9.1.2	<i>Režim vertikálního letu</i>	140
9.2	Algoritmus automatické Ziegler-Nicholsovy metody kritických parametrů.....	148
9.3	Řídicí systém pro horizontální let.....	152
9.3.1	<i>Vyrovnání křídel (Wing Leveler)</i>	153
9.3.2	<i>Řízení výšky letu (Altitude Hold)</i>	155
9.3.3	<i>Řízení směru letu (Heading Hold)</i>	158
9.3.4	<i>Řízení úhlu podélného sklonu (Pitch Hold)</i>	161
9.3.5	<i>Řízení rychlosti letu (Velocity-Total Hold)</i>	164
9.3.6	<i>Tlumení bočních kmitů (Yaw damper)</i>	167
9.4	Řídicí systém pro vertikální let.....	170
9.4.1	<i>Přepočítání úhlů pro vertikální let</i>	171
9.4.2	<i>Řízení orientace křídel (Wing Orientator)</i>	172
9.4.3	<i>Řízení modifikovaného úhlu podélného sklonu (Pitch-Corr Hold)</i>	182
9.4.4	<i>Řízení vertikální rychlosti letu (Velocity-Vertical Hold)</i>	190
10.	SIMULACE BEZPILOTNÍHO MINI-LETOUNU	194
10.1	Přechodná fáze letu změnou podélného sklonu.....	194
10.2	Simulace letu s využitím navržených režimů řízení.....	196
11.	ZÁVĚR A PŘÍNOS PRÁCE PRO VĚDU A PRAXI	206
	SEZNAM POUŽITÉ LITERATURY	209
	SEZNAM POUŽITÝCH SYMBOLŮ A ZKRATEK	231
	SEZNAM OBRÁZKŮ	232
	SEZNAM TABULEK	243
	SEZNAM PŘÍLOH	246
	PUBLIKAČNÍ ČINNOST AUTORA	260
	PROFESNÍ ŽIVOTOPIS	263

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 teoretický základ nutný pro pochopení tématu a oblastí probíraných v následujících kapitolách. Třetí kapitola pojednává o bezplatném software pro návrh, analýzu, modelování a simulaci bezpilotního letounu, a o možnostech 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 a v šesté je uvedena optimalizace profilu křídla, nalezena speciálně pro tento mini-letoun. V sedmé kapitole je poté

bezpilotní mini-letoun analyzován a jsou vyhodnoceny jeho aerodynamické parametry spolu se statickou stabilitou. V osmé kapitole je popsán samotný model mini-letounu. V deváté kapitole je řešen návrh řídicího systému a definován algoritmus pro automatickou Ziegler-Nicholsovu metodu nastavení PID regulátoru. V desáté 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 SU², 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. Bzpilotní 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, popsáný 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 licenci)

- 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.

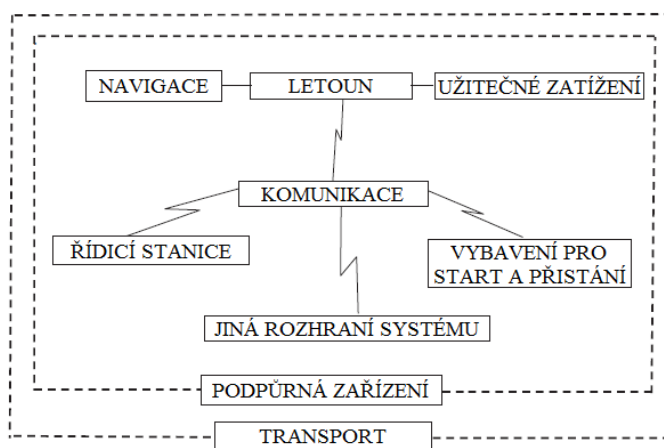
Dílním výsledkem práce je určit aerodynamickou charakteristiku navrženého mini-letounu, která bude následně použita jako vstup do matematického modelu. Tento model bude využit k následnému návrhu řízení a vykonání simulací pro otestování vlastností mini-letounu. Řídicí systém bude navržen tak, aby mohl 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 spíše o stručný popis než vyčerpávající informace. Pro důkladnější seznámení s problematikou je možné 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]

Bezpilotní systém může mít také rozhraní pro komunikaci s jinými systémy; např. pro přenos informací do hlavního řídicího centra pro hlubší analýzu dat, možnost komunikace s jinými pozemními, námořními, či vzdušnými jednotkami nebo satelity, anebo pro předávání informací s dalšími bezpilotními systémy pro zajištění kooperativního letu či jinou operaci. Celek pak může vytvořit tzv. „systém systémů“ (System of systems). [1] [82] [2]

Podpůrná zařízení jsou jednou z oblastí, která se často podceňuje, když je specifikován bezpilotní systém. Zahrnují provozní a údržbářské příručky, nástroje a náhradní díly, a také speciální zkušební zařízení a napájecí zdroje. [1]

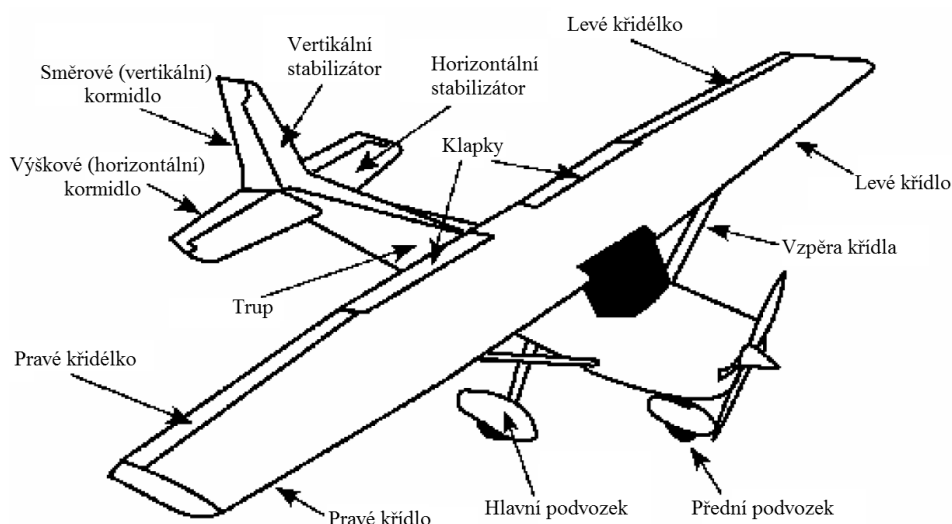
Bezpilotní systém musí být často mobilní, proto musí být zajištěna přeprava nejen pro samotný letoun, ale také pro všechny sub systémy. Toto se týká nejenom malých systémů, které se mohou převážet v jednom automobilu a mohou být obsluhovány jedním až dvěma lidmi, ale také systémů používajících

rozměrné a těžké rampy pro vzlet letounů, s nutností rozebrat letoun kvůli převozu, a s několika nákladními vozy a rozsáhlým lidským týmem. [1] [2]

Ačkoliv je lidský personál jednou z částí celého systému, bezpilotní systém může zahrnovat různé úrovně autonomie od vzdáleného řízení k plně automatickému dokončení mise včetně přizpůsobení a rozhodování v reakci na měnící se podmínky. Bepilotní letoun může obsahovat i přídavné senzory k vyhnutí se překážek (tzv. *see-and-avoid* nebo *sense-and-avoid*) jako jsou dráty elektrického vedení, ptáci, stromy, budovy apod. [83] [84] [85] [86]

2.1.1 Bepilotní letoun s pevným křídlem

Na Obr. 2.2 jsou vidět jednotlivé hlavní komponenty letounu s pevným křídlem. Letadlo se skládá z trupu, křídel, horizontálního a vertikálního stabilizátoru (ocasní plochy), řídicích částí, podvozku a pohonného systému. [14] [1] [2] [4]



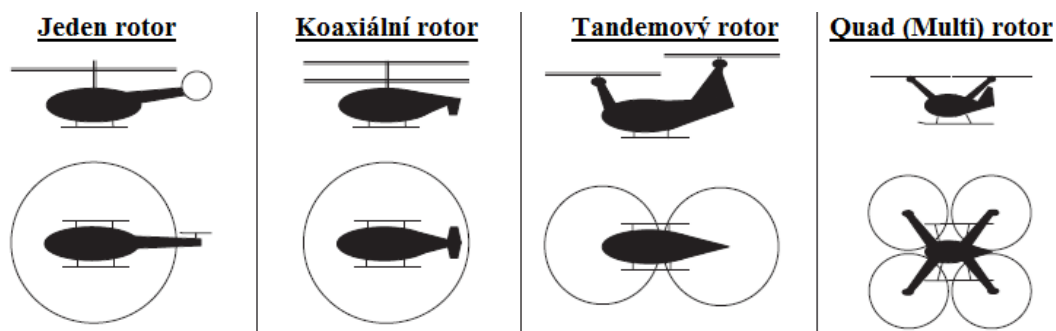
Obr. 2.2: Součásti letounu s pevným křídlem [14]

Křídélka zde slouží pro naklonění letounu, které vyvolá jeho zabočení. Křídélka mají vůči sobě vždy nastavenou přesně opačnou polohu (samozřejmě kromě případu, kdy jsou obě nastaveny na „nulový“ úhel). 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 Bepilotní letoun s rotačním křídlem

Na Obr. 2.3 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] [87]



Obr. 2.3: Konfigurace rotorových letounů [1]

V prvním případě se jedná o konvenční helikoptéru s jedním hlavním rotorem, který ovšem produkuje točivý moment v protisměru své rotace. Kvůli kompenzaci tohoto momentu se zde umísťuje postranní rotor, který obvykle spotřebuje 10 % energie vzhledem ke spotřebě hlavního rotoru. [1] [2]

Dále je zde helikoptéra s tandemovým uspořádáním rotorů, která má dva zdvihací rotory za sebou. Každý rotor se točí opačným směrem kvůli vyrušení točivého momentu. Nad určitou hmotností je více efektivní použít dva menší rotory než jeden velký, protože poměr váhy rotoru vzhledem ke generovanému vztlaku neúměrně narůstá [2] [1]

Helikoptéra s koaxiálním rotorem má jeden rotor namontován na horní straně druhého podél stejné osy otáčení; nicméně samotné rotory se točí v opačném směru kvůli vyrušení točivého momentu. Nevýhodou může být větší výška vzhledem k ostatním konfiguracím kvůli údržbě a skladování; nicméně u malých a lehkých bezpilotních letounů je toto zanedbatelný problém. [2] [1]

Výhody koaxiální konfigurace zahrnují téměř perfektní aerodynamickou symetrii, kompaktnost bez zranitelného ocasního rotoru, efektivita z hlediska výkonu a univerzálnosti designu trupu pro různé účely, ale přitom každý rotor používá stejnou napájecí jednotku, převodovku a řídicí sub-systém; tzn., že automatický řídicí systém není o nic víc komplexní než u klasických letadel. Navíc, především kvůli symetrii helikoptéry je její reakce na turbulence vzduchu nejnižší ze všech konfigurací vrtulníků; ve většině režimů je dokonce nulová. [1]

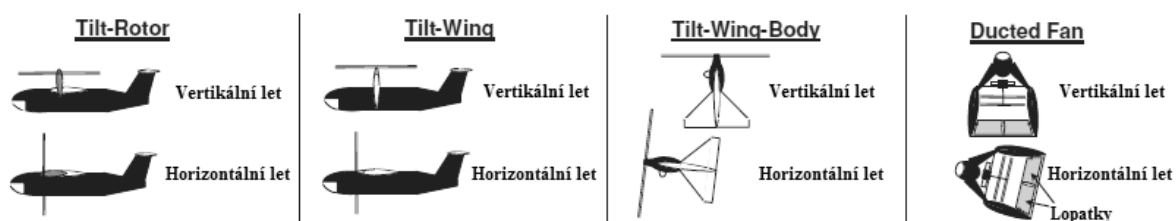
Princip multi-koptér bude shrnut na nejspíše nejpoužívanějším typu; quadkoptéře (typ se čtyřmi rotory). Stejně principy platí pro všechny koptéry se sudým počtem rotorů. Aby se quadkoptéra mohla pohybovat dopředu, tak musí dojít ke zvýšení rychlosti rotace dvou zadních rotorů kvůli natočení ve směru letu. Ve stejný čas se musí zvýšit celkový tah, aby nedošlo ke ztrátě výšky. Následně, jakmile je quadkoptéra v režimu dopředného letu, rychlost rotorů musí být opět harmonizována. Stejně tak je tomu i při klonění s tím rozdílem, že se mění otáčky na pravé a levé straně koptéry. [87] [2] [1]

2.1.3 Bezpilotní 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. [87] [2] [1]

Tento typ letounů je tedy vhodný pro široké spektrum misí a pro operace v téměř jakémkoliv prostředí. Schopnosti těchto letounů mohou být výhodou např. v zastavěné oblasti, přírodě a jiných prostředí, kde existuje limitace z hlediska místa, které by sloužilo jako runway, nebo pro sestavení katapultu apod. V porovnání s letadlem je možné tyto letouny jednodušeji automatizovat pro vzlet a přistání než letadlo s pevným křídlem. [87] [2] [1]

Na Obr. 2.4 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. [87] [1]



Obr. 2.4: 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. [87] [1]

První fází je vzlet, kdy se rotory nacházejí v horizontální rovině. Tato fáze je z hlediska stability velmi nebezpečná, neboť je nutné přesně a rychle kontrolovat a měnit tah všech motorů, a to i v závislosti na vnějších vlivech (náklon, vítr atd.) S nárůstem výšky dochází k přechodu do druhé fáze letu. [87] [1]

Ve druhé fázi dochází k postupnému překlápění rotorů, křídla nebo letounu z horizontální roviny do vertikální. I tato fáze je velmi nebezpečná. Důvodem je rychlost obtékání profilu nosného křídla, která je velmi malá, v počátku až zanedbatelná, a tudíž hlavním zdrojem vztlaku jsou stále rotory. Toto přináší nevýhody z hlediska stability, ale navíc i nutnost vyššího tahu motorů z hlediska změny úhlu vektoru tahu. [87] [1]

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 křídel. 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. [87] [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°) 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] [87]

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 křídel, jejich nižší zatížení a samozřejmě dostatečně výkonný pohonný systém. Do této konfigurace patří i kategorie letounů dosedajících na ocas. [1]

Letouny konfigurace *Ducted Fan* používají jako pohonnou jednotku dmychadlo. Hnací jednotka je nazývána větrákem (*Fan*), protože má omezený průměr a vyznačuje se vysokou pevností; tj. vysokým poměrem plochy čepele a plochy disku. Větrák je nejčastěji složen ze dvou opačně rotujících částí, aby se minimalizovala rotace těla kvůli točivému momentu. Změny v tahu jsou způsobeny změnou rychlosti rotace a změny v úhlu natočení těla změnou polohy sklopných lopatek. Problém může být řízení polohy těla, protože lopatky mohou postrádat dostatečnou sílu či reakci k zajištění říditelného, stabilního letu. [1]

2.2 Modelování a simulace letu

Software pro modelování a simulaci má za cíl pomáhat při návrhu, vývoji, testování a validaci komplexních systémů letadel. Přesnost softwaru zajišťuje spolehlivost a účinnost systému pro simulaci letu a může snížit čas a náklady potřebné k vývoji jakéhokoli bezpilotního letounu. [88] [80]

Simulační program může běžet ve dvou módech: [80]

- v reálném čase (používaný v real-time systémech a při prezentaci simulací)
- pomocí skriptů (používaný při testování zkušebních postupů)

Jak je známo, modelování a simulace letu má mnoho výhod; např. úspora energií a financí, bezpečnost a žádné limity z hlediska lokality a počasí. Navíc mohou být simulovány i náročné a nebezpečné úkoly. Nicméně je potřeba zdůraznit, že nelze zajistit dokonalé simulace (tj. 1:1) chování letounu v reálném prostředí – vždy je potřeba počítat s určitou odchylkou. [80]

Navíc 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]

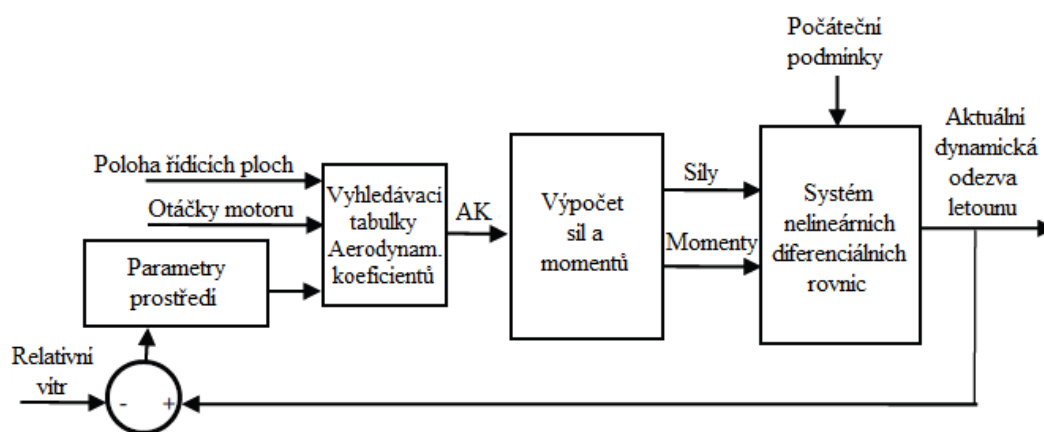
- Model letové dynamiky (Flight Dynamics Model – FDM)
- Model bezpilotního letounu
- 3D grafický model (jen pokud je potřeba 3D vizualizace)
- Řídicí systém
- Lokalizační systém (např. GPS/GLONASS/Beidou/GALILEO)
- Simulátor letu

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 zahrnuje vývoj fyzikálního, inerciálního a aerodynamického modelu reprezentujícího bezpilotní letoun, vývoj řízení letounu a také zjištění relativních povětrnostních podmínek. [7] [3] [14] [80]

Model letové dynamiky obvykle neumožňuje zjištění aerodynamických koeficientů letounu, a proto musí být určeny jinou cestou. Ve chvíli, kdy jsou aerodynamické koeficienty dostupné, tak lze modelovat pohyb jakéhokoliv prostředku od balónu až po nadzvukový letoun. [7]

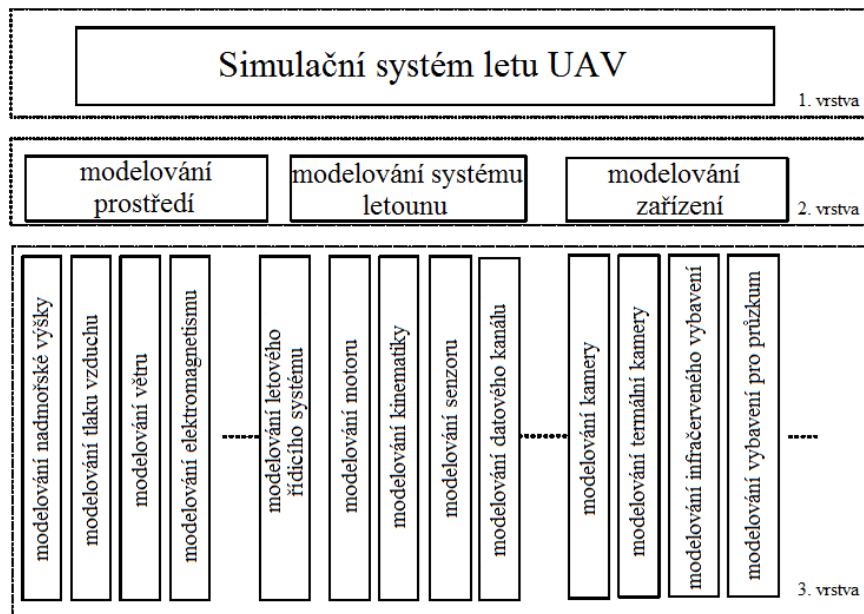
Model letové dynamiky zpracovává parametry ze všech možných vstupních informací a pomocí matematicko-fyzikálních výpočtů predikuje budoucí stav letounu. Po výpočtech je na výstup zaslána dynamická odezva letounu. Obr. 2.5 ilustruje interní tok dat v modelu letové dynamiky. Přesnost výstupů z modelu letové dynamiky závisí na kvalitě vstupních dat a určuje věrnost letu letadla v simulátoru. [7] [3] [14] [80]



Obr. 2.5: Schéma modelu letové dynamiky [7]

2.2.2 Simulační systém bezpilotního letounu

Příklad hierarchie systému pro simulaci bezpilotního letounu je uveden na Obr. 2.6. Tato koncepce simulačního systému je rozdělena na tři vrstvy v závislosti na funkci. Objekty v horní vrstvě mají více povinností a řídí objekty na nižší úrovni; např. zajišťují vytvoření instance objektu, volání metod, komunikaci a správu operací. Naproti tomu objekty na nízké vrstvě jsou více zaměřeny na funkcionalitu. [80]



Obr. 2.6: Struktura koncepce simulačního systému bezpilotního letounu [80]

Simulační systém zahrnuje model fyzikálního prostředí, model systému letounu a model přídavného zařízení. Každý subsystém má nezávislou funkci; např. model systému letounu je jádrem systému a je tvořen modelem řízení letu, motoru, kinematiky, snímačů, datových kanálů apod. [80] [83]

2.2.3 Modelování bezpilotního letounu

Modelování letové mechaniky a dynamiky využívá pohybové rovnice, které jsou vytvořeny aplikací Newtonových zákonů (2.1) a (2.2) v šesti stupních volnosti (6DOF). Kompletní odvození, popis, linearizace apod. lze nalézt v [55], [22], [89], [90] a [91]. Rovnice v jejich rozšířeném tvaru se využívají pro studování trajektorie, výkonosti, stability a řízení letounu. [22] [55] [14]

$$F = m \cdot a, \quad (2.1)$$

kde:

F je zrychlující síla [N],

m je hmotnost [kg],

a je zrychlení [$m \cdot s^{-2}$].

$$M = I \cdot \varepsilon, \quad (2.2)$$

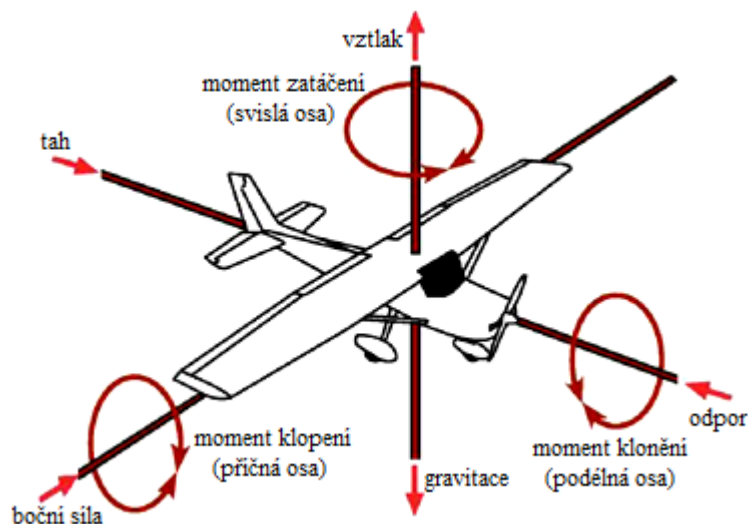
kde:

M je zrychlující moment [N · m],

I je moment setrvačnosti hmoty tělesa k ose rotace [kg · m²],

ε je úhlové zrychlení tělesa [s⁻²].

Šest stupňů volnosti znamená, že se letoun může pohybovat ve třech osách a rotovat kolem každé této osy. Pohyb způsobený gravitací, pohonem a aerodynamickými silami přispívají k silám a momentům, které působí na tělo letounu. Obr. 2.7 zobrazuje tři osy, tři síly a tři momenty působící na letoun. Pozice těžiště letounu je spojnici těchto os. Vztlak, gravitace, odpor, tah a boční síla nutí letoun měnit polohu ve směru os, zatímco momenty zatačení (*yaw*), klonění (*roll*) a klopení (*pitch*) nutí letoun k otáčení se kolem os. [7] [3] [14] [22]



Obr. 2.7: Síly a momenty působící na letoun [14]

Základními letovými operacemi jsou vzlet, stoupání, horizontální let, zatačení, sestup a přistání. Letoun by měl mít optimální aerodynamiku ve fázi horizontálního letu, protože zde letoun stráví nejvíce času. Během rovnoběžného letu je vztlaková síla rovna gravitační síle a odporová síla působí proti síle tahu. Křídlo tedy musí vyprodukovat dostatečně velký vztlak, aby dokázalo nadzvednout váhu letounu. Odpor letounu by měl být co možná nejmenší, což sníží spotřebu, protože tah letounu tak může být nižší. [92] [93] [94] [27] [95]

Při modelování je na letoun nahlíženo jako na pevné těleso, přičemž se také mnohdy v rámci zjednodušení předpokládá, že se jeho hmotnost během letu nemění. Pokud rozšíříme rovnice (2.1) a (2.2) pro 6 stupňů volnosti, dostaneme pro letoun po úpravách 3 rovnice sil (2.3), (2.4), (2.5) a 3 rovnice momentů (2.6), (2.7) a (2.8), kde u , v , w jsou rychlosti vztažené jednotlivě k ose (x , y , z);

p, q, r jsou úhlové rychlosti osy (x, y, z) , a I_{xx}, I_{yy}, I_{zz} jsou momenty setrvačnosti k ose (x, y, z) , a I_{xz} je deviační moment k rovině xz (vzhledem k tomu, že rovina symetrie je u letounu rovina xz , lze I_{xy} a I_{yz} uvažovat jako nulové, tudíž nejsou zahrnuty). [55] [89] [90] [91]

$$F_x = m \cdot (\dot{u} + qw - rv) \quad (2.3)$$

$$F_y = m \cdot (\dot{v} + ru - pw) \quad (2.4)$$

$$F_z = m \cdot (\dot{w} + pv - qu) \quad (2.5)$$

$$M_x = \dot{p} \cdot I_{xx} + q \cdot r \cdot (I_{zz} - I_{yy}) - (\dot{r} + p \cdot q) \cdot I_{xz} \quad (2.6)$$

$$M_y = \dot{q} \cdot I_{yy} - p \cdot r \cdot (I_{zz} - I_{xx}) + (p^2 - r^2) \cdot I_{xz} \quad (2.7)$$

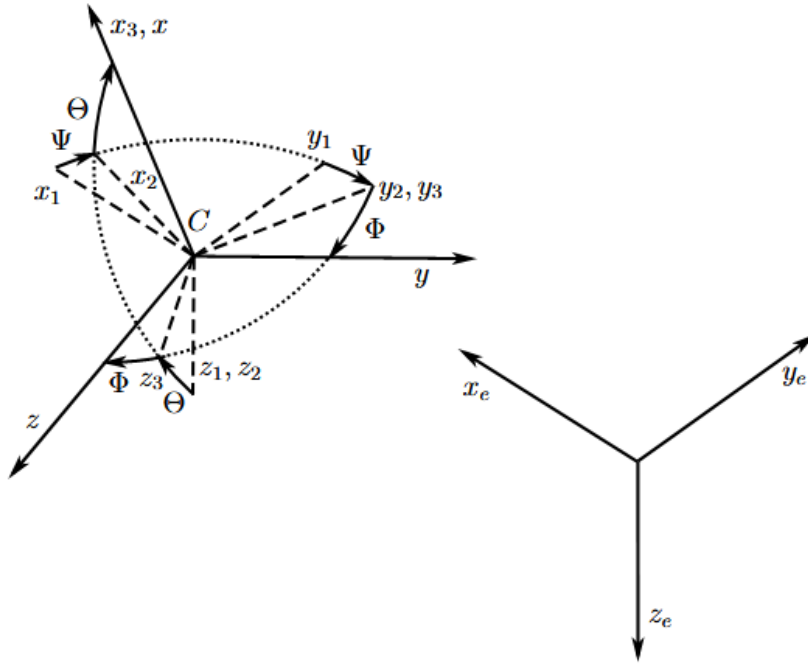
$$M_z = \dot{r} \cdot I_{zz} + p \cdot q \cdot (I_{yy} - I_{xx}) + (q \cdot r - \dot{p}) \cdot I_{xz} \quad (2.8)$$

Nicméně tyto rovnice jsou vztaženy k souřadnicovému systému letounu. Je ale nutné je vztahovat k souřadnicovému systému, který je fixní, tj. k souřadnicovému systému Země. Pro popis orientace letounu vzhledem k zemi se využívají Eulerovy úhly. Jedná se o tři sousledné rotace, přičemž důraz je kladen na pořadí provedení rotací. Pořadí je zde velmi důležité, protože tyto rotace nejsou komutativní a záměnou pořadí bychom dostali různé konfigurace polohy letounu. [55] [89] [91]

Pořadí a popis aplikovaných rotací je následující: [55] [89]

- Souřadnicový systém letounu se otočí kolem osy z o úhel Ψ (*Psi*) v kladném směru otáčení. Úhel Ψ nazýváme směrovým úhlem (*yaw*).
- Souřadnicový systém letounu se otočí kolem osy y o úhel Θ (*Theta*) v kladném směru otáčení. Úhel Θ nazýváme úhlem podélného sklonu (*pitch*).
- Souřadnicový systém letounu se otočí kolem osy x o úhel Φ (*Phi*) v kladném směru otáčení. Úhel Φ nazýváme úhlem příčného náklonu (*roll*).

Úhly, kladný směr otáčení a souřadné systémy jsou naznačeny na *Obr. 2.8* (osy x_e, y_e, z_e představují souřadnicový systém Země). [55]



Obr. 2.8: Znázornění Eulerových úhlů [55]

Proměnné p , q , r jsou s Eulerovými úhly spojeny kinematickými rovnicemi (2.9), (2.10) a (2.11). [55] [90]

$$p = \dot{\phi} - \dot{\psi} \cdot \sin(\theta) \quad (2.9)$$

$$q = \dot{\theta} \cdot \cos(\phi) + \dot{\psi} \cdot \sin(\phi) \cdot \cos(\theta) \quad (2.10)$$

$$r = -\dot{\theta} \cdot \sin(\phi) + \dot{\psi} \cdot \cos(\phi) \cdot \cos(\theta) \quad (2.11)$$

Rovnice (2.12) ukazuje vztah mezi složkami rychlosti U , V , W a Eulerovými úhly Ψ , Θ , Φ . Z této rovnice můžeme po vyřešení soustavy pohybových diferenciálních rovnic určit dráhu letu vzhledem k zemi. L_{be} je transformační maticí pro přechod ze souřadného systému Země na souřadný systém letounu a lze ji vyjádřit rovnicí (2.13). [55] [90]

$$\begin{pmatrix} \dot{x}_e \\ \dot{y}_e \\ \dot{z}_e \end{pmatrix} = L_{be}^{-1} \cdot \begin{pmatrix} u \\ v \\ w \end{pmatrix} \quad (2.12)$$

$$L_{be} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\phi) & -\sin(\phi) \\ 0 & \sin(\phi) & \cos(\phi) \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \cos(\theta) & 0 & \sin(\theta) \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin(\theta) & 0 & \cos(\theta) \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \cos(\psi) & -\sin(\psi) & 0 \\ \sin(\psi) & \cos(\psi) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \quad (2.13)$$

Jedná se o nelineární diferenciální rovnice, což znamená, že se dají řešit pouze pomocí numerických metod. Jak již bylo naznačeno, rovnice se používají v letových simulacích, přičemž většinou nás zajímá rovnovážný let (ustálený pohyb) a pohyb, který se od ustáleného stavu odchyluje pouze o malé hodnoty. [55] [90] [89]

Soustavu těchto nelineárních rovnic můžeme nahradit soustavou lineárních diferenciálních rovnic, přičemž uvažujeme pouze malé odchylky od ustáleného přímočarého letu. Pro malé odchylky od ustáleného přímého letu je letadlo lineární dynamický systém. [55] [89] [91]

Pohyb lineárního dynamického systému je kompletně popsán souborem proměnných – stavových veličin, jejich počet je závislý na počtu stupňů volnosti systému. Dynamika lineárního dynamického systému je popsána dvěma soustavami diferenciálních rovnic (2.14) a (2.15). [55] [89] [91]

$$\dot{x}(t) = A \cdot x(t) + B \cdot u(t) \quad (2.14)$$

$$y(t) = C \cdot x(t) + D \cdot u(t) \quad (2.15)$$

$x(t)$ je sloupcový vektor stavových proměnných délky n , nazývaný stavový vektor. $u(t)$ je sloupcový vektor vstupních proměnných délky m , nazývaný vstupní vektor. A je stavová matice typu (n, n) , B je vstupní matice typu (n, m) . Matice A, B obsahují konstantní hodnoty prvků. [55]

$y(t)$ je sloupcový vektor výstupních proměnných délky r , nazývaný výstupní vektor. C je výstupní matice typu (r, n) , D je směrová matice typu (r, m) . Obvykle je $r \leq n$. Matice C a D mají konstantní hodnoty prvků. Rovnice (2.14) a (2.15) popisují celý systém. [55]

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. [96] [97]

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. [95] [96] [36]

Součinitele vztlaku, odporu a momentu je možné popsat rovnicemi (2.16), (2.17), a (2.18), kde L je vztlak, D je odpor, q je dynamický tlak tekutiny, s je obsah měřený v rámci podélné a příčné osy, a c je délka tělivity. [98] [99] [100]

$$C_L = \frac{L}{q \cdot s} \quad (2.16)$$

$$C_D = \frac{D}{q \cdot s} \quad (2.17)$$

$$C_M = \frac{M}{q \cdot s \cdot c} \quad (2.18)$$

Dynamický tlak q je definován jako (2.19), kde ρ je hustota tekutiny, a v je rychlost proudění. [98] [99] [100]

$$q = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \quad (2.19)$$

Jak již bylo zmíněno, poměr vztlaku a odporu má vliv i na spotřebu, resp. výkon motoru. Rovnice (2.20) ukazuje minimální hodnotu výkonu potřebnou pro let letadla, kde T je tah, V je rychlost, η_p je efektivita vrtule, m je hmotnost letounu, g je gravitační zrychlení, S je obsah křídla, ρ je hustota vzduchu, L/D je poměr vztlaku a odporu, a C_L je součinitel vztlaku. Ze vzorce je vidět již zmíněná informace, že aerodynamická jemnost by měla být co největší a hmotnost co nejmenší. [96] [97]

$$P = \frac{T \cdot V}{\eta_p} = \frac{m \cdot g}{L/D} \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{S \cdot \rho \cdot C_L}} \quad (2.20)$$

Podobně lze vypočítat i potřebný výkon motoru pro zajištění možnosti visení ve vzduchu. A to pomocí rovnice (2.21), kde M je efektivita rotoru a V_h je indukovaná rychlost během vznášení. [96] [97]

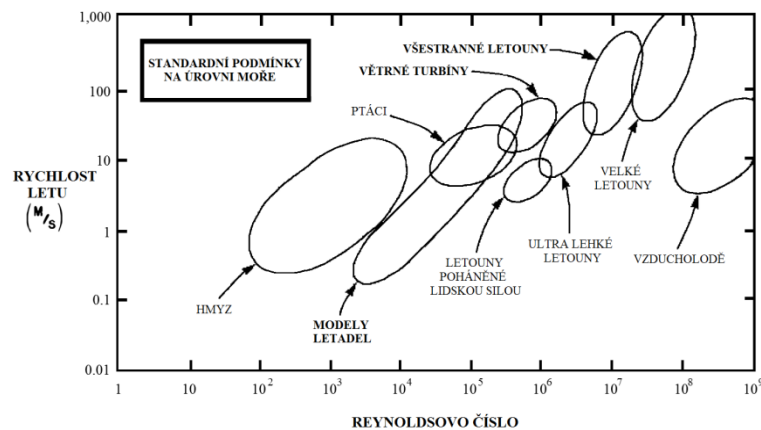
$$P = \frac{T \cdot V_h}{M} = \frac{m \cdot g}{M} \sqrt{\frac{m \cdot g}{2 \cdot S \cdot \rho}} \quad (2.21)$$

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. [95] [101] [22] [102] [92]

Reynoldsovo číslo vyjadřuje relativní podíl inerciálních efektů (hybnosti tekutin) ve srovnání s viskózními efekty (lepkavosti tekutin) na chování letounu (resp. křídla). Reynoldsovo číslo (Re) se vypočítá jako (2.22), kde V je rychlost proudění, c je střední aerodynamická tětiva křídla, a ν je kinematická viskozita tekutiny, ve které je letoun provozován (v našem případě vzduch). [95] [27] [22]

$$Re = \frac{V \cdot c}{\nu} \quad (2.22)$$

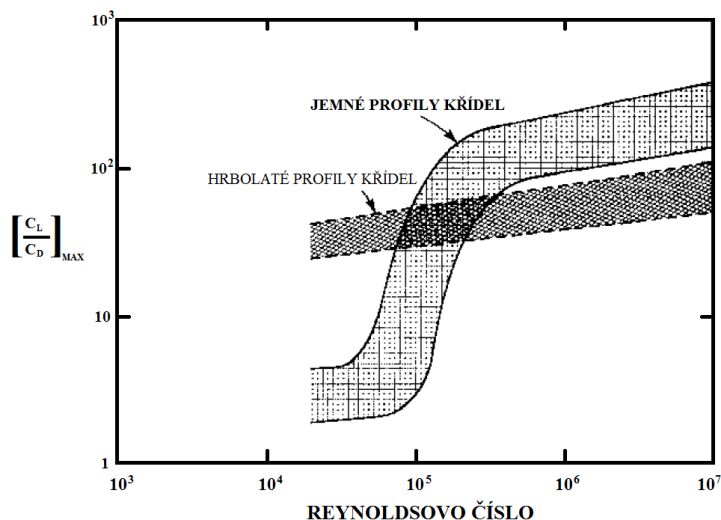
Kombinace malých velikostí a nízkých rychlostí spojený s mini-letouny vyústí v letový režim s nízkým Reynoldsovým číslem. Za nízké Reynoldsova čísla jsou v letectví považovány hodnoty v intervalu od 10 000 do 500 000. Obr. 2.9 ilustruje letové spektrum v rozsahu Reynoldsových čísel od 10^2 do 10^9 . Pod dolním limitem jsou viskózní efekty dominantní a je nepravděpodobné, že by mohl nastat jakýkoliv efektivní a řízený let. [27] [95]



Obr. 2.9: Letové spektrum Reynoldsových čísel [95]

Hmyz a nano-letouny patří do oblasti $Re < 10^4$, kde je proudění silně laminární. Interval Re mezi 10 000 a 70 000 patří do oblasti zájmu designerů mikro-letounů. Re od 70 000 až do 500 000 zahrnuje zvířata schopná letu a mini-letouny do 25 kg. [95] [27] [96] [36]

Na nižších Reynoldsových číslech jsou viskózní efekty relativně velké, což způsobuje vyšší odpor vzduchu a limituje maximální vztlak, zatímco na vyšších hodnotách dochází k přesně opačnému jevu, čímž se zlepšuje aerodynamická efektivita. K této náhlé změně ve výkonosti dochází okolo kritického Reynoldsova čísla; tj. 70 000. Průběh změny je zobrazen na Obr. 2.10. [95] [96]



Obr. 2.10: Výkonost profilu křídla na nízkých Reynoldsových číslech [95]

Markantní změna ve výkonosti geometricky hladkých profilů křidel je poblíž kritického Re , kde se aerodynamická efektivita zvyšuje o více jak řád. Je však vysoce zajímavé, že hrubý nebo turbulentní profil křídla nevykazuje tuto náhlou změnu výkonu. Je vhodné zmínit, že kritické Re rozděluje profily křidel hmyzu s profily křidel ptáků. [95] [36]

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: [103]

- 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 [104] [105].

Různí řešitelé mohou využívat různé algoritmy; nicméně *simpleFoam* (ze software *OpenFOAM*) je dobrým příkladem, jak řešitelé fungují. Jedná se o řešitele ustáleného stavu pro nestlačitelné, turbulentní proudění a používá tzv. algoritmus *SIMPLE* (*Semi-Implicit Method for Pressure-Linked Equations*). Tento algoritmus dovoluje propojení Navier-Stokesových rovnic s iterativní procedurou. Tuto proceduru lze shrnout takto: [106] [107]

- Nastavení hraničních podmínek

- Vyřešení diskretizované rovnice hybnosti
- Výpočet toků v jednotlivých buňkách
- Vyřešení rovnice tlaku a aplikování tzv. *under-relaxation*, která redukuje oscilace řešení a pomáhá udržet stabilní průběh výpočtu
- Korekce toků v jednotlivých buňkách
- Korekce rychlostí na základě nového tlakového pole
- Aktualizace hraničních podmínek
- Opakuj až do konvergence

Před CFD analýzou je nutné mít soubor meshe s vygenerovanou povrchovou a objemovou sítí. K tomuto se využívá metoda konečných prvků. Model meshe je množinou polygonů, trojúhelníků apod. Polygony jsou složeny z indexů, které ukazují na pozici ve vertexovém poli. Soubory obsahují informaci se seznamem vrcholů a seznamem indexů, které společně formují polygony. Je to ideální formát jak pro CFD analýzu, tak pro renderování v reálném čase, a 3D tisk, ale je nevhodný, pokud je potřeba provést jednoduché modifikace. [108] [109] [110]

2.3.1 Optimalizace Profilů křídel

Návrh profilů je komplexní a časově náročný proces, který vyžaduje odborné znalosti základů aerodynamiky. [92] [111]

Obecná optimalizační úloha lze vyjádřit vzorcem (2.23), kde $f(x)$ je účelová, resp. cílová funkce, která má být minimalizována (nebo také maximalizována), $h(x)$ a $g(x)$ jsou rovnostní a nerovnostní omezení, které definují podmínky, jež musí x splňovat, a x reprezentuje geometrické změny v povrchu profilu. [112] [94] [113]

$$\text{Min/Max : } f(x), \quad \text{Za podmínek : } h(x) \text{ a } g(x) \quad (2.23)$$

Kompletní optimalizační smyčka vyžaduje analýzu řešením PDE s dynamickou meshí pro výpočet účelové funkce a citlivostní analýzu, definici vhodných návrhových proměnných (*design variables*) pro parametrizaci geometrie profilu, algoritmus pro deformaci meshe kvůli nutnosti modifikace numerické mřížky po změně tvaru povrchu, a optimalizační algoritmus založený na gradientu za účelem směřování návrhových proměnných k optimu pro zvolenou účelovou funkci a omezení. [114] [37] [115] [116]

Většina systémů reálného světa zahrnuje nelineární optimalizaci s komplikovanými účelovými funkcemi nebo omezeními, pro které není možné nalézt analytické řešení (např. pomocí kvadratického programování, geometrického programování apod.). V takovém případě je jedním z možných řešení použít iterativní metody. V případě optimalizace profilů jsou tyto metody

založené na jednoduché a přesto myšlence: modifikovat tvar profilu během optimalizačního procesu až do stavu, kdy není možné dále zlepšit hodnotu účelové funkce, která splňuje zadané omezení (nebo se mu aspoň co nejvíce blíží). Jinými slovy, optimalizační algoritmus nejprve vypočítá účelovou funkci se zkušebními řešeními, a to je následně vylepšováno až do konvergence. Designer tedy musí určit hodnotu účelové funkce a/nebo gradienty. [117] [94] [113] [114] [118] [115] [116]

Základní postup návrhu optimálního tvaru profilu lze popsat např. takto: [114]

- Aplikace stavu aktuálních návrhových proměnných (tloušťka, klenba apod.) na geometrii profilu
- Deformace existující meshe, nebo vytvoření nové meshe okolo aktualizovanému povrchu profilu křídla.
- Výpočet účelové funkce a jednotlivých omezení (např. na velikost odporu, vztlaku apod.) pomocí vyřešení rovnic proudění.
- Výpočet gradientu účelové funkce a omezení vzhledem k návrhovým proměnným.
- Poskytnutí účelové funkce, hodnot omezení a gradientů vhodné optimalizační metodě pro určení aktualizovaného stavu návrhových proměnných.
- Opakovat kroky až do nalezení optimálního řešení.

Pro optimalizaci 2D profilu křídla lze použít tzv. Hicks-Henneovy bump funkce. Tyto funkce lze popsat rovnicí (2.24), kde t je řád bump funkcí, maximem v bodě x_i . Celková deformace povrchu profilu od svého původního tvaru na pozici x podél tětiny může být vypočítán jako suma těchto funkcí. Tyto funkce jsou přitom navrženy tak, aby byl zajištěn jejich hladký průběh. [114] [119] [112] [120]

$$f(x) = \sum_{i=1}^N \alpha_i \cdot \sin(\pi \cdot x^{e_i})^t, \quad e_i = \frac{\log(0.5)}{\log(x_i)}, \quad x \in \langle 0, 1 \rangle, \quad x_i \neq \{0, 1\} \quad (2.24)$$

Velikost a vliv každé funkce je modifikován pomocí vah α_i , které jsou aplikovány na každou funkci zvlášť. Tyto váhy jsou zde návrhovými proměnnými. Tento typ parametrizace je považován za velice efektivní a zajišťuje, že výsledný tvar meshe je hladký. Samozřejmě není vhodný pro komplexnější geometrie, např. ve 3D. [112] [120] [119] [114]

Optimalizace založená na gradientu je používána kvůli snížení vysokých výpočetních nároků při řešení nelineárních rovnic. Je důležité vyhodnotit gradient pro každý návrh k zajištění nového postupu optimalizačního algoritmu. V našem případě to může například znamenat vyhodnocení součinitele odporu. Výpočet gradientu může být vykonán pomocí řetězového pravidla tak, jak je

ukázáno ve vzorci (2.25), který poskytuje flexibilitu pro použití i jiných parametrických metod. [112] [114]

$$\begin{array}{c} \left[\frac{\partial f}{\partial A_1} \right] \\ \left[\frac{\partial f}{\partial A_2} \right] \\ \vdots \\ \left[\frac{\partial f}{\partial A_n} \right] \end{array} = \begin{array}{ccc} \left[\frac{\partial A_1}{\partial x_1} \right] & \dots & \left[\frac{\partial A_1}{\partial x_m} \right] \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ \left[\frac{\partial A_n}{\partial x_1} \right] & \dots & \left[\frac{\partial A_n}{\partial x_m} \right] \end{array} \times \begin{array}{c} \left[\frac{\partial f}{\partial x_1} \right] \\ \left[\frac{\partial f}{\partial x_2} \right] \\ \vdots \\ \left[\frac{\partial f}{\partial x_m} \right] \end{array} \quad (2.25)$$

Gradienty = Geometrické citlivosti × Povrchové citlivosti

V této rovnici (2.25) je n počet návrhových proměnných a m počet bodů povrchu profilu v meshi. f reprezentuje aktuální funkci zájmu – účelovou funkci, nebo omezení. Proměnné x_i určují posun podél povrchu pro každý diskretní bod na povrchu. Jakobián $\partial A/\partial x$ je známý jako matice geometrické citlivosti a měří jaký vliv má každá návrhová proměnná na pozici každého bodu v mřížce meshe na povrchu profilu. Poslední část reprezentuje povrchové citlivosti vzhledem ke změně funkce zájmu a se změnou v bodech mřížky v meshi na povrchu profilu. [112] [113]

Povrchové citlivosti mohou být vypočítány pomocí adjoint metody. Jedná se o analytický přístup, použitý pro výpočet derivací funkce. Adjoin metoda obecně využívá N návrhových proměnných, 1 řešení proudění, a 1 adjoint výpočet. Takže hlavním benefitem je nízká výpočetní náročnost vyhodnocení povrchových citlivostí, která je nezávislá na počtu návrhových proměnných. Gradient pro jakékoliv omezení může být vypočítán vyřešením dalšího adjoint problému pro každé omezení. [112] [115] [119] [111]

Obecně je výkonost a charakteristika profilu křídla vyhodnocena pomocí následujících křivek: [92] [102] [111] [121]

- Vztlková křivka
- Odporová křivka
- Polára (součinitel odporu vs. součinitel vztlaku)
- Křivka aerodynamické jemnosti
- Křivka klopného momentu pro úhel náběhu
- Křivka klopného momentu pro součinitel vztlaku

Při optimalizaci by bylo poměrně časově náročné vyhodnocovat tyto křivky, takže je časově vhodnější se spokojit s výsledky pouze pro jedno nastavení analýzy profilu a až konečný profil plně analyzovat. Samozřejmě tak ale může vzniknout situace, kdy pro dané nastavení k optimalizaci dojde, ale celkovou charakteristikou je profil horší, než ten původní. [102] [122] [111]

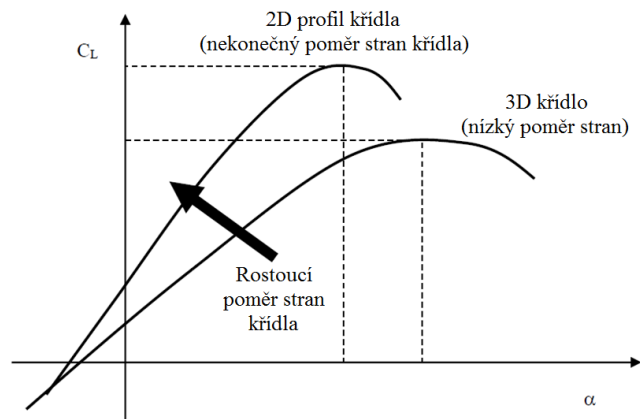
Problémem je vyhodnocování klopného momentu, protože ten se s úhlem náběhu nemění jen na aerodynamickém středu. Pokud se ale aerodynamický střed profilu přemístí, může být hodnota zkreslená a optimalizace je pak obtížná. V tomto případě je možné si pomoci faktem, že klopný moment je na všech místech profilu stejný, pokud je vztlak nulový (síly jsou zde totiž nulové, takže neovlivňují moment). [102] [122] [111]

Výběr profilu křídla začíná definováním jeho použití a požadavků na let. Pro podzvukové letouny jsou samozřejmě potřeba jiné typy profilů křídel než pro letouny nadzvukové. Obecně lze považovat za kritéria pro optimální profil křídla následující položky: [92] [123] [113] [124]

- Nízký součinitel odporu pro horizontální let a stoupání, což sníží nutnost vysokého tahu motoru a tím i spotřebu
- Vysoký poměr vztlaku a odporu pro efektivní využití paliva vzhledem k váze letounu
- Vhodný ideální součinitel vztlaku
- Vysoký profil vztlakové křivky
- Nízký úhel náběhu pro nulový vztlak (spíše záporný úhel)
- Vysoký součinitel vztlaku na nulovém úhlu náběhu
- Vysoký pádový úhel
- Vhodný průběh vztlakové křivky v části po maximálním vztlaku (v „pádové“ části křivky) – průběh by měl být pozvolný, nikoli ostrý
- Vysoký maximální součinitel vztlaku (kvůli vzletu a přistání)
- Nízký klopný moment, blízký 0 (jak ze záporné, tak kladné osy) kvůli dobré stabilitě a řízení, a snížení velikosti horizontálního stabilizátoru
- Strukturální požadavky (vhodná tloušťka, klenba, musí být možné jej vyrobit atd.)
- Požadavky na náklady
- U použití více jak jednoho profilu na křídlo je nutné vyhodnotit spojení obou profilů
- Jiné méně běžné požadavky na návrh

Samozřejmě neexistuje unikátní profil křídla, který má optimální všechny zmíněné požadavky, a tak je potřeba dosáhnout kompromisu s přihlédnutím na hlavní potřeby letounu, protože ne každý požadavek může mít stejnou váhu. [92] [123] [113]

Při analýze profilů a křídel je nutné zdůraznit, že se výsledky 2D a 3D analýzy již z principu liší. Jedním z důvodů je například poměr stran křídla, jehož efekt na vztlakovou křivku je zobrazen na *Obr. 2.11*. Jinými slovy, parametry jako poměr stran křídla, zúžení křídla, jeho šípovitost, kroucení, rozpětí, velikost tětiny atd. ovlivňuje součinitele vztlaku, odporu a momentu 3D křídla. Charakteristika 2D profilu tedy nemusí odpovídat charakteristikám křídla s aplikovaným profilem a může být modifikována zmíněnými parametry. [92]



Obr. 2.11: Efekt poměru stran křídla na vztlakovou křivku [92]

2.3.2 Střední aerodynamická tětíva

Experimentálně i výpočetně bylo zjištěno, že pokud aerodynamická síla působí v místě 1/4 délky tětívy od náběžné hrany (hloubky profilu), zůstává velikost aerodynamického momentu téměř konstantní bez ohledu na úhel náběhu. Toto platí pro většinu profilů používaných pro nízké rychlosti a tato oblast se nazývá aerodynamickým středem (aerodynamic center – AC). Pro porovnání, u nadzvukových letounů je aerodynamický střed blíže 1/2 hloubky profilu. [122] [125]

Pro jednotlivé komponenty letounu platí: [126]

- Aerodynamický střed profilu se nachází přibližně v jedné čtvrtině jeho hloubky.
- Aerodynamický střed křídla (nosné plochy) se nachází přibližně v jedné čtvrtině jeho střední aerodynamické tětívy.
- Aerodynamický střed letounu s přirozeně fungující stabilitou by se měl nacházet vždy za jeho těžištěm.

Pro obdélníkové křídlo je aerodynamický střed křídla stejný jako střed profilu. Nicméně pro křídlo s jiným tvarem (např. pro lichoběžníkové, eliptické, trojúhelníkové, složené apod.) je nutné vypočítat průměrný aerodynamický střed pro celé křídlo s využitím střední aerodynamické tětívy. [122] [127]

Střední aerodynamická tětíva (*Mean Aerodynamic Chord* – MAC) je velmi důležitým parametrem, který je využíván ve výpočtech aerodynamiky a stability při návrhu letounu. Znalost tohoto parametru letounu je tedy nezbytnou podmínkou pro provedení CFD analýzy. [128] [129]

Následující popis výpočtů MAC využívá pole tětív, kdy pro každou tětívu je samostatně vypočítán MAC, a to vzorcem pro výpočet MAC pro lichoběžníkové křídlo. Výsledky jsou poté zprůměrovány (váženým průměrem) a následně je vypočten finální MAC. Tento postup dokáže nalézt přesné řešení i pro

komplikované tvary křídel, včetně eliptického (samozřejmě jen pro režim nízkých podzvukových rychlostí). [128] [129]

Obecná rovnice výpočtu je definována jako (2.26), kde S je obsah křídla, b je rozpětí křídla, a c je délka tětivy. MAC může být nalezen pro jakoukoli nosnou plochu, včetně stabilizátorů letounu. [128] [129]

$$MAC = \frac{2}{S} \cdot \int_0^{b/2} c^2 dy \quad (2.26)$$

Pro lineární lichoběžníkové křídlo je možné rovnici (2.26) zjednodušit na (2.27), kde λ je poměr zúžení, který je definován dle (2.28), c_r je kořenová tětiva, a c_t je hrotová tětiva. [129] [130] [128] [131] [127]

$$MAC = \frac{2}{3} \cdot c_r \cdot \left(\frac{1 + \lambda + \lambda^2}{1 + \lambda} \right) \quad (2.27)$$

$$\lambda = \frac{c_t}{c_r} \quad (2.28)$$

Je také potřeba zjistit pozici MAC jak na podélné, tak na postranní ose. Vzdálenost od středové čáry letounu (na ose y) lze vypočítat pomocí (2.29), kde y_r je souřadnice kořenové tětivy na ose y . [129] [130] [131]

$$y_{MAC} = y_r + \frac{b}{2} \cdot \frac{1 + 2 \cdot \lambda}{3 + 3 \cdot \lambda} \quad (2.29)$$

Pozice náběžné hrany MAC na ose x je popsána vzorcem (2.30), kde x_r a x_t jsou souřadnice na ose x náběžné hrany u kořene křídla a u hrany křídla. [131]

$$x_{MAC_{LE}} = x_r + (x_t - x_r) \cdot \frac{1 + 2 \cdot \lambda}{3 + 3 \cdot \lambda} \quad (2.30)$$

Potom je možné vypočítat aerodynamický střed dle vzorce (2.31). [131] [122] [125]

$$(x_{AC}, y_{AC}) = (x_{MAC_{LE}} + 0.25 \cdot MAC, y_{MAC}) \quad (2.31)$$

Pokud lze křídlo rozdělit do více nespojitě definovaných částí, je možné využít rovnici (2.32), přičemž samozřejmě musí být jednotlivé MAC každé části již vypočítány. [129] [125]

$$MAC = \frac{\sum_{i=1}^n MAC_i \cdot S_i}{\sum_{i=1}^n S_i} = \frac{MAC_1 \cdot S_1 + MAC_2 \cdot S_2 + MAC_3 \cdot S_3 + \dots + MAC_n \cdot S_n}{S_1 + S_2 + S_3 + \dots + S_n} \quad (2.32)$$

Souřadnice na ose x a y lze nalézt stejným vzorcem (2.32); samozřejmě je potřeba zaměnit MAC za x_{MAC_LE} , respektive y_{MAC} . Počet vypočítaných hodnot MAC se rovná počtu jednotlivých částí minus 1. [131]

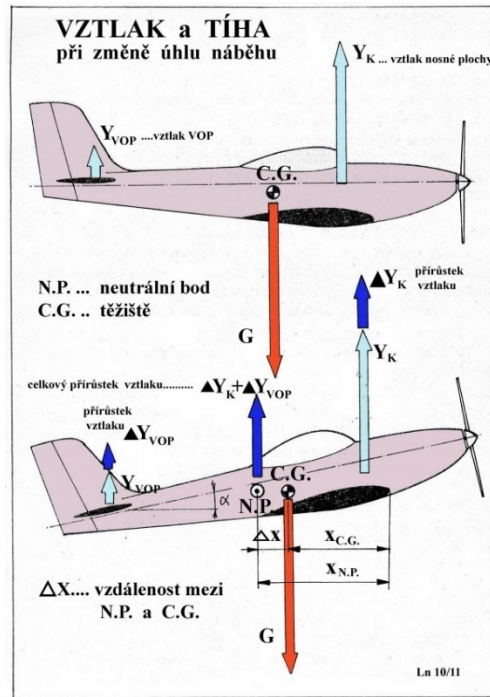
2.3.3 Stabilita letounu

Stabilita je schopnost letounu vrátit se po vychýlení zpět do rovnovážné polohy letu bez zásahu řídicích prostředků. Za nestabilitu lze považovat takové letové vlastnosti, kdy je velmi náročné a mnohdy i nemožné dosáhnout plně ovladatelný let, přičemž zásah autopilota se mívá potřebným účinkem, a dokonce může nestabilní situaci více zhoršit. Hranice stability je situace, kdy se letoun po vychýlení nevrátí do rovnovážné polohy, ale ani dále svými letovými vlastnostmi nezvyšuje nestabilitu letu – pro návrat k rovnovážnému letu je zde zásah řídicích ploch nutný. [132] [133] [92]

Podle třech základních os lze stabilitu rozdělit na podélnou pro rotaci kolem osy y , směrovou pro rotaci kolem osy z a příčnou pro rotaci kolem osy x . Vzhledem k tomu, že příčnou stabilitu nelze oddělit od směrové stability, protože jsou spolu provázány, uvažujeme je jako stabilitu stranovou. Ke klonění letounu totiž dochází při letu s vybočením. [132] [134]

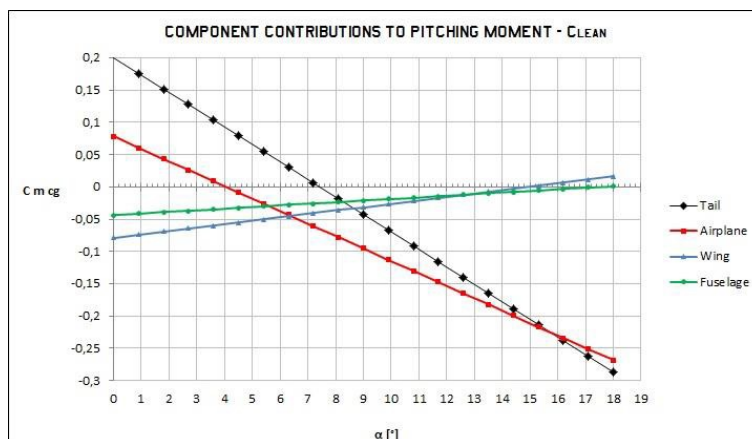
Základním principem podélné statické stability je vyvození vratného klopivého momentu jako reakce na vychýlení z rovnovážného režimu letu. Jinými slovy představuje schopnost udržovat stálou rychlost letu (stálý úhel náběhu). [132] [134] [133]

Pro tento stav je velmi důležitá rovnováha momentů vzhledem k těžišti letadla. Podélná stabilita je významně ovlivněna vzájemnou polohou těžiště letadla a neutrálního bodu. Poloha obou bodů bývá obvykle vztažena ke střední aerodynamické těživě a udává se v procentech její délky. Vzdálenost těžiště a neutrálního bodu se jmenuje statická rezerva. Aby byl let podélně stabilní, musí být těžiště letounu umístěno vždy před neutrálním bodem. Posouváním těžiště do zadní části letounu podélná stabilita klesá. Posouváním těžiště dopředu bude letoun sice více stabilní, jeho ovladatelnost se však snižuje. Proto je zde nutné volit kompromis dle účelu použití letounu. Na *Obr. 2.12* je možné vidět princip podélné stabilizace letounu při správném nastavení těžiště a neutrálního bodu. [132] [134] [135] [92]



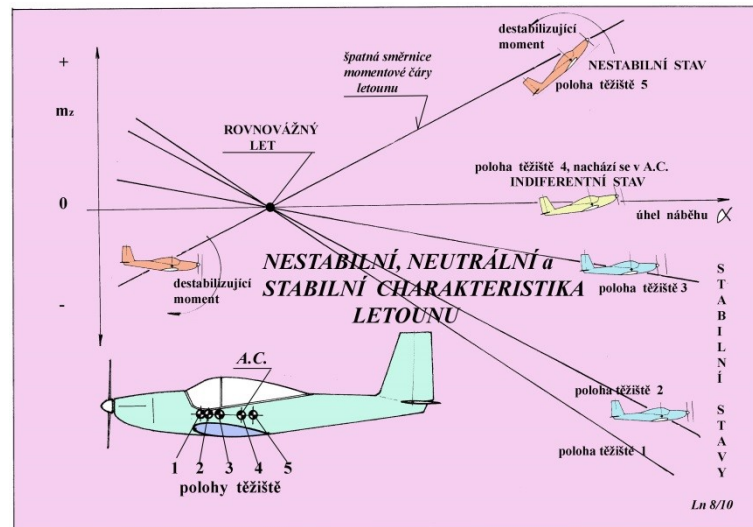
Obr. 2.12: Vztlak a tíha při změně úhlu náběhu [135]

Předpokladem výpočtu podélné stability je, že známe síly působící na jednotlivých částech letounu (pro zkoumaný režim letu). Sestavením momentové rovnice všech částí k těžišti letounu získáváme žádaný výsledný moment. Závislost momentu na zvyšující se úhel náběhu musí mít pro zajištění stability klesající tendenci ($dC_{my} / d\alpha < 0$) tak, jak to ilustruje Obr. 2.13. Z grafu je možné vidět, že křídlo a trup letounu má destabilizující efekt, který kompenzuje ocasní plocha. K výpočtu je možné využítí CFD aplikace, kdy výsledný moment letounu počítáme v místě těžiště. [132] [134] [92]



Obr. 2.13: Charakteristika klopivého momentu letounu a jeho částí [132]

Obr. 2.14 zobrazuje různé polohy těžiště a jednotlivé celkové průběhy momentu vzhledem ke změně úhlu náběhu. Lze tedy konstatovat, že je-li sklon této přímky více záporný, je letoun více stabilní, ale také méně ovladatelný. A naopak, čím je sklon méně záporný, tím je letoun méně stabilní, ale lépe ovladatelný. Pokud má moment konstantní hodnotu, jedná se o neutrální stabilitu. Když moment s úhlem náběhu roste, je letoun nestabilní. [133]



Obr. 2.14: Podélně nestabilní, stabilní a neutrální letoun [133]

Efektivita horizontálního stabilizátoru (*Tail Volume Ratio*) je definována vzorcem (2.33), kde S_h je obsah horizontální ocasní plochy, S_w je obsah křídel, l je vzdálenost mezi aerodynamickým středem křídla a horizontální ocasní plochy, a MAC je střední aerodynamická tětiva křídla. [92] [135]

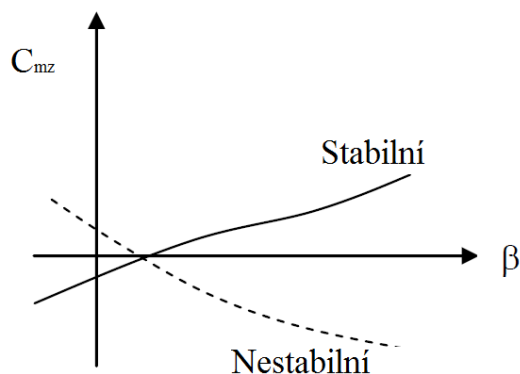
$$V_H = \frac{S_h \cdot l}{S_w \cdot MAC} \quad (2.33)$$

Optimální vzdálenost pak lze vypočítat jako (2.34), kde D_f je maximální hodnota průměru trupu, K_c je faktor korekce mezi hodnotou 1 (pro kuželovitý tvar trupu) a 1,4 (pro nekuželovitý tvar trupu). [92]

$$l_{opt} = K_c \cdot \sqrt{\frac{4 \cdot MAC \cdot S_w \cdot V_H}{\pi \cdot D_f}} \quad (2.34)$$

Při výpočtu směrové stability postupujeme obdobně jako při výpočtu stability podélné. Zde hlavní stabilizační moment vzniká na svislých ocasních plochách. Stabilizační moment se také objevuje na křídlech s větší šípovitostí. Závislost momentu na zvyšujícím se úhlu vybočení musí mít pro zajištění stability

rostoucí tendenci ($dC_{mz} / d\beta > 0$); tedy opačný průběh než u podélné stability. [132]



Obr. 2.15: Charakteristika momentu zatáčení letounu [92]

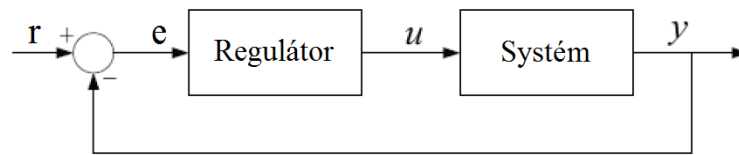
Efektivita vertikálního stabilizátoru (*Vertical Tail Volume Ratio*) je definována vzorcem (2.35), kde S_v je obsah vertikální ocasní plochy, S_w je obsah křídel, l je vzdálenost mezi aerodynamickým středem křídla a vertikální ocasní plochy, a b je rozpětí křídla. [92]

$$V_V = \frac{S_v \cdot l_v}{S_w \cdot b} \quad (2.35)$$

U příčné stability nelze najít na obvyklých letounech speciální stabilizační část. Nejvíce se na ní projevuje geometrie, zejména vzepětí a úhel šípu křídla. Jak již bylo zmíněno, klonění a vybočení je vzájemně provázáno. Při vybočení je letoun ofukován z boku a křídlo, na jehož stranu se letoun přesouvá, je ofukováno více z dolní části, zatímco druhé křídlo je ofukováno spíše shora. První křídlo má pak větší vztlak. Vlivem rozdílu vztlaků vznikne klonivý moment. Tento moment působí stabilizačním účinkem při kladném vzepětí křídla. Platí, že závislost momentu na zvyšujícím se úhlu náklonu musí mít pro zajištění stability klesající tendenci ($dC_{mx} / d\phi < 0$). [132] [134]

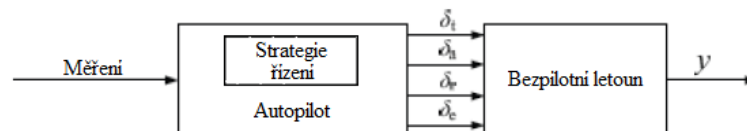
2.4 Řídicí systém, autopilot

Jedním z úkolů řídicího systému je umožnit letounu dokončit definovanou misi optimálním způsobem; přičemž optimální způsob závisí na cíli mise. Na Obr. 2.16 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. [136] [43] [89]



Obr. 2.16: Řídicí systém se zpětnou vazbou a jedním stupněm volnosti [136]

Na Obr. 2.17 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 (rychlosti letu), křídélek (rotace letounu kolem podélné osy x), směrového kormidla (rotace letounu kolem svislé osy z), a výškového kormidla (rotace letounu kolem příčné osy y). 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. [136] [43] [14]



Obr. 2.17: Autopilot s vestavěnou strategií řízení [136]

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. [137] [138] [139] [89]

Obecná rovnice PID regulátoru se zpětnou vazbou je znázorněna v (2.36), 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] [89]

$$u(t) = K_p \cdot e(t) + K_i \cdot \int e(t) dt + K_d \cdot \dot{e}(t) \quad (2.36)$$

Tato rovnice lze také zapsat ve formě (2.37). [89] [140]

$$u(t) = K_p \left(e(t) + \frac{1}{T_i} \cdot \int e(t) dt + T_d \cdot \dot{e}(t) \right) \quad (2.37)$$

Z výše uvedených dvou rovnic vyplývá, že jednotlivé koeficienty K_i a T_i , a K_d a T_d lze mezi sebou převést dle vzorců (2.38) a (2.39).

$$K_i = \frac{K_p}{T_i} \quad (2.38)$$

$$K_d = K_p \cdot T_d \quad (2.39)$$

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. [141] [142] [138].

Postup metody kritických parametrů pro řídicí obvod s uzavřenou smyčkou je následující: [142] [143] [139] [140]

- 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 proporciální 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 [138] [143] [140] [142]

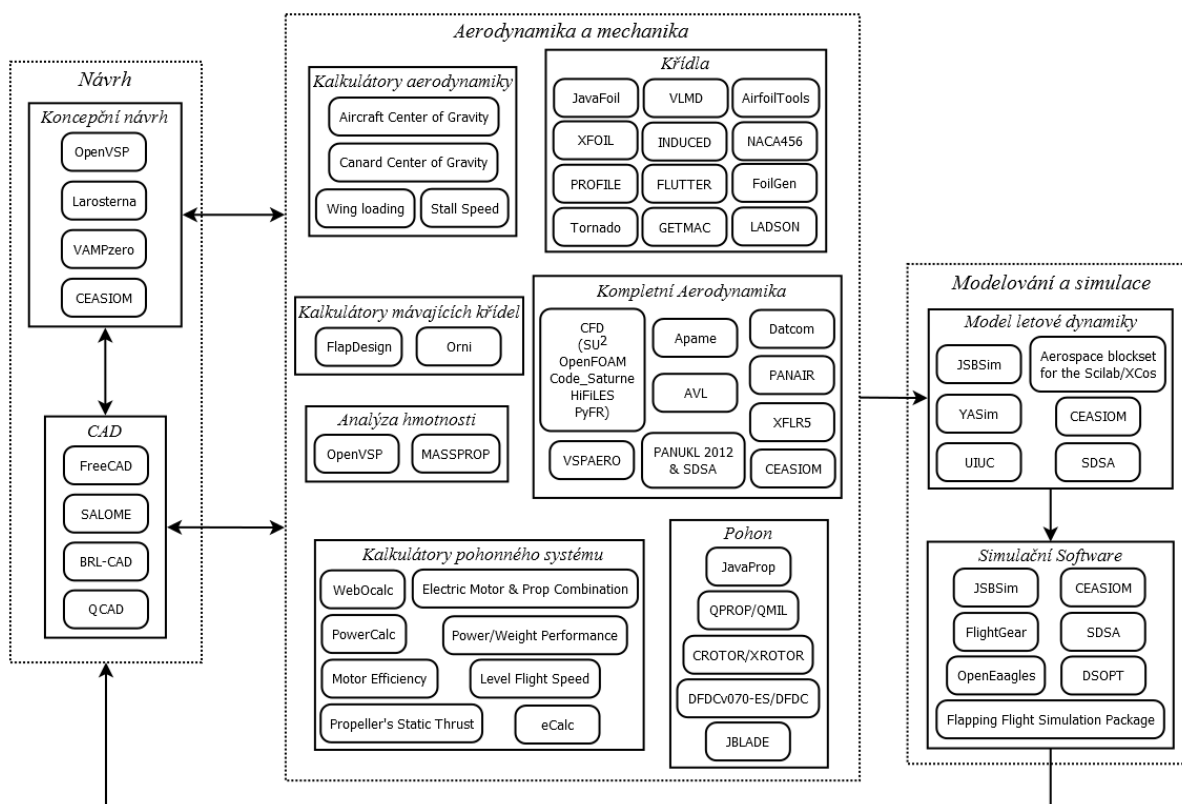
Typ regulátoru (název pravidla)	K_p	T_i	T_d
P (klasický)	$0,50 * K_{krit}$	-	-
PI (klasický)	$0,45 * K_{krit}$	$(1 / 1,2) * T_{krit}$	-
PD (klasický)	$0,40 * K_{krit}$	-	$0,050 * T_{krit}$
PID (klasický)	$0,60 * K_{krit}$	$0,5 * T_{krit}$	$0,125 * T_{krit}$
PID (Pessenovo integrální pravidlo)	$0,70 * K_{krit}$	$0,4 * T_{krit}$	$0,150 * T_{krit}$
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 [144].

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 [144]

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. rogaló, padák) apod. Nicméně, největší 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 zasluhují pozornost aplikace OpenVSP, FreeCAD, SU², 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

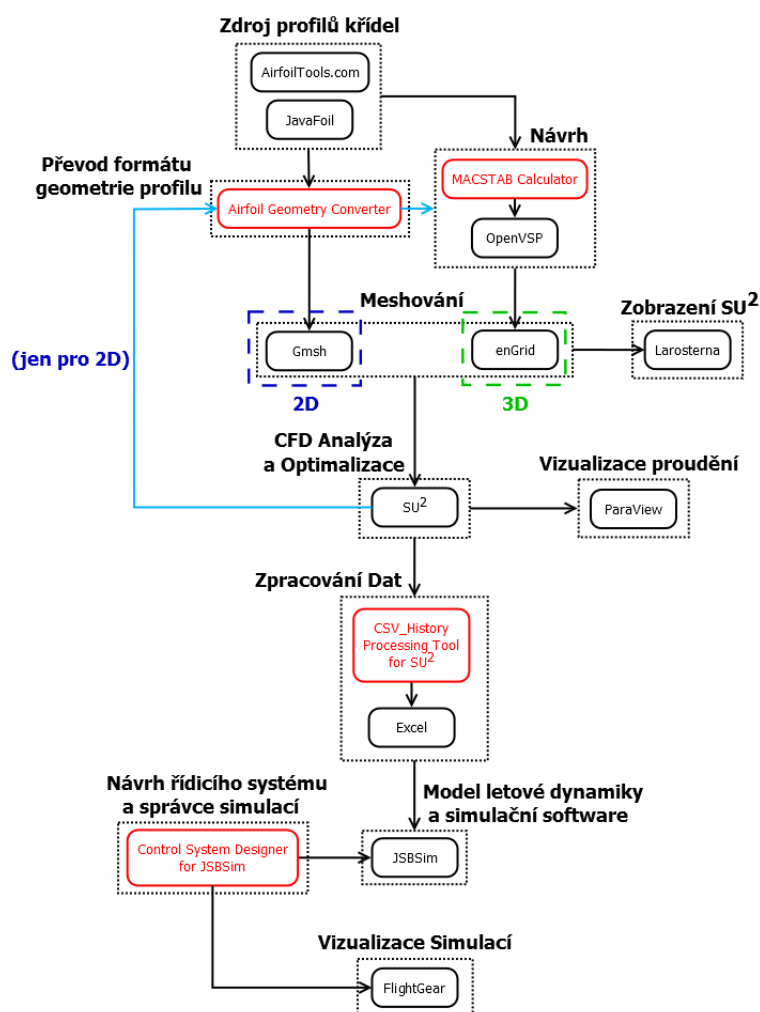
z pozemní řídicí stanice. Nicméně samotné fyzikální principy přenosu rádiových vln a jejich útlumu nejsou v tomto softwaru namodelovány. Toto rozšíření by bylo nejvhodnější aplikovat do JSBSim, čímž by tato funkcionality byla dostupná také v MIXR a FlightGear.

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 budou uvedeny v následujících kapitolách.

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. Software v tomto schématu může být použit i pro vývoj modelů rozměrnějších podzvukových letounů.



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 SU², enGrid, Gmsh, ParaView, a pro zobrazení meshe formátu SU² 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 SU² 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 následujících podkapitolách jsou popsány jednotlivé aplikace, které se nachází v prezentovaném diagramu.

3.2.1 AirfoilTools.com

Webový nástroj AirfoilTools.com [145] obsahuje databázi geometrických údajů 1636 profilů křídel i s jejich aerodynamickou analýzou, pro interval Reynoldsových čísel od 50 000 do 5 000 000, provedenou aplikací XFOIL. Vyhledávání je možné podle jména, tloušťky, nebo prohnutí profilu. U každého profilu se zobrazuje náhled, a jeho geometrická data je možné stáhnout ve

formátu Selig nebo Lednicer. Ukázka detailu křídla MH 38 je možné vidět na Obr. 3.3.

Applications
 Airfoil database search
 My airfoils
 Airfoil plotter
 Airfoil comparison
 Reynolds number calc
 NACA 4 digit generator
 NACA 5 digit generator

Information
 Airfoil data
 Lift/drag polars
 Generated airfoil shapes

Searches
 Symmetrical airfoils
 NACA 4 digit airfoils
 NACA 5 digit airfoils
 NACA 6 series airfoils

Airfoils A to Z
 A a18 to avistar (88)
 B b29root to bw3 (22)
 C c141a to curtisc72 (40)
 D dae11 to du861372 (28)
 E e1098 to esa40 (209)
 F falcon to fxs21158 (121)
 G geminism to gu255118 (419)
 H hh02 to ht23 (63)
 I isa571 to isa962 (4)
 J j5012 to jukowsk0021 (7)
 K k1 to kenmar (11)
 L l1003 to lwk80150k25 (24)
 M m1 to muel139 (95)
 N n0009sm to npbx (174)
 O oa206 to oaf139 (9)
 P p51droot to pw98mod (16)
 R r1046 to rhodesg36 (63)
 S s1010 to supermarine371a (174)
 T tempest1 to tsag18 (8)
 U ua2 to usnps4 (36)
 V v13006 to vr9 (17)
 W waspsm to whitcomb (4)
 Y ys900 to ys930 (3)
 List of all airfoils

Site

MH 38 9.68% (mh38-il)
 MH 38 9.68% - Martin Hepperle MH 38 for Endurance Model

Details
 (mh38-il) MH 38 9.68%
 Martin Hepperle MH 38 for Endurance Model
 Max thickness 9.7% at 31.6% chord
 Max camber 3.9% at 45.3% chord
 Source [UIUC Airfoil Coordinates Database](#)
[Source dat file](#)
 The dat file is in Selig format

Dat file	Parser
MH 38 9.68%	No parser warnings
1.00000000 0.00000000	
0.99681503 0.00052829	
0.98744069 0.00206411	
0.97219660 0.00461800	
0.95140806 0.00820800	

Similar airfoils

PSU 94-097 (AIAA 2001-2478)	Preview	Details
MH 116 9.84%	Preview	Details
DAE-51 AIRFOIL	Preview	Details
E392 (10.15%)	Preview	Details
GOE 602 MOD. AIRFOIL	Preview	Details
S4062-095-57	Preview	Details
GOE 596 AIRFOIL	Preview	Details
S4061-096-84	Preview	Details
GOE 115 (MVA MK2) AIRFOIL	Preview	Details
FX 63-100 AIRFOIL	Preview	Details

Obr. 3.3: Detail křídla MH 38 v AirfoilTools.com

Nástroj také umožňuje generovat profily křídel řady NACA 4-digit a NACA 5-digit. Je možné definovat vlastní profil křídla a ten poté vykreslit a případně exportovat – aerodynamickou analýzu v tomto nástroji ale není možné provést. Profily lze mezi sebou porovnávat dle geometrie, přičemž je možné nalézt profily, které se sobě navzájem podobají. Lze také porovnávat jejich aerodynamické charakteristiky, pokud jsou v nástroji dostupné. [145]

V této disertační práci byl nástroj AirfoilTools.com použit ke zjištění základních informací o aerodynamice jednotlivých profilů a popř. i k získání jejich geometrických dat.

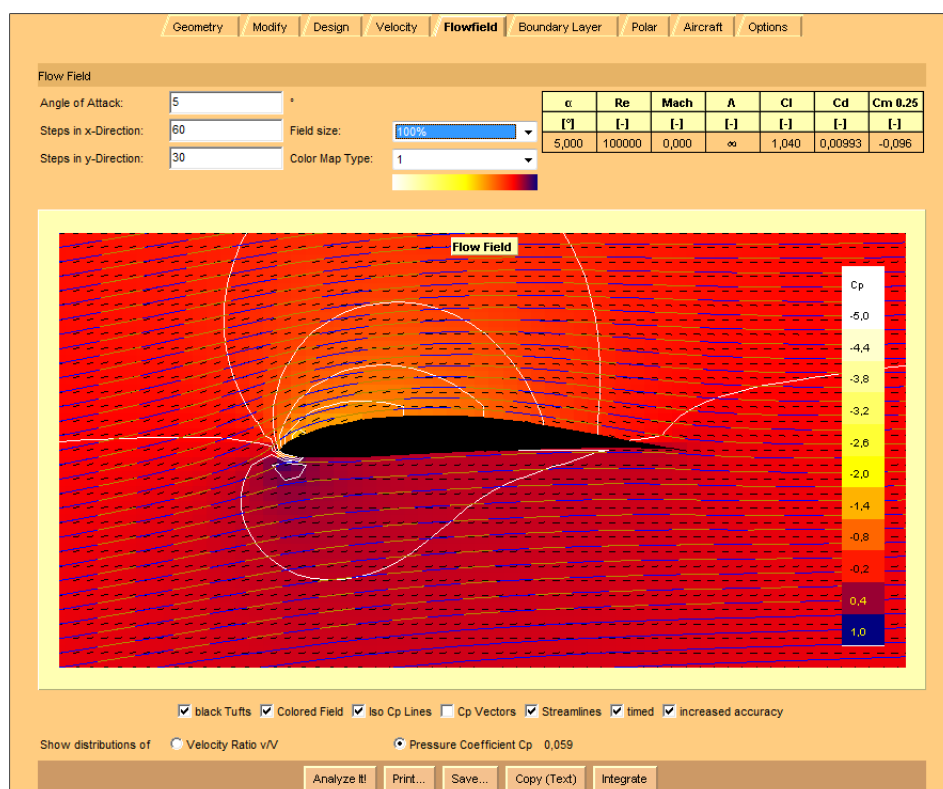
3.2.2 JavaFoil

Aplikace JavaFoil [146] může generovat mnoho druhů profilů křídel a také uživateli umožňuje definici vlastního profilu, nebo jeho načtení z formátu Selig. Ke generovaným řadám profilů křídel patří následující: [147]

- NACA 4-digit series
- NACA 5-digit series
- NACA 6-digit series
- NACA 07-series
- NACA 16-series

- TsAGI “B” series
- NPL “EC”, “EH” series
- Symetrické bikonvexní profily
- Symetrické profily s dvojitým klínem (Symmetric Double Wedge)
- Profily s klenutou deskou (Cambered Plate)
- Van de Voorenův symetrický profil
- Newmanův profil
- Helmbold-Keineův profil
- Joukovskyho profil
- Parsec s 11 parametry
- Rosner se 4 parametry
- Profil bratrů Hortenů

Program JavaFoil obsahuje, v horní části okna, záložky (viz Obr. 3.4), kdy každé ze záložek je přiřazena konkrétní funkce. Jedná se o části určené pro definici geometrie profilu křídla (Geometry), pro modifikaci profilu (Modify), inverzní návrh profilu (Design), výpočet rozložení rychlostí vzduchu (Velocity), analýzu proudového pole (Flowfield), analýzu mezní vrstvy (Boundary Layer), zobrazení polár (Polar), aplikování profilu na křídlo letounu (Aircraft), a nastavení (Options). [147]



Obr. 3.4: Analýza profilu křídla MH 38 v JavaFoil

JavaFoil používá dvě tradiční metody pro analýzu profilů křídel: [146] [148]

- Analýza potenciálního proudového pole (potential flow) je vykonána panelovou metodou vyššího řádu. Tato metoda vypočítá rychlost lokálního neviskózního proudění okolo povrchu profilu křídla pro jakýkoliv požadovaný úhel náběhu.
- Analýza mezní vrstvy (boundary layer) postupuje podél horní a spodní plochy profilu, přičemž analýza začíná na stagnačním bodě (stagnation point). Při výpočtu je řešena soustava diferenciálních rovnic, a výsledkem je nalezení proměnných parametrů mezní vrstvy. Rovnice a kritéria pro přechodovou vrstvu (tj. přechodu laminárního proudu v turbulentní) a odtržení jsou postaveny na procedurách popsaných Epplerem. Tato metoda funguje nejlépe v rozsahu Reynoldsových čísel mezi 500 000 a 20 000 000.

Do aplikace byla implementována následující empirická kritéria pro přechodovou vrstvu: [148]

- Eppler 1 (standardní)
- Eppler 2 (rozšířený)
- Michel 1
- Michel 2
- H12-Re(s)
- Granville
- Drelova aproximace e^n č. 1 (používaná před r. 1991 v aplikaci XFOIL)
- Drelova aproximace e^n č. 2 (používaná od r. 1991 v aplikaci XFOIL)
- Arnal aproximace e^n (dle Würze)

Odpor je vypočten prozkoumáním parametrů mezní vrstvy na odtokové hraně za použití Squire-Youngova vzorce. Aplikace také počítá se standardní korekcí stlačitelnosti vzduchu, a pokud je rychlost proudění do Machova čísla 0,5, tak by měly být výsledky dostatečně přesné – profily v proudění o nadzvukové rychlosti nemohou být těmito metodami uspokojivě analyzovány. Dále se nedoporučuje považovat výsledky za bodem maximálního vztlaku za přesné, protože zde dochází ke složitějším trojdimenzionálním jevům, jako je silné vířivé proudění. [146] [148]

V této disertační práci byla aplikace JavaFoil použita pro rychlou aerodynamickou analýzu vybraných profilů křídel z AirfoilTools.com. Bylo by ale možné ji také použít pro vytvoření, analýzu, a export geometrie vlastních, popř. modifikovaných profilů.

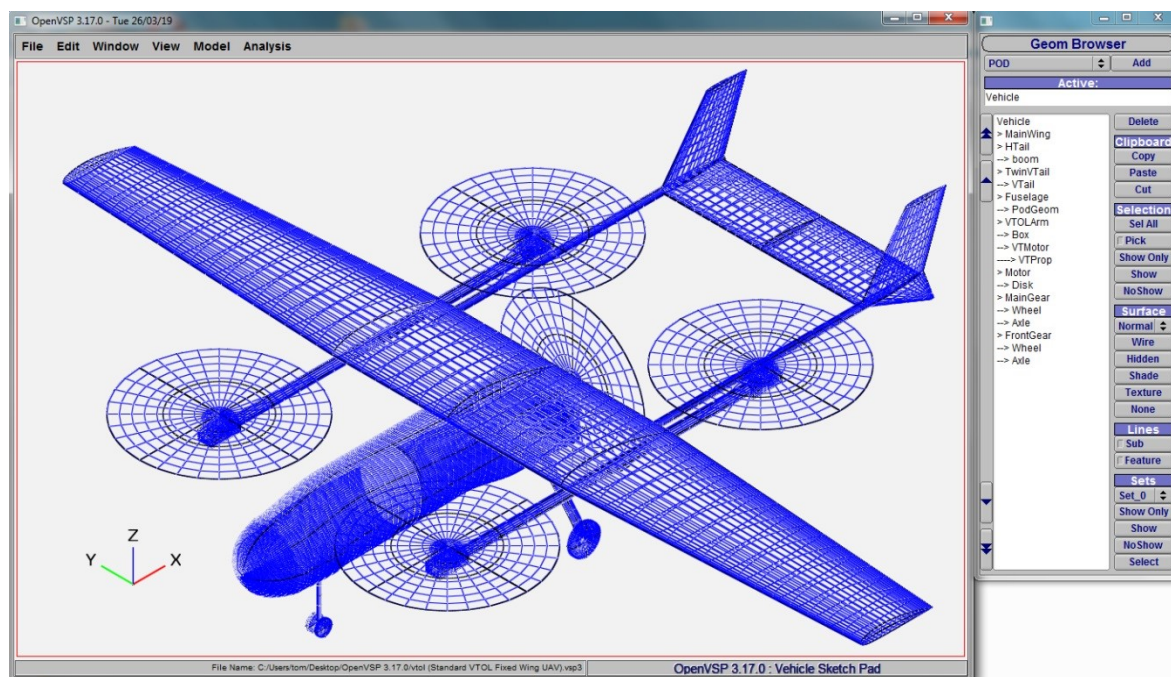
3.2.3 OpenVSP

OpenVSP (Vehicle Sketch Pad) je parametrický nástroj pro návrh geometrie letounu, a umožňuje uživateli vytvořit 3D model zadáním běžných inženýrských parametrů (jako je rozpětí křídel, délka letounu apod.). Tento model pak může

být dále exportován, např. do formátů MSH, STL, HRM, 3DM, FEL, TRI, NASCART-DAT, POV, X3D (ve verzi 2.3.0) a také ještě P3D, STP, IGS, BEM, DXF, SVG, FACET, PMIN, OBJ, AIRFOIL-DAT, BZ (od verze 3.17). [149] [150] [151]

OpenVSP dokáže načíst soubor s geometrií profilu křídla, anebo přímo generovat některé z následujících řad profilů: NACA 4-digit (+modifikace), NACA 5-digit (+modifikace), NACA 6-digit, NACA 16-series, CST (Class-Shape function Transformation), Karman-Trefftzův, bikonvexní, s dvojitým klínem (Wedge), popř. je také možné použít některé ze základních geometrických útvarů (kruh, elipsa, superelipsa (Laméovy křivky), zaoblený obdélník a částečně-modifikovatelný tvar). Tyto profily pak lze aplikovat na jednotlivé části křídla nebo ocasu.

Existuje také tzv. VSP Hangar [152], kde je možné nalézt různorodé modely ve formátu VSP (pro verzi 3 i 2). V současné době je zde uloženo 285 letounů, které je možno dále modifikovat, rozšířit, nebo použít jakékoliv jejich části. Obr. 3.5 zobrazuje bezpilotní letoun s pevným křídlem, který je zároveň schopen vertikálního vzletu pomocí čtyř rotorů.



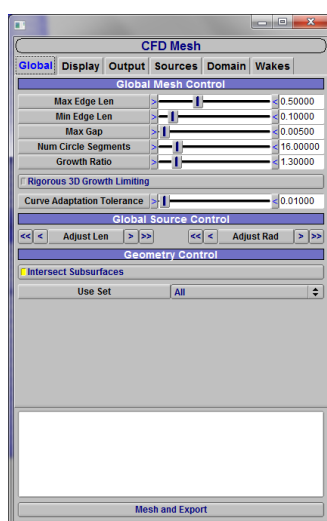
Obr. 3.5: VTOL UAV s pevným křídlem v OpenVSP v3

Tradiční CAD nástroje generují statické modely, které je obtížnější editovat. Ačkoliv je tedy výhodou využívat CAD pro detailní návrh, pro koncepční návrh jsou většinou nevhodné. Místo manuálního vytváření jednotlivých komponent je parametrický návrh založen na používání proměnných a funkcí, které vytváří výsledný 3D model. V tomto přístupu ale musí být v aplikaci předem definována daná komponenta, která se běžně v návrhu používá, např. křídlo s nastavitelným profilem. Poté je možné jedinou proměnnou změnit celou

komponentu a případně i všechny na ní závislé části letounu. Parametrickým návrhem lze v této aplikaci vytvořit model technikou *Rapid Prototyping*. V OpenVSP je samozřejmě také možné vytvářet 3D objekty libovolných tvarů, nicméně, obecně není tento způsob preferován, protože potlačuje hlavní výhody rychlého návrhu oproti CAD aplikacím. [32] [151] [153]

V jakékoliv fázi návrhu je možné vygenerovat povrchovou síť (surface mesh) letounu, která může být použita k analýzám v OpenVSP, popř. i jako vstupní model do 3D tiskárny nebo k prezentacím koncepčního návrhu ve vysoké kvalitě. Také ji lze využít jako vstupní bod pro vytvoření objemové sítě (volume mesh) pro následnou analýzu v CFD aplikacích. [153]

Dialog pro nastavení meshování je vidět na *Obr. 3.6*. Uživatel zde může nastavit některé globální parametry jako je minimální a maximální velikost trojúhelníku v meshi. [153]



Obr. 3.6: Dialog pro nastavení CFD meshování

V této disertační práci byla aplikace OpenVSP použita k návrhu 3D modelu malého bezpilotního letounu a k vygenerování jeho povrchové sítě, včetně ohraničení oblasti analýzy (farfield boundary).

3.2.4 Gmsh

Gmsh [154] je generátor sítě (meshe – povrchové i objemové) konečných prvků a obsahuje také CAD engine a post-procesor. Hlavním cílem aplikace je poskytnout rychlý, jednoduchý a uživatelsky přívětivý meshovací nástroj s parametrickým vstupem a s pokročilými vizualizačními možnostmi. [110]

Gmsh je postavený na čtyřech hlavních modulech: geometrie, meshování, řešitel (solver), a post-processing. Gmsh lze spustit jak s grafickým uživatelským rozhraním (GUI), tak jako konzolovou aplikaci, přičemž vstup je možné zadat interakcí s GUI, nebo pomocí textového ASCII souboru za použití skriptovacího jazyka Gmsh. [154] [110]

Gmsh umožňuje otevřít následující formáty souborů:

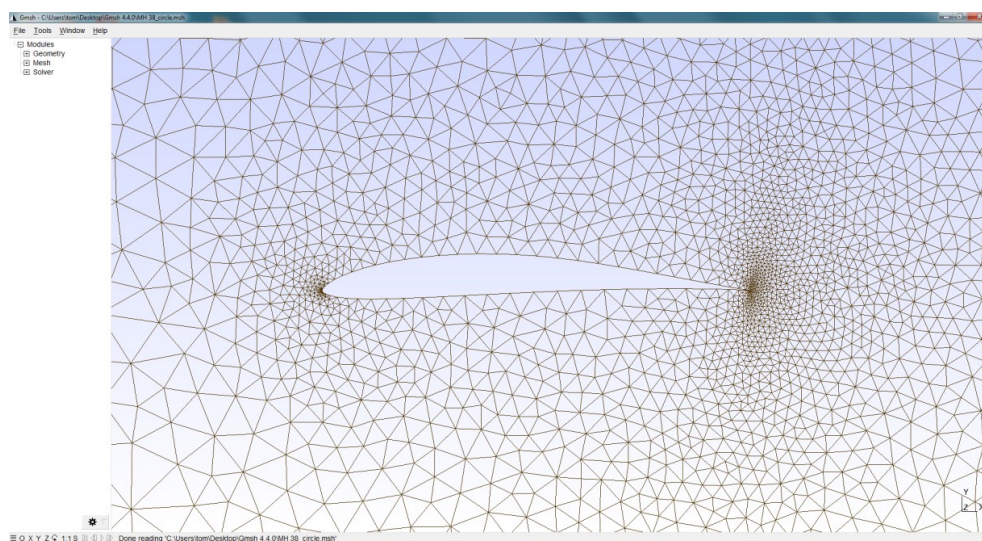
- Geometrie – GEO, BREP, IGS (resp. IGES), STP (resp. STEP)
- Mesh – MSH, DIFF, UNV, MED (resp. MMED), MESH, BDF, NAS, P3D, STL, VTK, WRL (resp. VRML), PLY2
- Post-Processing – POS, RMED
- Obrázky – BMP, JPG (resp. JPEG), PBM, PGM, PNG, PNM, PPM

Gmsh umí exportovat geometrii, mesh a výsledky post-processingu do následujících formátů:

- Geometrie – GEO, BREP, STEP
- Mesh – MSH, INP, KEY, CELUM, CGNS, DIFF, UNV, IR3, MED, MESH, MAIL, M (MATLAB), BDF, P3D, STL, WRL, VTK, PLY2, SU2, NEU, DAT (TOCHNOG)
- Post-Processing – POS, X3D, RMED, PVTU, TXT
- Obrázky – EPS, GIF, JPG, TEX, PDF, PNG, PGF, PS, PPM, SVG, TIKZ, YUV
- Video (pro uložení jednoduchých animací dat post-processingu) – MPG

Formáty jako SU2 a MSH se využívají jako vstupní soubory do aplikací pro CFD analýzu, kde mohou být analyzovány např. letouny, automobily, lodě apod. Pro aerodynamickou analýzu a optimalizaci profilů křídel (2D) v CFD musí také být proveden proces vytvoření sítě, a právě k tomuto účelu byla aplikace Gmsh použita v rámci této disertační práce – aplikace Gmsh byla volně integrována do aplikace Airfoil Geometry Converter (popsané v kapitole 3.2.11) za účelem automatizovaného meshování profilů křídel.

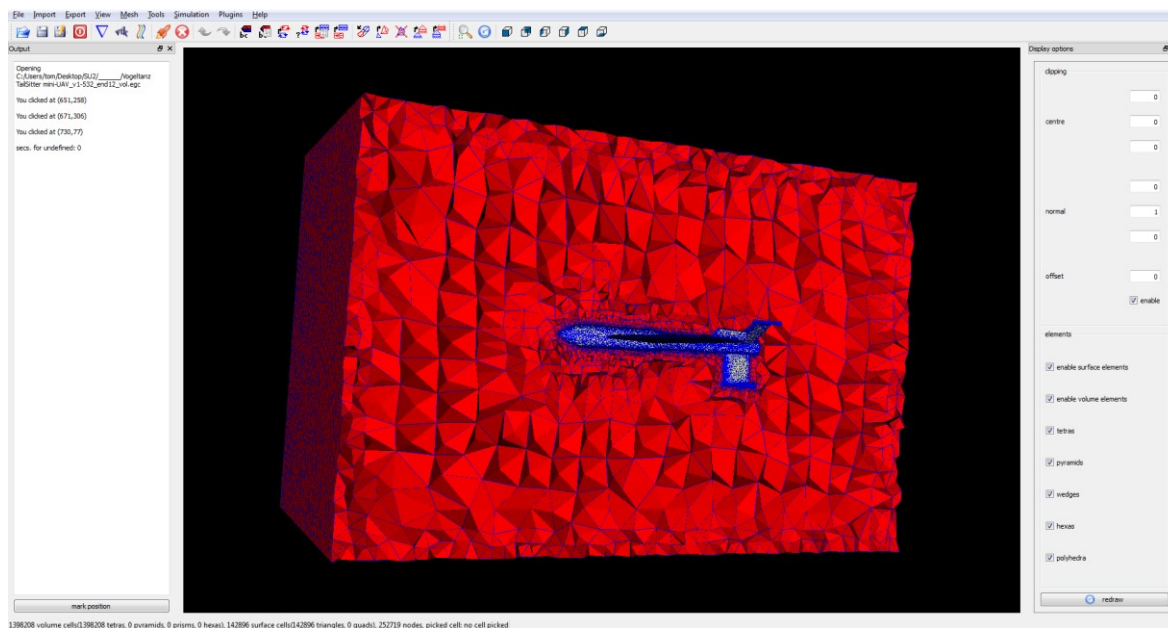
Dále byl Gmsh použit pro zobrazení souborů v GEO a MSH formátu. Zobrazení profilu křídla ve formátu MSH pomocí Gmsh je vidět na *Obr. 3.7*.



Obr. 3.7: Profil křídla MH 38, zmeshován a zobrazen pomocí Gmsh

3.2.5 enGrid

enGrid [155] slouží pro generování sítě (meshe – povrchové i objemové) a je používán především pro použití v kooperaci s CFD aplikacemi. Zobrazení vygenerované objemové sítě okolo povrchové sítě je zobrazeno na Obr. 3.8. Je možné jej použít i pro jednoduchou změnu geometrie 3D modelu.



Obr. 3.8: Objemová mesh okolo mini-letounu V-TS, vytvořena a zobrazena v enGrid

V enGrid lze také vytvořit mezní vrstvu z hranolových buněk (prismatic boundary layers). Čtyřboké (Tetrahedral) buňky jsou generovány pomocí externí knihovny Netgen. [155]

enGrid interně ukládá datové struktury objektů ve formátu VTK a VTU. Importovat je možné formáty MSH, STL, VTK, BEGC (Blender), projekt OpenFOAM, a projekt BRL-CAD.

enGrid poskytuje export do formátu SU2 (ve 3D), MSH, a umožňuje také vytvořit kompletní projekt pro CFD aplikaci OpenFOAM, včetně okrajových podmínek (boundary conditions) a podpory mnohostěnných buněk (polyhedral cells). Všechny formáty, do kterých je možné exportovat, jsou následující: MSH, SU2, MESH, STL, PLY, VRT, CGNS, BEGC (Blender), a projekt OpenFOAM.

V rámci této disertační práce byla aplikace enGrid použita k definování okrajových podmínek, vygenerování objemové sítě z povrchové sítě (získané pomocí OpenVSP), a jejímu exportu do formátu SU2, MSH, popř. projektu OpenFOAM.

3.2.6 SU²

Balíček aplikací *Stanford University Unstructured suite* (zkráceně SU²) [156] je kolekci softwarových open-source nástrojů naprogramovaných v jazyce C++ a Python. Tento software pro výpočetní analýzu a návrh je vyvíjen za účelem řešení složitých, multi-fyzikálních analýz a optimalizačních úloh za použití libovolné nestrukturované sítě, a také parciálních diferenciálních rovnic (PDE – Partial Differential Equation) pomocí metody konečných objemů (FVM – Finite Volume Method) nebo metody konečných prvků (FEM – Finite Element Method). Tato sada nástrojů byla navržena s ohledem na její využití ve výpočetní dynamice tekutin a pro optimalizaci aerodynamiky částí letounů; nicméně je rozšířitelná o libovolnou sadu řídicích rovnic, např. pro potenciální proudové pole, elektrodynamiku, chemicky reaktivní tekutiny, magnetohydrodynamiku, termochemické nerovnovážné proudění, modelování spalování aj. SU² vyvíjí *Aerospace Design Lab* na katedře letectví a kosmonautiky (Department of Aeronautics and Astronautics) univerzity ve Stanfordu. [37] [157]

Celý softwarový balíček se skládá z následujících modulů, které obstarávají specifické funkce: [157]

- SU2_CFD (Computational Fluid Dynamics Code) – Řeší problémy přímé (direct), adjoint, a linearizace pro sadu rovnic jako jsou Eulerovy, Navier-Stokesovy, a Reynoldsovo časové středování Navier-Stokesových rovnic (RANS – Reynolds-Averaged Navier-Stokes), a mnoho dalších. Tento modul může běžet sekvenčně nebo paralelně. Využívá FVM a strukturu založenou na hranách (edge-based structure). Nespojitý Galerkinův řešitel pro metodu konečných prvků je v současné době dokončován a bude dostupný v následující vydané verzi aplikace. Explicitní a implicitní metody časové integrace jsou implementované s interpolačním schématem centrální (centered), a protiproudé (upwinding) prostorové integrace. Software obsahuje také několik pokročilých funkcí ke zlepšení robustnosti a konvergence, včetně vyhlazování reziduí (residual smoothing), předpodmiňovače (preconditioners), a techniku *agglomeration multigrid*.
- SU2_DOT (Gradient Projection Code) – Počítá parciální derivace funkcí s ohledem na změny aerodynamického povrchu. K vyhodnocení derivací jednotlivých funkcí (např. odporu, vztlaku apod.) využívá povrchové citlivosti, řešení proudění, a definici geometrické proměnné.
- SU2_DEF (Mesh Deformation Code) – Počítá geometrické deformace aerodynamického povrchu a okolní objemové mřížky. Ve chvíli, kdy je definován typ deformace, tento modul vykoná deformaci mřížky za použití rovnic lineární elasticity. Parametrizace troj-dimenzionální geometrie je definována pomocí volné deformace (FFD – Free Form Deformation), naproti tomu dvoudimenzionální úlohy mohou být definovány jak použitím FFD, tak tzv. bump funkcí, jakou je např. Hicks-Henne-ova funkce.

- SU2_MSH (Mesh Adaptation Code) – Provádí adaptaci mřížky za použití technik založených na analýze řešení konvergovaného proudění (converged flow), adjoint řešení, a problém linearizace ke strategickému zjemnění meshe okolo klíčových oblastí proudění. Tento modul také obsahuje pre-processor, který vytváří vhodné struktury pro periodické okrajové podmínky.
- SU2_SOL (Solution Export Code) – Generuje soubory s řešením pro objemové a povrchové problémy z tzv. *restart files*, které slouží pro případné restartování simulace a jejího pokračování od daného (již vyřešeného) kroku.
- SU2_GEO (Geometry Definition Code) – Kód pro zpracování a definici geometrie. Konkrétně tento modul počítá geometrická omezení pro optimalizaci tvaru.

Bylo implementováno několik forem RANS rovnic; např. pro stlačitelné proudění, nestlačitelné proudění, metodu smíšeného Lagrangeovského–Eulerovského popisu kontinua (ALE – Arbitrary Lagrangian-Eulerian) atd. Navíc, jak laminární Navier-Stokes-ovy, tak Eulerovy rovnice jsou v kódu dostupné jako podmnožina RANS rovnic, pokud dojde k vypnutí modelování turbulencí anebo kompletního ignorování viskozity. [37]

Dále je známo, že numerická diskretizace řídicích rovnic pro dynamiku tekutin, které používají klasickou formulaci, často vedou k nadměrnému započítání viskozity při nízkých Machových číslech. Tato situace degraduje výkonnost řešitele pro stlačitelné tekutiny v regionu nízkých rychlostí proudění. K vyřešení tohoto problému byla implementována Roe-Turkelova technika, která umožňuje použití stejných numerických metod, používaných pro stlačitelné proudění, u téměř nestlačitelného proudění (nearly incompressible flow). Toto může být obzvláště užitečné, když jen v určité oblasti proudění nedochází ke stlačení. Např. proudění přes víceelementový profil křídla (multi-element airfoil) na vysokých úhlech náběhu má oblasti jak stlačitelné, tak nestlačitelné. [37]

V této disertační práci byla aplikace SU² použita pro srovnání přesnosti výsledků CFD aplikací s volně šířitelným kódem, aerodynamickou analýzu bezpilotních letounů, křidel (ve 3D) a profilů křidel (ve 2D), a optimalizaci vybraného profilu křídla (ve 2D).

3.2.7 Larosterna

Software Larosterna [158] v sobě obsahuje 2 aplikace. První je parametrický nástroj pro vytvoření geometrie letounu a pro generování meshe, který se jmenuje SUMO. Tím druhým je vizualizační program SCOPE.

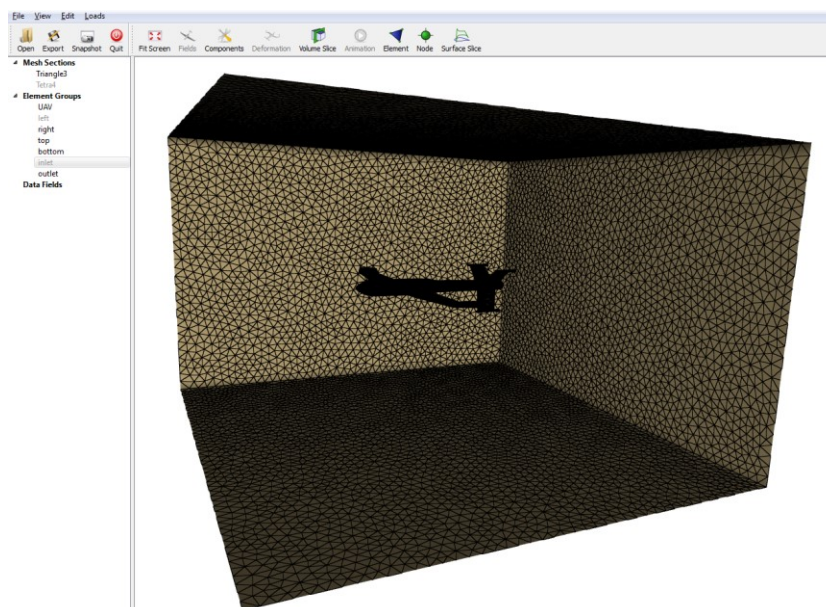
SUMO je, stejně jako OpenVSP, grafickým nástrojem, který je určen pro rychlé vytvoření letounu a jeho meshování (povrchové i objemové) [158]. SUMO umožňuje import formátů IGES/IGS, STEP/STP, STL, CGNS, BMSH,

CEASIOM-XML, ZML, a množinu souřadnic v textovém souboru. Export je možné provést do formátů:

- Geometrie – IGS, TXT (jako množinu souřadnic)
- Povrchová mesh – STL, MSH, CGNS, ZML
- Objemová mesh – SU2, CGNS, BMSH, ZML, TAUMESH

SCOPE je program určený pro vizualizaci povrchových sítí, třepotání ohybových tvarů objektů (flutter mode-shapes), a letové trajektorie [158]. SCOPE může načíst formáty SU2, MSH, STL, VTK, INP, CGNS, BMSH, BOUT, BDIS, TAUMESH, NODE, GBF, ZML, a soubory aplikace NASTRAN (BLK, BDF, F06, DAT, PCH). Export je možný do formátů SU2, STL, CGNS, VTK, VTU, INP, BLK, BDF, BMSH, BDIS, TAUMESH, SMESH, CASE, ZML, XML.

V této disertační práci byla aplikace SCOPE využita ke kontrole vygenerované sítě ve formátu SU2, protože jiné aplikace tento formát nedokáží zobrazit. Zobrazení mesh z formátu SU2 v aplikaci SCOPE je vidět na *Obr. 3.9*.



Obr. 3.9: Povrchová mesh mini-letounu V-TS ve formátu SU2, zobrazená v Larosterna:SCOPE

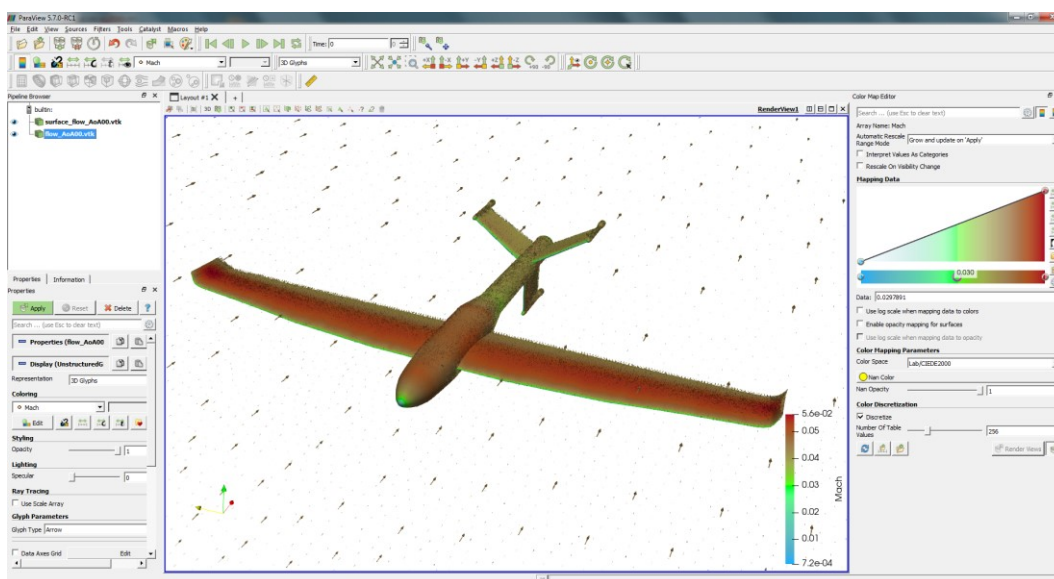
3.2.8 ParaView

ParaView je aplikace pro analýzu a vizualizaci dat. Uživatelé mohou rychle vytvořit vizualizaci za použití kvalitativních i kvantitativních technik. Data lze zkoumat interaktivně ve 3D, nebo programově za pomoci příkazů pro zpracování dat používaných v ParaView. [159]

ParaView byl vyvinut k analyzování extrémně velkého množství datových sad a může být nasazen v superpočítačích k analýze dat o velikost Petabytů,

stejně jako na notebooku (samozřejmě s menším množstvím dat). Díky tomu se tato aplikace využívá v mnoha laboratořích, univerzitách, a obdržela několik cen v oblasti vysoce výkonných výpočtů. [159]

Jednou možností použití je analýza výsledků výpočetní dynamiky tekutin (CFD) aplikované např. na letoun nebo křídlo [160]. Ta poté umožňuje týmům pro letecké inženýrství studovat tlak, který tam působí, a tudíž i vztlak a odpor, čímž pak mohou zkoumat a vylepšit efektivitu navrhovaného designu [159]. Ukázka zobrazení výsledků rychlosti proudění okolo mini-letounu je uvedena na Obr. 3.10.



Obr. 3.10: Rychlost proudu vzduchu okolo mini-letounu V-TS, zobrazená v Paraview

ParaView dokáže načíst data z následujících CFD formátů a aplikací: CGNS, Chombo, Exodus, Fluent, Nek5000, OpenFOAM, Plot3D, Tecplot, XDMF, VTK, SU² [160].

ParaView je také skvělým nástrojem v oblasti strukturální analýzy, a to pro zobrazení vstupních meshí a výsledků z řešitelů založených na metodě konečných prvků. ParaView umožňuje načíst data z následujících FEM řešitelů a formátů: Ansys, Ensign, Exodus, LS-Dyna, Spyplot, Tecplot, XDMF. [161]

V této disertační práci byla aplikace ParaView použita k zobrazení a analýze proudění vzduchu v blízkém okolí letounu, a tlakových koeficientů působících na jeho povrch.

3.2.9 JSBSim Flight Dynamics Model

JSBSim [162] je model letové dynamiky (FDM) s šesti stupni volnosti (6DOF), který je obecně považován za velice přesný. Proto je využíván jako výchozí FDM pro *FlightGear Flight Simulator* (více v kapitole 3.2.10) a *MIXR - Mixed Reality Simulation Platform* [163]. [7] [14] [162] [164] [165] [166]

Přesnost JSBSim byla prokázána mnoha experimenty; např. Sheffieldská univerzita ve Velké Británii simulačně testovala typ letounu Cessna-182 v malé bezpilotní verzi a na Purdueově univerzitě v Indianě (USA) použili pro simulaci malé bezpilotní letouny Shadow a Aerosonde. Na univerzitě v Neapoli byl využitím JSBSim jakožto fyzikálního enginu vybudován 6DOF letecký simulátor pro trénování pilotů. JSBSim bylo také aplikováno v pohyblivých simulátorech v institutu dynamiky letového systému (Flight System Dynamics) a institutu letectví a kosmonautiky na Porýní-Vestfálské Technické univerzitě v Cáchách v Německu. Také ministerstvo dopravy USA vyvinulo matematický model lidského pilota za pomoci JSBSim jakožto jádra pro 6DOF simulaci. [14] [167] [168] [7] [162] [166]

JSBSim je napsáno v programovacím jazyce C++ a lze jej spustit jako samostatnou aplikaci, nebo jako integrovanou část leteckého simulátoru, který zajišťuje vizualizaci v prostoru. Všechny veličiny, závislé i nezávislé na čase, lze ze simulací exportovat ve formě souboru (např. CSV), nebo soketu (včetně speciálně navrženého soketu pro simulátor FlightGear). [14] [162] [165] [166]

JSBSim dokáže modelovat letadlo, helikoptéru či jiný letoun s rotorem, systémy lehčí než vzduch (např. vzducholoď, horkovzdušný balón, plynový článek v letounu), raketu, balistickou střelu aj. Při simulaci dokáže brát v úvahu také rotaci Země nebo účinky větru na pohybové rovnice. [14] [169] [165]

Jednotlivé části letounu jsou definovány v konfiguračních souborech formátu XML; jedná se např. o samotnou základní definici letounu (tj. geometrie, míry, váha, setrvačnost, pozice komponent, reakce při dotyku se zemí apod.), systém řízení letu, pohon, aerodynamiku, podvozek, a autopilota. V konfiguračních souborech je možné využít algebraické funkce, jako je sčítání, odčítání, násobení, dělení, ale také sinus, cosinus, průměr, mocnina a další. Všechny podporované operace jsou uvedeny v kapitole 3.2.14 a také v manuálu JSBSim [167] [168].

Nevýhodou JSBSim je, že pro interní výpočty využívá téměř výhradně imperiální jednotky (stopy – feets, libry – pounds apod.), které se ve většině světa nepoužívají. Proto může při rozšíření kódu JSBSim o novou funkčnost docházet k problémům nekompatibilních výpočtů. Pro pouhé uživatele naštěstí existuje možnost zadávat a získávat data téměř u všech parametrů pomocí jednotek metrické soustavy. Aby se předešlo problémům je doporučeno v konfiguračních souborech vždy zadávat atribut jednotky (*unit*).

V JSBSim lze modelovat i síly a momenty, které jsou generovány z externích zdrojů. Takováto možnost je potřebná pro modelování vystřelovacího katapultu, padáku, tažného lana, háku nebo jiného zachytávacího zařízení apod. [167]

Je možné definovat různé typy motorů, konkrétně elektrické, turbínové, turbovrtulové, pístové, a raketové. Ačkoliv je implementován palivový systém, tak pro elektrický motor není možné nastavit zdroj energie (např. akumulátor); a proto je v tomto případě zdroj elektrické energie v JSBSim uvažován jako nekonečný. [14]

JSBSim má vytvořený vlastní skriptovací systém, který uživateli umožňuje navrhnout a opakovaně spouštět vlastní experimenty. K tomu se používá soubor ve formátu XML, přičemž příkazy jsou definovány v jednotlivých XML elementech. Základní struktura takového souboru je vyobrazena na *Obr. 3.11*.

```
<?xml version="1.0" encoding="UTF-8"?>
<?xml-stylesheet type="text/xsl" href="http://jsbsim.sf.net/JSBSimScript.xsl"?>
<runscript xmlns:xsi="http://www.w3.org/2001/XMLSchema-instance"
  xsi:noNamespaceSchemaLocation="http://jsbsim.sf.net/JSBSimScript.xsd"
  name=".....">
  <description>.....</description>
  <use aircraft="....." initialize="....."/>
  <run start="0.0" end="100" dt="0.00833333">
    <event name=".....">
      <condition>.....</condition>
      <set name="....." value="....." action="....." type="....." tc="....."/>
    </event>
  </run>
</runscript>
```

Obr. 3.11: Základní struktura skriptovacího JSBSim souboru

Skript se skládá z jednotlivých událostí (XML element s názvem *event*). Událost má definováno jméno (atribut *name*), podmínku (XML pod-element *condition*), a veličiny, které se mají nastavit/přepnout (XML pod-element *set*) nebo vypsat (XML pod-element *notify*). Událost se může vykonat jen jednou, a to poprvé, kdy je splněna daná podmínka, nebo opakovaně po dobu, kdy je podmínka splněna. [167] [165] [166]

Novou hodnotu veličiny lze zadat jako přírůstek/úbytek (delta hodnota), nebo jako konkrétní cílovou hodnotu. Přičemž je možné na novou hodnotu přepnout okamžitě pomocí schodovité funkce, a postupně pomocí náběhové funkce (resp. funkce rampy) a exponenciální funkce. Parametr náběhové a exponenciální funkce (tj. rychlost změny hodnoty) lze nastavit pomocí časové konstanty – XML atributu *tc*. [167] [165] [166]

V rámci této disertační práce byla aplikace JSBSim využita pro modelování a simulaci vyvíjeného bezpilotního mini-letounu. Navíc byla naprogramována i nadstavbová aplikace *Control System Designer for JSBSim*, která v sobě toto FDM obsahuje (viz kapitola 3.2.14).

3.2.10 FlightGear Flight Simulator

FlightGear [164] je letecký simulátor napsaný v jazyce C++ a lze pomocí něj modelovat a simulovat širokou škálu letounů, včetně vzducholodí a ornitoptér. FlightGear je vhodný pro vizualizaci bezpilotního letounu během letu a pro zkoumání kvality jeho řídicího systému. Během simulace také umožňuje okamžité zobrazení a export aktuálních hodnot všech veličin. *Obr. 3.12* ilustruje vizualizaci malého bezpilotního letounu Rascal 110 UAV se zobrazením hodnot vybraných veličin. [7] [14] [170] [171] [172]



Obr. 3.12: Rascal 110 UAV v leteckém simulátoru FlightGear

Vzhledem k tomu, že je JSBSim výchozím modelem letové dynamiky aplikace FlightGear, tak je jejich možné propojení ulehčeno. Tyto dvě aplikace je možné provozovat zvlášť a propojit je pomocí zasílání dat prostřednictvím soketů, nebo lze využít integrovaný JSBSim uvnitř FlightGear. První metoda umožňuje použít řídicí systém a skriptování aplikace JSBSim, naproti tomu druhá metoda umožňuje využití všech možností aplikace FlightGear. [167] [171]

Ze stejného důvodu je možné využít XML soubory s definicí letounu z JSBSim i v aplikaci FlightGear. Pro FlightGear ale musí být ještě doplněny další soubory, jako je 3D model (podporované formáty: AC3D, VRML1, DXF aj.), soubor s definicí elektrotechniky, soubor s definicí autopilota, a také hlavní soubor, který v sobě má uvedeny informace o všech potřebných souborech a spojuje je tak dohromady (tento soubor je simulátorem vždy zpracován jako první). [171] [170] [14] [172] [173] [7]

FlightGear také umožňuje uživateli aplikovat zvukové efekty, animace 3D modelu letounu nebo jeho užitečného zatížení, a využívat síťové protokoly téměř pro jakékoliv použití. FlightGear může být propojen s externím FDM a komunikovat s GPS přijímači, externími autopiloty, řídicími moduly, dalšími instancemi aplikace FlightGear, a jiným kompatibilním softwarem. Navíc je možné modelovat chování reálných zařízení včetně systémových selhání. [14] [170] [173] [172] [7]

Další speciální funkce FlightGearu nemusí být na první pohled uživateli zřejmé. Jedná se např. o možnost startovat z letadlové lodě, vystřelení letounu z katapultu, tankování za letu, využití externí aplikace *Atlas* (přidává pohyblivou mapu světa), zobrazení displejů, využití více počítačů, a nahrávání a přehrávání vizualizací. [171]

FlightGear nabízí výběr tří vestavných FDM: [170] [174] [171]

- JSBSim (viz kapitola 3.2.9)
- YASim
- UIUC

YASim používá jiný přístup než JSBSim, a to tím, že přímo simuluje efekty proudění vzduchu na různé části letounu. Výhoda této metody je, že pro simulaci stačí jen informace o geometrii a hmotnosti v kombinaci s běžně dostupnými výkonnostními charakteristikami pro zvolený typ letounu. Toto umožňuje rychlé zkonstruování poměrně věrohodného chování tradičního letounu bez potřeb získávání aerodynamických dat. Nevýhodou bývá menší přesnost výsledků simulace oproti reálnému stavu a nemožnost spolehlivě simulovat nové koncepty letounů, pro které neexistují dostatečně přesná data, nebo neexistují žádná. [170] [171]

UIUC je založeno na LaRCsim, který byl vyvinut v NASA. Toto FDM bylo původně zaměřeno na modelování letounů za podmínek námrazy (icing conditions). Nicméně nyní již zahrnuje nelineární aerodynamiku, díky které je možné reálněji modelovat situace v extrémních polohách letounu, jako je vysoký úhel náběhu a pád (stall). [170] [174] [175] [171]

V rámci této disertační práce byla aplikace FlightGear použita pro vizualizaci simulací prováděných pomocí JSBSim. Tato funkcionality je zprostředkována pomocí naprogramované aplikace *Control System Designer for JSBSim*, která poloautomatizuje propojení aplikací JSBSim a FlightGear (viz kapitola 3.2.14).

3.2.11 Airfoil Geometry Converter

Airfoil Geometry Converter je konzolová aplikace, která převádí soubory se souřadnicemi z/do formátů běžně používaných pro profily křídel. Souborové datové formáty jako jsou Selig, Lednicer a NASA/OpenVSP byly vytvořeny pro uložení geometrických informací o profilech křídel. Přestože jsou tyto formáty rozšířené a v současné době není důvod je vylepšovat, není samozřejmě možné je použít pro CFD analýzu. Namísto toho je třeba provést vytvoření 2D sítě. Vzhledem k tomu, že přímá konverze mezi těmito formáty v žádné aplikaci neexistovala, byla vytvořena aplikace Airfoil Geometry Converter.

Při optimalizaci profilů křídel v CFD aplikacích existuje také opačný problém, kdy je optimalizovaný profil křídla uložen v mesh formátu a je obtížné jej aplikovat do návrhu letounu. Pro usnadnění tohoto procesu byla naprogramována i opačná konverze z některých mesh formátů na formát obsahující čistě geometrické informace profilů. Výsledný optimalizovaný profil

je tak možné využít v CAD aplikacích a parametrických programech, specializujících se na letecké inženýrství; jako je např. OpenVSP.

Airfoil Geometry Converter tedy umožňuje zrychlení přípravy na aerodynamickou analýzu a optimalizaci profilu křídla pomocí CFD softwaru (jako je např. SU², OpenFOAM, PyFR apod.). Zároveň usnadňuje nasazení optimalizovaného profilu křídla do reálného návrhu letounu. Celkově aplikace přispívá ke snížení finančních nákladů na vývoj a nasazení nových vylepšených profilů křídel, které mohou pozitivně ovlivnit aerodynamiku a spotřebu paliva letounu.

Airfoil Geometry Converter využívá možnosti aplikace Gmsh (popsané v kapitole 3.2.4) pro automatizované meshování profilů křídel do formátu SU2 a MSH. Tento způsob je možný díky tomu, že lze Gmsh spouštět i jako konzolovou aplikaci. Reálně tedy aplikace při meshování jen převádí vstupní soubory na formát GEO a vytváří ohraničení oblasti analýzy (farfield).

Jednou z možností, jak vytvořit mesh z GEO formátu je manuální použití Gmsh aplikace. Kvůli větší flexibilitě je proto uživateli umožněno exportovat jen soubor v GEO formátu, který si může dále upravit a meshovat dle vlastní potřeby.

Samozřejmě další možností je provést meshování prostřednictvím aplikace Airfoil Geometry Converter – tato možnost nám umožňuje operaci automatizovat a tím ji vykonávat rychle. Na druhou stranu je omezena možnostmi této aplikace. Vzhledem k tomu, že se jedná o projekt s otevřeným zdrojovým kódem, tak ani toto není pro uživatele třetích stran nepřekonatelná překážka. Parametry, které aplikace dokáže zpracovat, popisuje Tabulka 3.1.

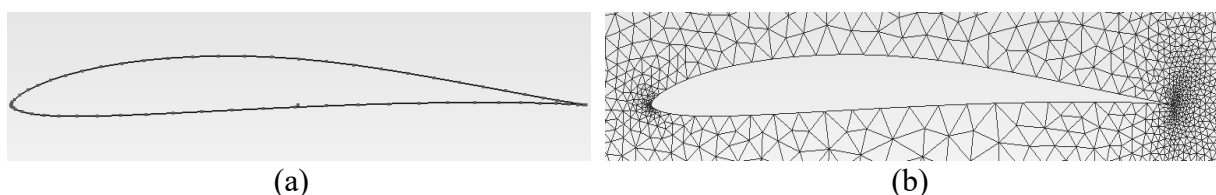
Po spuštění aplikace se ze všeho nejdříve zpracují vstupní parametry, a pokud jsou v pořádku, tak je vstupní soubor konvertován na formát GEO, nebo naopak do formátu Selig/Lednicer. Pokud má být výstupem mesh, tak dojde k zavolání externí aplikace Gmsh. Šablona příkazu pro volání aplikace Gmsh je definována následovně: “*gmsh.exe <-i> -2 -o <-o> -format <-f> -clmin <-mshmin> -clmax <-mshmax>*” (text uvedený ve špičatých závorkách je poté nahrazen konkrétními hodnotami/texty předanými z aplikace Airfoil Geometry Converter z jednotlivých parametrů; význam jednotlivých parametrů vysvětluje již zmíněná Tabulka 3.1).

Příkaz pro převod profilu z geometrických formátů na mesh může být uživatelem zapsán takto: “*AirfoilGeometryConverter -i "MH 38.dat" -o "MH 38_with_circle" -f msh -frf circle -frfsz 25 -mshmin 0.001 -mshmax 1.5*”. Výsledky tohoto příkazu jsou zobrazeny na Obr. 3.25. Počet prvků v meshi je vždy unikátní a lze jen těžko předem předvídat; nicméně v tomto případě mesh obsahuje 13 952 trojúhelníkových prvků a 6 976 bodů.

Pro převod z mesh na formát Selig je možné použít následující zápis: “*AirfoilGeometryConverter -i "MH 38.su2" -imesh -iairfoilboundaryname "airfoil" -o "MH 38_selig" -f selig*”.

Tabulka 3.1 Vstupní parametry aplikace Airfoil Geometry Converter

Parametr	Popis	Doplňující informace
-i	Jméno vstupního souboru	*.dat, *.txt, *.af, *.su2, *.msh Geometrické formáty: Selig, Lednicer, NASA/OpenVSP Mesh formáty: SU2, MSH (ASCII v2)
-imesh	Informace, že vstupní soubor obsahuje mesh	Tento přepínač je potřeba vložit, pokud je vstupní soubor mesh
-iairfoilboundaryname	Jméno skupiny prvků definovaných pro profil křídla v souboru s meshí	Zadáni jména skupiny prvků definující profil křídla v mesh souboru. Pokud není známo, tak pro SU2 je třeba v souboru hledat název poblíž tagů <i>MARKER_TAG</i> a pro MSH poblíž tagů <i>PhysicalName</i> .
-norm	Normalizování souřadnic	Pokud je vstupní soubor mesh a je potřeba normalizovat souřadnice na interval <0,1>
-ndig	Přesnost – Počet číslic	Zadat, pokud mají být souřadnice ukládány s konkrétní přesností. Jedná se o celočíselnou kladnou hodnotu. Výchozí a minimální hodnota je 6, větší hodnota než 20 nemá na přesnost již žádný vliv.
-o	Jméno výstupního souboru	Vhodné jméno výstupního souboru; možno zadat celou cestu. Výchozí je " <i>Output AirfoilGeometryConverter</i> ".
-f	Výstupní formát	Pokud je vstupní soubor mesh: lednicer, selig Jinak: geo, su2, msh, msh1, unv, vrml, ply2, stl, mesh, bdf, diff, med, atd. (pro další formáty viz Gmsh). Výchozí hodnoty <i>selig</i> a <i>geo</i> (v závislosti na vstupním souboru)
-frf	Tvar ohraničení oblasti CFD analýzy	Tvar ohraničení oblasti analýzy: circle, rectangle (tj. kruh, obdélník) Výchozí je <i>circle</i>
-frfsz	Velikost ohraničení oblasti CFD analýzy	Velikost ohraničení oblasti analýzy. Jedná se o kladné číslo, minimum je 2, výchozí hodnota 25.
-mshmin	Minimální velikost prvků meshe	Kladné číslo s desetinnou čárkou. Výchozí je <i>0,001</i> , hodnota musí být větší než 0 a menší než <i>mshmax</i> .
-mshmax	Maximální velikost prvků meshe	Kladné číslo s desetinnou čárkou. Výchozí je <i>1,5</i> , hodnota musí být větší než 0 a větší než <i>mshmin</i> .



Obr. 3.13: Profil křídla MH 38: GEO (a) a MSH (b) formáty vytvořené pomocí aplikace Airfoil Geometry Converter

Samotná konverze na GEO formát probíhá následujícím způsobem:

1. Vytvoření bodů profilu křídla
2. Vytvoření bodů ohraničení oblasti analýzy
3. Spojení bodů profilu křídla pomocí přímky
4. Spojení bodů ohraničení oblasti analýzy pomocí přímky nebo kruhu
5. Vytvoření skupiny z jednotlivých přímek (line loop) pro profil křídla
6. Vytvoření skupiny fyzikálních prvků přímek pro profil se jménem “*airfoil*”
7. Vytvoření skupiny z jednotlivých přímek pro ohraničení oblasti analýzy
8. Vytvoření skupiny fyzikálních prvků přímek pro ohraničení oblasti analýzy se jménem “*farfield*”
9. Vytvoření rovinného povrchu od okrajů profilu křídla po ohraničení oblasti analýzy
10. Vytvoření skupiny fyzikálních prvků pro povrch definovaný v bodě 9, pojmenovaný jako “*fluid*”
11. Přidání prázdného řádku na konci souboru

Zpětný převod z mesh na geometrický formát má následující postup (Pořadí je z pohledu SU2 – pro MSH je vzhledem k odlišné struktuře formátu bod 3 až za bodem 5):

1. Nejprve dojde k přečtení souboru s meshí. V rámci toho se rozhoduje, zda se jedná o vstupní soubor ve formátu SU2 nebo MSH (soubor SU2 musí začínat řetězcem „*NDIME=*“, a MSH řetězcem „*\$MeshFormat*“).
2. Čtení informací meshe – počet dimenzí (SU2) a verze formátu (MSH)
3. Zjištění počtu bodů a načtení samotných bodů
4. Zjištění počtu značek pro ohraničení skupiny prvků
5. Nalezení značky s prvky profilu křídla
6. Načtení prvků definujících ohraničení profilu křídla
7. Konverze bodů z meshe na obecný vektor bodů a případná normalizace bodů (interval bodů na ose x musí být $<0, 1>$)
8. Rozdělení vektoru bodů na horní a dolní polovinu
9. Převod posloupnosti bodů do formátu Selig nebo Lednicer
10. Zápis do souboru se zadaným názvem

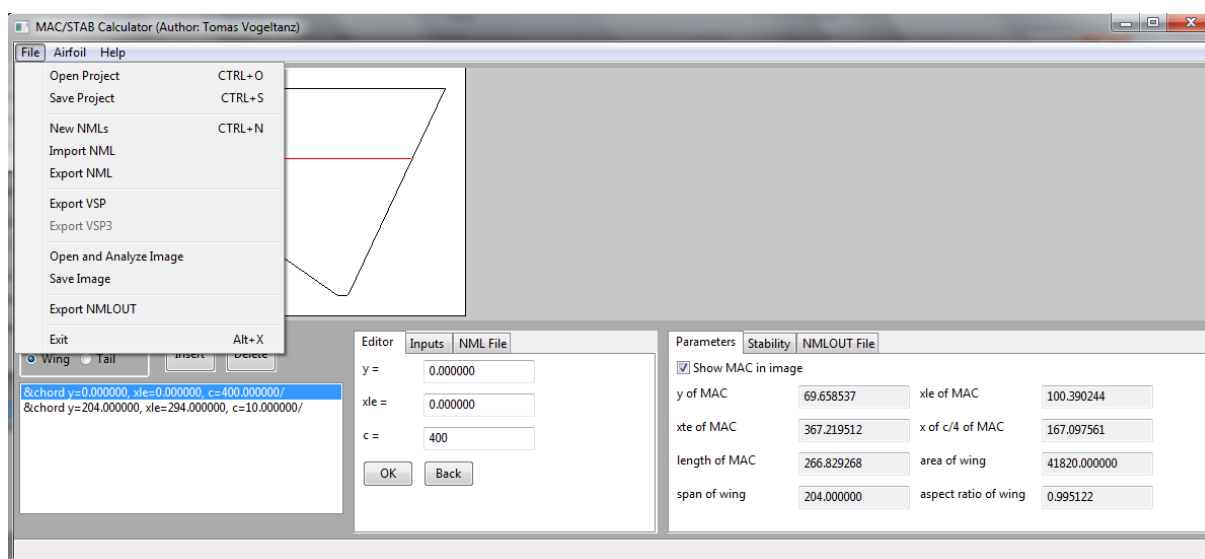
Zdrojové kódy spolu se spouštěcím souborem pro Windows a doplňujícími dokumenty, soubory a příklady je možné nalézt v odkazu na software autora, výstup č. 19 [176], a také v příloze na DVD. V publikaci autora č. 9 [177] byla tato aplikace poprvé představena odborné veřejnosti a obhájena v recenzním řízení. Tato aplikace vyplnila prázdné místo v převodu formátů a otevřela novou cestu pro CFD analýzy a optimalizace profilů křídel a křídel samotných.

Jedním ze známých uživatelů této aplikace jsou zaměstnanci izraelské firmy *Rafael Advanced Defense Systems Ltd.* (komunikace probíhala s dr. *Michael Weidenfeld-em*), kteří chtějí části kódu vložit do své vlastní CFD aplikace pro analýzu profilů křídel [178].

V této disertační práci byla aplikace použita pro vytvoření sítí okolo všech zkoumaných profilů křídel pro navržený letoun a také pro převod optimalizovaného profilu křídla MH 38 z mesh formátu SU2 na formát Selig.

3.2.12 MACSTAB Calculator

MACSTAB Calculator je aplikace pro výpočet střední aerodynamické těživy (MAC) libovolného křídla a pro hrubý odhad podélné statické STABILITY podzvukového letounu s křídlem a ocasní částí. Aplikace byla naprogramována v jazyce C++ a využívá knihovnu wxWidgets [179]. Grafické uživatelské rozhraní je ilustrováno na *Obr. 3.14*.

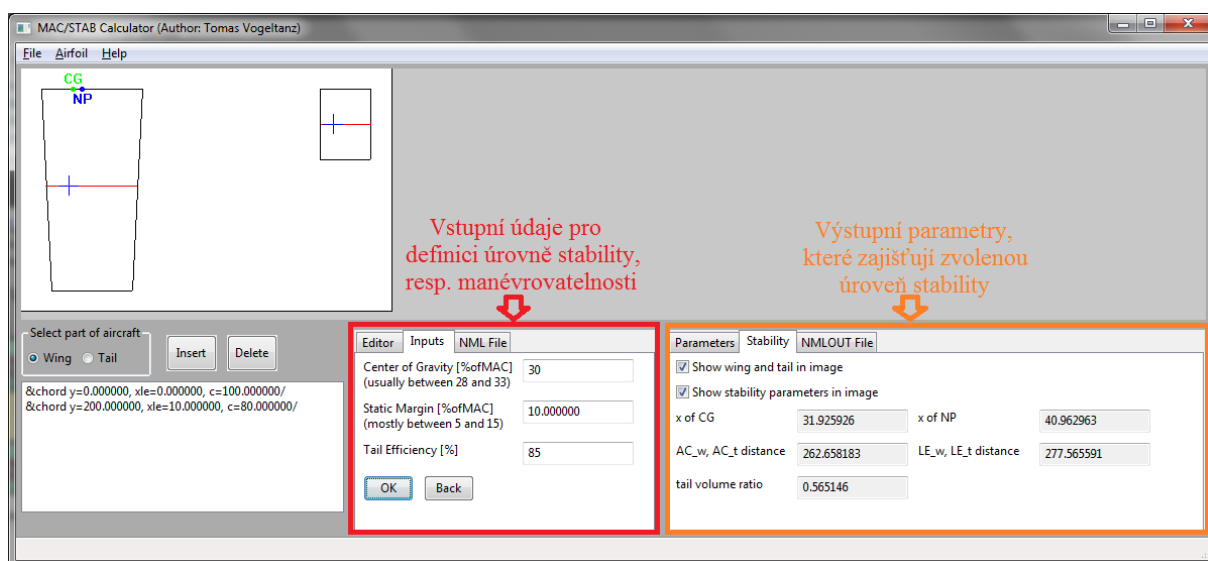


Obr. 3.14: GUI aplikace MACSTAB Calculator

Výpočet MAC je proveden pomocí algoritmu, který implementuje matematický postup popsáný rovnicemi (2.26), (2.27), (2.28), (2.29), (2.30), (2.31), a (2.32) v kapitole 2.3. Zakládá se na teorii, že jakýkoliv tvar křídla lze diskretizovat na jednotlivé lichoběžníkové plochy tak, že je možné vypočítat obsah a MAC pro každou část zvlášť. Konečný výsledek je poté získán použitím vzorce (2.32).

Jak je vidět z *Obr. 3.14*, aplikace uživateli zobrazí výsledky obsahu křídla, rozpětí křídla, poměru stran křídla, délky střední aerodynamické tětivy, souřadnici na ose y , která znázorňuje, kde tětiva leží, a souřadnice na ose x , které znázorňují počátek (x_{LE}) a konec tětivy (x_{TE}) a 25 % vzdálenost od počátku tětivy ($x_{c/A}$). Všechny parametry jsou přepočítávány při každé změně specifikace křídla.

Výpočet stability se provádí z parametrů zadaných uživatelem, jako je efektivita ocasní plochy, pozice těžiště a neutrálního bodu (doporučené hodnoty jsou uvedeny v aplikaci – viz *Obr. 3.15*), a také ještě z MACů, ploch, a poměrů stran křídla a ocasu. Vhodnou stabilitu určuje vypočítaná vzdálenost mezi náběžnými hranami a aerodynamickými středy křídla a ocasu; nicméně, se zde vždy vyskytuje nutnost kompromisu mezi manévrovatelností a stabilitou. Parametry popisující stabilitu jsou samozřejmě počítány s přihlédnutím k tomu, že existuje vždy levé i pravé křídlo, stejně jako levá i pravá ocasní část – v aplikaci se ovšem definuje vždy jen jedna část (doporučena je levá část, protože je pozice MAC obecně definována relativně od kořenové části křídla a díky tomuto nebude potřeba přepočet). Reálně to potom znamená, že výpočet pro vzdálenost mezi aerodynamickým středem křídla a aerodynamickým středem ocasu v sobě zahrnuje dvojnásobnou hodnotu poměru stran křídla/ocasu a dvojnásobnou hodnotu jejich obsahů, než aplikace zobrazuje uživateli ve výsledcích.







Obr. 3.15: Záložky s informacemi o stabilitě v aplikaci MACSTAB Calculator

Jedna ze specialit této aplikace je možnost analyzovat obrázek a převést tvar nebo profil křídla na geometrické souřadnice, které poté mohou být dále zpracovány. Tato funkce může být užitečná v reverzním inženýrství aplikovaném na libovolné křídlo a ocas, nebo pro počáteční specifikaci eliptického křídla. Jako formát obrázku je podporován PNG s hloubkou 1 bit (2

barvy). Černá barva znázorňuje hrany křídla (popř. výplň) a bílá pozadí. Algoritmus čte řádek po řádku data z obrázku a hledá černé pixely, přičemž první černý pixel je chápán jako náběžná hrana a poslední černý pixel jako odtoková hrana. Vše mezi těmito dvěma pixely je ignorováno. Stejně tak je ignorován řádek, který neobsahuje aspoň dva černé pixely.

Celá geometrie křídla a ocasu (včetně zvolených profilů) může být exportována do formátu VSP2, který lze otevřít v aplikaci OpenVSP 2.3.0, nebo importovat do OpenVSP $\geq 3.5.0$. Poté může být exportované křídlo a ocas využito v koncepčním návrhu letounu, nebo mohou být dále analyzovány, převedeny do jiných formátů, modifikovány a popř. i vytisknuty na 3D tiskárně.

Vstupní a výstupní formát projektu aplikace je vlastní typ textového souboru s příponou MACSTAB. Po uložení projektu je vygenerováno několik typů souborů, které lze vidět na *Obr. 3.16*. Aplikací vypočítané parametry jsou ukládány do vlastního typu výstupního textového formátu NMLOUT. Jako vstupní formát s geometrií tvaru křídla je využit formát NML a jako výstupní formáty je možné použít jak NML, tak VSP2 (export do 3D). Vstupní formáty s geometrií profilu křídla, které mohou být aplikovány při exportu VSP2 jsou Selig (dat), Lednicer (dat), NASA/OpenVSP (af).

 example1.MACSTAB	1 kB	19.9.2016 2:52	Soubor MACSTAB
 example1.MACSTAB.nmlout	1 kB	19.9.2016 2:52	Soubor NMLOUT
 example1.MACSTAB_tail.nml	1 kB	19.9.2016 2:52	Soubor NML
 example1.MACSTAB_wing.nml	1 kB	19.9.2016 2:52	Soubor NML

Obr. 3.16: Soubory projektu MACSTAB

Jako vstupní formát obrázku pro analýzu geometrie nebo profilu křídla je použit již zmíněný PNG (1 bit, tj. 2 barvy). Výstupním formátem, který je aplikován při analýze a převodu obrázku na geometrii profilu křídla je Selig.

Formát NML (a částečně i algoritmus pro výpočet) vychází z konzolového programu GETMAC [180], napsaného v jazyce Fortran. Celková plocha křídla je tvořena soustavou jednotlivých tětív. Výpočet je vykonáván samostatně pro každou lichoběžníkovou část zvlášť, která je ohraničena dvěma tětivami.

Každá tětíva je definována pozicí své náběžné hrany na ose x a y , a dále svou délkou. Jednotka je přitom volitelná; pro malé velikosti křídla se může jednat např. o volbu 1 pixel = 1 mm, čímž by obecně mělo dojít k přesnějšímu výpočtu. Podmínkou při definici tětív je, že jejich pořadí musí být definováno od nejmenší pozice na ose y po největší. Aplikace sama testuje, zda je tato podmínka splněna a případně uživateli zobrazí upozornění na chybu. Osa y má v aplikaci počátek nahoře.

Ve chvíli, kdy zadá uživatel parametry křídla, tak se křídlo automaticky vykreslí, přičemž se přepočítává i velikost vykreslovací plochy. Nákres křídla a ocasu může být uložen do souboru formátu PNG (24 bit) jak se zobrazením umístění MAC, těžiště a neutrálního bodu, tak i bez zobrazení. Formát PNG byl

vybrán pro jeho efektivní bezztrátovou kompresi, která je pro obrázek s menším počtem barev výhodná (což bylo potvrzeno v autorově publikaci č. 3 [181]).

Zdrojové kódy spolu se spouštěcím souborem pro Windows a doplňujícími dokumenty, soubory a příklady je možné nalézt v odkazu na software autora, výstup č. 20 [182], a také v příloze na DVD. V publikaci autora č. 10 [183] byla tato aplikace poprvé představena odborné veřejnosti a obhájena v recenzním řízení. Aplikace obecně přispívá ke snížení časových a finančních nákladů na koncepční návrh a analýzu malého podzvukového letounu.

Jedním ze známých uživatelů této aplikace je tým studentů z Mexické univerzity *Universidad Autónoma de Baja California* (komunikace probíhala se studentkou jménem *Blanca Azucena Bravo Navarro*), který využil aplikaci pro výpočet střední aerodynamické tětivy eliptického křídla pro svůj vyvíjený malý letoun na dálkové ovládání [184].

V této disertační práci byla aplikace použita pro výpočet střední aerodynamické tětivy mini-letounů SAGITTA a AVIGLE, popsanych v kapitole 4. Střední aerodynamická tětiva byla vypočítána také pro navržený mini-letoun V-TS, u kterého navíc došlo k odhadu podélné statické stability a záznamu vypočtených dat (viz kapitola 5).

Reverzní inženýrství s využitím aplikace MACSTAB Calculator

Jak již bylo zmíněno, využití aplikace pro výpočet MAC a pro odhad stability je uveden až v příslušných následujících kapitolách. V této části jsou popsány možnosti jejího využití pro reverzní inženýrství.

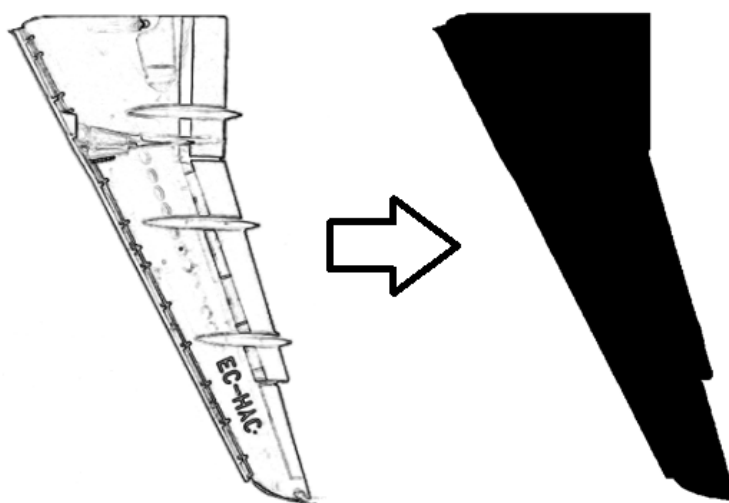
Pokud existuje fotografie zobrazující tvar křídla letounu z horní nebo ze spodní strany, je možné pomocí jednoduchých úprav v grafickém editoru dosáhnout vhodného vstupu do aplikace MACSTAB.

Přestože je aplikace určena pro podzvuková letadla, u reverzního inženýrství je možné ji využít např. i u těch transsonických. Pro demonstraci schopností aplikace byla proto vybrána fotografie spodní části dopravního letadla – fotografie je vyobrazena na *Obr. 3.17* [185].

Z tohoto obrázku bylo vyříznuto křídlo a byl převeden na odstíny šedi. Dále došlo k detekci hran pomocí Sobelova operátoru. Následně byly invertovány barvy a vhodným snížením jasu a zvýšením kontrastu byl dosažen výsledek, který je zobrazen na *Obr. 3.18*. Vpravo je na tomto obrázku vidět kompletní převod na dvojbarevnou reprezentaci s tím, že plocha byla pro lepší názornost vyplněna. Obrázek byl uložen do formátu PNG s hloubkou barev 1 bit. Pro úpravu obrázku byly použity aplikace GIMP [186] a IrfanView [187].

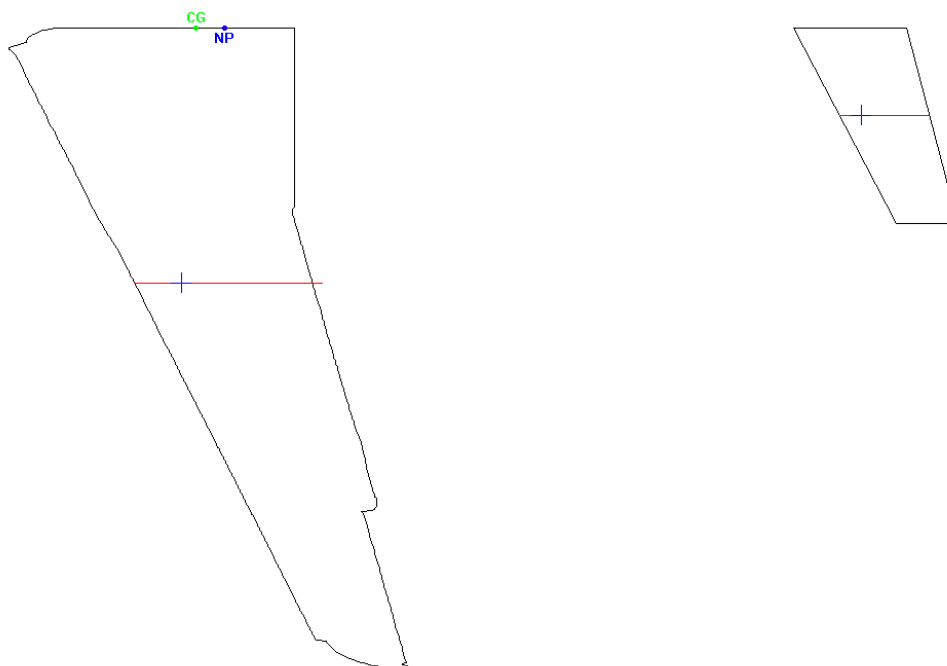


Obr. 3.17: Fotografie spodní části letadla Airbus A320-200 [185]



Obr. 3.18: Křídlo Airbusu A320-200 v odstínech šedi a s černou výplní

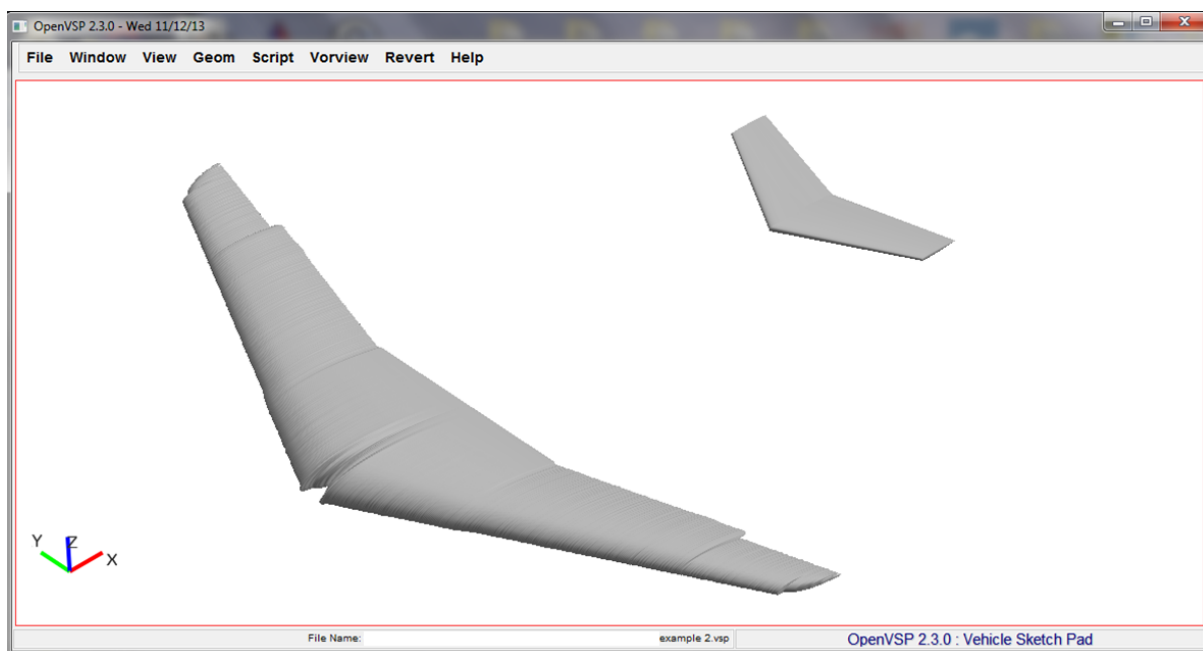
Po výběru volby „*Open and Analyze Image*“ v aplikaci MACSTAB a výběru upraveného obrázku dojde ke konverzi na strukturu formátu NML. Importovaná geometrie se zvýrazněním vypočítané střední aerodynamické tětiny a aerodynamickým středem křídla je zobrazena na *Obr. 3.19*. Byla zde také manuálně doplněna ocasní část a zvoleno těžiště s neutrálním bodem. Optimální vzdálenost mezi jednotlivými částmi letadla je poté dopočítána za použití zadaných parametrů ovlivňujících stabilitu.



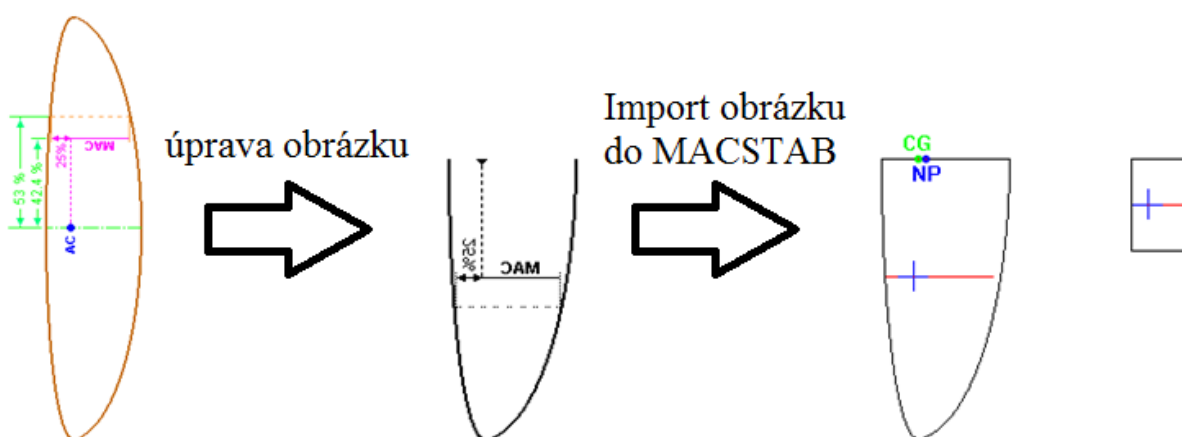
Obr. 3.19: Importované křídlo z obrázku a doplněná ocasní část

Nakonec je možné exportovat křídlo a ocas do aplikace OpenVSP tak, jak je ilustrováno na *Obr. 3.20*. Nicméně vzhledem k tomu, že je algoritmus pro načtení bodů poměrně jednoduchý, není 3D model příliš uhlazený. Důvodem je vytvoření příliš mnoha částí v geometrii křídla, čímž zde vznikají určité nepřesnosti. Dalším faktorem je ztráta informací (nižší rozlišení) v digitální fotografii. Řešením je vytvoření algoritmu pro aproximaci a zobrazování výsledku uživateli přímo „za letu“ při jeho aplikaci na křídlo. Vzhledem k tomu, že reverzní inženýrství není hlavním cílem této práce, bude tento aproximační algoritmus implementován v budoucí verzi aplikace MACSTAB. V tuto chvíli je možné provést pouze manuální uhlazení řízené uživatelem, které může trvat poměrně dlouhou dobu, a může být náchylné k chybám. I přes tyto menší nedostatky je výstup z aplikace dobrým startovním bodem pro další zpracování a zkoumání křídel nebo ocasních částí letadel.

Celý proces úpravy obrázku a importu do MACSTAB je zjednodušeně ukázán také na *Obr. 3.21*, kde je pro změnu použito eliptické křídlo (staženo ze zdroje [188]), které již obsahuje informaci o poloze střední aerodynamické tětiny. MACSTAB určil pozici stejně na ose y , na ose x je pozice vykreslena o 1 pixel jinak, což je způsobeno nižším rozlišením zdrojového obrázku (137 (osa x) \times 375 (osa y)). Celkově však lze z tohoto potvrdit, že je aplikace pro výpočet MAC velmi přesná.



Obr. 3.20: Exportovaný výsledek importu křídla z obrázku zobrazený v OpenVSP

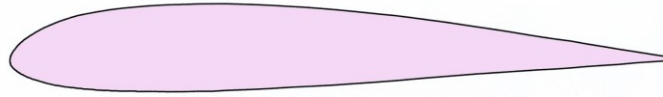


Obr. 3.21: Postup importu obrázku eliptického tvaru křídla (zleva doprava)

Další ukázkou je import profilu křídla a jeho export do formátu Selig. Princip je zde obdobný jako u tvaru křídla, jen je pro export (a popř. i pro import s okamžitým exportem) využito menu „Airfoil“. Opět je potřeba převést obrázek do formátu PNG s bitovou hloubkou 1 bit.

V [189] je možné nalézt následující obrázek (Obr. 3.22) profilu s názvem „LHK 12 - M-n“. Nicméně souřadnice pro tento profil chybí a nejsou jednoduše dohledatelné. V takovýchto případech je opět možné použít aplikaci MACSTAB.

LHK 12 - M-n



Všeobecně použitelný profil vyvinutý

zejména pro střední a větší motorové modely včetně ULL,
bez nutnosti používat vztlakové klapky.

Maximální tloušťka 13%, maximální prohnutí 1,9%,
klopivý moment menší než -0,04.

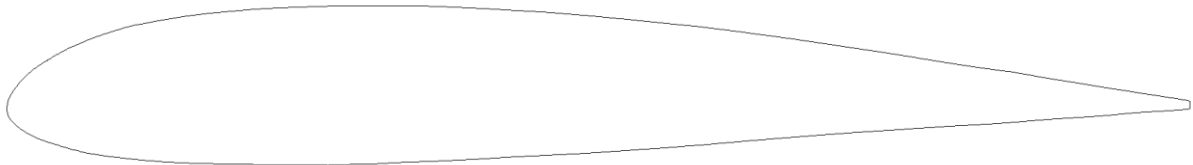
Ve srovnání například s NACA 2412 jsou jeho optimální hodnoty využitelné ve větším rozmezí
úhlů náběhu.

V porovnání například s CLARK Y, jehož se stále nemůže dost příznivců aviatiky nasýtit, má
tento LHK profil dvakrát menší klopivý moment, výrazně lepší vlastnosti při létání na zádech a
umožňuje postavit pevnější a kroucení více odolnou plochu .

J.Lněnička ; 30.8.2014

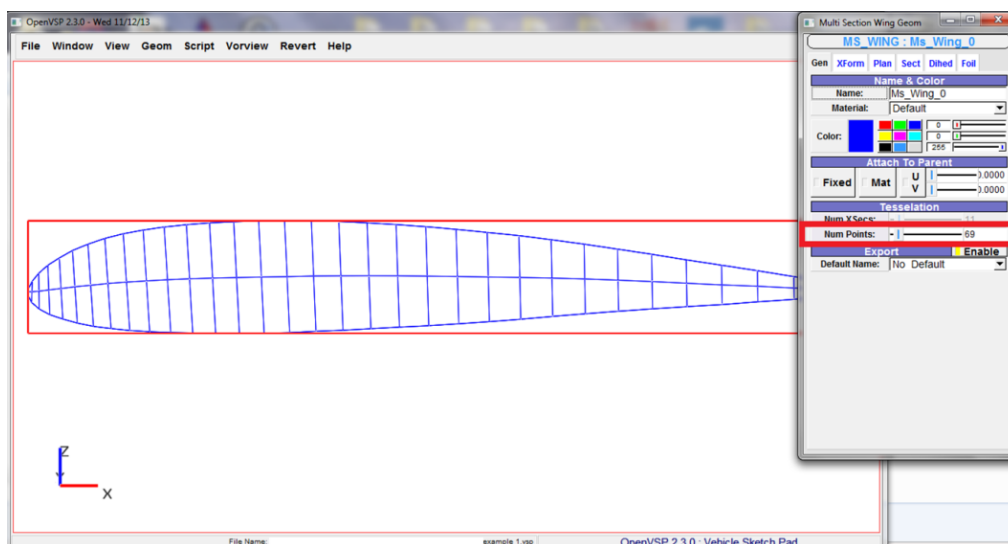
Obr. 3.22: Zdrojový obrázek s profilem LHK 12 - M-n

Po zpracování obrázku do vhodné podoby jej lze opět zanalyzovat a převést na sérii geometrických souřadnic; tentokrát ale do formátu Selig. Výsledek je možné vidět na *Obr. 3.23*.



Obr. 3.23: Exportovaný výsledek importu profilu LHK 12 - M-n

Při bližším prozkoumání zde ale znovu vyvstává problém s poměrně kostrbatými okraji a s příliš mnoha redundantními body v definici profilu. Na rozdíl od tvaru křídla je zde možné provést částečnou aproximaci v aplikaci OpenVSP, a to pomocí hodnoty, která určuje počet bodů profilu křídla (“Num Points”) – viz *Obr. 3.24*. V tomto případě je lepší volit nižší číslo než vyšší. Negativem ovšem zůstává, že výsledek aproximace nelze z OpenVSP jednoduše exportovat, lze jej jen použít. Nicméně jak už bylo řečeno, v budoucnu bude do aplikace doplněna aproximace bodů s tím, že je plánováno využít právě algoritmu z open-source aplikace OpenVSP.

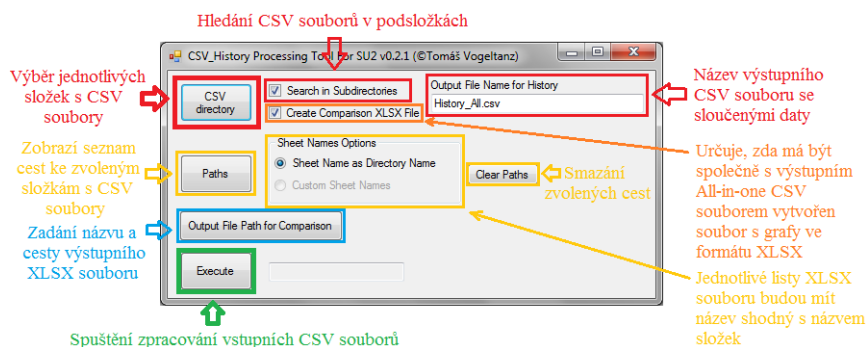


Obr. 3.24: Aproximace bodů exportovaného profilu křídla v OpenVSP

3.2.13 CSV_History Processing Tool for SU²

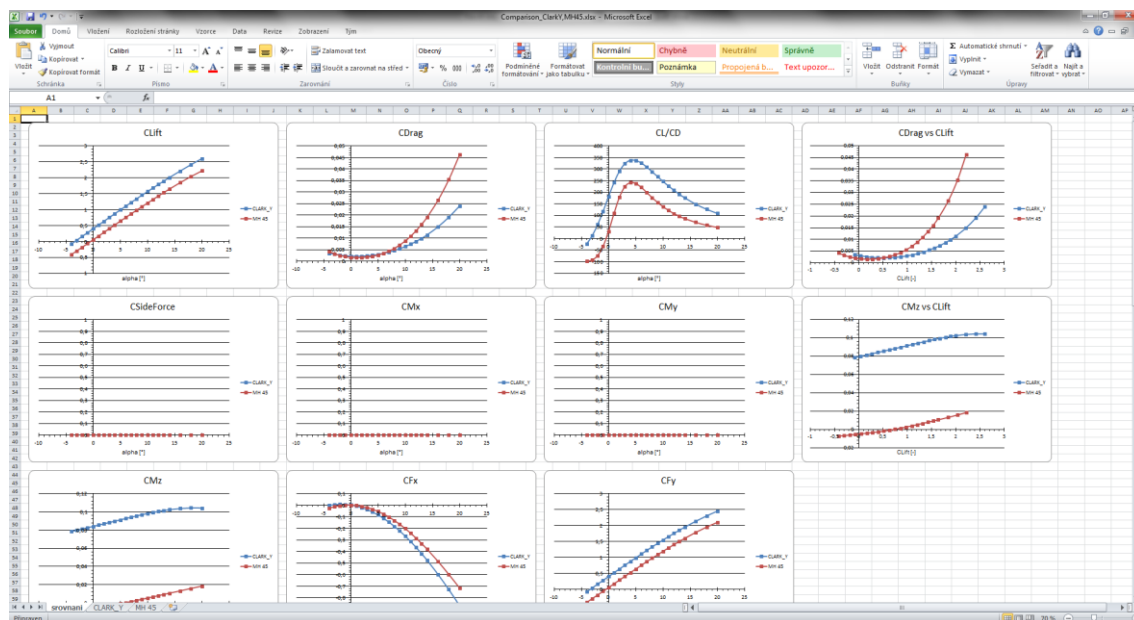
Tato aplikace, napsaná v jazyce C#, slouží pro hromadné zpracování CSV souborů s informacemi o průběhu konvergence řešení získané z aplikace SU². Je možné jednoduše sloučit výsledky analýzy stejného letounu nebo profilu křídla, které se liší jen různými úhly náběhu. Sloučení těchto výsledků se provede vždy do nového CSV souboru a volitelně také do XLSX formátu. Druhý způsob nabízí i automatické vygenerování grafů pro každý zvolený adresář s CSV daty a vygenerování finálního grafu se srovnáním jednotlivých adresářů. Pro práci s XLSX souborem byla využita knihovna EPPlus [190] [191].

Hlavní okno aplikace je spolu s popisky zobrazeno na Obr. 3.25. Nejprve je nutné zvolit adresáře, ve kterých se nachází CSV soubory, které chce uživatel zpracovat, přičemž si může také zvolit, zda se mají prohledávat i podadresáře. Dále je možné zadat název výstupního souboru se sloučenými daty (ten se ukládá pro každý adresář zvlášť), a zvolit si, zda se vytvoří výsledný XLSX soubor, kde budou sloučeny veškeré vstupní údaje, pro které se i automaticky vytvoří grafy.



Obr. 3.25: Hlavní dialog nástroje CSV_History Processing Tool for SU² s popisky

Na Obr. 3.26 je možné vidět výsledný XLSX soubor s vygenerovanými grafy z aerodynamické analýzy profilů křídel Clark Y a MH 45. V souboru je vytvořeno vždy tolik listů, kolik adresářů obsahuje validní CSV soubory. Navíc je ještě přidán jeden list, který obsahuje sloučení výsledků všech jednotlivých analýz do jednoho vhodného porovnávacího grafu.



Obr. 3.26: XLSX soubor vygenerovaný aplikací *CSV_History Processing Tool for SU²*

Pro správnou funkčnost je nutné, aby názvy CSV souborů začínaly názvem „history“ a končily informací o úhlu náběhu ve formátu „AoA<číslo>“ (např. „AoA1.00“). Aplikace má také jedno omezení, které pramení z principu fungování XLSX souborů. Jedná se o nemožnost vytvořit list se stejným názvem. Pokud tedy budou nalezeny dva adresáře se stejným názvem, vygenerování XLSX souboru neproběhne správně.

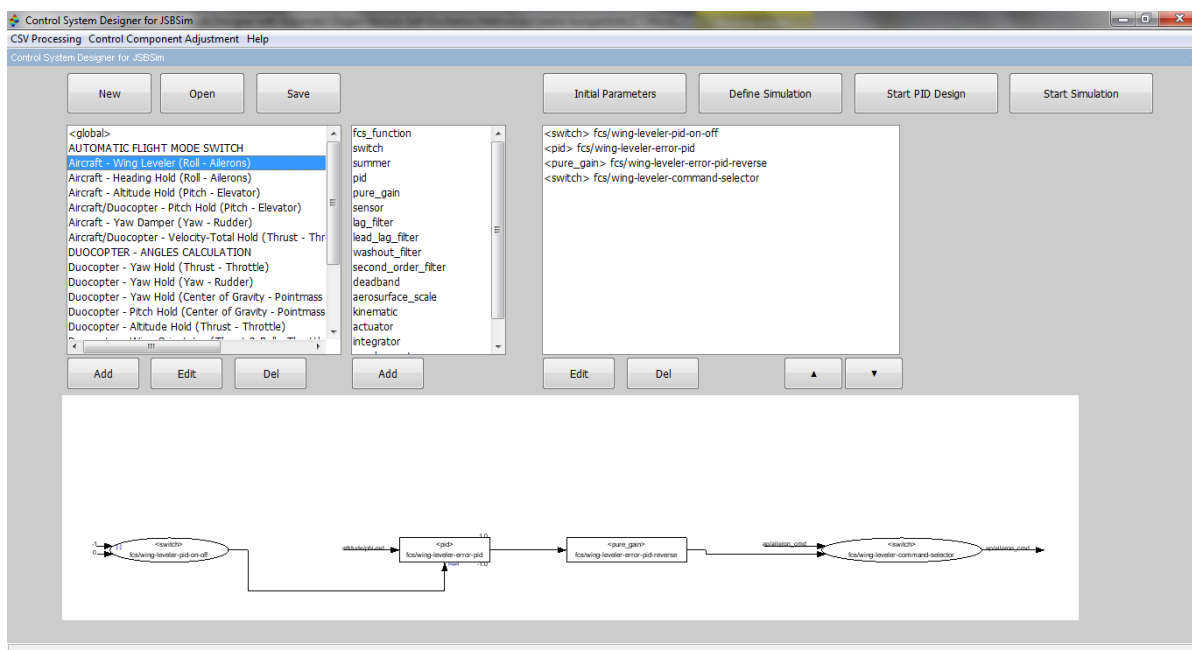
I přes drobné nedostatky, aplikace *CSV_History Processing Tool for SU²* výrazně zrychluje zpracování velkého množství numerických výsledků z CFD aplikace *SU²* a umožňuje jejich jednoduchou vizualizaci a porovnání s minimální interakcí uživatele.

Přesně k výše zmíněnému účelu byla aplikace využita i v rámci této disertační práce. Zdrojové kódy spolu se spouštěcím souborem pro Windows a doplňujícími dokumenty a soubory je možné nalézt v odkazu na software autora, výstup č. 21 [192], a také v příloze na DVD.

3.2.14 Control System Designer for JSBSim

Control System Designer for JSBSim je aplikace pro návrh řídicího systému mini-letounu s využitím modelu letové dynamiky JSBSim (popsán v kapitole 3.2.9), přičemž umožňuje vizualizovat regulační obvody, které jsou navrženy v

XML formátu, kompatibilním s aplikací JSBSim. Tato aplikace také slouží ke správě simulačních experimentů, zaměřených na zhodnocení letových vlastností letounu, a to včetně jeho vizualizace v simulačním prostředí FlightGear (popsáno v kapitole 3.2.10). Aplikace byla vyvinuta v prostředí Scilab (verze 6.0.1) [193], které je speciálně určeno pro numerické výpočty. Hlavní okno programu je uvedeno na Obr. 3.27. Uživatelem vybraný regulační obvod je vykreslen ve spodní části aplikace.



Obr. 3.27: Hlavní okno aplikace Control System Designer for JSBSim

Aplikace dokáže načíst (tlačítko *Open*) a uložit (*Save*) navržené schéma regulačního obvodu ve formátu JSBSim XML, dále pak definovat simulační experiment (*Define Simulation*), nastavit počáteční podmínky letounu pro simulaci (*Initial Parameters*), spustit simulaci (*Start Simulation*), a definovat a spustit proces automatického nastavení zvoleného PID regulátoru (*Start PID design*).

Díky tomu, že jsou veškeré soubory JSBSim ve formátu XML, lze je modifikovat i v textovém editoru. Tento postup však může být u složitých řídicích systémů náročný na představivost a náchylný k chybám, a proto ho lze doporučit jen při drobných úpravách.

Uživatel může v aplikaci přidat, editovat a mazat jednotlivé regulační obvody. V JSBSim jsou tyto obvody separovány do tzv. kanálů (*channels* – jedná se zde o název XML elementu). V případě letounu obsahuje každý kanál regulační obvod pro specifickou činnost, jako např. pro řízení směru letu, výšky, vyrovnání křídel apod.

V jednotlivých kanálech je možné spravovat jejich komponenty. Způsob vytvoření dialogů pro přidání a editaci těchto komponent byl naprogramován

tak, aby nemusel být měněn algoritmus v případě, že je potřeba nějakou komponentu, či její část doplnit. Tohoto bylo dosaženo použitím XML souborů, které jsou umístěny v aplikaci ve složce „templates\Components“. V kódu dochází k načtení tohoto souboru dle výběru komponenty, a poté ke generování jednotlivých textových popisků a vstupů dialogu. Díky tomuto lze použít stejný kód i ve chvíli, kdy je potřeba zobrazit různé položky. Stejně jako JSBSim, dokáže aplikace *Control System Designer for JSBSim* pracovat s následujícími komponentami (celkově 18):

- PID regulátor (*pid.xml*)
- Zesilovač (*pure_gain.xml*)
- Programovaný zesilovač (*scheduled_gain.xml*)
- Integrovační článek (*integrator.xml*)
- Prvek pro součet/rozdíl (*summer.xml*)
- Přepínač (*switch.xml*)
- Matematická funkce (*fcs_function.xml*)
- Filtr typu Lag (*lag_filter.xml*) – viz vzorec (3.1) [168]
- Filtr typu Lead-Lag (*lead_lag_filter.xml*) – viz (3.2) [168]
- Filtr typu horní propust, tzv. Washout (*washout_filter.xml*) – viz (3.3) [168]
- Filtr druhého řádu (*second_order_filter.xml*) – viz (3.4) [168]
- Senzor (*sensor.xml*)
- Mrtvé pásmo (*deadband.xml*)
- Akční člen (*actuator.xml*)
- Translační akcelerometr (*accelerometer.xml*)
- Kinematická komponenta (*kinematic.xml*)
- Proměnná/Veličina (*property.xml*)
- Komponenta pro škálování proměnných/veličin (*aerosurface_scale.xml*)

$$\frac{C_1}{s + C_1}, \text{ kde } C_1 \text{ je zadaná konstanta} \quad (3.1)$$

$$\frac{C_1 \cdot s + C_2}{C_3 \cdot s + C_4}, \text{ kde } C_1, C_2, C_3, C_4 \text{ jsou zadané konstanty} \quad (3.2)$$

$$\frac{s}{s + C_1}, \text{ kde } C_1 \text{ je zadaná konstanta} \quad (3.3)$$

$$\frac{C_1 \cdot s^2 + C_2 \cdot s + C_3}{C_4 \cdot s^2 + C_5 \cdot s + C_6}, \text{ kde } C_{1, \dots, 6} \text{ jsou zadané konstanty} \quad (3.4)$$

Téměř všechny komponenty mají, kromě základních parametrů, také možnost nastavení obecných informací, zejména se jedná o název vstupní komponenty/veličiny/proměnné, název výstupní komponenty/proměnné, délky prodlevy signálu, a limitaci výstupní hodnoty ve zvoleném rozsahu.

Aplikace umožňuje využití matematických funkcí podobným způsobem jako u komponent. Algoritmus pro validaci správného zápisu je shodný pro všechny funkce, přičemž informace, které se liší, jsou uvedeny v XML souborech ve složce „templates\Math_Functions“, kde je možné nalézt seznam všech podporovaných funkcí; jmenovitě seřazené dle abecedy to jsou:

- abs (absolutní hodnota)
- acos
- asin
- atan
- atan2
- avg (průměr)
- cos
- difference (rozdíl)
- exp
- fraction (získání pouze desetinné části ze vstupní hodnoty)
- integer (získání pouze celého čísla ze vstupní hodnoty)
- max
- min
- mod
- pow
- product (násobení)
- quotient (dělení)
- random (generování náhodného čísla pomocí Gaussova rozdělení)
- sin
- sum
- tan

Pokud je nutné přidat nově implementované funkce v JSBSim do této aplikace, pak stačí doplnit XML soubor s názvem dané funkce. Do něj je pak nutné doplnit strukturu XML s atributem, specifikujícím, kolik vstupních argumentů daná funkce pro svůj chod potřebuje (je možné uvést i interval 1 až nekonečno parametrů pomocí zadání N) – ukázková struktura je na Obr. 3.28.

```
<sum arguments="N">  
</sum>
```

Obr. 3.28: Definice XML elementu matematické funkce „sum“

Hlavním souborem aplikace je „*GUI.sce*“, který je nutné spustit v již zmíněném prostředí Scilab (bohužel není možné zdrojové kódy přeložit do binární podoby, takže je instalace aplikace Scilab nutná). Hlavní soubor obsahuje definici grafického uživatelského rozhraní hlavního okna, včetně obsluhy událostí.

Control System Designer for JSBSim obsahuje další doplňující zdrojové a XML soubory. U zdrojových souborů se jedná o:

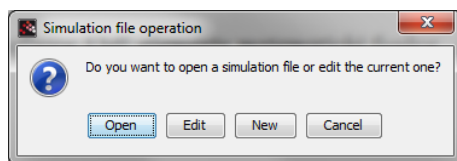
- „*ControllerDesignMethods.sci*“ – V souboru jsou funkce pro kódování a dekódování XML souborů s definicí metody pro nastavení regulátoru. Obsahuje také algoritmus automatické Ziegler-Nicholsovy metody kritických parametrů, genetický algoritmus, a funkce pro analýzu dat, která s metodami souvisí (např. zjištění periodicity hodnot zkoumané veličiny).
- „*DialogsFunctions.sci*“ – Obsahuje funkce pro generování netriviálních dialogů a validaci jejich vstupů. Jedná se např. o dialog pro definici simulace, zadání důležitých parametrů pro spuštění simulace, specifikaci proměnných pro algoritmus nastavení PID regulátoru, editaci tabulek a změny zvoleného pravidla nastavení PID dle ZN metody.
- „*XMLMath.sci*“ – Obsahuje funkce pro kódování a dekódování matematických funkcí a tabulek ve formátu JSBSim
- „*XMLSimulation.sci*“ – Obsahuje funkce pro kódování a dekódování definice simulace, událostí, notifikací, nastavení proměnných, a počátečních podmínek. Dále také pro kódování a dekódování definice pro spuštění simulace, a výstupů ze simulace. Zajišťuje zálohování a případnou editaci souborů simulací, včetně aktuálního nastavení letounu, autopilota a výstupů simulace.
- „*XMLTable.sci*“ – Obsahuje funkce pro kódování a dekódování tabulek ve formátu JSBSim.
- „*XMLTest.sci*“ – Obsahuje funkce pro kódování a dekódování logických funkcí a operátorů ve formátu JSBSim.
- „*XMLVisualization.sci*“ – Obsahuje funkce pro automatické vykreslení schématu regulačního obvodu vybraného kanálu dle informací z JSBSim definice souboru autopilota.
- „*XMLfunctions.sci*“ – Obsahuje funkce pro základní manipulaci s JSBSim XML soubory; od jejich validace, přes typovou kontrolu, až po ukládání dočasných veličin a proměnných do paměti.
- „*TXTfunctions.sci*“ – Obsahuje funkce pro práci s textem a textovými soubory; např. načítání veličin JSBSim, ukládání informací jednotlivých iterací při návrhu nastavení PID regulátoru apod.
- „*peak_detect.sci*“ – Obsahuje funkci, která z analýzy signálu získá všechny jeho vrcholy (resp. špičky). Staženo z [194], licence BSD (4.4).

- „JSBSimManager.sci“ – Obsahuje funkce pro spuštění JSBSim a FlightGear za účelem simulace letu a nastavení PID regulátoru, pro načtení CSV souborů, a pro vytváření grafů.

K aplikaci je také dodán spouštěcí soubor „JSBSim.exe“, jehož plná funkčnost na Windows 7 byla testována autorem. Ve složce "templates" je možné nalézt vytvořené šablony ve formátu XML. Jak již bylo naznačeno výše, v daných souborech se nachází struktury jednotlivých komponent, matematických funkcí, tabulek, skriptů, definice podmínek, nebo jen jednotlivé XML elementy, čímž je zvýšena přehlednost kódu a ulehčena implementace případné modifikace v aplikaci JSBSim.

Všechny veličiny a proměnné v JSBSim jsou uvedeny (a je možné je případně doplnit) v souboru „templates\properties.txt“. V případě přidání vlastního názvu, který se v JSBSim nevyskytuje, ale je obsažen v souvisejících částech řídicího systému, je lepší pro tento účel použít soubor „templates\properties_custom.txt“.

Před manipulací s definicí simulace, počátečními podmínkami, definicí spuštění simulace a automatického nastavení PID, se zobrazí podobný dialog, jaký je uveden na *Obr. 3.29*. Tento dialog umožňuje otevřít XML soubory s danými definicemi, editovat je, nebo je vytvořit s výchozími hodnotami.



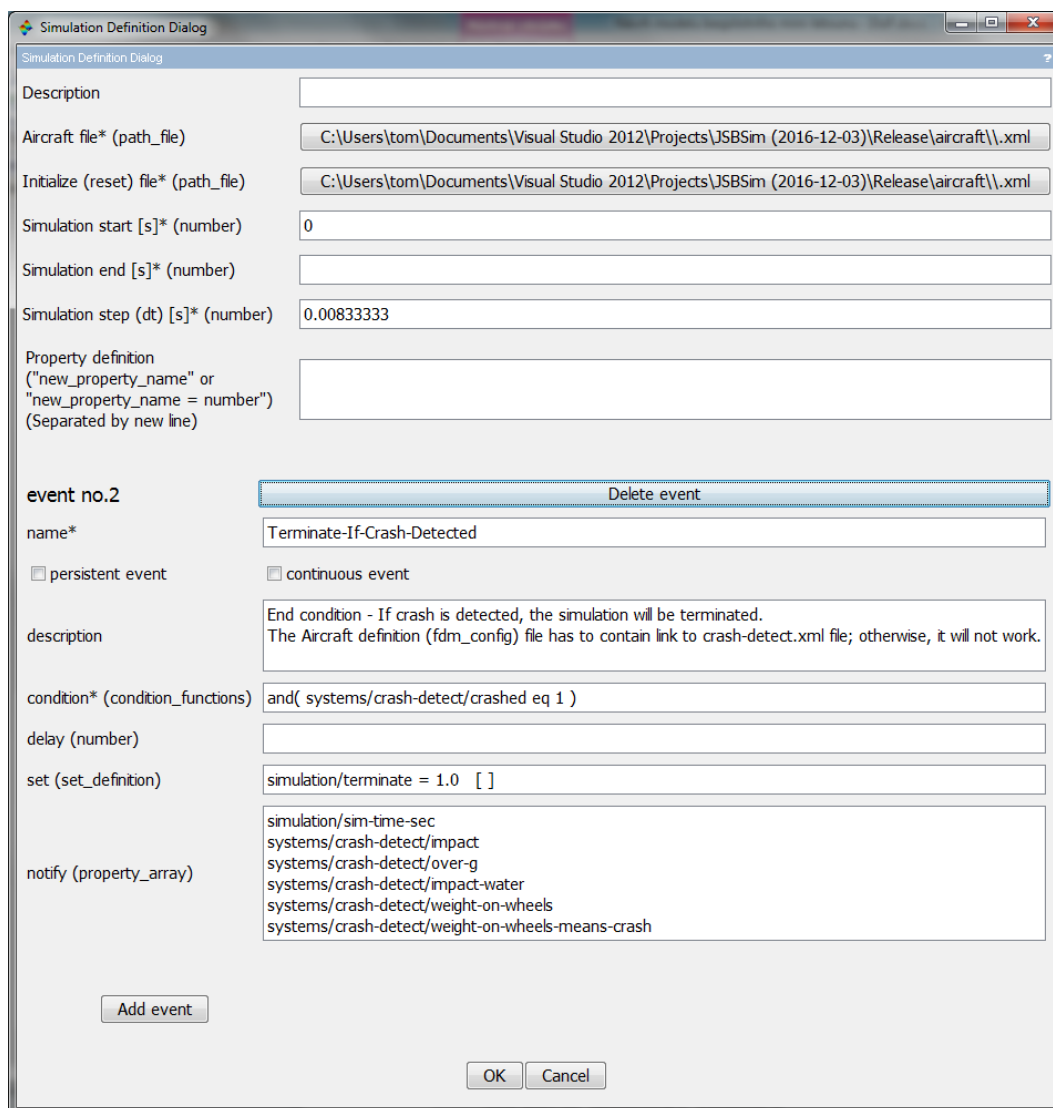
Obr. 3.29: Dialog základních operací pro správu souboru s definicí simulace

Dialog pro definici simulace je uvedený na *Obr. 3.30*. Povinně je nutné vyplnit políčka označená na konci hvězdičkou. Uživatel tedy musí zadat cestu k souboru s definicí letounu, k souboru s počátečními podmínkami, čas startu a konce simulace, krok časové změny simulace, a vytvořit nejméně jednu událost s názvem a podmínkou. Události se dají postupně přidávat tlačítkem „Add event“, popř. mazat přidruženým tlačítkem „Delete event“.

Podmínky (*condition*) je možné logicky slučovat pomocí logických operátorů AND a OR. V případě této aplikace, se tyto operátory uvádějí jako funkce, kdy jednotlivé podmínky jsou odděleny čárkou. Vzhledem k tomu, že se podmínky ukládají do XML souboru, který využívá znaky ‚<‘ a ‚>‘ pro uzavření XML elementů, není doporučeno je používat. Tato aplikace je však naprogramována tak, že zvládne plně ošetřit obě možnosti. Proto je možné napsat operátor „větší“ jako ‚>‘ i zkratkou „gt“ (*greater than*). Dalšími možnostmi jsou „lt“ (*less than*), „le“ (*less or equal*), „ge“ (*greater or equal*), „eq“ (*equal*) a „ne“ (*not equal*).

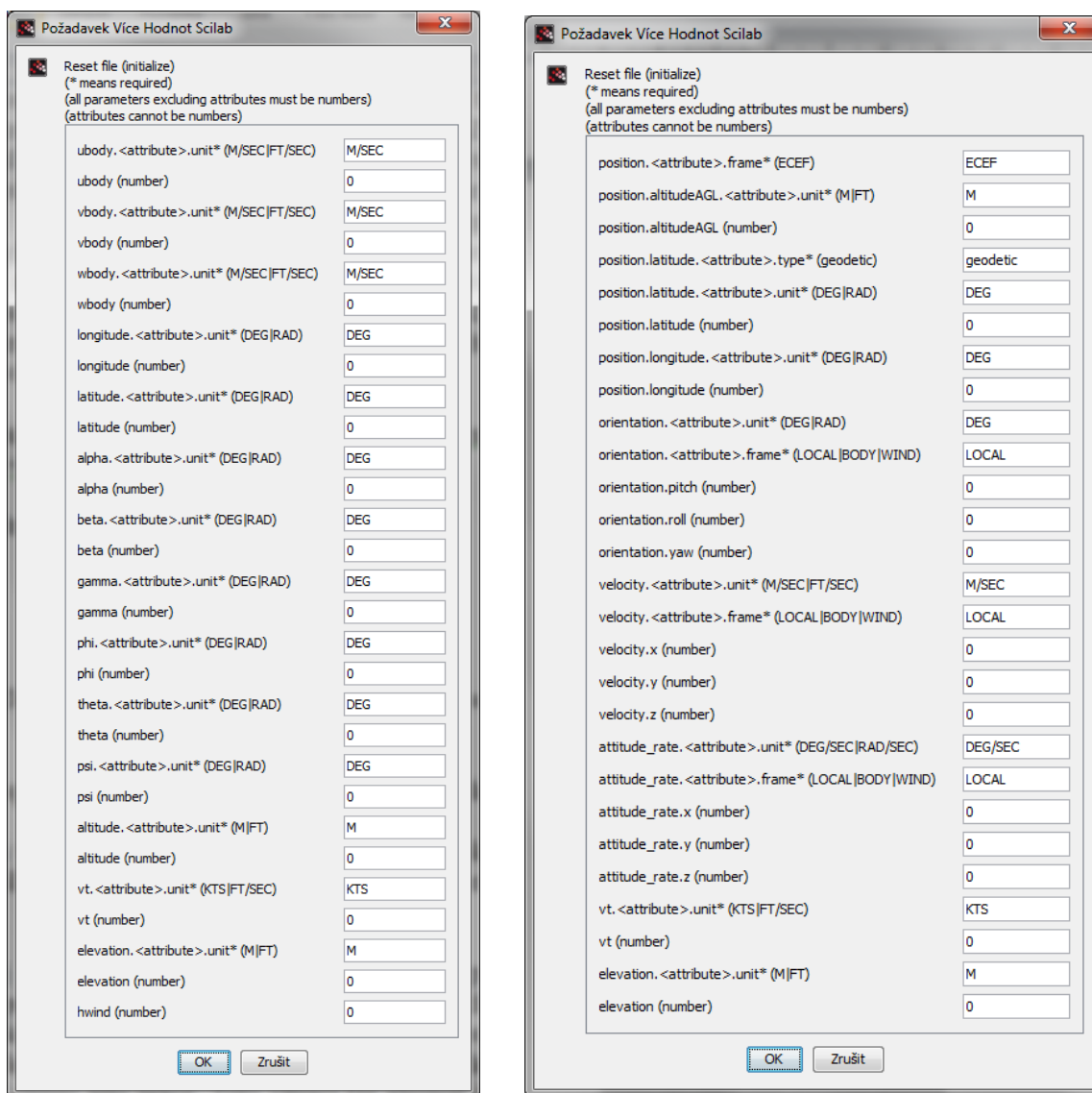
Pokud bychom tedy chtěli napsat podmínku, že simulace skončí, pokud je čas simulace větší než 10 sekund a letoun dosedl na podvozek, lze to zapsat jako: „and(simulation/sim-time-sec gt 10, gear/unit/WOW == 1)“.

Pokud je potřeba nastavit (*set*) proměnnou okamžitě po vygenerování události, napíšete se za přiřazení hodnoty prázdné hranaté závorky „[]“. Pokud je nutné, nebo vhodné provést změnu postupně, definuje se způsob postupné změny dle specifikace JSBSim. Například postupné zvýšení výkonu motoru na maximum, pomocí náběhové funkce s časovou konstantou 0,5, se zapíše takto: „*fcs/throttle-cmd-norm = 1.00 [action = FG_RAMP ; tc = 0.5 ;]*“. Jednotlivá nastavení veličin a proměnných se uvádí zvlášť na každém řádku.



Obr. 3.30: Dialog pro definici simulace

Dialogy s počátečními podmínkami (ve verzi 1 i 2) jsou zobrazeny na Obr. 3.31. Všechny základní parametry lze vidět na obrázku, v základu se dají shrnout na pozici letounu, rychlosti, orientace, a případné počáteční rotace.



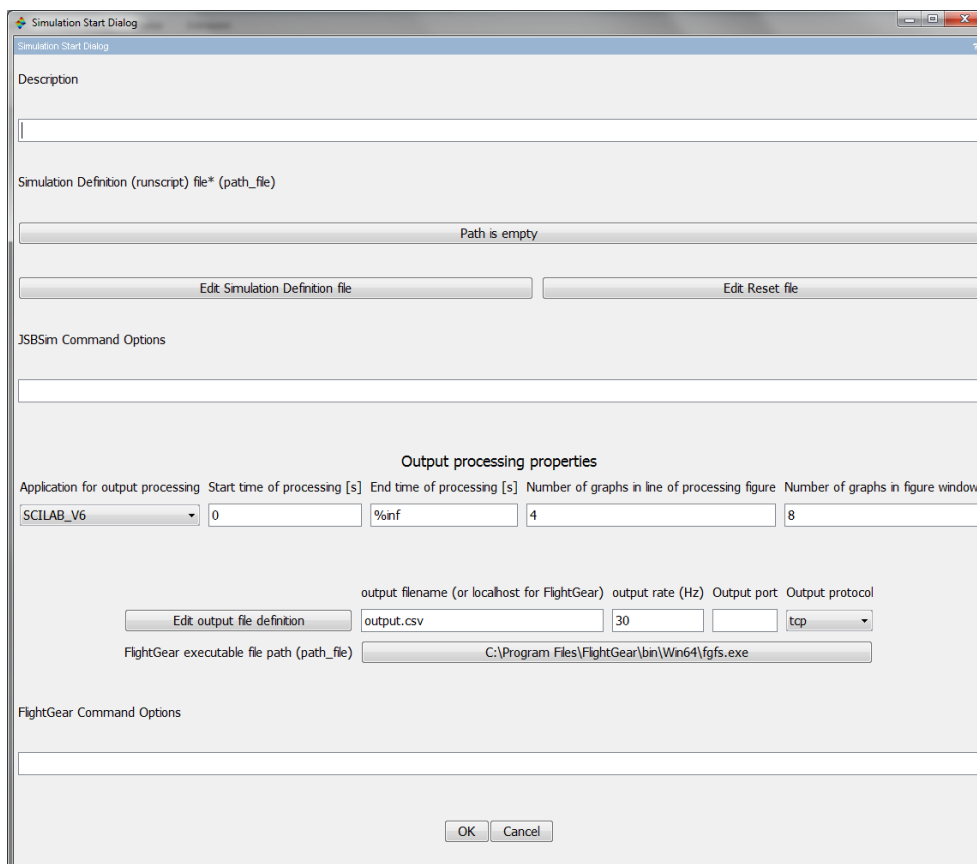
Obr. 3.31: Dialog s počátečními podmínkami simulace verze 1 (vlevo) a 2 (vpravo)

Na Obr. 3.32 je možné vidět dialog pro definici spouštěcího XML souboru simulace. Je zde nutné napojit tento soubor na XML soubor s definicí simulace. Z tohoto dialogu se dá také editovat přidružená simulace a počáteční podmínky (je ovšem potřeba myslet na to, že soubory se vždy při ukládání přepíší, jiná možnost není umožněna).

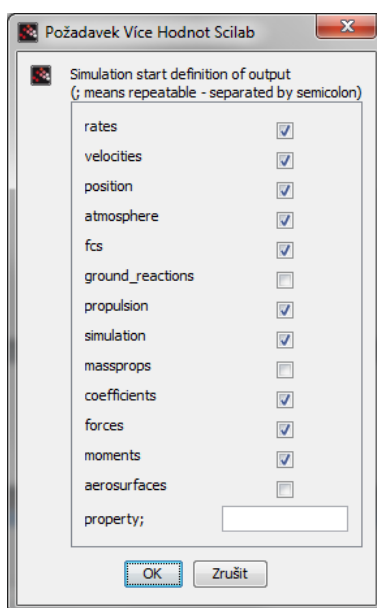
Uživatel si vybírá, zda chce zpracování výstupů provést pomocí SCILAB (verze 6 a vyšší), nebo FlightGear (verze 3 a vyšší). Druhá možnost od uživatele vyžaduje mít již nainstalovanou aplikaci FlightGear, a vyžaduje definici výstupního portu a protokolu (TCP, UDP).

V případě, že je pro zpracování použita aplikace Scilab, může uživatel definovat jméno výstupního souboru, frekvenci zápisu výstupních dat do souboru, definovat soubor veličin nebo konkrétní proměnné v souboru (dialog pro tuto volbu je zobrazen na Obr. 3.33), zadat počet grafů, které se zobrazí do

jednoho okna (včetně počtu grafů v jedné řadě), a časovou oblast dat, která je oblastí zájmu (přičemž hodnota *%inf* zde znamená „až do konce simulace“).



Obr. 3.32: Dialog pro definici spouštěcího souboru simulace

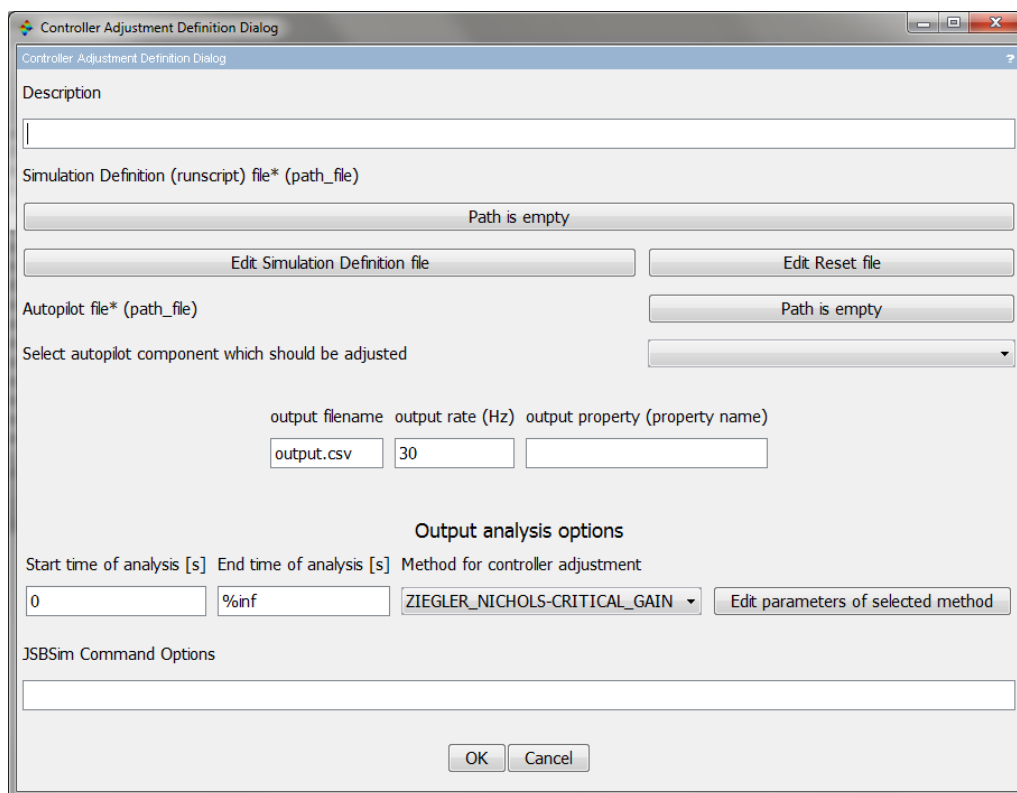


Obr. 3.33: Dialog pro volbu výstupních veličin získaných z aplikace JSBSim

Na Obr. 3.34 je vidět dialog s definicí souboru pro automatické nastavení PID regulátoru a spuštění algoritmu. Tento soubor vyžaduje již vytvořenou definici simulace letu, která slouží pro získání dat o chování letounu při daném nastavení řídicího systému. Je zde tedy také nutné nejdříve nastavit soubor s počátečními podmínkami. Správná definice těchto dvou souborů velmi ovlivní kvalitu výsledků a pravděpodobnost konvergence.

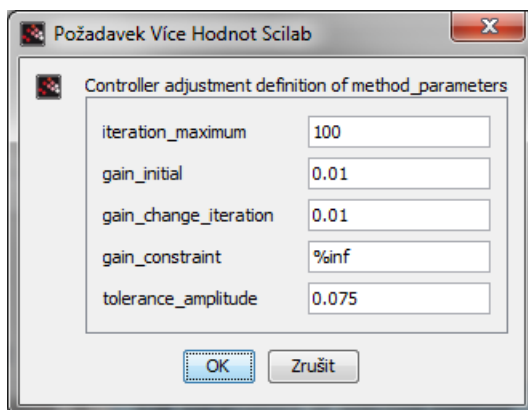
Je nutné také zadat cestu k souboru řídicího systému autopilota a vybrat komponentu, která v něm bude nastavována. Typ komponenty může být jen *PID* a *Gain*. Dále uživatel zadává jméno výstupního souboru, frekvenci zápisu dat do tohoto souboru a sledovanou veličinu, která se bude algoritmem vyhodnocovat. Je možné si také určit časový rozsah průběhu veličiny, který se bude vyhodnocovat (přičemž hodnota *%inf* zde znamená „až do konce dat“).

Pro nastavení hodnot PID regulátorů byla implementována Zieglerova-Nicholsova metoda kritických parametrů, která byla automatizována způsobem popsaným v kapitole 9.2. Je nicméně potřeba zdůraznit, že nastavení PID regulátorů je v JSBSim uváděno v hodnotách K_p , K_i , K_d , proto je potřeba převést výsledky pro T_i a T_d na tyto hodnoty pomocí vzorců (2.38) a (2.39). K této metodě byla také přidána možnost nastavení a optimalizace PID pomocí genetického algoritmu (v této disertační práci nicméně není použita). Rozšíření o další metody je plánováno v budoucích verzích aplikace.



Obr. 3.34: Dialog se základní definicí metody pro nastavení PID regulátoru

Pro Ziegler-Nicholsovu metodu lze nastavovat parametry zobrazené v dialogu na Obr. 3.35; jejich popis uvádí Tabulka 9.1 v kapitole 9.2.



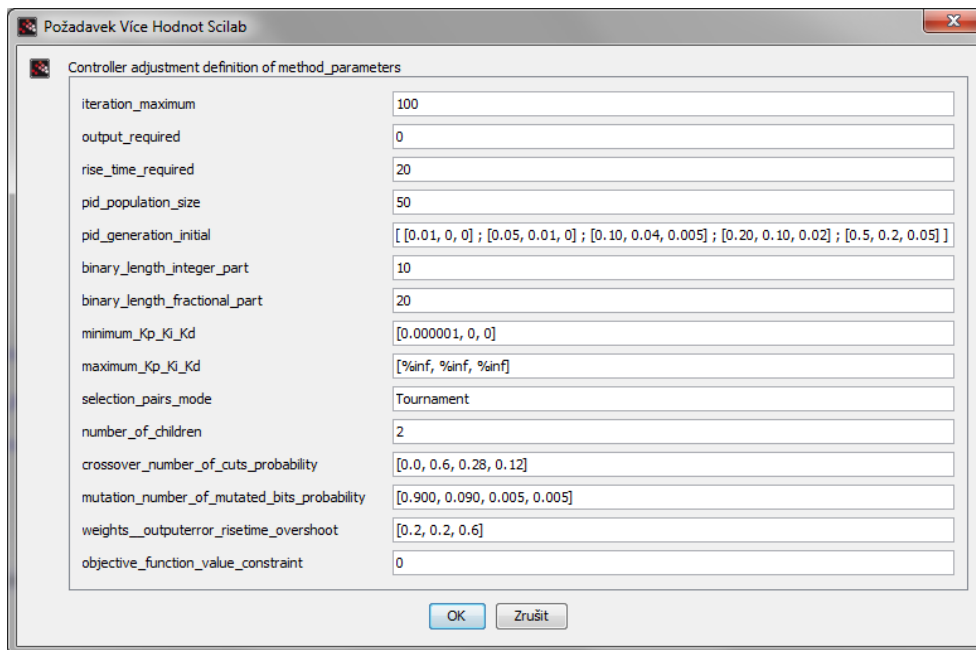
Obr. 3.35: Dialog pro definici parametrů automatické Ziegler-Nicholsovy metody kritických parametrů

Konkrétní pravidlo pro nastavení PID se volí až po úspěšném zjištění kritického zesílení, popř. v nabídce menu: “Control Component Adjustment -> Set rule of Ziegler-Nichols method with critical parameters“. Pro případné přidání nového pravidla (vzorce) pro Ziegler-Nicholsovu metodu je potřeba jen doplnit do souboru „templates\Control_Design\ziegler_nichols_rules.xml“ XML element ve formátu, jak je vidět na Obr. 3.36. Název „classic_pid“ značí zvolené pravidlo, „p“, „i“, a „d“ jsou nastavované prvky PID regulátoru, „critical_gain“ znamená dosazení nalezeného kritického zesílení, a „critical_period“ dosazení nalezené kritické periody. Pokud je potřeba vyřadit integrační složku, je možné místo konkrétního čísla nastavit %inf, při vyřazení derivační složky je jen potřeba nastavit číslo na hodnotu 0.

```
<classic_pid>
  <p>0.6 * critical_gain</p>
  <i>0.5 * critical_period</i>
  <d>0.125 * critical_period</d>
</classic_pid>
```

Obr. 3.36: Struktura XML elementu s výpočtem nastavení PID

Dialog s nastavením parametrů pro genetický algoritmus ilustruje Obr. 3.37. Jednotlivé parametry popisuje Tabulka 3.2; metody výběru párů Tabulka 3.3.



Obr. 3.37: Dialog pro definici parametrů genetického algoritmu

Tabulka 3.2 Parametry genetického algoritmu

Parametr	Popis
iteration_maximum	Maximální počet iterací algoritmu.
output_required	Požadovaná hodnota výstupní veličiny.
rise_time_required	Požadovaná doba náběhu.
pid_population_size	Velikost populace.
pid_generation_initial	Počáteční populace. Pokud je počet jedinců menší než pid_population_size, tak se zbytek jedinců náhodně vygeneruje.
binary_length_integer_part	Počet bitů reprezentující celé číslo.
binary_length_fractional_part	Počet bitů reprezentující desetinnou část.
minimum_Kp_Ki_Kd	Minimální hodnoty nastavení složek PID.
maximum_Kp_Ki_Kd	Maximální hodnoty nastavení složek PID.
selection_pairs_mode	Metoda výběru párů (viz Tabulka 3.3).
number_of_children	Počet potomků, každého páru (1-2).
crossover_number_of_cuts_probability	Pravděpodobnosti počtu bodů křížení.
mutation_number_of_mutated_bits_probability	Pravděpodobnosti počtu mutací bitů.
weights__outputerror_risetime_overshoot	Váhy pro vyhodnocování účelové funkce: pro odchylku výstupní veličiny, doby náběhu, a míry překmitu.
objective_function_value_constraint	Hranice pro akceptaci účelové funkce (pokud je překročena, ukončí algoritmus).

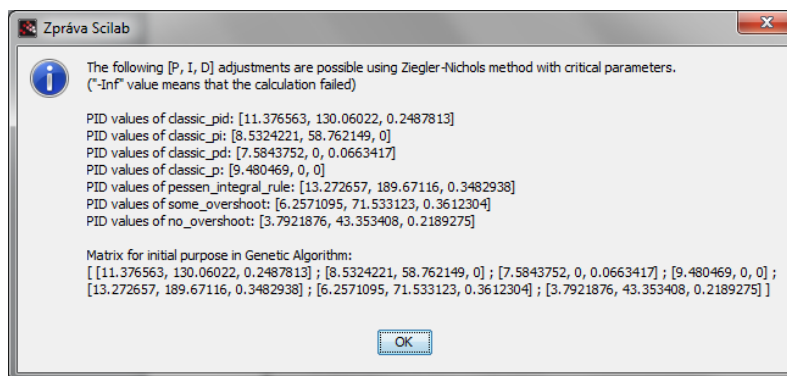
Tabulka 3.3 Implementované metody výběru párů v genetickém algoritmu

Hodnota selection_pairs_mode	Popis
Tournament	Vybere páry pomocí metody turnaje.
RouletteWheel	Vybere páry pomocí metody rulety.
RouletteWheel_StochasticUniversalSampling	Vybere páry pomocí rulety se stochastickým univerzálním vzorkováním.
Random	Náhodně vygenerovaný výběr dle rovnoměrného rozdělení.
FromBestToWorst	Páruje od nejlepších jedinců po nejhorší.
FromBestToWorst_IndividualOnce	Páruje od nejlepších po nejhorší, přičemž použije každého jedince nanejvýš jednou.
BestWithWorst	Páruje nejlepší jedince s nejhoršími.
BestWithWorst_IndividualOnce	Páruje nejlepší s nejhoršími, přičemž použije každého jedince nanejvýš jednou.

V menu aplikace lze nalézt doplňující funkce. „*CSV Processing -> Open CSV JSBSim Output*“ umožňuje otevřít výstupní CSV soubory aplikace JSBSim a zobrazit v grafech jednotlivé veličiny v závislosti na čase.

„*Control Component Adjustment -> Set rule of Ziegler-Nichols method with critical parameters*“ nastaví vybraný PID regulátor dle zvoleného pravidla Ziegler-Nicholsovy metody. Pokud již bylo nalezeno kritické zesílení a kritická perioda, použijí se pro výpočet; pokud ne, uživatel má možnost je zadat. Tímto je umožněna změna pravidla bez nutnosti znovu nalézt kritické parametry.

„*Control Component Adjustment -> Get all adjustments using Ziegler-Nichols method with critical parameters*“ zobrazí všechna možná nastavení vybraného PID regulátoru tak, jak je vidět na Obr. 3.38 (hodnoty jsou uváděny v pořadí K_p , K_i , K_d). Matici s hodnotami lze využít jako počáteční populaci (parametr *pid_generation_initial*) pro genetický algoritmus.



Obr. 3.38: Dialog s vypočítanými parametry pro všechny kombinace PID regulátorů

I když byl vývoj této aplikace soustředěn na malé bezpilotní letouny s pevným křídlem, operujících v nízkých výškách a rychlostech, je možné ji využít také pro jiné konfigurace letounů, např. pro koptéry nebo hybridy. Lze ale vždy použít jen elektrický motor; pro jiný typ motoru by byla nutná změna kódu, která je již nad rámec této práce. Tuto situaci lze alespoň částečně obejít vytvořením elektrického motoru o výkonu totožném např. s pístovým motorem. I v tomto případě bude ale nutné použít pro tah vrtuli, resp. rotor.

Zdrojové kódy spolu s doplňujícími dokumenty, soubory a příklady je možné nalézt v odkazu na software autora, výstup č. 18 [195], a také v příloze na DVD. Zdrojové kódy mají dohromady přes 27 000 řádků, což dělá z *Control System Designer for JSBSim* nejvíce komplexní aplikaci z autorem publikovaných. V publikaci autora č. 8 [196] byla tato aplikace poprvé představena odborné veřejnosti a obhájena v recenzním řízení. Pro open-source sféru je vývoj této aplikace unikátní a otevírá možnosti návrhu řídicích systémů letounů i uživatelům s pouze základními znalostmi o řízení, a o jednotlivých použitých komponentách a metodách. Aplikace také přispívá k výraznému zrychlení návrhu pomocí Ziegler-Nicholsovy metody kritických parametrů a také k uživatelsky přívětivější definici a spouštění simulací, včetně umožnění vizualizace.

Zájem o tuto aplikaci projevíli samotní vývojáři týmu JSBSim; konkrétně pak *Sean McLeod* [197].

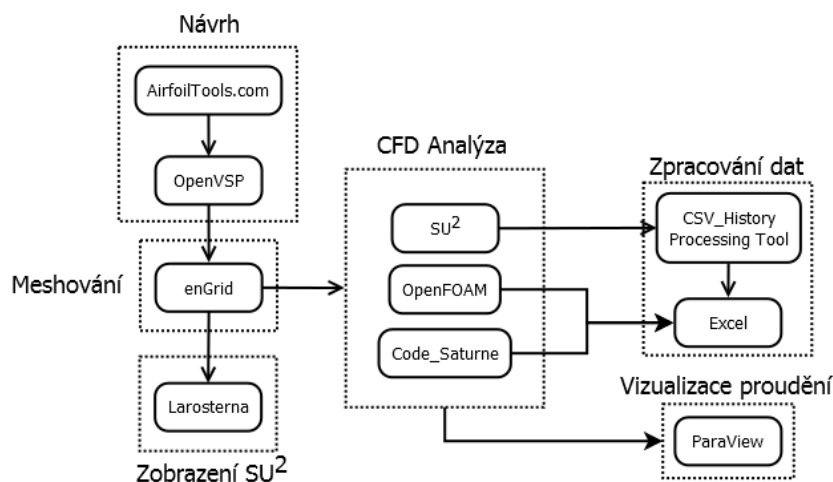
V této disertační práci byla aplikace použita pro návrh řídicího systému modelu bezpilotního mini-letounu V-TS (viz kapitola 9.1). Touto aplikací byly také nastaveny jednotlivé PID regulátory pomocí implementovaného algoritmu automatické Ziegler-Nicholsovy metody kritických parametrů, která je popsána v kapitole 9.2. Nakonec byla aplikace použita i pro definování a spuštění simulačních skriptů (bez i s vizualizací) pro testování letu (více informací v kapitole 10).

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 [198].

Konkrétně jsou zde porovnány součinitele vztlaku a odporu dvou malých bezpilotních letounů z německých projektů AVIGLE [78] a SAGITTA [98]. Vzhledem k některým neuveřejněným informacím ohledně těchto projektů nebylo pravděpodobně dosaženo vytvoření identického (1:1) počítačového 3D modelu a identických podmínek reálného měření (teplota, tlak, Reynoldsovo číslo apod.). Nicméně, výsledky z bezplatných aplikací se dostatečně přibližují reálným datům, která byla v rámci těchto výzkumů naměřena.

Celkově byly testovány 3 aplikace: SU², OpenFOAM, Code_Saturne. Konkrétní schéma propojení bezplatných aplikací je zobrazeno na Obr. 4.1. Při testování SU² byly využity dvě numerické metody proudění: ROE (Roe's Approximate Riemann Solver) a JST (Jameson-Schmidt-Turkel).



Obr. 4.1: Propojení bezplatného softwaru pro CFD analýzu

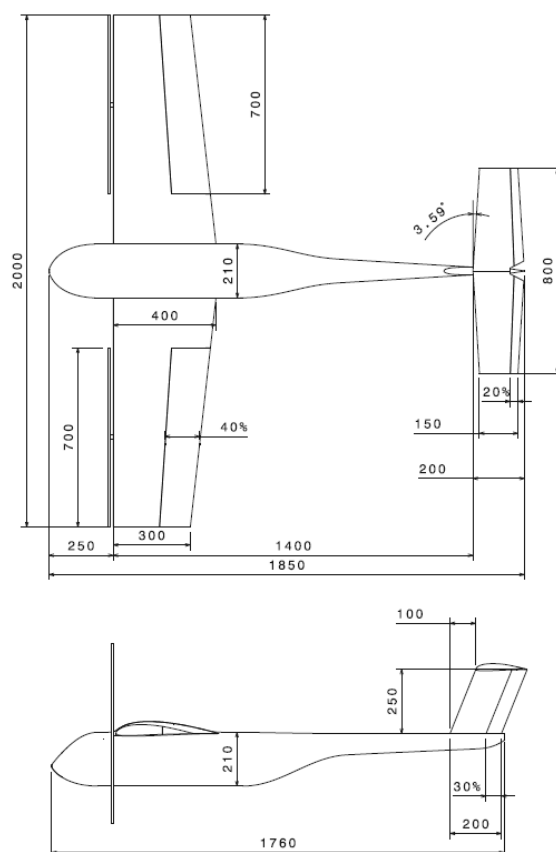
Nejprve bylo nutné vytvořit samotnou geometrii letounu. Pro tento účel byla použita aplikace OpenVSP a AirfoilTools.com. Povrchová mesh, generovaná aplikací OpenVSP byla použita jakožto vstupní bod pro generování objemové meshe. Tato operace byla provedena aplikací enGrid, která poskytuje nativní export do OpenFOAM a SU². 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 SU², ParaView, a Excel.

4.1 AVIGLE Tiltwing UAV

Cílem projektu AVIGLE bylo vyvinout leteckou digitální platformu, která dokáže plnit různé mise v koordinovaných rojích bezpilotních letounů. Tento letoun využívá rotaci křídel (včetně pohonného systému) okolo boční osy, takže je schopen vertikálního vzletu, přistání, a také vznášení se na místě. [78]

Geometrie tohoto letounu je uvedena na *Obr. 4.2*. Rozpětí křídel je 2 m s obsahem 0,707 m², poměrem stran křídel 5,7, a plošným zatížením křídel 138,755 N/m². AVIGLE UAV bylo navrženo pro letovou hladinu od 0 do 300 m a pro rychlost 15 m/s. Nicméně, může dosáhnout rychlosti až 40 m/s s maximální vzletovou váhou 10 kg. Jako profil křídla byl zvolen GOE 398. [78]



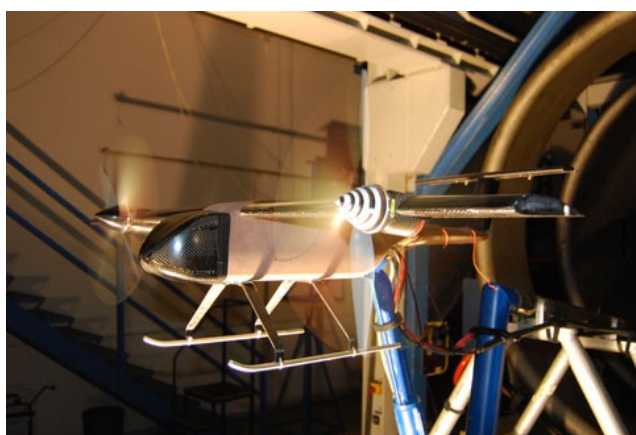
Obr. 4.2: Geometrie bezpilotního mini-letounu AVIGLE [78]

Pro měření byl použitý uzavřený kruhový aerodynamický tunel o průměru 1,5 m. Pro zabránění efektů jako je vzájemné ovlivňování turbulencí, je maximální velikost analyzovaného objektu limitována velikostí 1 m. [78]

Vzhledem k této limitaci, byl vytvořen zmenšený model letounu v měřítku 1:2. K zajištění stejného Reynoldsova čísla, byla zdvojnásobena rychlost; tj.

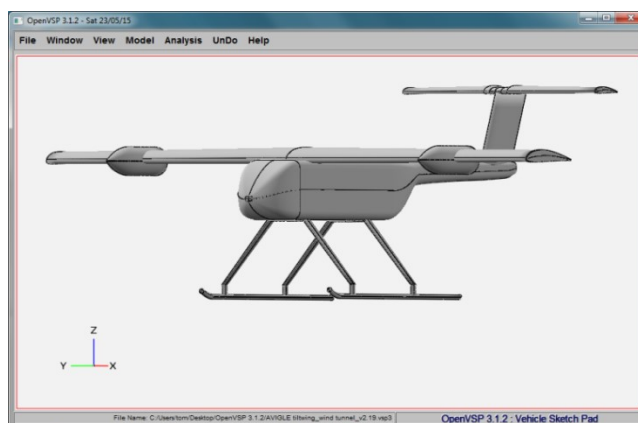
během aerodynamických testů byla rychlost nastavena na 30 m/s (Mach 0,0882). Měřené úhly náběhu byly v rozsahu od -5° do 20° s krokem 1° [78]. Pomocí aplikace MACSTAB Calculator byla střední aerodynamická těživa 1:2 modelu vyhodnocena jako 0,179 m; Tail Volume Ratio bylo odhadnuto na 0,749677, což naznačuje vyšší stabilitu na úkor manévrovatelnosti. Hodnota Reynoldsova čísla při experimentu byla z dostupných údajů vypočítána jako $3,68 \times 10^5$.

Pro ověření přesnosti CFD aplikací byla geometrie letounu AVIGLE modelována nejen s elementy nakreslenými na Obr. 4.2, ale také s motorovou gondolou, spinnerem, a podvozkem zobrazenými na Obr. 4.3. Ačkoliv tyto části nejsou zahrnuty v nákresu, byly použity během testů v aerodynamickém tunelu; tudíž je nutné zohlednit jejich vliv na celkovou aerodynamiku letounu, aby bylo možné obdržet co možná nejspolehlivější výsledky.



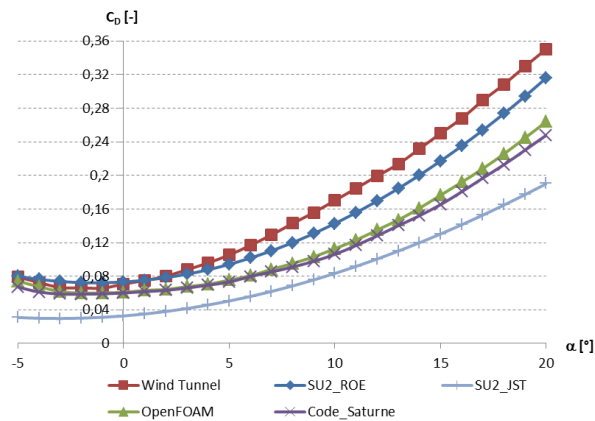
Obr. 4.3: Model letounu AVIGLE pro aerodynamický tunel [78]

Vzhledem k tomu, že v publikacích není žádná informace o rozměrech těchto komponent, musely být odhadnuty z obrázku. Na Obr. 4.4 je možné vidět model vytvořený v OpenVSP.

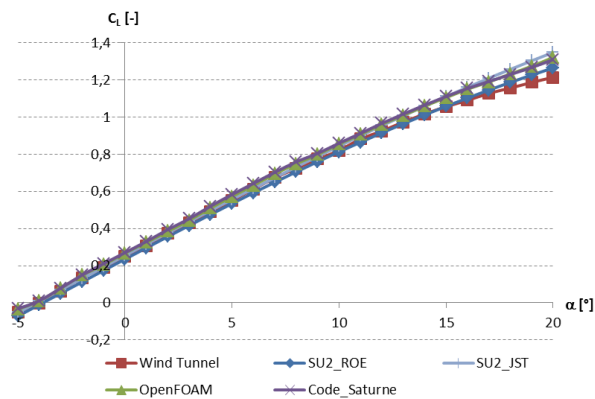


Obr. 4.4: Model letounu AVIGLE vytvořený v OpenVSP

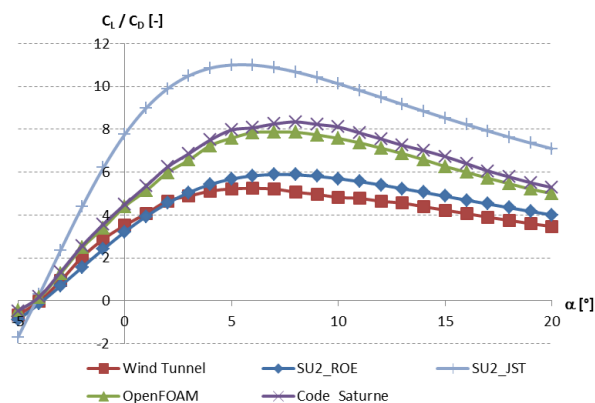
Závislosti součinitelů vztlaku a odporu, a aerodynamické jemnosti na úhlu náběhu je možné vidět na obrázcích *Obr. 4.5*, *Obr. 4.6* a *Obr. 4.7*.



Obr. 4.5: Závislost součinitele odporu na úhlu náběhu letounu AVIGLE



Obr. 4.6: Závislost součinitele vztlaku na úhlu náběhu letounu AVIGLE



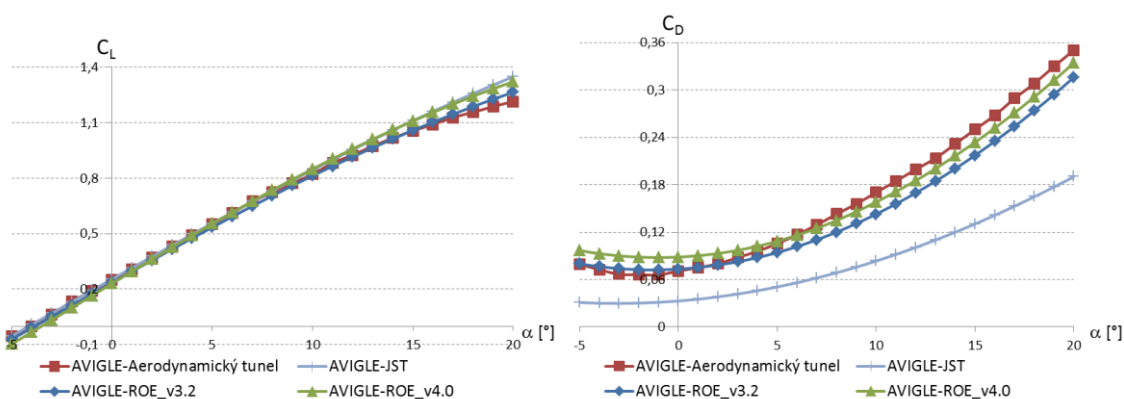
Obr. 4.7: Závislost aerodynamické jemnosti na úhlu náběhu letounu AVIGLE

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 SU² 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 SU² 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° až 3°) 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 SU² s ROE.

Zpřesnění výpočtů pro odporovou křivku by s vysokou pravděpodobností umožnilo vygenerování mezní vrstvy (viz následující kapitola 4.2). Naneštěstí aplikace enGrid nedokázala tuto vrstvu vygenerovat a pokus ukončil pád aplikace.

Během řešení práce bylo zjištěno, že novější verze aplikace SU² (v 4.0) vypočítává jiné výsledky pro proudění ROE, než původní verze použitá pro experiment. Na Obr. 4.8 je zobrazena vztlaková a odporová křivka mini-letounu AVIGLE v závislosti na úhlu náběhu. Jsou zde vidět výsledky z SU² nejen pro dva různé modely proudění (JST a ROE), ale i pro dvě verze této aplikace (3.2 a 4.0).



Obr. 4.8: Charakteristika mini-letounu AVIGLE - C_L vs. α ; C_D vs. α

Tato rozdílnost výsledků pro ROE mezi verzemi 3.2 a 4.0 je rozhodně negativní, protože to snižuje důvěryhodnost výsledků aplikace. U proudění JST se nicméně žádné rozdíly neprojeví. Z odporové křivky je zřejmé, že verze 4.0 vykazuje vyšší hodnoty součinitelů odporu na všech úhlech náběhu. Nejvíce znatelné toto ovšem je mezi hodnotami -5° a 3° . Na vyšších úhlech náběhu díky tomu paradoxně dochází ke zlepšení přesnosti, díky čemuž průměrná absolutní

odchylka součinitelů odporu klesla z 11,59 % na 8,61 %. Nejlepších výsledků by bylo dosaženo kombinací obou verzí aplikace – verze 3.2 pro nižší úhly náběhu a verze 4.0 pro vyšší úhly náběhu.

Ovšem u vztlakové křivky dochází k jakoby rotaci proti směru hodinových ručiček, kdy hodnoty mezi úhly náběhu -5° a -1° jsou nižší a hodnoty na úhlech 11° až 20° naopak znatelně vyšší. Průměrná absolutní odchylka součinitelů vztlaku tím vzrostla z 2,51 % na 5,27 %. Je také nutné mít na paměti, že je zde také větší hrozba predikce vyššího maximálního vztlaku, než je ten reálný; pro úhel 20° stoupla odchylka z 4,15 % na 8,82 %. Součinitele vztlaku jsou pro tento případ lépe analyzovány ve verzi 3.2.

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.

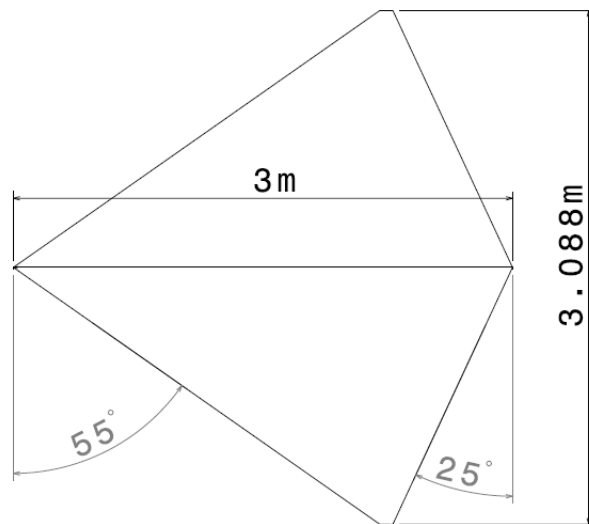
4.2 SAGITTA Demonstrator

Projekt s názvem SAGITTA je sice zaměřen na vývoj velkého bojového letounu, ale v rámci výzkumu byl také vytvořen demonstrační model, který byl testován v aerodynamickém tunelu [98]. Tyto testy splnily podmínky, které umožňují hodnotit výsledky jakožto výsledky analýzy mini-letounu – jedná se např. o rozměry a relativně nízké Reynoldsovo číslo.

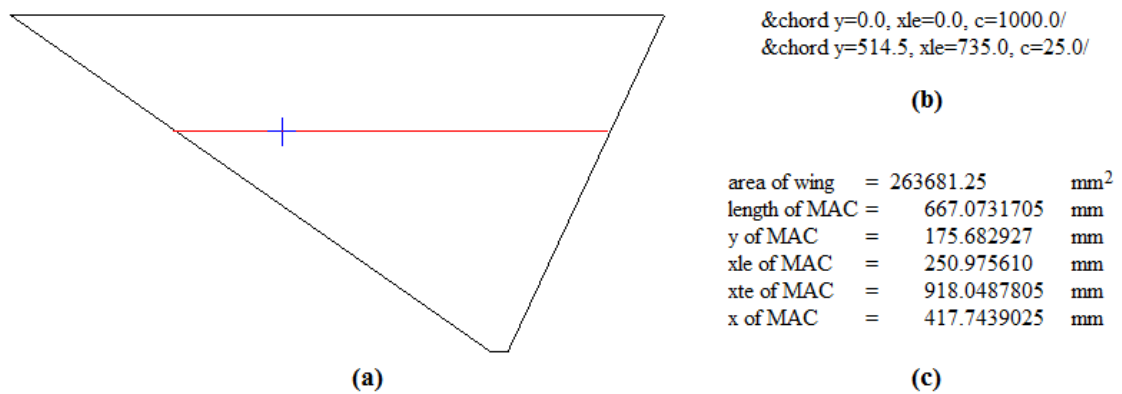
Bezpilotní letoun SAGITTA je vytvořen v konfiguraci samokřídla, která je poměrně hodně využívána pro malé bezpilotní letouny. Jako profil křídla byl použit symetrický NACA64A012 profil s relativní tloušťkou 12 %. Letoun byl navrhnout bez vertikálních ploch pro stabilizaci z důvodu snížení jeho detekovatelnosti. Geometrie demonstračního modelu letounu je ilustrována na *Obr. 4.9*. Pro testování v aerodynamickém tunelu byl vytvořen model v měřítku 1:3. Důvodem byla velikost aerodynamického tunelu, který má rozměry 1,8 m × 2,4 m × 4,8 m (výška × šířka × délka). [98]

Z toho důvodu byla délka snížena na 1 m, rozpětí křídel na 1,029 m, a obsah křídla 0,528 m². Poměr stran křídel je 2,010 a hodnota střední aerodynamické tětiny je rovna 0,667 m. [98]

Hodnota střední aerodynamické tětiny a její pozice byla ověřena v aplikaci MACSTAB Calculator. Jako jednotka byl použit 1 mm/px. Výsledky je možné vidět na *Obr. 4.10*, přičemž je patrné, že se shodují s výsledky uvedenými v originální publikaci. Jen obsah se liší o 0,0006375 m², což je zanedbatelný rozdíl a chyba je pak spíše ve zdrojových datech, kde došlo k zaokrouhlení.



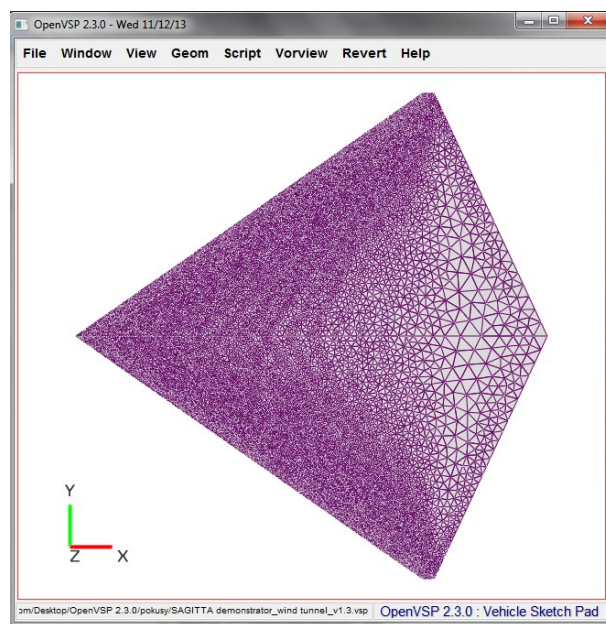
Obr. 4.9: Půdorys demonstračního modelu letounu SAGITTA [98]



Obr. 4.10: Půdorys letounu SAGITTA s MAC (a), vstup (b) a výstupní parametry (c)

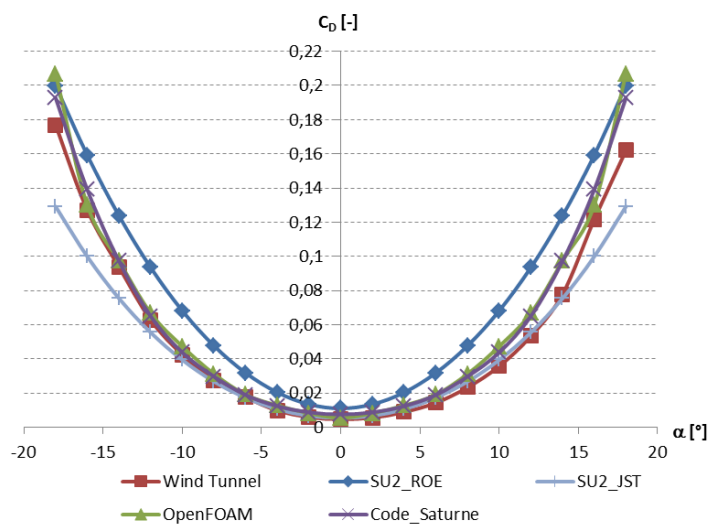
Měření aerodynamických sil působících na model bylo provedeno při rychlosti 40 m/s (Machovo číslo $\approx 0,1176$), okolní tlak a teplota během experimentu mírně kolísala. Reynoldsovo číslo při testech v aerodynamickém tunelu bylo cca $1,7 \times 10^6$, což je výrazně více než v předchozím případě. Rozsah měřených hodnot se pohyboval v rozmezí od -18° do 18° po kroku 2° . [98]

Na Obr. 4.11 je vidět povrchová mesh použitá pro testování. Následně vygenerovaná objemová mesh obsahuje 125 842 trojúhelníkových povrchových buněk, 172 čtyřúhelníkových povrchových buněk a 350 258 čtyřstěnných objemových buněk a 123 852 hranolových objemových buněk; přičemž má vygenerovanou i mezní vrstvu.

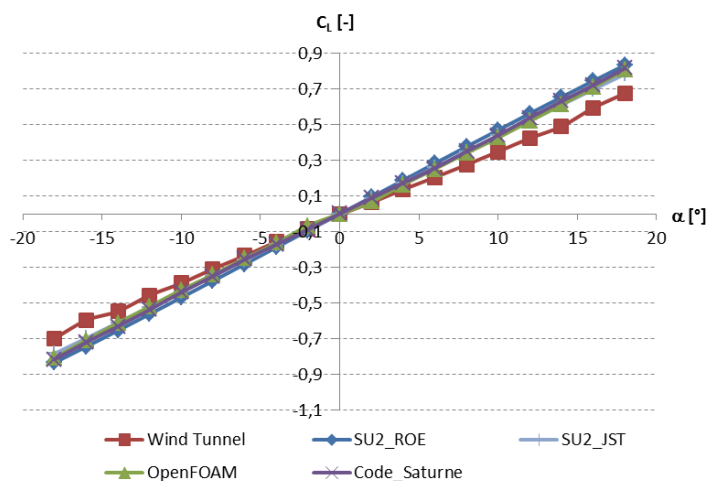


Obr. 4.11: Mesh demonstračního modelu SAGITTA použitá pro test CFD aplikací

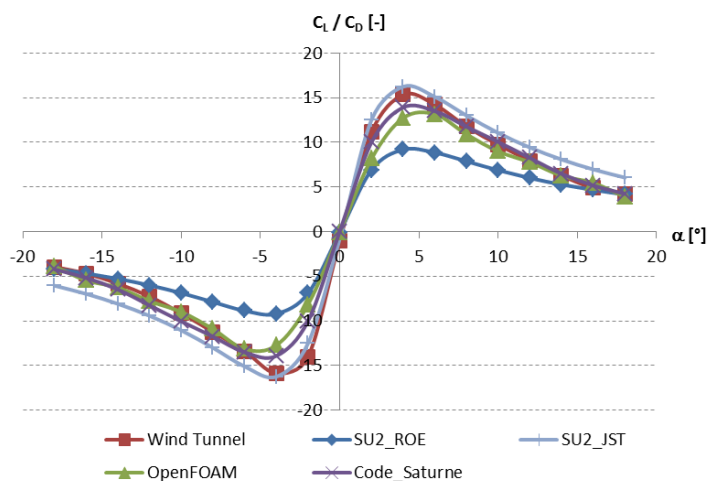
Závislost součinitelů odporu a vztlaku, a aerodynamické jemnosti na úhlech náběhu je ilustrována na Obr. 4.12, Obr. 4.13 a Obr. 4.14. Díky tomu, že letoun má symetrický profil, je možné hodnoty pro kladné úhly náběhu pro CFD testy zrcadlit na zápornou osu. Naopak data naměřená v aerodynamickém tunelu byla získána pro každou osu zvlášť.



Obr. 4.12: Závislost součinitele odporu na úhlu náběhu letounu SAGITTA



Obr. 4.13: Závislost součinitele vztlaku na úhlu náběhu letounu SAGITTA



Obr. 4.14: Závislost aerodynamické jemnosti na úhlu náběhu letounu SAGITTA

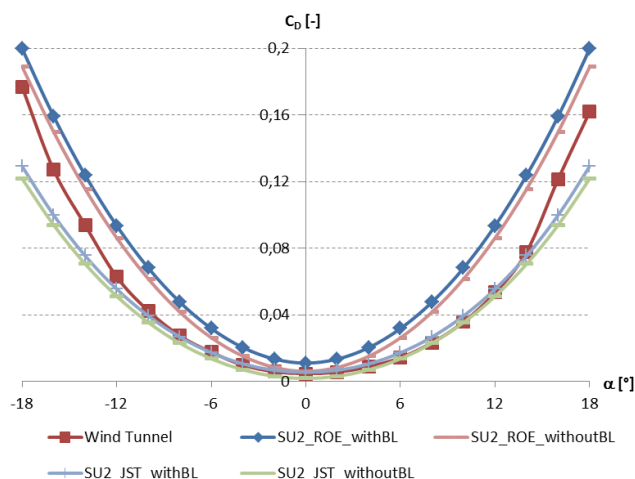
Většina výsledků z CFD aplikací se svou charakteristikou poměrně dobře přibližuje naměřeným datům z aerodynamického tunelu. Aplikace OpenFOAM a Code_Saturne poskytují v souhrnu nejlepší výsledky. Naopak, SU² s ROE není vhodný pro analýzu za podmínek tohoto typu, protože výrazně nadhodnocuje hodnoty odporu. Nicméně SU² s JST poskytuje nejpřesnější součinitele odporu, především na nízkých úhlech náběhu ($\alpha \leq 14^\circ$). Rozdíl Reynoldsova čísla je pravděpodobně hlavní důvod, proč je nutné použít různý typ proudění pro přesnější výpočet hodnot.

Z grafů lze vidět, že data získaná z aerodynamického tunelu vykazují rozdílnost hodnot na kladné a záporné ose. Např. výsledky součinitelů odporu nejsou plně symetrické okolo úhlu 0° . Takováto nerovnoměrnost může indikovat buď mírnou asymetrii modelu, nebo (což je pravděpodobnější) špatné nastavení úhlu náběhu modelu, s čímž souhlasí i autoři měření v [98].

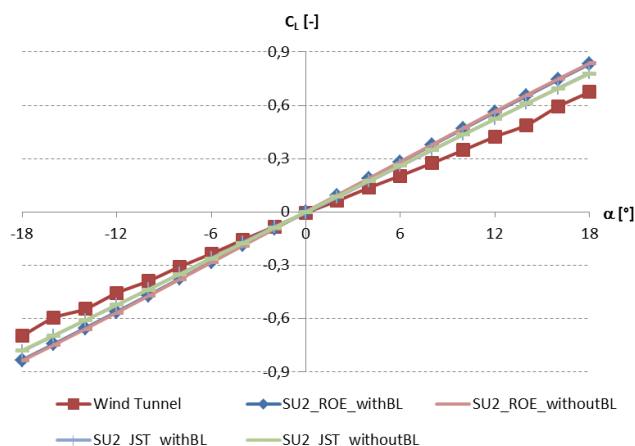
4.2.1 Analýza meshe bez mezní vrstvy

Vzhledem k tomu, že u bezpilotního letounu AVIGLE nemohlo dojít k vygenerování mezní vrstvy v meshi (pád aplikace enGrid), byla zanalyzována i varianta letounu SAGITTA bez mezní vrstvy. Je to z důvodu zhodnocení ovlivnění výsledků mezní vrstvou. V autorově prezentaci [199] je tato další varianta uvedena. Objemová mesh obsahuje 125 916 trojúhelníkových povrchových buněk a 1 097 279 čtyřstěnných objemových buněk.

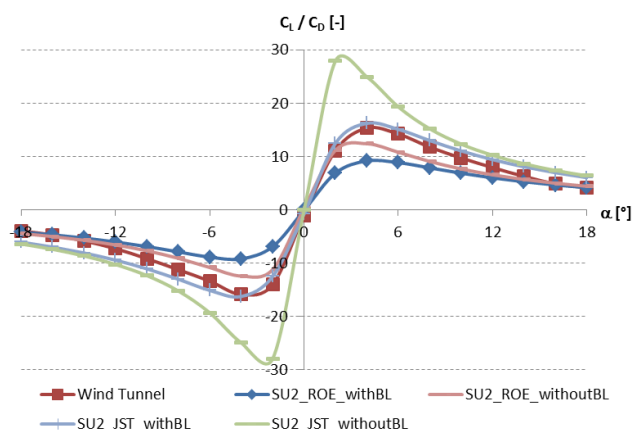
Závislost součinitelů odporu a vztlaku, a aerodynamické jemnosti na úhlech náběhu je ilustrovaná na Obr. 4.15, Obr. 4.16, Obr. 4.17. Hodnoty byly vypočítány jen pro aplikaci SU², a to vzhledem k tomu, že byla vybrána pro analýzu navrhovaného mini-letounu (viz následující kapitola 4.3). Dalším důvodem je obecně vysoká výpočetní náročnost CFD analýzy.



Obr. 4.15: Závislost součinitele odporu na úhlu náběhu u meshe bez mezní vrstvy



Obr. 4.16: Závislost součinitele vztlaku na úhlu náběhu u meshe bez mezní vrstvy



Obr. 4.17: Závislost aerodynamické jemnosti na úhlu náběhu u meshe bez mezní vrstvy

Z grafů je zřejmé, že pro mesh bez mezní vrstvy u součinitelů odporu roste přesnost pro proudění ROE. Naopak pro proudění JST přesnost klesá. U součinitelů vztlaku je vidět menší strmost přímky, ale hodnoty jsou velice podobné. V případě aerodynamické jemnosti je proudění JST již velice nepřesné, a to i přesto, že změna v hodnotách vztlaku a odporu nebyla až tak velká. Stačilo to nicméně na to, aby se jejich poměr výrazně změnil. Na druhou stranu stále platí, že s mezní vrstvou dosahuje JST nejlepších výsledků. U proudění ROE došlo ke zvýšení přesnosti, ta je ale stále nižší než pro proudění JST testovaného na meshi s mezní vrstvou.

4.3 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 [98]. 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. Pro OpenFOAM lze také využít bezplatné GUI s názvem HELYX-OS [200], které může rozhodně pomoci s rychlým pochopením možného nastavení CFD simulace. 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 SU². 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 SU², 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.

Přestože verze 3.2 poskytovala v tomto případě lepší výsledky, byla zvolena novější verze 4. Není totiž jasné, zda výsledky byly skutečně více přesné, nebo zde hrály roli ještě jiné faktory jako nepřesné měření v aerodynamickém tunelu, lidská chyba, pouze průměrná kvalita meshe apod. Toto by mohlo způsobit, že výsledky pouze vypadají více přesné. Obecně lze říci, že použití nové verze

aplikace přináší opravu chyb, vylepšení metod a postupů, a není tedy možné dlouhodobě používat nižší verzi.

Závěrem lze souhlasit s vyjádřením, které je uvedeno v [201]: „CFD může poskytnout výsledky téměř stejně přesné jako aerodynamický tunel. Výsledky jsou ale navíc často více užitečné díky možnosti sofistikované vizualizace a rozsáhlých možností CFD analýz“. Ve výsledku lze tedy použít CFD (s vhodným nastavením) jako dostatečnou náhradu za aerodynamický tunel.

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 [202] a jsou použity i poznatky z publikace č. 11 [203].

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.

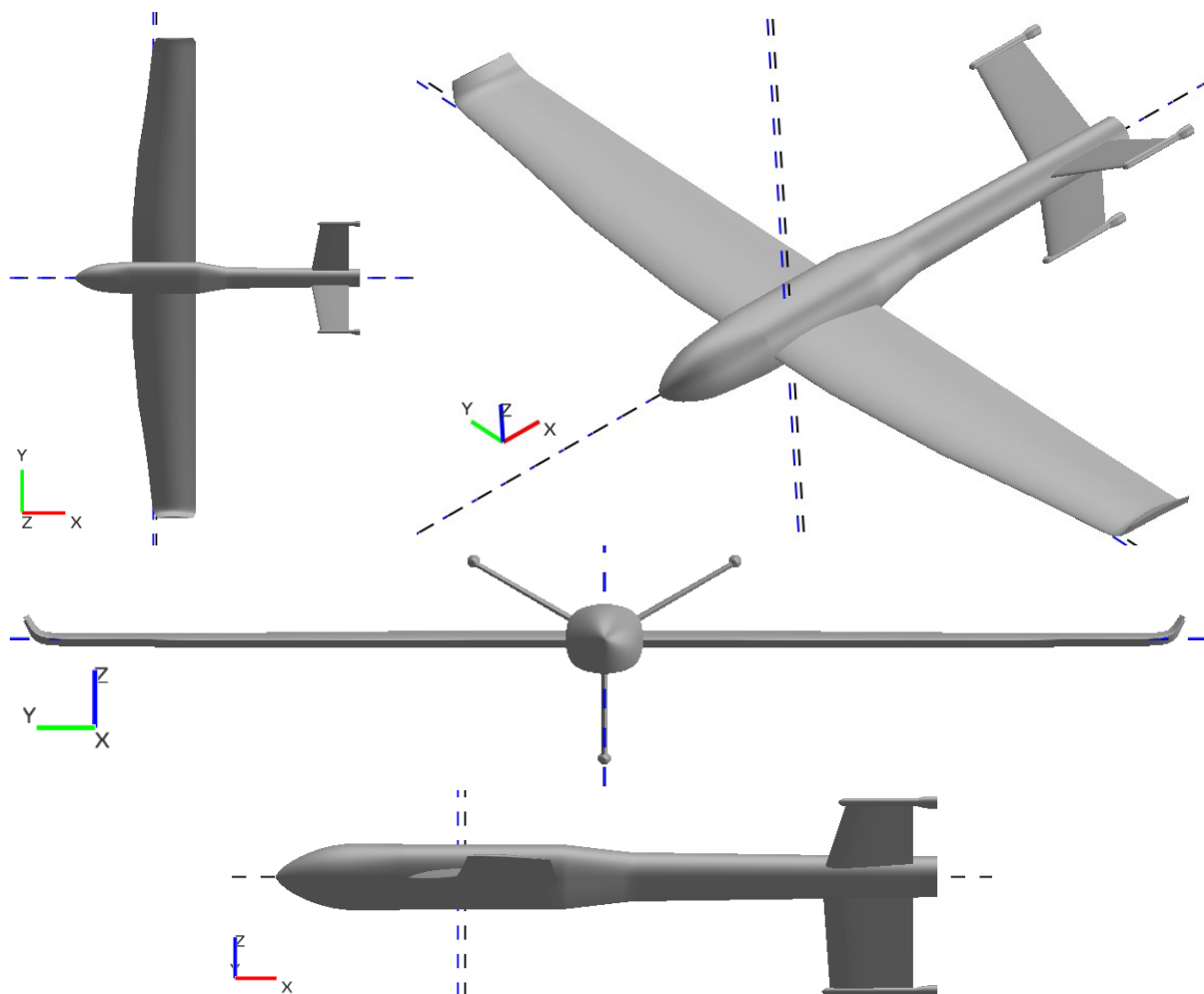
Křídélka a horizontální kormidlo během vertikálního letu umožňují řízení polohy letounu. Pokud navíc protínají oblast proudu vzduchu, který generuje vrtule, mohou být pro tuto činnost použity i při velmi nízké rychlosti letu. Pro tento typ řízení tak není potřeba dalších komplikovaných zařízení, jako 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 zlepši 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. K práci je na DVD přiložen i 3D model ve formátu VSP2 a STL.



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 tětiva 16 cm, plocha křídla 2172 cm², efektivní plocha horizontálního stabilizátoru 252,9375 cm², 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 křidel	138 cm
Efektivní rozpětí křidel	135 cm
Plocha křidel	2172 cm ²
Efektivní plocha křidel	2139 cm ²
Poměr křidel	8,768
Efektivní poměr křidel	8,52
Délka střední aerodynamické tětivy	16 cm
Bod na 25 % z délky MAC (x)	22,023 cm
Rozpětí horizontálního ocasu	35,5 cm
Plocha horizontálního ocasu	337,25 cm ²
Efektivní plocha horizontálního ocasu	252,9375 cm ²
Poměr stran horizontálního ocasu	3,737
Horizontální Tail Volume Ratio	0,3514
Rozpětí vertikálního ocasu	14 cm
Plocha vertikálního ocasu	147 cm ²
Poměr stran vertikálního ocasu	1,333
Vertikální Tail Volume Ratio ¹	0,0302
Těžiště (x, y, z)	(22,851; 0; 0) cm
Neutrální bod (x, y, z)	(23,977; 0; 0) cm

Parametry jako je efektivní plocha křidel, efektivní poměr křidel, délka střední aerodynamické tětivy, bod na 25 % z délky MAC (na ose x), efektivní plocha horizontálního ocasu, horizontální Tail Volume Ratio, vertikální Tail Volume Ratio, a těžiště a neutrální bod (obojí na ose x) byly nalezeny pomocí aplikace MACSTAB.

Těžiště bylo nastaveno na bod ležící v 30,5 % MAC (vypočten jakožto průměr doporučených mezních hodnot 28 % a 33 %), což odpovídá vzdálenosti 22,851 cm a statická rezerva byla nejdříve zvolena cca 12,84 % (neutrální bod cca 24,956 cm), aby odpovídala vzdálenosti 49,95 cm od aerodynamického středu křídla a aerodynamického středu horizontální ocasní části dle návrhu. Efektivita horizontální části ocasu byla zvolena na 85 % jakožto doporučená standardní hodnota. Výše uvedené hodnoty byly ale aplikovány na letoun se zohledněním geometrického rozpětí křidel a ocasu, nikoli efektivního rozpětí. Pro efektivní rozpětí vycházela statická rezerva na 6,99 % (neutrální bod cca 23,977 cm), což je o necelý 1 cm blíže k těžišti. Detaily je možné vidět na *Obr. 5.2* a *Obr. 5.3* – plocha křídla, rozpětí křídla a poměr stran křídla jsou

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

v MACSTAB vypočítány vždy jen pro jedno křídlo; nicméně pro výpočet parametrů v části „stabilita“ se kalkuluje s oběma křídly.

The screenshot shows the 'Parameters' tab of the MACSTAB application. It contains several input fields and checkboxes for configuring stability calculations. The 'Show MAC in image' checkbox is checked. The parameters are as follows:

Parameter	Value	Parameter	Value
y of MAC	319.033149	xle of MAC	19.594843
xte of MAC	179.852670	x of c/4 of MAC	59.659300
length of MAC	160.257827	area of wing	108600.000000
span of wing	690.000000	aspect ratio of wing	4.383978

Below this, there is another section with 'Show wing and tail in image' and 'Show stability parameters in image' checked. The parameters are:

Parameter	Value	Parameter	Value
x of CG	68.473481	x of NP	89.055353
AC_w, AC_t distance	477.998591	LE_w, LE_t distance	499.499997
tail volume ratio	0.463126		

Obr. 5.2: Parametry z aplikace MACSTAB pro V-TS

The screenshot shows the 'Parameters' tab of the MACSTAB application, similar to the previous one but with different values. The 'Show wing and tail in image' and 'Show stability parameters in image' checkboxes are checked. The parameters are:

Parameter	Value	Parameter	Value
Center of Gravity [%ofMAC] (usually between 28 and 33)	30.500000	x of CG	68.010379
Static Margin [%ofMAC] (5-15 for small 10-30 for large)	12.842975	x of NP	79.266651
Tail Efficiency [%]	85.000000	AC_w, AC_t distance	478.504089
		LE_w, LE_t distance	499.500005
		tail volume ratio	0.351387

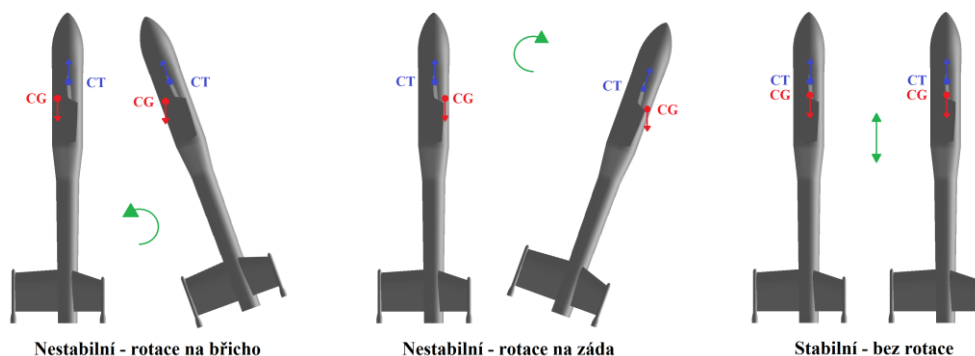
Obr. 5.3: Parametry z aplikace MACSTAB pro V-TS (efektivní rozpětí)

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 přirozené zakončení, které má tak i svůj praktický význam.

Pro letoun byla použita ocasní konfigurace typu Y, protože je ocas typu Y obecně považován za více efektivní než např. ocas typu X; má nižší odpor a nižší váhu a vyšší efektivitu (při uvažování stejné velikosti). Tři krajní prvky na ocasní části slouží na zemi spíše pro udržení rovnováhy letounu než k udržení jeho hmotnosti – toto ovšem závisí na ploše a terénu, kde mini-letoun stojí; pokud nebude plocha rovná, váha se přenesse směrem k níže postavené části. Ocasní plochy na ose x vzájemně svírají úhel 120° , aby došlo k co nejvíce možnému rovnoměrnému rozložení váhy na dosedací body a tím i k lepšímu vyvážení při dosednutí.

V porovnání s konvenčními letadly je jedním z problémů to, že V-TS musí mít střed tahu přibližně ve stejném bodu na ose z , jako je položeno těžiště.

V opačném případě hrozí, že letoun nebude při vertikálním letu v rovnováze, ale bude se nahýbat. Efekt je dále přiblížen na Obr. 5.4.



Obr. 5.4: Vzájemné působení středu tahu a polohy těžiště při vertikálním letu

Během vzletu může být samozřejmě tento efekt minimalizován použitím horizontální řídicí plochy; nicméně během přistání by již vzhledem k nízké rychlosti nebylo možné tento efekt snížit a při vznášení by to bylo nemožné a letoun by se tak začal pohybovat ve směru náklonu. Další možností, jak toto vyřešit by byla instalace pohyblivých vrtulí, které by proti tomuto efektu působily. Toto by ovšem vyžadovalo další strukturální požadavky, došlo by ke zvýšení hmotnosti, zvýšení komplexnosti řízení a tím také vyšší ceny výroby. Proto jsou v návrhu uvažovány jen fixně upevněné motory a vrtule.

Vzhledem k tomu, že je tedy v návrhu potřeba mít těžiště kolem středu letounu, a s touto polohou musí také souhlasit střed tahu, byla jakožto nejvhodnější a nejjednodušší zvolena výška umístění křídla pro typ středoplošníku. Na křídla je aplikováno jen mírné vzepětí s úhlem 1° a zkroucení o -1° od 38 cm do 66 cm (měřeno od středové čáry letounu ve směru osy y). Na konci křídla jsou použity zaoblená křídélka s úhlem vzepětí 60° .

5.2 Profil křídla a ocasních ploch

Za účelem výběru vhodného profilu křídla bylo analyzováno 26 profilů. Analýza byla provedena při rychlosti 15 m/s (Mach 0,044081863 – v práci bude dále uváděna zaokrouhlená hodnota 0,0441) a neviskózním proudění typu JST. Zkoumány byly úhly náběhu v rozsahu -4° až 20° . Tabulka 5.2 ukazuje jednotlivé výsledky analýzy profilů s jejich maximální aerodynamickou efektivitou. Podrobná data jsou uvedena v příloze na DVD.

Nakonec byl pro křídlo díky nejlepším aerodynamickým vlastnostem vybrán profil MH 38. Profil MH 38 má maximální tloušťku 9,7 % na 31,6 % hloubky profilu a maximální prohnutí 3,9 % na 45,3 % hloubky profilu.

MH 38 byl upřednostněn před profilem Clark Y, který má sice nižší klopný moment a vyšší maximální vztlak, ale pro navrhovaný typ letounu se jeví jako větší výhoda aerodynamická jemnost. Další variantou byl MH 116, nicméně

tento profil byl ve všech ohledech horší než MH 38 a nevykazoval oproti němu žádnou výhodu. Za zmínku také stojí MH 45 s poměrně dobrou aerodynamickou efektivitou a možností jejího využití pro samokřídlo vzhledem k opačně generovanému klopnému momentu.

Tabulka 5.2 Maximální aerodynamická jemnost zkoumaných profilů křídla pro neviskózní proudění typu JST a Machovo číslo 0,0441

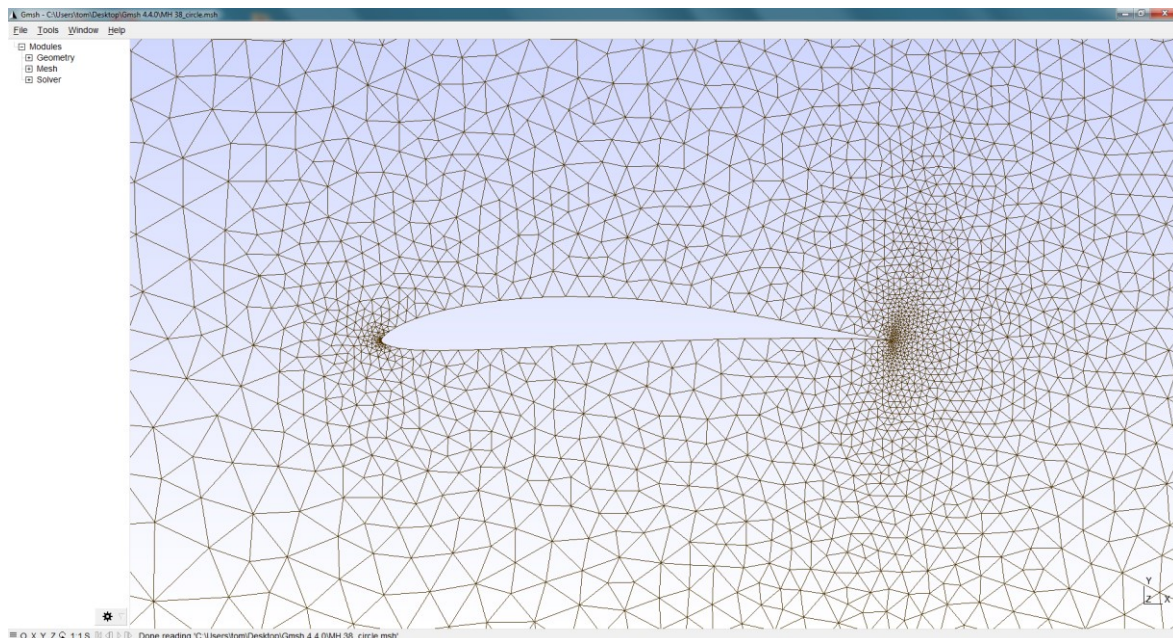
Profil křídla	Maximální tloušťka	Maximální prohnutí	Maximální C_l/C_d
CLARK X	11,7 % na 30 %	3,3 % na 40 %	21,4579557
CLARK Y	11,7 % na 28 %	3,4 % na 42 %	338,1203907
CLARK-Y SM	11,7 % na 30,9 %	3,5 % na 43,5 %	178,5385764
DAE-51	9,4 % na 30,7 %	4 % na 46,4 %	165,8263023
E61	5,7 % na 23,8 %	6,4 % na 51 %	187,2122085
E174	8,9 % na 31,2 %	3,3 % na 44,9 %	92,4103470
E205	10,5 % na 29,7 %	2,5 % na 38,7 %	80,0547365
E216	10,4 % na 26,2 %	4,7 % na 59 %	147,8330122
E392	10,1 % na 31,6 %	3,7 % na 45,3 %	118,5622577
GOE 398	13,9 % na 30 %	4,9 % na 40 %	23,2090073
GOE 602 M	9,6 % na 30 %	3,8 % na 50 %	25,3632334
GOE 796	12 % na 30 %	3,6 % na 40 %	110,6252149
MH 38	9,7 % na 31,6 %	3,9 % na 45,3 %	503,4002693
MH 45	9,8 % na 26,9 %	1,7 % na 36,6 %	242,0305651
MH 116	9,9 % na 32,4 %	4,1 % na 46,4 %	479,7336622
NACA 2412	12 % na 30 %	2 % na 40 %	18,4942175
NACA 4412	12 % na 30 %	4 % na 40 %	31,2594290
NACA 6412	12 % na 30,1 %	6 % na 39,6 %	84,0311521
PSU 94-097	9,7 % na 32,3 %	4 % na 46,3 %	116,2025025
S3021-095-84	9,5 % na 30 %	2,5 % na 39,2 %	94,7637479
S4022	11,3 % na 34,1 %	4,3 % na 57,8 %	278,3027838
S4062-095-87	9,5 % na 31,7 %	4 % na 50,4 %	95,3045173
SD7043	9,1 % na 26,6 %	3,3 % na 50,2 %	87,3160885
SG6042	10 % na 33,5 %	3,3 % na 51,5 %	180,7447466
SG6043	10 % na 32,1 %	5,1 % na 53,3 %	241,8449661
SOKOLOV	7,1 % na 25 %	6,3 % na 50 %	32,1923564

Nastavení parametrů použitých pro meshování pomocí aplikace Airfoil Geometry Converter zobrazuje Tabulka 5.3; pokud zde není parametr uveden, znamená to, že byl nastaven na výchozí hodnotu. Pro všechny 2D meshe profilů bylo použito kruhové ohraničení oblasti analýzy. Kvalitu jednotlivých mesh lze zhodnotit na Obr. 5.5, kde je zobrazena 2D mesh profilu MH 38; konkrétně tato

mesh obsahuje 13 781 trojúhelníkových elementů a 6 976 bodů. Obecně je samozřejmě počet elementů pro každou mesh různý; nicméně meshe obsahovaly elementy v počtu mezi 9 246 a 15 671, a počet bodu v rozmezí od 4 691 do 7 928; dále 32 až 121 hran spojující body profilu a přesně 104 hran spojující body oblasti ohraničení. Průměrně obsahovaly meshe asi 12 500 trojúhelníkových elementů, 6 500 bodů a 75 hran profilu.

Tabulka 5.3 Nastavení meshování profilů křidel v Airfoil Geometry Converter

Parametr	Hodnota
Tvar ohraničení oblasti analýzy	Circle
Poloměr ohraničení oblasti analýzy	25
Dimenze meshe	2
Formát Meshe	su2
Minimální velikost elementu meshe	0,001
Maximální velikost elementu meshe	1,5



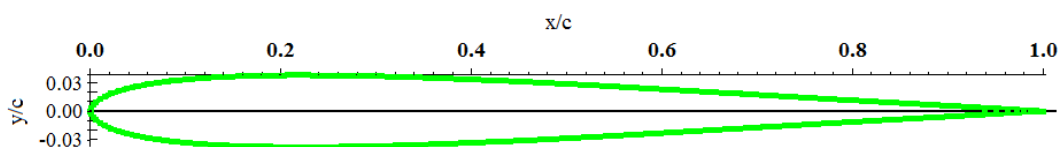
Obr. 5.5: 2D Mesh MH 38 zobrazená v Gmsh

Pro ocasní část byl z 15 symetrických profilů vybrán profil S9033; geometrie tohoto profilu je zobrazena na Obr. 5.6. Jeho maximální tloušťka je 7,5 % na

22,8 % hloubky profilu (což je záměrně méně než u křídla). Tabulka 5.4 ilustruje jednotlivé výsledky analýzy profilů s jejich maximální aerodynamickou jemností. Nastavení meshování bylo shodné s tím, které definuje Tabulka 5.3. Podrobnější detaily jsou uvedeny v příloze na DVD ve formátu XLSX.

Tabulka 5.4 Maximální aerodynamická jemnost zkoumaných symetrických profilů křídla pro neviskózní proudění typu JST a Machovo číslo 0,0441

Symetrický profil křídla	Maximální tloušťka	Maximální C_l/C_d
EH 0.0/9.0	9 % na 28,7 %	83,6402868
HQ 0/7	7 % na 33,9 %	68,6696248
HQ 0/9 AIRFOIL	8,1 % na 33,9 %	64,9560111
Joukovsky $f=0\%$ $t=9\%$	9 % na 25,5 %	66,7491130
LWK 80-080	8,1 % na 40,2 %	41,4586869
NACA 0008	8 % na 30 %	8,7894860
NACA 0008-34	8 % na 40 %	8,4633596
NACA M2	8 % na 30 %	9,2717292
NACA-0009 smoothed	9 % na 30,9 %	78,3248826
RAF 30 MOD	7,6 % na 30 %	9,2236569
S9027	8 % na 22,9 %	124,7788989
S9032	9 % na 25 %	128,4112732
S9033	7,5 % na 22,8 %	134,2989348
WORTMANN FX 71-089A	8,9 % na 22,2 %	71,5868178
WORTMANN FX 77-080	8 % na 27,9 %	48,4730415



Obr. 5.6: Geometrie profilu S9033

6. OPTIMALIZACE PROFILU KŘÍDLA MH 38

Tato část popisuje optimalizace provedené na profilu MH 38. V této kapitole byly použity poznatky z autorovy publikace č. 11 [203].

Veškeré optimalizace, které jsou zde uvedeny, využívají stejné nastavení (samozřejmě kromě volby účelové funkce). Pro optimalizaci byla použita aplikace SU² adjoint funkce a Hicks-Henneova bump funkce a bylo aplikováno 38 návrhových proměnných (*Design variables*). Návrhové proměnné byly rovnoměrně umístěny okolo vrchní a spodní části profilu (tzn. 19 bump funkcí na každé části profilu zvlášť). První proměnná začíná na 5 % z délky profilu, další následují po 5 % až po pozici na 95 % této délky.

Účelové funkce byly zvoleny typu EFFICIENCY, LIFT, a DRAG, a omezení na DRAG > 0, aby nedošlo k nereálným fyzikálním řešením. Deformace tvaru profilu byla přitom nastavena na více agresivní pro optimalizaci aerodynamické jemnosti a součinitele vztlaku, a méně agresivně pro optimalizaci součinitele odporu. Konkrétně to znamená, že hodnota deformace tvaru (DV_VALUE) byla v prvním případě nastavena na hodnotu 1,0 a v druhém na hodnotu 0,1. Toto nastavení, včetně počtu návrhových proměnných, bylo pro optimalizaci shledáno jako vyvážené [203].

Pokud není uvedeno jinak, byl pro optimalizaci použit úhel náběhu α_{cli} . Použití jen jednoho konkrétního úhlu náběhu má nevýhodu v tom, že není možné určit, zda při optimalizaci nedojde k degradaci dalších parametrů profilu, jako je součinitel maximálního vztlaku a klopný moment. Kvůli nemožnosti optimalizace profilu na více úhlech náběhu je po optimalizaci tedy ještě nutné analyzovat profil na různých úhlech náběhu. Na druhou stranu, optimalizací profilu na několika úhlech náběhu najednou by se rapidně zvýšily výpočetní náklady a doba optimalizace by pak byla příliš vysoká (navíc tuto funkcionalitu SU² v. 4.0 ani neumožňuje).

Mělo by být zdůrazněno, že výpočet na běžném PC nebo notebooku dosahuje několika hodin. V případě této práce byl použit notebook s procesorem Core i5 2,4GHz a pamětí 8 GB RAM a PC s procesorem Pentium G2030 3GHz a 4 GB RAM. Výpočet trval přibližně 7-9 hodin pro jednu optimalizaci a asi 2-2,5 hodiny zabere výpočet kompletní aerodynamické charakteristiky jednoho profilu.

Kvůli vysokým nárokům na výpočet a možnosti procházet jednotlivé iterace, a ty v případě zájmu samostatně analyzovat, je vhodné ukládat data z experimentů. Protože ale výsledky jedné optimalizace mohou na pevném disku zabrat až 1 GB, je pro archivaci výsledků nejlepší použít kompresi formátu 7Z (LZMA/LZMA2), protože je schopná zkomprimovat data až na hodnotu 8-10% původní velikosti. V případě 80 GB, jak tomu bylo v tomto případě, se jedná o výraznou úsporu. Přes omezené místo na DVD ale nebylo možné tyto soubory přiložit všechny; proto je tam možné nalézt jen případ vybraného optimalizovaného profilu.

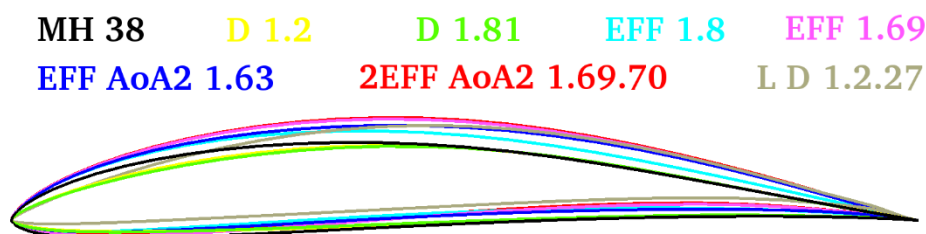
Název každého profilu byl vytvořen podle následující šablony: “ZkratkaOptimalizace_ČísloExperimentu.Iterace” (zkratka optimalizace a číslo iterace se mohou opakovat). Např. “L_D_1.2.27” znamená, že byl nejdříve optimalizován vztlak a poté odpor; jedná se o první experiment a byl vybrán profil z druhé iterace pro nalezení maximálního součinitele vztlaku a 27. Iterace pro minimalizaci součinitele odporu. Jednotlivé zkratky typů optimalizace, které byly využity, uvádí Tabulka 6.1.

Tabulka 6.1 Zkratky typů aerodynamické optimalizace

Zkratka	Význam
D	Minimalizace odporu (Drag)
EFF	Maximalizace aerodynamické jemnosti (Efficiency) na úhlu náběhu α_{cli}
EFF_AoA<n>	Maximalizace aerodynamické jemnosti na úhlu náběhu $\alpha_{eff\ max}$
2EFF_AoA<n>	Dvojnásobná maximalizace aerodynamické jemnosti; nejdříve na úhlu náběhu α_{cli} , a poté na $\alpha_{eff\ max}$
L	Maximalizace vztlaku (Lift)
L D	Maximalizace vztlaku a poté minimalizace odporu

Optimalizace byla vykonána s využitím neviskózního proudění JST s rychlostí 15 m/s (Mach 0,0441) a 30 m/s (Mach 0,0882). Vzhledem k tomu, že byl pro model nakonec využit profil z kategorie Mach 0,0882, bude zde uvedena jen optimalizační série profilů pro tuto rychlost. Přestože byly tyto profily optimalizovány na Mach 0,0882, jejich analýza byla provedena také pro Mach 0,0441; právě ta je v následujících částech prezentována.

Na základě kompletní optimalizace bylo zjištěno, že je pro nízké Reynoldsovo číslo a subsonickou rychlost možné nalézt aerodynamicky efektivnější variantu profilu, i pokud je pro optimalizaci použita vyšší rychlost proudění; v našem případě dvojnásobná. Profily jednotlivých optimalizací jsou v souhrnu naznačeny na *Obr. 6.1*.

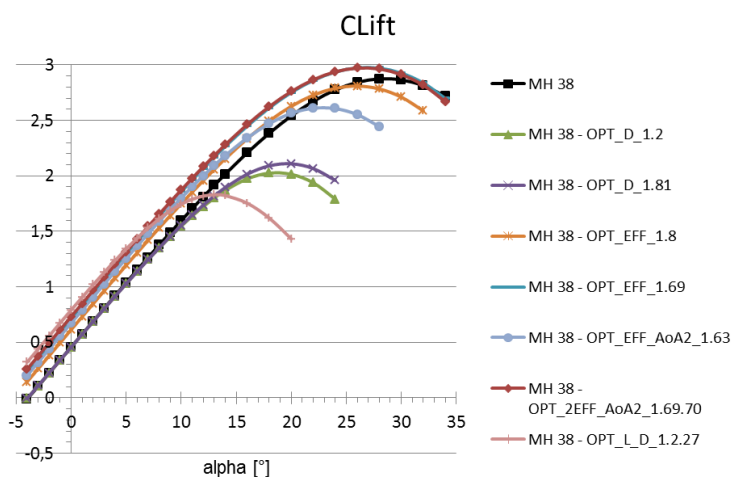


Obr. 6.1: Optimalizované profily křídel pro Mach 0,0882

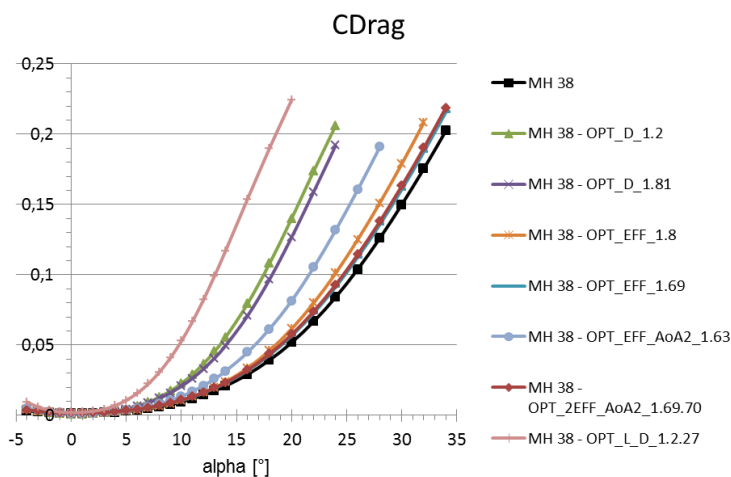
Grafy s výsledky optimalizace MH 38 jsou zobrazeny na *Obr. 6.2*, *Obr. 6.3*, *Obr. 6.4*, *Obr. 6.5*, a *Obr. 6.6*. První graf uvádí vztlakovou křivku, druhý

odporovou, třetí poláru, čtvrtý aerodynamickou jemnost, a pátý ilustruje klopný moment v závislosti na součiniteli vztlaku.

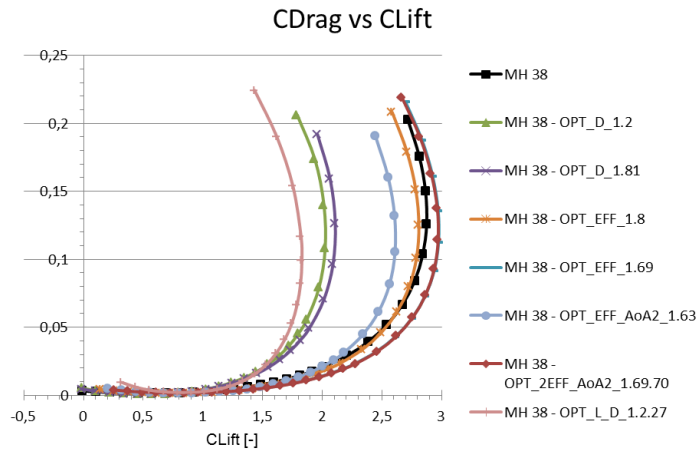
Hodnoty nejdůležitějších parametrů prezentuje Tabulka 6.2. Klopný moment profilu křídla je stejný jako moment naměřený při nulovém součiniteli vztlaku C_{m0l} (popř. jako moment měřený na aerodynamickém středu profilu). Pokud tento moment nebylo možno přímo získat z naměřených dat, byla provedena lineární regrese a hodnota byla poté dopočítána.



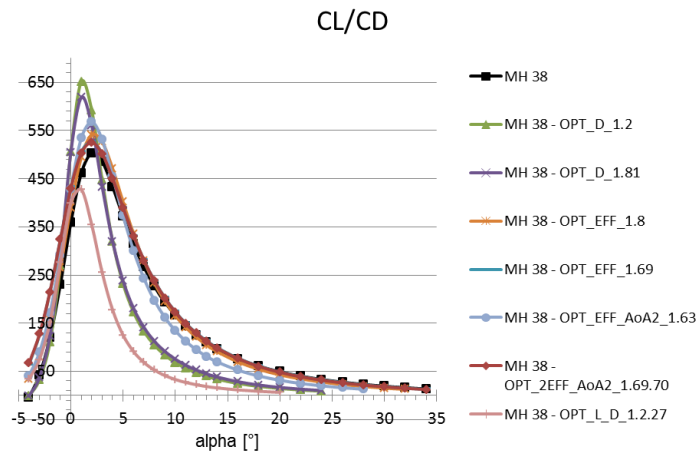
Obr. 6.2: Vztlakové křivky optimalizovaných profilů křídel (optimalizováno pro Mach 0,0882; analyzováno na Mach 0,0441)



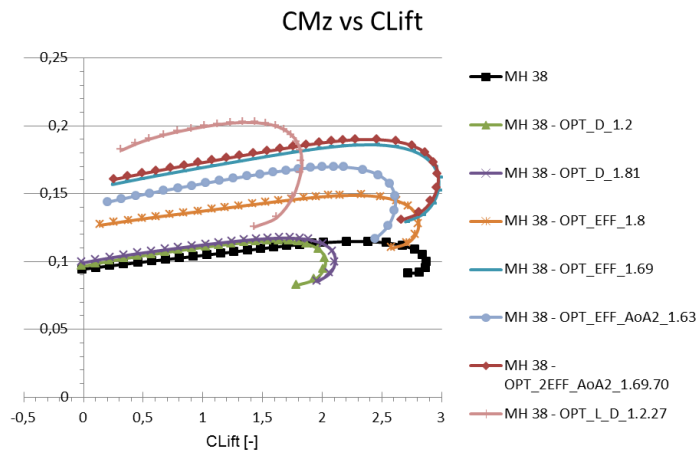
Obr. 6.3: Odporové křivky opt. profilů křídel (opt. M 0,0882; an. M 0,0441)



Obr. 6.4: Poláry opt. profilů křidel (opt. M 0,0882; an. M 0,0441)



Obr. 6.5: Aerodynamická jemnost opt. profilů křidel (opt. M 0,0882; an. M 0,0441)



Obr. 6.6: Křivka součinitele klopného momentu vzhledem k součiniteli vztlaku opt. profilů křidel (opt. M 0,0882; an. M 0,0441)

Tabulka 6.2 Parametry optimalizovaných profilů při Mach 0,0882 a analyzovaných na Mach 0,0441

Název	C_{li}	α_{cli}	C_{d_min}	C_{li}/C_{d_min}	C_{lmax}	α_s	(C_l/C_d) max	α_0	C_{m0l}
MH 38	0,5727	1	0,001241	461,51	2,875	28	503,40	-3,90	0,0944
D 1.2	0,5723	1	0,000878	651,81	2,025	18	651,81	-3,97	0,0979
D 1.81	0,4564	0	0,000905	504,49	2,109	20	618,77	-3,98	0,1005
EFF 1.8	0,7304	1	0,001477	494,52	2,810	26	541,27	-5,26	0,1252
EFF 1.69	0,8326	1	0,001647	505,46	2,974	26	526,84	-6,08	0,1531
EFF_AoA2_1.63	0,7909	1	0,001480	534,45	2,610	22	567,87	-5,76	0,1418
2EFF_AoA2_1.69.70	0,8498	1	0,001688	503,34	2,972	26	525,31	-6,23	0,1566
L D 1.2.27	0,7905	0	0,001977	399,79	1,830	13	427,78	-6,88	0,1667

Výsledky ukazují, že až na jeden případ došlo vždy ke zvýšení aerodynamické jemnosti profilu. Sklon vztlakové křivky $C_{l\alpha}$ zůstal zachován.

Nejlepším profilem z hlediska aerodynamické jemnosti a nejmenšího součinitele odporu a klopného momentu je profil D_1.2; přičemž C_{li} zůstalo zachováno. Maximální aerodynamická jemnost byla zvýšena o 29,48 % a ideální o 41,23 %. Negativem nicméně je, že došlo ke snížení C_{lmax} a α_s a odporové součinitele na úhlech náběhu $>10^\circ$ jsou výrazně vyšší. D_1.81 je s D_1.2 srovnatelný a má také potenciál; ačkoliv došlo k menšímu zlepšení součinitele odporu než u D_1.2, byly o něco zmírněny některá negativa.

Paradoxně případy pokusu optimalizovat přímo aerodynamickou jemnost vedly k menším optimalizacím a k negativnímu zvýšení klopného momentu než u optimalizace součinitele odporu. Zvýšily se hodnoty křivky součinitele vztlaku, ale naopak také součinitele odporu. Vzrůst C_{dmin} se pro tento typ optimalizace pohyboval mezi 29,56 % a 46,16 %. Úhel náběhu α_0 se snížil, ale stejně tak i α_s . Úhel α_{cli} se snížil ve dvou případech.

Profil EFF_1.8 je i přes navýšení odporu (o 19,02 %) jedinou variantou, která z kategorie optimalizace jemnosti nemá příliš zvýšené negativní vlastnosti. Došlo zde k nejmírnějšímu navýšení součinitele odporu a klopného momentu, a k nejmenšímu snížení maximálního součinitele vztlaku a úhlu náběhu α_s , při kterém je tento součinitel dosažen.

U optimalizací EFF_1.69 a 2EFF_AoA2_1.69.70 došlo k navýšení maximálního součinitele vztlaku a dostatečného zvýšení aerodynamické jemnosti, ale také k většímu vzrůstu klopného momentu (o více jak 50 %). Na druhou stranu je nutné zdůraznit, že EFF_1.8, EFF_1.69, a 2EFF_AoA2_1.69.70 mají z optimalizovaných profilů nejlepší charakteristiku součinitelů odporu a

vztlaku. Mohou tedy dobře posloužit jako výchozí profily pro následnou optimalizaci klopného momentu.

Profil L_D_1.2.27 je naproti tomu zdaleka nejhorším výsledkem a nedá se reálně využít, protože je ve všech ohledech horší než originál a nevykazuje dobré hodnoty ani v porovnání s jinými profily. Pro funkční optimalizaci zvýšení součinitele vztlaku a následného snížení součinitele odporu by bylo nutné upravit nastavení optimalizace.

Nicméně, vzhledem k tomu, že při optimalizaci aerodynamické jemnosti došlo k již zmíněnému nárůstu klopného momentu, byla provedena optimalizace za účelem jeho snížení, a přesto zachování vylepšení charakteristiky profilu. Tato optimalizace byla vykonána při Mach 0,0441.

Všechny varianty optimalizací, jejich nastavení a použité zkratky popisuje Tabulka 6.3. První metoda využívá omezení klopného momentu během optimalizace aerodynamické jemnosti. Druhá optimalizuje klopný moment až poté, co byla optimalizována aerodynamická jemnost; nicméně bylo také nastaveno omezení pro tuto jemnost, a navíc byl klopný moment získán na aerodynamickém středu, který byl vypočítán z charakteristiky změny momentu v závislosti na změně součinitele vztlaku. Čtvrtá metoda je stejná jako druhá, jen je použito omezení momentu a deformace tvaru profilu je nastavena na poloviční hodnotu.

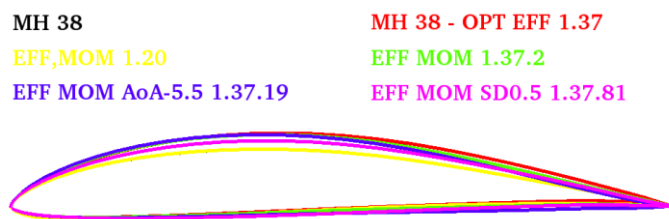
Tabulka 6.3 Zkratky typů optimalizace klopného momentu

Zkratka	Význam	Omezení
EFF,MOM	Maximalizace aerodynamické jemnosti s omezením velikosti klopného momentu	MOMENT_Z < 0,11 ORIGIN_MOM_X ² = 0,25 DRAG > 0,000
EFF_MOM_1.37	Maximalizace aerodynamické jemnosti a poté minimalizace klopného momentu pro opt. profil č. 1.37	EFFICIENCY > 500 ORIGIN_MOM_X = 0,2668 DRAG > 0,000
EFF_MOM_AoA-5.5_1.37	Maximalizace aerodynamické jemnosti a poté minimalizace klopného momentu na úhlu náběhu -5,5° (poblíž α_0) pro opt. profil č. 1.37	MOMENT_Z > 0,07 DRAG > 0,000 ORIGIN_MOM_X = 0,25 LIFT > 0,000 LIFT < 0,100
EFF_MOM_SD0.5_1.37	Maximalizace aerodynamické jemnosti a poté minimalizace klopného momentu s polovičním nastavením deformací tvaru pro opt. profil č. 1.37	EFFICIENCY > 500 MOMENT_Z > 0,09 ORIGIN_MOM_X = 0,2668 DRAG > 0,000

2 kompletní název proměnné je REF_ORIGIN_MOMENT_X

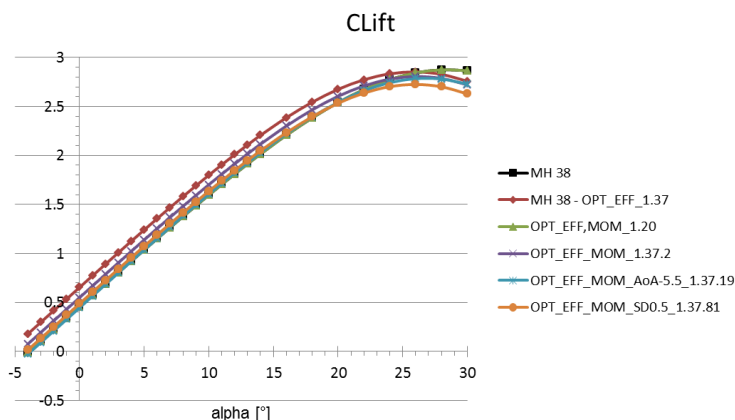
Optimalizace byly opět prováděny na úhlu náběhu α_{cli} ; ovšem kromě třetí varianty se zkratkou obsahující „AoA“ – tato zkratka určuje použitý úhel náběhu (v tomto případě $-5,5^\circ$). Jako tento úhel byl použit úhel blízký α_0 , a to proto, že klopný moment je při nulovém vztlaku na všech pozicích profilu stejný (protože všechny působící síly jsou rovny 0). Není tedy třeba znát (a případně během analýzy měnit) polohu aerodynamického středu, která občas nemusí přesně odpovídat pozici na 25 % hloubky profilu křídla od náběžné hrany. Nicméně, vzhledem k tomu, že i součinitel vztlaku se může při optimalizaci měnit, bylo použito omezení, které zabezpečilo, že hodnoty zůstaly v přijatelných mezích.

Pro první metodu byl jakožto počáteční profil použit přímo MH 38, pro ty další optimalizovaný profil EFF_1.37. Optimalizované tvary profilů křidel jsou v souhrnu naznačeny na Obr. 6.7. Optimalizace byla opět vykonána s využitím neviskózního proudění JST s rychlostí 15 m/s (Mach 0,0441). Při této optimalizaci bylo potvrzeno, že je těmito postupy možné vytvořit nové, kvalitní a použitelné varianty profilu křídla, které vykazují lepší výsledky aerodynamické analýzy.

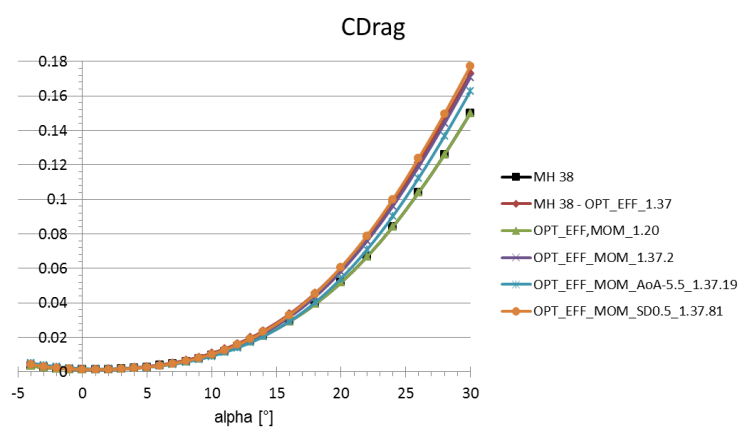


Obr. 6.7: Profily křidel optimalizované dle momentů (Mach 0,0441)

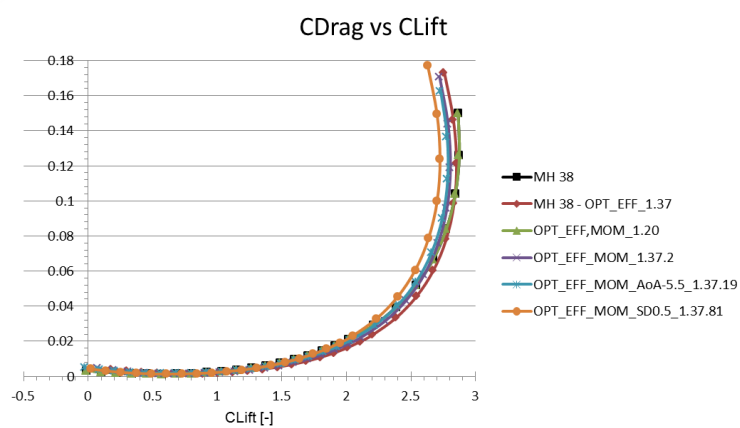
Grafy s výsledky optimalizace MH 38 s cílem snížit klopný moment a zároveň zlepšit aerodynamickou jemnost jsou zobrazeny na Obr. 6.8, Obr. 6.9, Obr. 6.10, Obr. 6.11, Obr. 6.12. Tabulka 6.4 obsahuje hodnoty nejdůležitějších parametrů.



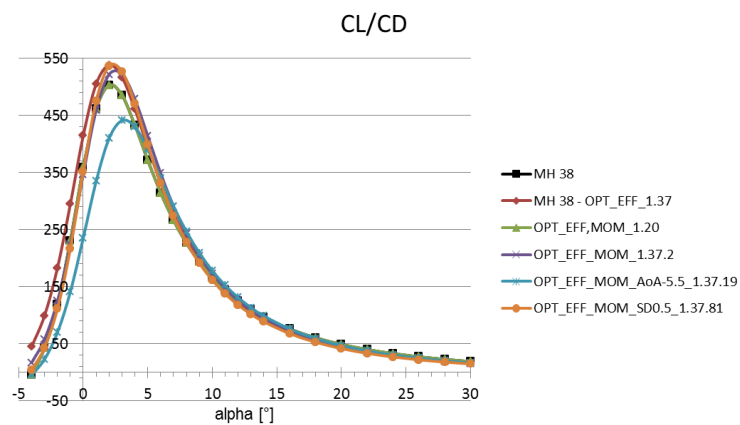
Obr. 6.8: Vztlakové křivky profilů křidel opt. dle momentů (Mach 0,0441)



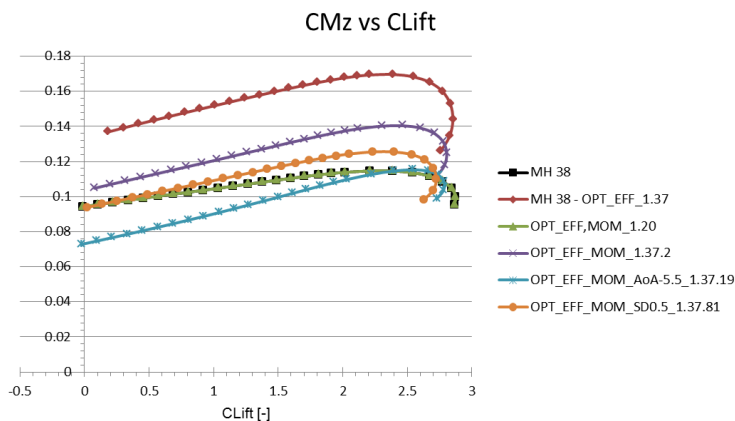
Obr. 6.9: Odporové křivky profilů křídel opt. dle momentů (Mach 0,0441)



Obr. 6.10: Poláry profilů křídel opt. dle momentů (Mach 0,0441)



Obr. 6.11: Aerodynamická jemnost profilů křídel opt. dle momentů (Mach 0,0441)



Obr. 6.12: Křivka součinitele klopného momentu vzhledem k součiniteli vztlaku profilů křídel opt. dle momentů (Mach 0,0441)

Tabulka 6.4 Parametry profilů opt. dle momentů pro Mach 0,0441

Název	C_{li}	$\alpha_{C_{li}}$	C_{d_min}	C_{li}/C_{d_min}	C_{lmax}	α_s	$(C_l/C_d)_{max}$	α_0	C_{m0l}
MH 38	0,5727	1	0,001241	461,51	2,875	28	503,40	-3,90	0,0944
MH 38 – EFF 1.37	0,7733	1	0,001530	505,44	2,853	26	538,64	-5,560	0,1339
EFF,MOM_ 1.20	0,5727	1	0,001241	461,52	2,875	28	503,41	-3,899	0,0944
EFF_MOM_ 1.37.2	0,6694	1	0,001457	459,50	2,806	26	523,36	-4,662	0,1035
EFF_MOM_ AoA -5.5 1.37.19	0,6843	2	0,001670	409,90	2,785	26	441,41	-3,780	0,0732
EFF_MOM_ SD0.5_ 1.37.81	0,6072	1	0,001277	475,28	2,725	26	537,13	-4,156	0,0936

Protože bylo hlavním cílem vylepšit profil MH 38, jsou optimalizované profily porovnávány převážně s tímto profilem, a nikoliv s MH 38 – EFF_1.37, který byl použit jakožto mezivýsledek kompletní optimalizace. Nicméně i z údajů tohoto profilu lze vyčíst průběh a provedené změny po aplikaci jednotlivých typů optimalizací.

Je jasné, že první způsob optimalizace nebyl účinný a nelze ho tedy považovat za úspěšný; v podstatě nedošlo ke změně původního profilu MH 38.

Kromě EFF_MOM_AoA-5.5_1.37.19 je úhel náběhu pro ideální vztlak $\alpha_{C_{li}}$ stejný jako u originálu. Pozitivní je mírné zlepšení součinitele vztlaku na úhlech

náběhu do cca 20°. Střední vzrůst minimálního součinitele odporu a malý pokles maximálního součinitele vztlaku a α_s je akceptovatelný. Aerodynamická jemnost byla zvýšena u EFF_MOM_1.37.2 a EFF_MOM_SD0.5_1.37.81.

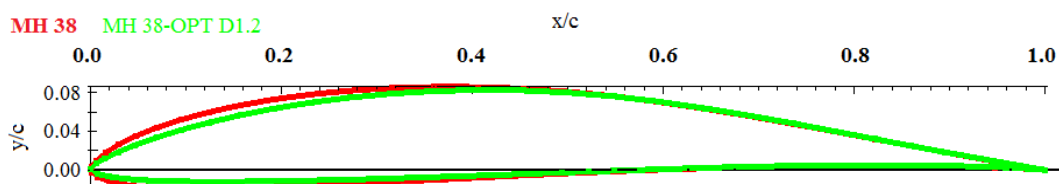
EFF_MOM_SD0.5_1.37.81 dosáhnul nejlepší aerodynamické jemnosti, dostačujících součinitelů vztlaku, a podobný klopný moment a minimální součinitel odporu jako originální profil MH 38. Nicméně negativem je, že na vyšších úhlech náběhu mají součinitele odporu horší hodnoty než originál.

EFF_MOM_1.37.2 má nejlepší C_{lmax} , druhou nejvyšší aerodynamickou jemnost a druhý nejnižší minimální součinitel odporu. Navíc došlo ke snížení ideálního poměru součinitele vztlaku a odporu a klopný moment byl vzhledem k MH 38 zvýšen (i když vzhledem k EFF_1.37 došlo k výraznému snížení).

EFF_MOM_AoA-5.5_1.37.19 sice vykazuje nejnižší aerodynamickou jemnost (dokonce horší než u originálního profilu), na druhou stranu zde došlo k výraznému zlepšení klopného momentu (o 22.46 %). Má také dobrou vztlakovou křivku a druhé nejvyšší maximum součinitele vztlaku. Na druhou stranu je součinitel odporu na nízkých úhlech náběhu nejvyšší, ačkoliv při velkých úhlech náběhu vychází z optimalizovaných profilů naopak nejlépe.

V souhrnu tedy bylo nejlepších výsledků dosaženo při použití optimalizace součinitele odporu a optimalizace aerodynamické jemnosti s následnou optimalizací klopného momentu; konkrétně pak profily D_1.2 a EFF_MOM_SD0.5_1.37.81 mají velmi dobré charakteristiky. Nelze však vyloučit ani využití dalších profilů; např. profil EFF_MOM_AoA-5.5_1.37.19 je díky svému nízkému klopnému momentu zajímavou variantou profilu s poměrně vysokou aerodynamickou jemností.

Nakonec byl díky nejlepší aerodynamické jemnosti na křídlo modelu miniletounu V-TS aplikován 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. Geometrie originálního a optimalizovaného profilu je možné porovnat na *Obr. 6.13*. Je jednoznačné, že optimalizovaný profil je na náběžné hraně užší než ten originální – toto je jistě důvod snížení odporu.

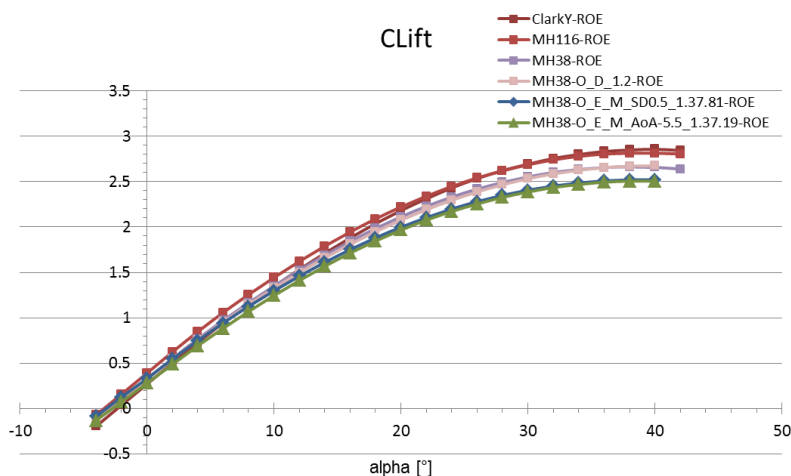


Obr. 6.13: Srovnání geometrie MH 38 a MH 38-D_1.2

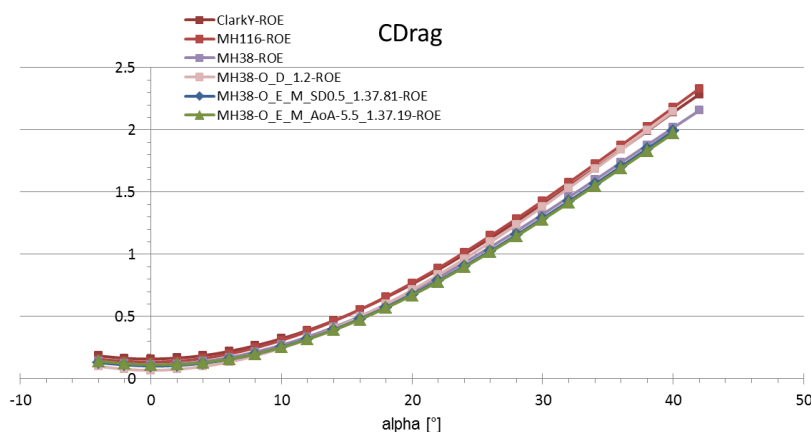
XLSX soubory s daty a geometrickými údaji profilů křídel lze nalézt na příloženém DVD. Geometrické údaje o profilu MH 38-D_1.2, MH 38-EFF_MOM_SD0.5_1.37.81, a MH 38-EFF_MOM_AoA-5.5_1.37.19 obsahuje také PŘÍLOHA P I, PŘÍLOHA P II a PŘÍLOHA P III.

6.1 Analýza křídla s profilem MH 38-D_1.2

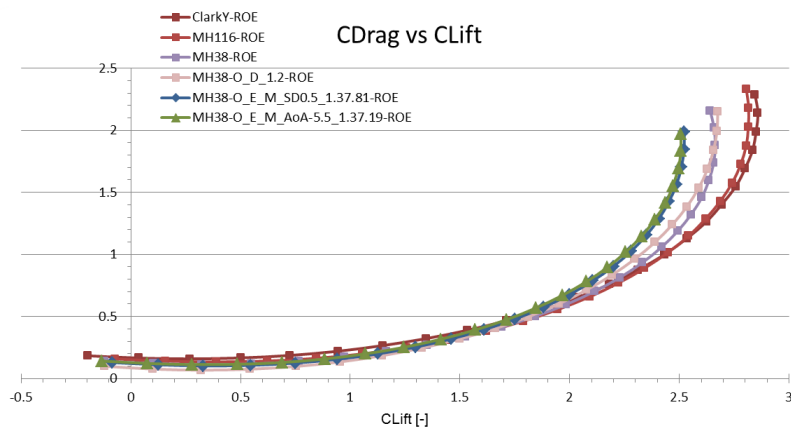
Vybrané profily křídel byly aplikovány na 3D křídlo o rozpětí 100 cm, rovnoměrné délky tělavy 10 cm a povrchu o velikosti 1000 cm². Tyto křídla byly poté analyzovány s použitím proudění ROE při hodnotě Reynoldsova čísla 104 312. Grafy na *Obr. 6.14*, *Obr. 6.15*, *Obr. 6.16*, *Obr. 6.17*, a *Obr. 6.18* zobrazují výsledky porovnání aerodynamické analýzy křídel MH 38-D_1.2, MH 38-EFF_MOM_SD0.5_1.37.81, MH 38-EFF_MOM_AoA-5.5_1.37.19, MH 38, MH 116 a Clark Y.



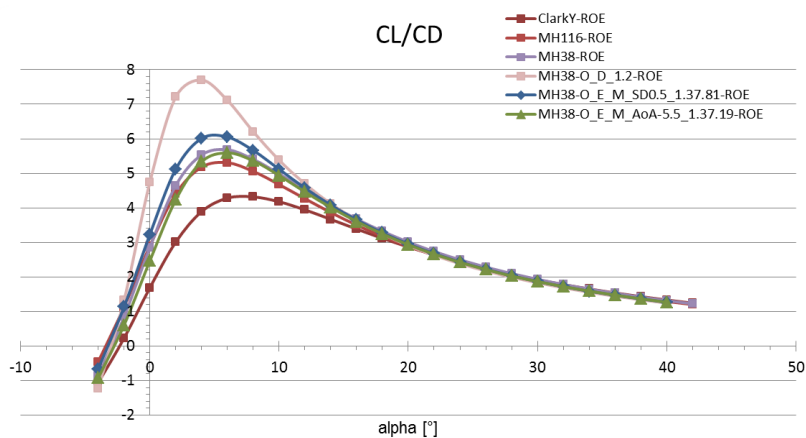
Obr. 6.14: Vztlakové křivky křídel s vybranými profilem (Mach 0,0441; $Re 1,04 \times 10^5$)



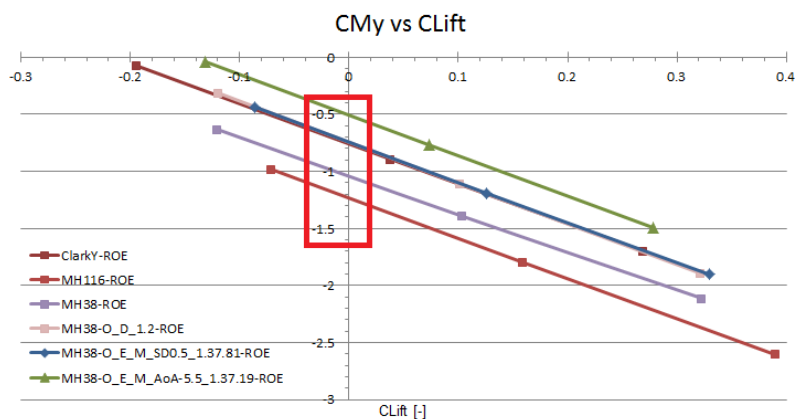
Obr. 6.15: Odporové křivky křídel s vybranými profilem (Mach 0,0441; $Re 1,04 \times 10^5$)



Obr. 6.16: Poláry křidel s vybranými profily (Mach 0,0441; $Re 1,04 \times 10^5$)



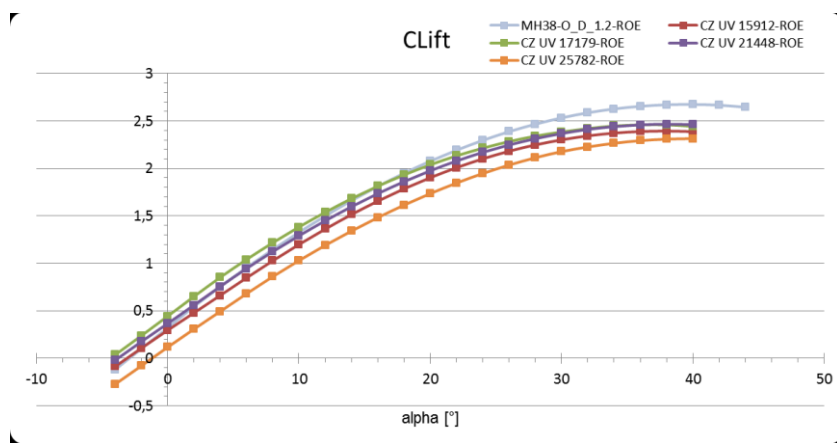
Obr. 6.17: Aerodynamická jemnost křidel s vybranými profily (Mach 0,0441; $Re 1,04 \times 10^5$)



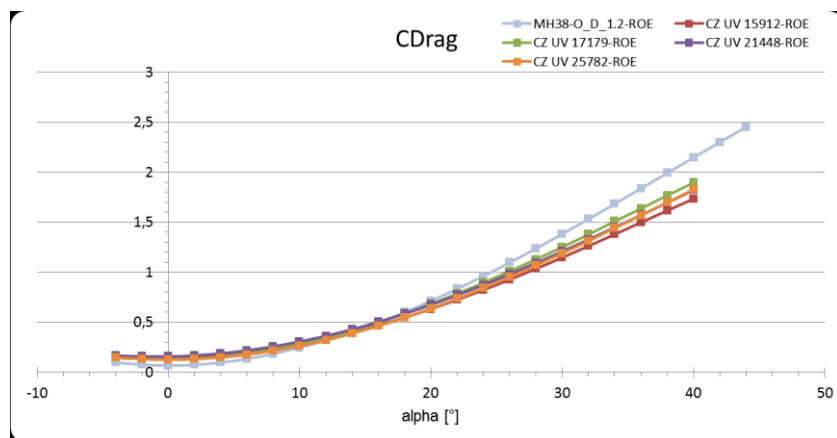
Obr. 6.18: Křivka součinitele klopného momentu vzhledem k součiniteli vztlaku pro křídla s vybranými profily (Mach 0,0441; $Re 1,04 \times 10^5$)

Z Grafů vyplývá, že křídlo s profilem MH 38-D_1.2 má pro Reynoldsovo číslo $1,04 \times 10^5$ nejlepší aerodynamickou jemnost a druhý nejnižší klopný moment ze všech vybraných profilů (v tomto případě je dokonce srovnatelný s Clark Y; což platí i pro EFF_MOM_SD0.5_1.37.81). Jedinou lepší variantou v oblasti klopného momentu byl profil MH 38-EFF_MOM_AoA-5.5_1.37.19. Nepatrně horší charakteristiky jsou vidět na úhlech náběhu $>20^\circ$, obzvláště u odporových součinitelů. Vztlaková křivka je horší než u MH 116 a na vyšších úhlech náběhu je horší než Clark Y; nicméně rozdíly nejsou nijak velké.

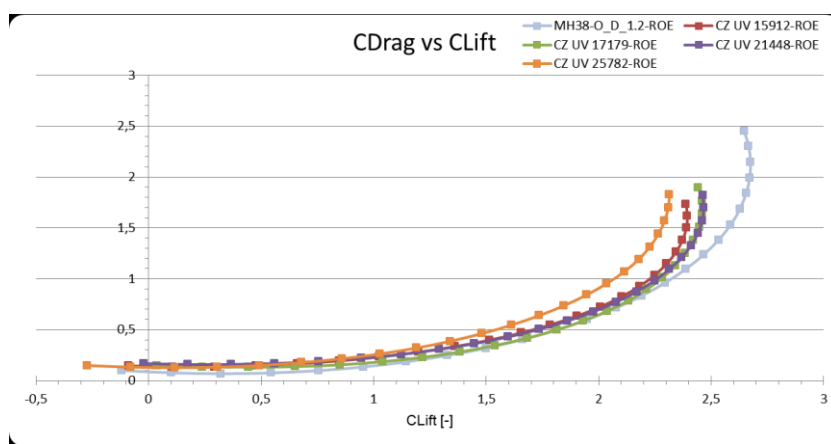
Na Obr. 6.19, Obr. 6.20, Obr. 6.21, Obr. 6.22, Obr. 6.23 je ukázáno srovnání křídla s aplikací profilu MH 38-D_1.2 a křídel s užitnými vzory zaregistrovanými v ČR pro malé letouny (včetně bezpilotních). Jedná se o užitné vzory s číslem přihlášky: PUV 2005-16597 (č. zápisu 15912) [204], PUV 2006-17864 (č. zápisu 17179) [205], PUV 2009-21993 (č. zápisu 21448) [206], PUV 2013-28195 (č. zápisu 25782) [207].



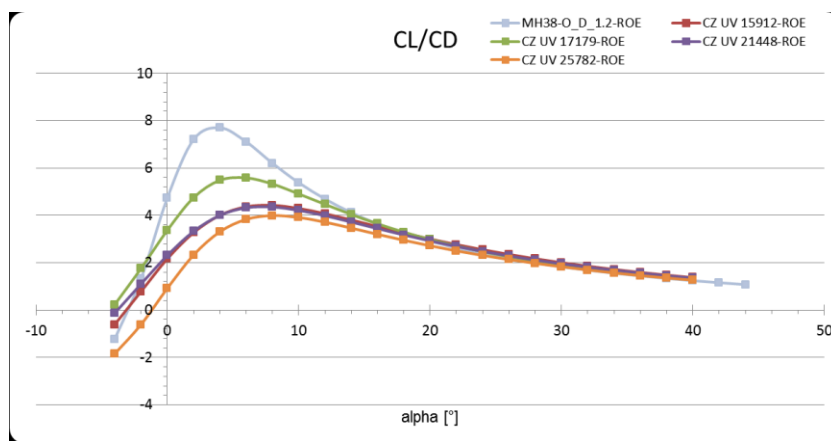
Obr. 6.19: Vztlakové křivky křídel s vybranými profily užitných vzorů (Mach 0,0441; $Re 1,04 \times 10^5$)



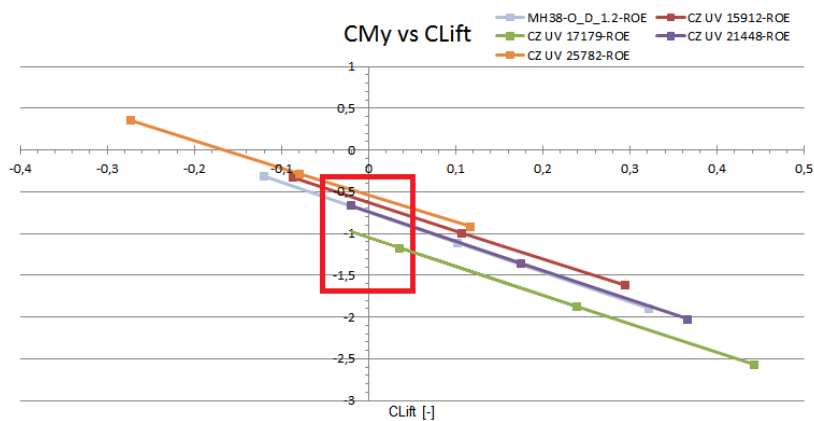
Obr. 6.20: Odporové křivky křídel s vybranými profily užitných vzorů (Mach 0,0441; $Re 1,04 \times 10^5$)



Obr. 6.21: Poláry křidel s profily užitných vzorů (Mach 0,0441; $Re\ 1,04 \times 10^5$)



Obr. 6.22: Aerodynamická jemnost křidel s profily užitných vzorů (Mach 0,0441; $Re\ 1,04 \times 10^5$)



Obr. 6.23: Křivka součinitele klopného momentu vzhledem k součiniteli vztlaku pro křídla s profily užitných vzorů (Mach 0,0441; $Re\ 1,04 \times 10^5$)

Z grafů je možné vidět, že křídlo s profilem MH 38-D_1.2 má nejlepší aerodynamickou jemnost do úhlu náběhu cca 14°. I když je možné pozorovat od 30° a výše nejnižší hodnoty, jsou jednotlivé aerodynamické jemnosti srovnatelné.

Součinitel vztlaku je do cca 12° srovnatelný s CZ-UV-21448; nad 12° je srovnatelný s CZ-UV-17179, a od 20° se jedná o nejlepší parametry ze zkoumaných křídel.

Odporový součinitel je pro úhly náběhu -4° až 10° ze všech profilů jednoznačně nejnižší. Na druhou stranu od 20° dochází oproti ostatním k výraznému nárůstu.

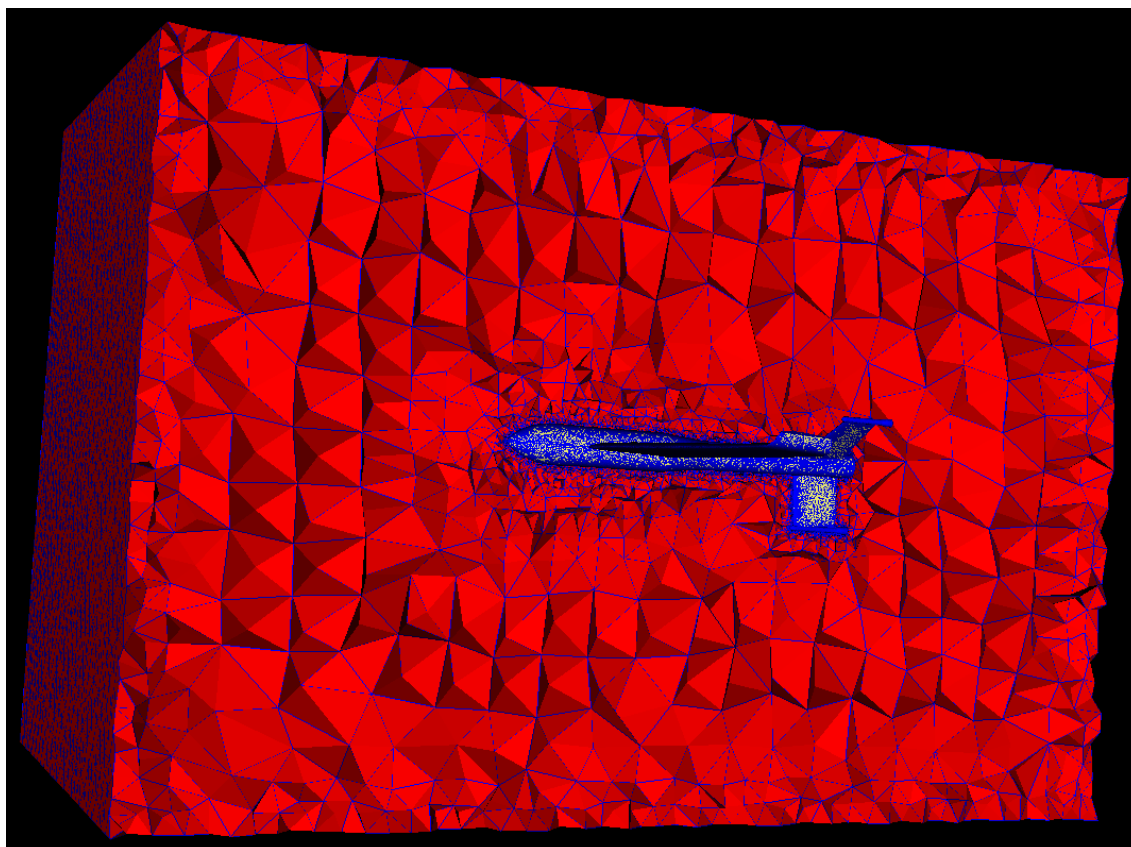
MH 38-D_1.2 má srovnatelný klopný moment s CZ-UV-21448 a je tak 3.-4. nejlepší profil v této kategorii. Je to v porovnání s těmito profily největší nevýhodou; nicméně celkově pozitiva tohoto profilu stále převažují.

7. 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 [202].

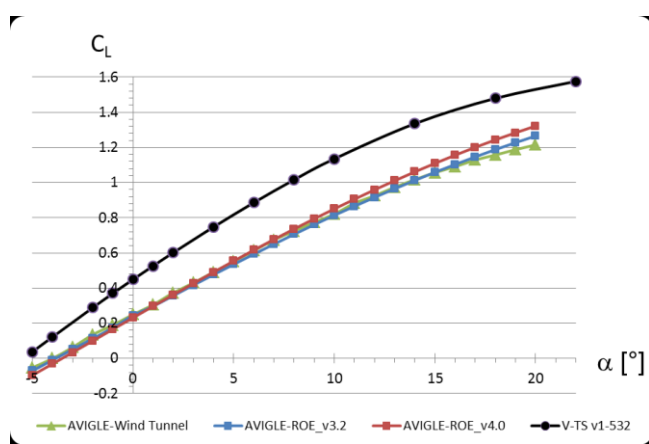
Zjištění aerodynamických koeficientů letounu v podstatě spadá pod obecnou oblast identifikace a popisu systému, díky níž lze následně vytvořit model systému, využitelný v simulacích. Kompletní aerodynamická analýza zahrnuje změnu součinitelů vztlaku, odporu, boční síly, a momentu klopení, klonění a zatáčení 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). Kvalitu meshe lze také vizuálně zhodnotit na *Obr. 7.1*.

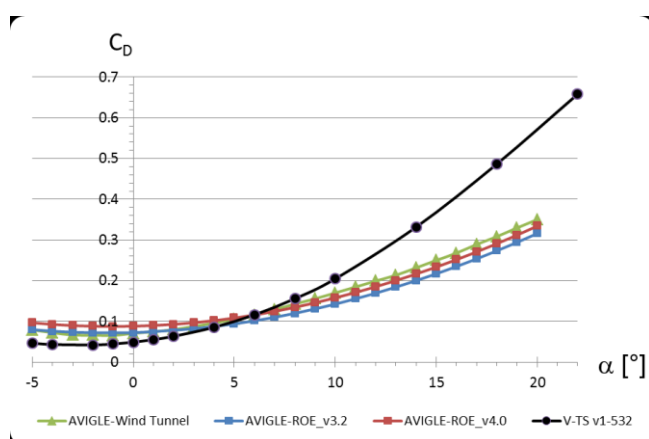


Obr. 7.1: Objemová mesh pro V-TS mini-UAV

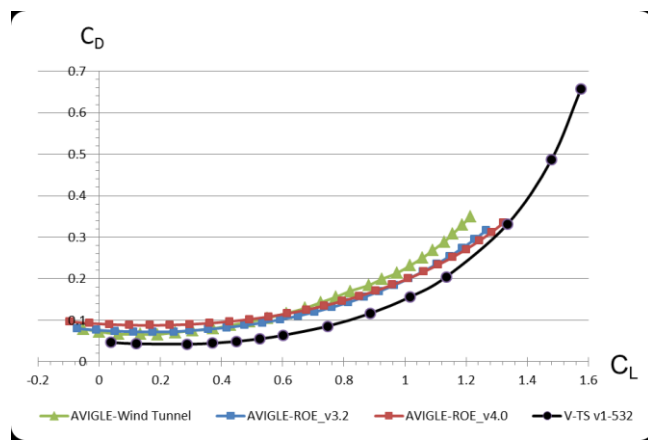
Při aerodynamické analýze byly opět použity RANS rovnice s řešitelem pro stlačitelné proudění; použita byla aplikace SU² verze 4.0. Na *Obr. 7.2*, *Obr. 7.3*, *Obr. 7.4*, *Obr. 7.5* jsou zobrazeny aerodynamické charakteristiky mini-letounu V-TS v1-532, které jsou srovnány s mini-letounem AVIGLE. Tyto charakteristiky byly u V-TS získány pro rychlost 30 m/s (Mach $\approx 0,0882$) a Reynoldsovo číslo 334 340. Tato rychlost byla zvolena kvůli zajištění podobných podmínek jako u mini-letounu AVIGLE, pro který bylo ovšem Reynoldsovo číslo nepatrně vyšší $\approx 3,68 \times 10^5$. Toto bylo důležité pro získání vhodného srovnání mezi těmito dvěma letouny velmi podobné konfigurace. Pro AVIGLE byly v grafu ponechány průběhy z měření v aerodynamickém tunelu a z výpočtů v aplikaci SU² verze 3.2 a 4.0. Tyto charakteristiky jsou zde uvedeny pro naznačení možných odchylek CFD výpočtů od reálných hodnot a také pro zjednodušené porovnání uvedených mini-letounů. Na *Obr. 7.6* je ilustrována rychlost proudění vzduchu po povrchu V-TS pro úhel náběhu 0°.



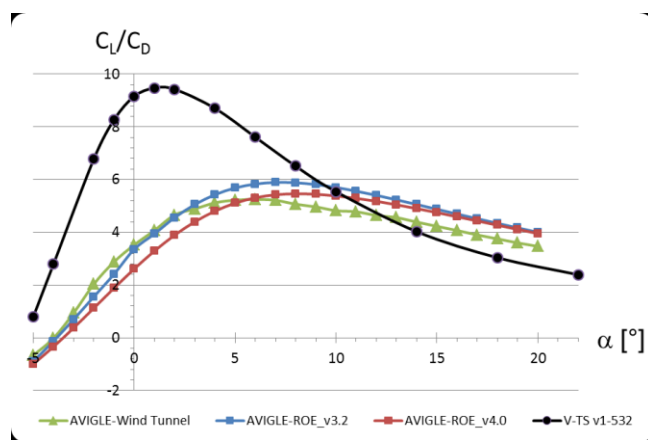
Obr. 7.2: Vztlakové křivky mini-letounů V-TS a AVIGLE (Mach 0,0882; $Re\ 3,34 \times 10^5$)



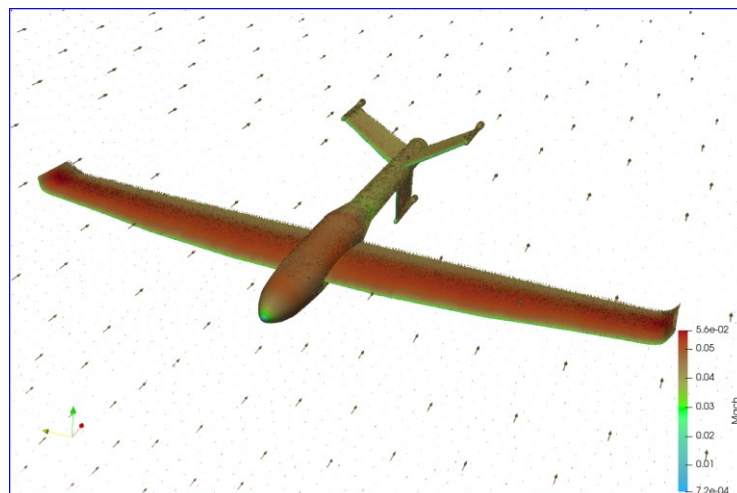
Obr. 7.3: Odporové křivky mini-letounů V-TS a AVIGLE (Mach 0,0882; $Re\ 3,34 \times 10^5$)



Obr. 7.4: Poláry mini-letounů V-TS a AVIGLE (Mach 0,0882; $Re\ 3,34 \times 10^5$)



Obr. 7.5: Aerodynamická jemnost V-TS a AVIGLE (Mach 0,0882; $Re\ 3,34 \times 10^5$)



Obr. 7.6: Rychlost proudění vzduchu po povrchu V-TS pro úhel náběhu 0°

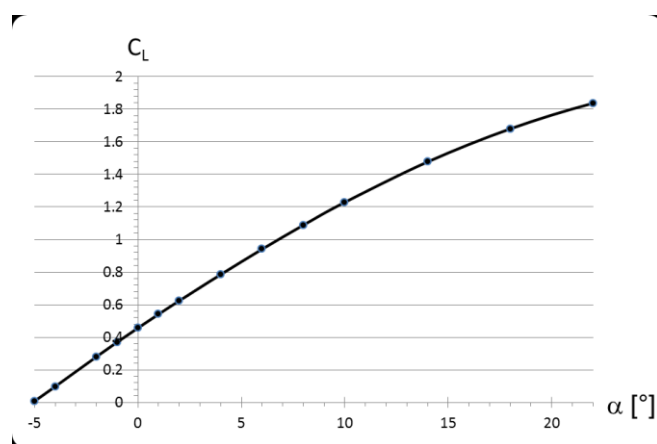
Vztlakové a odporové křivky mohou být při porovnání různých letounů zavádějící. AVIGLE má 1,48krát větší rozpětí křídla a 3,25krát větší obsah křídla než V-TS. Proto je zřejmé, že při přepočtu na vztlakovou sílu by dosáhla vyšších hodnot; nicméně součinitel vztlaku vychází výrazně lépe pro V-TS. Naopak odporová síla by byla menší u V-TS, a to i na vyšších úhlech náběhu ($>15^\circ$), kde je součinitel odporu výrazně horší než u letounu AVIGLE.

Nicméně charakteristiku poměru součinitelů vztlaku vzhledem k součinitelům odporu (aerodynamická jemnost, resp. efektivita) je možné využít pro kvalitativní srovnání aerodynamiky dvou podobných letounů operujících v totožných podmínkách a na téměř stejných Reynoldsových číslech. Je to způsobené také tím, že poměr těchto součinitelů se rovná poměru samotné vztlakové a odporové síly.

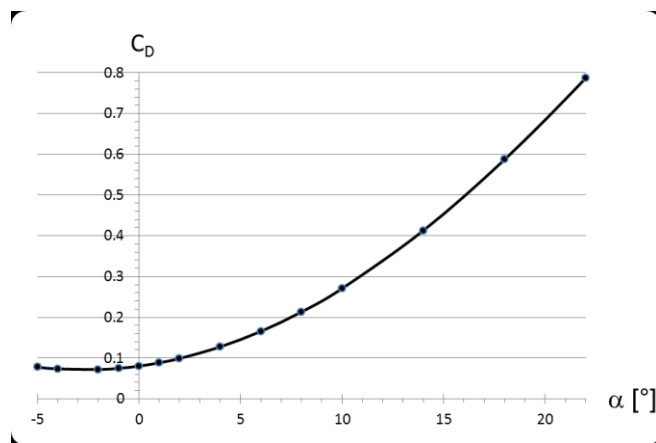
Z výsledků je patrné, že kolem nulového úhlu náběhu (mezi úhly -5° a 10°) má V-TS téměř až 3krát větší aerodynamickou jemnost než AVIGLE. Oblast kolem tohoto úhlu je kritická, protože právě na těchto úhlech létá mini-letoun nejdelší dobu. Na druhou stranu je mini-letoun V-TS nad úhlem 10° již méně aerodynamicky efektivní, což je způsobeno velkým nárůstem součinitele odporu. Např. na úhlu 18° dosahuje V-TS až o 25 % horší aerodynamické vlastnosti a o 67 % vyššího součinitele odporu.

Na druhou stranu, v našem případě není plánován běžný let na takto vysokých úhlech náběhu. Úhly náběhu této velikosti jsou uvažovány pouze během přechodné fáze při změně režimu letu z horizontálního na vertikální a naopak. Tato fáze by přitom měla trvat pouze několik sekund a nejedná se tak o kritickou nevýhodu. Nicméně v budoucnu je plánována optimalizace k jejímu vyřešení.

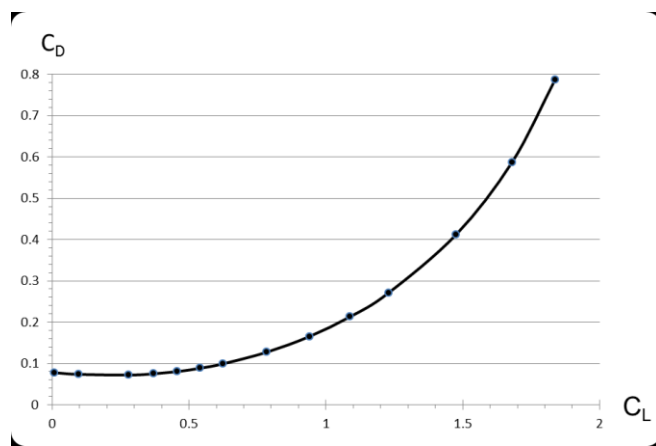
Dále byl mini-letoun V-TS analyzován při rychlosti 15 m/s (Mach 0,0441) a Reynoldsově čísle $1,67 \times 10^5$. Toto souhlasí s běžnými provozními podmínkami mini-letounu. Výsledky lze vidět v grafech na *Obr. 7.7*, *Obr. 7.8*, *Obr. 7.9*, *Obr. 7.10*, a *Obr. 7.11*. V příloze na DVD jsou umístěny také výsledky rozšířené analýzy letounu, které zahrnují úhly náběhu v intervalu -180° až 180° .



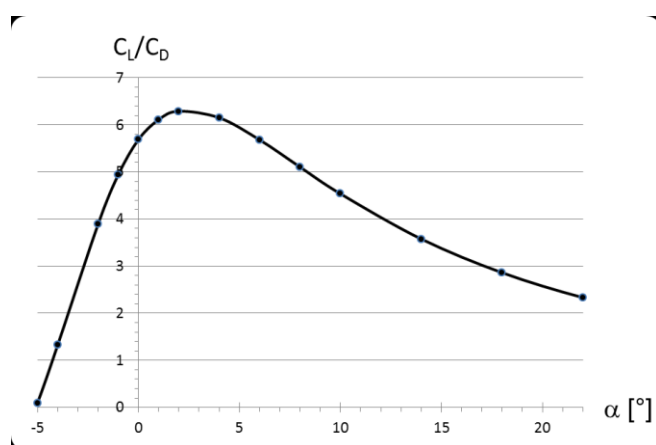
Obr. 7.7: Vztlaková křivka mini-letounu V-TS (Mach 0,0441; $Re 1,67 \times 10^5$)



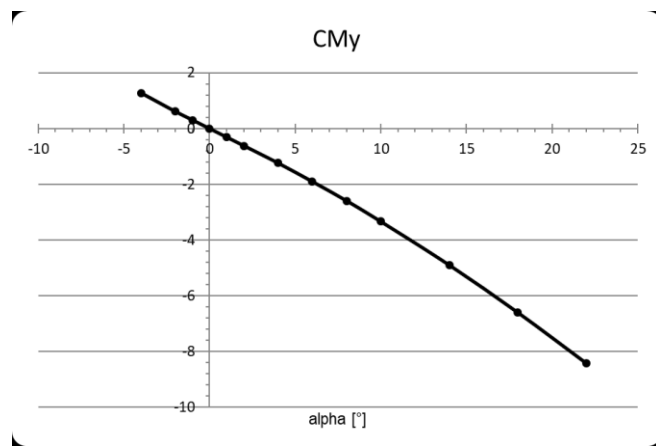
Obr. 7.8: Odporová křivka mini-letounu V-TS (Mach 0,0441; $Re\ 1,67 \times 10^5$)



Obr. 7.9: Polára mini-letounu V-TS (Mach 0,0441; $Re\ 1,67 \times 10^5$)



Obr. 7.10: Aerodynamická jemnost mini-letounu V-TS (Mach 0,0441; $Re\ 1,67 \times 10^5$)



Obr. 7.11: Křivka součinitele klopného momentu mini-letounu V-TS (Mach 0,0441; Re $1,67 \times 10^5$)

Grafy jsou svým průběhem velmi podobné výsledkům při rychlosti 30 m/s – aerodynamická jemnost je velmi dobrá, ale součinitel odporu na vyšších úhlech náběhu výrazně narůstá.

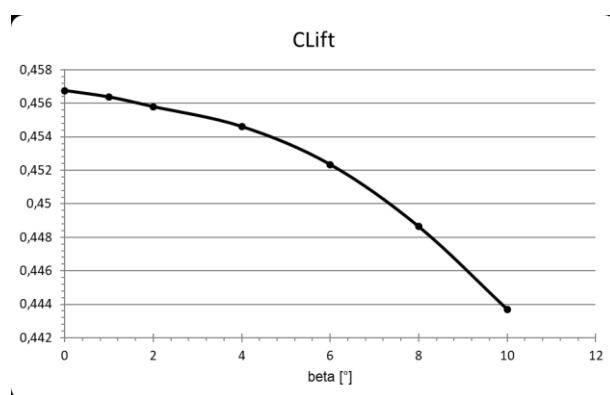
Hodnota C_{L0} je 0,457, což znamená, že křídla budou na úhlu náběhu 0° při rychlosti 15 m/s generovat sílu o velikosti 13,428 N. Tato síla dokáže zvednout objekt o váze přibližně 1,369 kg. Dostatečná síla k nadzvednutí hmotnosti V-TS (tj. 1,5 kg) by měla být generována okolo úhlu náběhu $0,5^\circ$ 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° . 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.

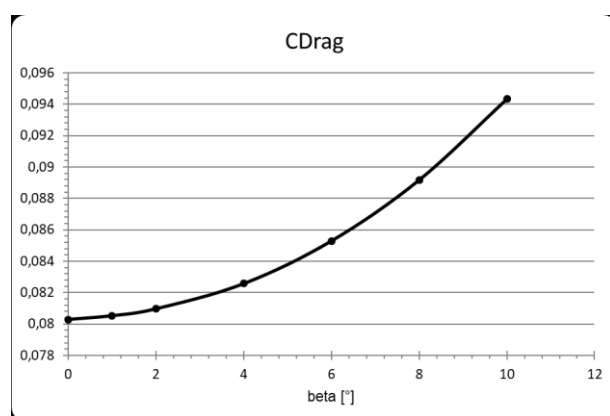
Maximální součinitel vztlaku má hodnotu 2,05 pro úhel náběhu 36° . Nicméně při porovnání reálného a vypočítaného C_{Lmax} u mini-letounu AVIGLE bylo zjištěno, že je tento parametr nadhodnocen o asi 25 %. Reálný odhad tedy je 1,57 na úhlu náběhu 16° . S ohledem na to se hodnota pádové rychlosti pohybuje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

Graf na Obr. 7.11 dokazuje, že V-TS vykazuje dobrou podélnou statickou stabilitu – je zde záporná klopivá derivace ($\frac{\partial C_{My}}{\partial \alpha} < 0$). Pokud je tedy mini-letoun vychýlen z dráhy letu kolem osy y , má tendenci se vracet zpět do původní pozice bez zásahu řídicího systému.

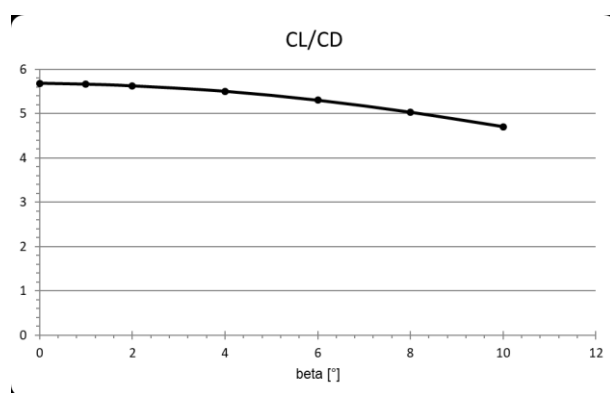
Součástí analýzy je také vyhodnocení změn aerodynamických součinitelů vzhledem k úhlu vybočení (β) letounu. Výsledky je možné vidět na *Obr. 7.12*, *Obr. 7.13*, *Obr. 7.14*, a *Obr. 7.15* a slouží nejenom jakožto vstup pro model ve formátu JSBSim, ale také k posouzení statické směrové stability.



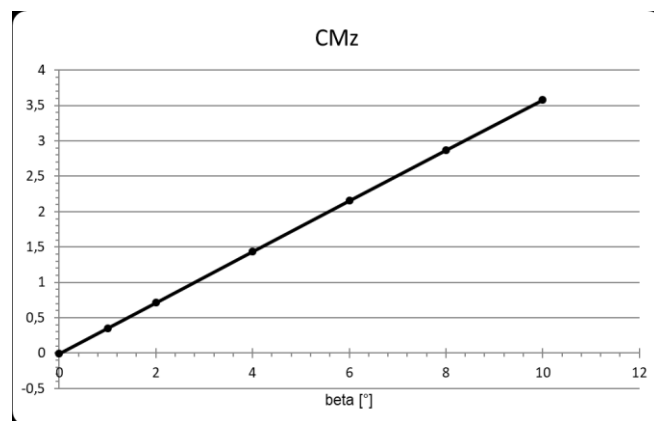
Obr. 7.12: Vztlaková křivka V-TS při vybočení (Mach 0,0441; $Re\ 1,67 \times 10^5$)



Obr. 7.13: Odporová křivka V-TS při vybočení (Mach 0,0441; $Re\ 1,67 \times 10^5$)



Obr. 7.14: Aerodynamická jemnost V-TS při vybočení (Mach 0,0441; $Re\ 1,67 \times 10^5$)



Obr. 7.15: Křivka součinitele zatáčivého momentu mini-letounu V-TS (Mach 0,0441; $Re 1,67 \times 10^5$)

Dle očekávání vztlakový součinitel se vzrůstajícím úhlem vybočení klesá, a naopak odporový součinitel roste; což vede k poklesu aerodynamické jemnosti. Graf na Obr. 7.15 dokazuje, že V-TS vykazuje dobrou směrovou statickou stabilitu – je zde kladná bočivě-zatáčivá derivace ($\frac{\partial C_{Mz}}{\partial \beta} > 0$). Pokud je tedy mini-letoun vychýlen z dráhy letu kolem osy z , má tendenci se vrátit zpět do původní pozice bez zásahu řídicího systému.

Celkově lze uvést, že pro náš účel je mini-letoun V-TS dostatečně aerodynamicky efektivní a staticky stabilní.

Aerodynamická analýza pro řídicí plochy mini-letounu je umístěna pouze na DVD; nicméně výsledky byly aplikovány do modelu letounu uvedeného v kapitole 8.

8. 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 kapitole 7.

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 9). 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).

Všechny soubory jsou uvedeny v příloze na DVD a zde budou stručně popsány jen hlavní části, protože dohromady se jedná o více jak 3000 řádků XML.

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 ukázce 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*), pozici 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. JSBSim může modelovat 2 typy kontaktních bodů: BOGEY, který se používá pro podvozek a STRUCTURE, který se používá pro jakoukoliv část letounu, která může reagovat se zemí (např. nos letounu, trup, hrany křídel, ocas apod.). Je potřeba zdůraznit, že JSBSim jiným způsobem kolize netestuje, a proto je nutné uvést aspoň 3 základní body struktury, které letoun definují.

Níže je uveden jeden kontaktní bod typu BOGEY a 1 typu STRUCTURE, zbytek je dohledatelný v souboru. Celkově se v něm nachází 4 body typu BOGEY pro dosedové ocasní části a 12 bodů typu STRUCTURE pro definici hran letounu.

Vzhledem k tomu, že v našem případě není nutné odpružení podvozku, byla zde nastavena vysoká hodnota; totéž platí i pro koeficient tlumení. Podvozek je uveden jako pevný (*max_steer* = 0) a nestažitelný (*retractable* = 0). Je zde uvedena jak poloha, tak i orientace a statické, dynamické a valivé tření. Struktura se liší pouze absencí specifických informací pro podvozek

(*brake_group*, *max_steer*, *retractable*), orientace/rotace, a valivým třením (a samozřejmě způsobem výpočtu kontaktu se zemí).

```

<ground_reactions>
  <contact type="BOGEY" name="TAIL_LEFT_CENTER">
    <location unit="M">
      <x> 0.8 </x>
      <y> -0.152 </y>
      <z> 0.091 </z>
    </location>
    <orientation unit="DEG">
      <pitch>-90.00 </pitch>
      <roll> 0.00 </roll>
      <yaw> 0.00 </yaw>
    </orientation>
    <static_friction> 0.8 </static_friction>
    <dynamic_friction> 0.6 </dynamic_friction>
    <rolling_friction> 0.02 </rolling_friction>
    <spring_coeff unit="N/M"> 11000 </spring_coeff>
    <damping_coeff unit="N/M/SEC"> 2200 </damping_coeff>
    <max_steer unit="DEG"> 0 </max_steer>
    <brake_group> CENTER </brake_group>
    <retractable>0</retractable>
  </contact>
  <contact type="STRUCTURE" name="nose">
    <location unit="M">
      <x> 0.00 </x>
      <y> 0.00 </y>
      <z> 0.00</z>
    </location>
    <static_friction> 0.80 </static_friction>
    <dynamic_friction> 0.50 </dynamic_friction>
    <spring_coeff unit="N/M"> 800 </spring_coeff>
    <damping_coeff unit="N/M2/SEC2" type="SQUARE"> 7
  </damping_coeff>
    <damping_coeff_rebound unit="N/M2/SEC2" type="SQUARE"> 300
  </damping_coeff_rebound>
  </contact>
  ... <!-- vynechané kontaktní body -->
</ground_reactions>

```

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.

<propulsion>

```
<engine file="400W" name="engine_left">
  <location unit="M">
    <x> 0.29 </x>
    <y> -0.3225 </y>
    <z> 0 </z>
  </location>
  <orient unit="DEG">
    <roll> 0.0 </roll>
    <pitch> 180.0 </pitch>
    <yaw> 0.0 </yaw>
  </orient>
  <feed>0</feed>
  <thruster file="APC_12x6E">
    <location unit="M">
      <x> 0.36 </x>
      <y> -0.3225 </y>
      <z> 0 </z>
    </location>
    <orient unit="DEG">
      <roll> 0.0 </roll>
      <pitch> 0.0 </pitch>
      <yaw> 0.0 </yaw>
    </orient>
    <sense> -1 </sense>
    <p_factor>1.0</p_factor>
  </thruster>
</engine>
```

... <!-- vynechaný pravý motor -->

... <!-- vynechaná nádrž s palivem -->

</propulsion>

Níže je uvedena definice již zmíněného elektrického motoru o výkonu 400W.

```

<electric_engine name="electric_400w">
  <power unit="WATTS"> 400.00 </power>
</electric_engine>

```

Následuje specifikace vrtule APC 12×6E. Údaje byly převzaty z měření od výrobce [208], 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, křídélka, klapky a plynové pedály. Pro zkrácení je níže

zobrazena jen definice výškovky. Nicméně princip definice je pro křidélka, směrovku a klapky obdobný; pro plynové pedály je provedena pouze limitace na interval $\langle 0, 1 \rangle$, kde 1 znamená 100% výkon.

Pro výškovku je zde 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.

```
<flight_control name="FCS: V-TS">
  <channel name="All">
    <summer name="fcs/pitch-trim-sum">
      <input>ap/elevator_cmd</input>
      <input>fcs/elevator-cmd-norm</input>
      <input>fcs/pitch-trim-cmd-norm</input>
      <clipto>
        <min>-1</min>
        <max>1</max>
      </clipto>
    </summer>
    <aerosurface_scale name="Elevator Control">
      <input>fcs/pitch-trim-sum</input>
      <range>
        <min>-0.523598776</min>
        <max>0.523598776</max>
      </range>
      <output>fcs/elevator-pos-rad</output>
    </aerosurface_scale>
    <aerosurface_scale name="Elevator Normalized">
      <input>fcs/elevator-pos-rad</input>
      <domain>
        <min>-0.523598776</min>
        <max> 0.523598776</max>
      </domain>
      <range>
        <min>-1</min>
        <max> 1</max>
      </range>
      <output>fcs/elevator-pos-norm</output>
    </aerosurface_scale>

... <!-- vynechány řídicí prvky pro levé a pravé křidélko -->
... <!-- vynechány řídicí prvky pro směrovku -->
```



```

... <!-- vynechány řídicí prvky pro klapky -->
... <!-- vynechány řídicí prvky pro plynové pedály obou motorů -->
</channel>
</flight_control>

```

Konec definice letounu obsahuje aerodynamické údaje. Toto je nejobsáhlejší část konfiguračního souboru s cca 776 řádky (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 dle vzorce (2.17) 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>

```

Následujícím způsobem jsou v souboru odkazovány již zmíněné systémy pro využití globálního polohového systému a waypointů (*GNCUtilities*), detekci havárií (*crash-detect*) a řídicího systému autopilota (*autopilot-JSBSim*).

```
<system file="Systems\GNCUtilities"/>
<system file="Systems\crash-detect"/>
<autopilot file="Systems\autopilot-JSBSim"></autopilot>
```

Tyto jednotlivé sekce dohromady popisují parametry modelu, které jsou dosazovány do nelineárních rovnic modelu letové dynamiky uvnitř JSBSim.

Pokud je potřeba vyjádřit konkrétní lineární časově nezávislý matematický model letounu použitím stavového popisu systému pomocí rovnic (2.14) a (2.15), je nutné nejdříve letoun vyvážit (trimovat) při letu o definované rychlosti. Vyvážení znamená zajištění rovnoměrného letu s nulovými úhlovými rychlostmi [168]. Dále je nutné provést samotnou linearizaci rovnic a vyexportovat údaje jednotlivých matic A , B , C , D a počátečního inicializačního vektoru x_0 z JSBSim.

PŘÍLOHA P IV a PŘÍLOHA P V obsahuje údaje matic lineárního modelu vyváženého při rychlosti 15 m/s (rychlost, pro kterou byl letoun navržen) pro vodorovnou a vertikální dráhu letu. Pro lepší přehlednost byly velice nízké, zanedbatelné hodnoty (menší/větší než $\pm 1 \times 10^{-8}$) nastaveny na 0. Vektory x a u jsou definovány jako (8.1) a (8.2), kde V_t je celková rychlost, φ je zeměpisná šířka, λ zeměpisná délka, h je nadmořská výška, rpm_0 a rpm_1 jsou otáčky levé a pravé vrtule, dále pak δ_t , δ_a , δ_e , δ_r určují nastavení (v tomto pořadí) plynového pedálu, křídélek, výškovky a směrovky.

$$x = [V_t \quad \alpha \quad \theta \quad q \quad \beta \quad \phi \quad p \quad r \quad \psi \quad \varphi \quad \lambda \quad h \quad rpm_0 \quad rpm_1]^T \quad (8.1)$$

$$u = [\delta_t \quad \delta_a \quad \delta_e \quad \delta_r]^T \quad (8.2)$$

9. 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

V následujících podkapitolách jsou prezentována jejich řešení.

9.1 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 [202].

Jak již bylo naznačeno, řídicí systém navrženého mini-letounu je kombinací řídicích systémů letounu s pevným křídlem a duokoptéry³; 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 zajišťují⁴.

Je potřeba zdůraznit, že některé části režimů řízení nemohou fungovat společně. Např. u horizontálního letu se vyrovnání křídel, kdy v podstatě říkáme letounu, aby držel kurz s vodorovně vyrovnanými křídly, vylučuje s řízením směru letu, kdy můžeme dát požadavek, ať letoun změni směr ze západu na východ (zjednodušeně řečeno). Prvně zmíněný řídicí režim by ve změně směru letu zabránil a společně s druhým režimem by mohly způsobit až nestabilitu letounu. Proto byly do řídicího systému před akční členy přidány přepínače, které vylučují chod více režimů řízení najednou pro stejné akční členy.

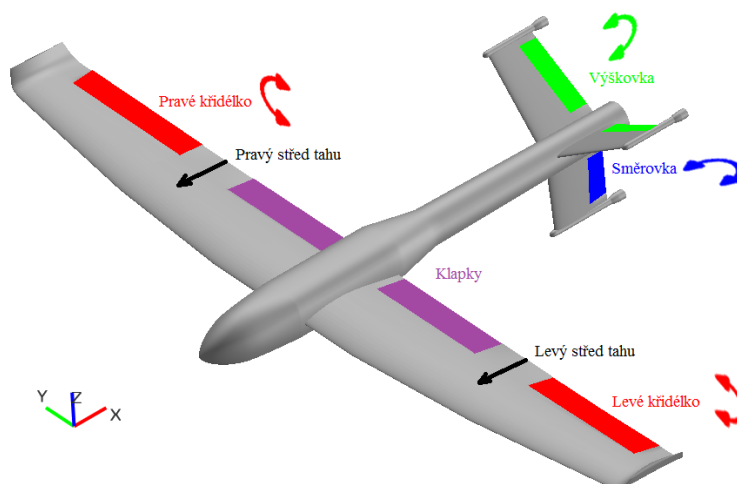
9.1.1 Režim horizontálního letu

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 zatačení). V případě nutnosti nebo volby letu při nízkých rychlostech je také možné využít klapky pro zvýšení vztlaku.

³ Duokoptéra je obecně letoun se dvěma rotory – v podstatě se podobá helikoptéře s tandemovým uspořádáním rotorů.

⁴ Např. řízení výšky letu – horizontální kormidlo při horizontálním letu vs. synchronní tah motorů při vertikálním letu.

Tento režim tedy kopíruje řízení letadla tak, jak je ilustrováno na *Obr. 9.1*. Vzhledem k tomu, že je tento režim letu obecně znám a jeho princip byl také uveden v teoretické části v kapitole 2.1.1, je zde shrnut jen stručně.



Obr. 9.1: Řídicí prvky v režimu horizontálního řízení

V konfiguraci dvoumotorového letounu je nutné zajistit synchronizaci obou motorů, aby nedocházelo k rotaci letounu kolem osy z . Je také potřeba zdůraznit, že ačkoliv motory v kombinaci s vrtulemi mají základní vliv na rychlost letu, nejedná se o jediný řídicí prvek v tomto procesu. Výškovkou je totiž nutné nastavit vhodný úhel náběhu letounu pro generování dostatečného vztlaku křídel. Bez dostatečného vztlaku by motory musely pro zajištění přímého letu generovat mnohem vyšší tah.

Obecně slouží směrovka pro vyrovnání vybočení, jak u přímého letu, tak i při zatáčení. Křídélka jsou použita pro změnu směru letu nebo pro vyrovnání křídel. Při zatáčení mohou být používány společně se směrovkou.

Výškovka je použita pro změnu výšky, resp. úhlu podélného sklonu. Je potřeba uvést, že změna výšky je samozřejmě možná jen v kombinaci s adekvátním tahem generovaným vrtulemi.

Ještě je potřeba zdůraznit, že síla, kterou jsou schopny jednotlivé řídicí plochy vygenerovat je závislá na jejich velikosti, vychylce, a rychlosti a směru proudění okolo dané plochy.

9.1.2 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

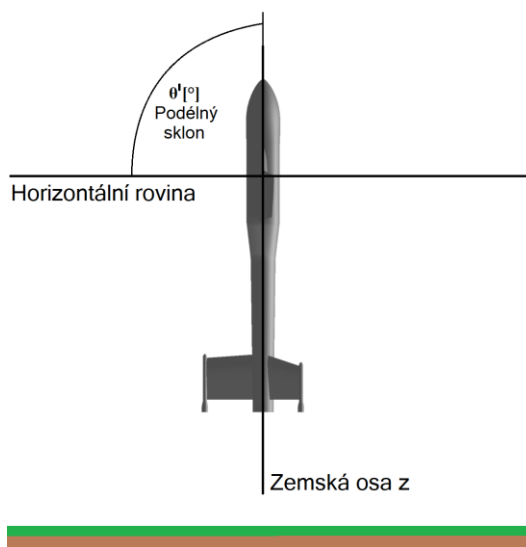
měnit směr letu (vedlejším produktem zde ale může být i změna pozice a výšky) a vertikální úhel bočního náklonu. Změna směru letu může být ještě zajištěna horizontálním kormidlem anebo křídélky, ale jen během změny pozice. Je potřeba také dodat, že pokud by výkon motorů byl při nejmenším poblíž maximální 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 křídélek, 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.

Jak již bylo zmíněno, tento režim letu umožňuje vertikální vzlet a přistání. Pro naši konfiguraci je řízení podobné jako u helikoptéry s tandemovým uspořádáním rotorů a multi-koptér, ale nelze jej považovat za úplně stejné – v těchto konfiguracích např. není potřeba řešit změnu režimů letu, od helikoptéry se letoun liší absencí cyklicky a upřednostněním vrtulí před rotory, na rozdíl od běžných multi-koptér jsou u letounu pouze dvě vrtule.

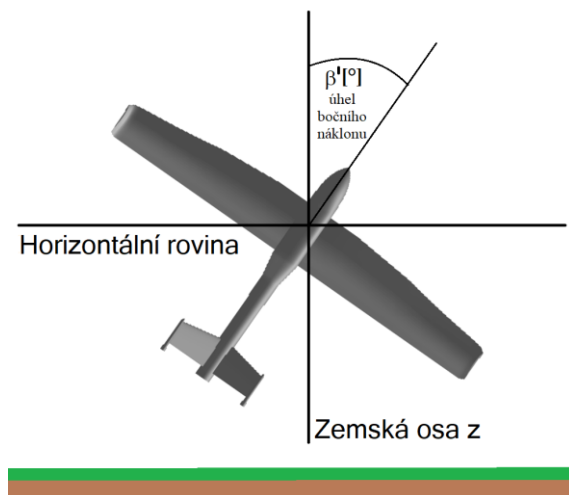
Pro zajištění jednoduchosti jsou zde některé parametry používány stejně jako v režimu letadlo, ale mohou se u nich vyskytovat jisté odlišnosti, které si žádá princip fungování řídicího systému.

U úhlu podélného sklonu (viz *Obr. 9.2*) je pro správné řízení nutné rozšířit hodnoty až na úhel 180° (přepočít lze provést s využitím úhlu příčného náklonu). V tomto režimu letu je tento úhel v podstatě využíván jako úhel příčného náklonu, přičemž letoun je vyrovnán na hodnotě 90° .



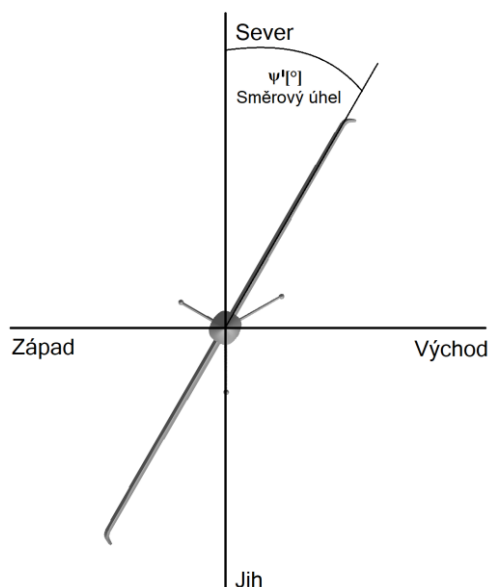
Obr. 9.2: Modifikovaný úhel podélného sklonu pro režim duokoptéry

Dalším úhlem je úhel bočního náklonu, který je v tomto režimu měřen vzhledem k vertikální ose zemského souřadnicového systému, jak je ukázáno na *Obr. 9.3*. Je nutné jej vypočítat pomocí úhlu podélného a příčného náklonu letadla.



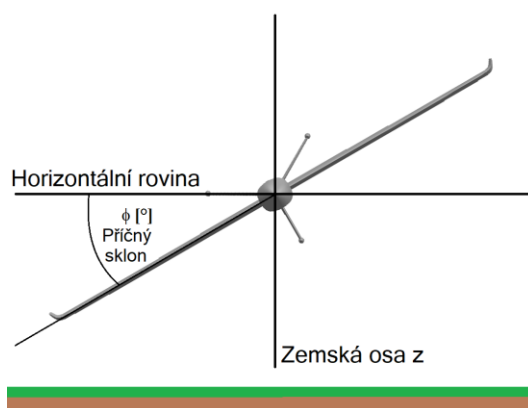
Obr. 9.3: Úhel bočního náklonu pro režim duokoptéry

Pro tento režim byl směrový úhel definován z pohledu od levého křídla k pravému křídlu. Směrový úhel již proto není možné vztahovat k nosu letounu; na místo toho musí být vztažen k pravému křídlu, jak je ilustrováno na *Obr. 9.4*.



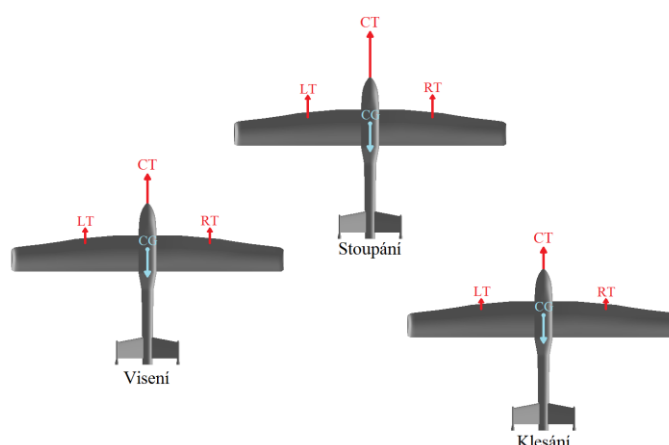
Obr. 9.4: Modifikovaný směrový úhel v režimu duokoptéry

Úhel příčného náklonu je zde chápán stejně jako v režimu letadlo (viz *Obr. 9.5*) a jeho využití je primárně pro přepočet úhlů.



Obr. 9.5: Úhel příčného náklonu využitý pro přepočítání ostatních úhlů

Obr. 9.6 demonstruje princip změny výšky v režimu duokoptéry. Pokud je celkový tah obou synchronizovaných vrtulí větší než tíha letounu, tak dochází ke stoupání. Pokud je stejná, tak letoun visí ve vzduchu. A pokud je nižší, letoun klesá, popř. při příliš nízkém tahu padá. Je tedy potřeba zajistit, že v tomto režimu bude nastavena minimální bezpečná hodnota tahu, která bude vrtulemi zajištěna prostřednictvím otáček motoru.



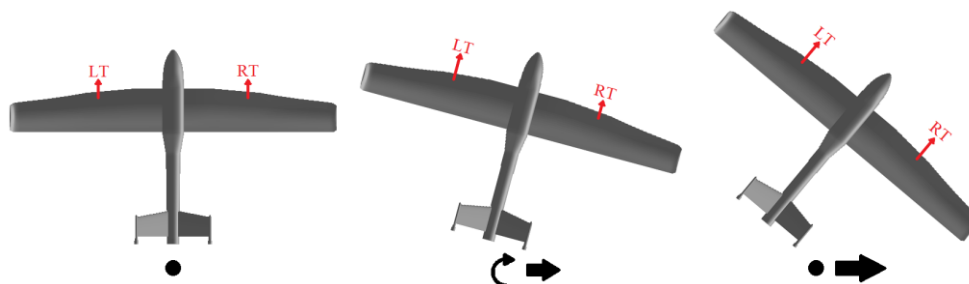
Obr. 9.6: Změna výšky v režimu duokoptéry

Na rozdíl od helikoptér a multi-koptér má díky aerodynamickým silám a řídicím plochám mini-letoun V-TS při pádu mnohem větší šanci na jeho vybrání a na pokračování letu aspoň v horizontálním režimu. Jinými slovy, pád může být většinou kontrolován, což z něj teoreticky činí bezpečnější typ letounu.

Obr. 9.7 reprezentuje změnu polohy letounu zvýšením tahu jedné (levé) vrtule, což vede ke zvýšení bočního náklonu letounu. Poté následuje dorovnání tahu druhou (pravou) vrtulí, která zabrání zvyšování bočního náklonu a vede k posunutí letounu požadovaným směrem.

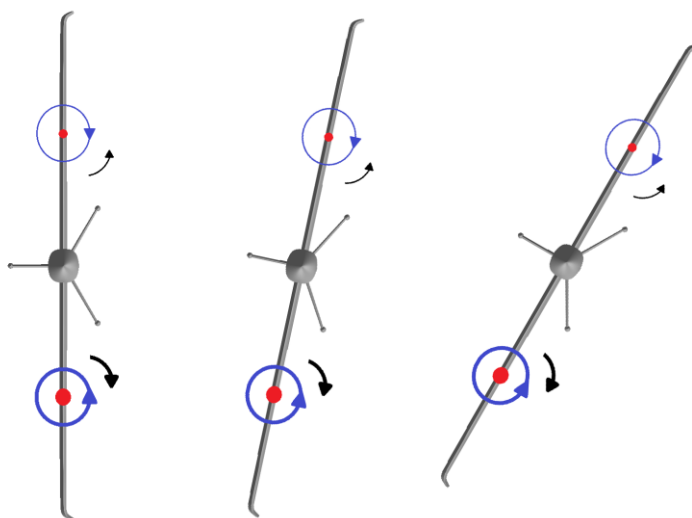
Kvůli dočasnému rozdílu v točivých momentech vrtulí dochází k malé změně ve směru letu; nicméně toto může být korigováno během letu. Tento problém by

se dal vyřešit také použitím proměnného stoupání vrtule, resp. úhlu náběhu listů rotoru (různé stoupání vrtulí zde znamená různý tah při stejném točivém momentu). Nicméně, jak už bylo zmíněno, pro zjednodušení řízení je zde limitace použití vrtule s fixním stoupáním.



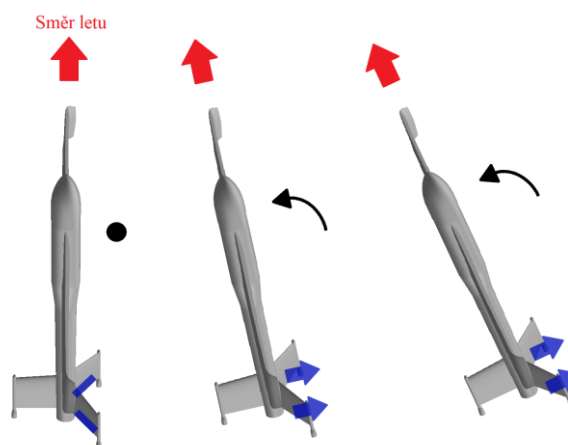
Obr. 9.7: Změna polohy letounu v režimu duokoptéry

Velkým rozdílem mezi řízením duokoptéry a multi-koptéry je změna směru letu pomocí točivého momentu – princip je naznačen na *Obr. 9.8*. Pokud je použit tento typ řízení, dojde také ke změně polohy letounu. Aby se nejednalo o příliš velkou změnu pozice, měl by být rozdíl otáček vrtulí co možná nejmenší. Tato parazitická změna nemůže být bohužel jednoduše korigována. Stejně jako v minulém případě, by i zde bylo možné tento problém vyřešit použitím proměnného stoupání vrtule, resp. úhlu náběhu listů rotoru (různé stoupání vrtulí zde znamená stejný tah při různém točivém momentu).



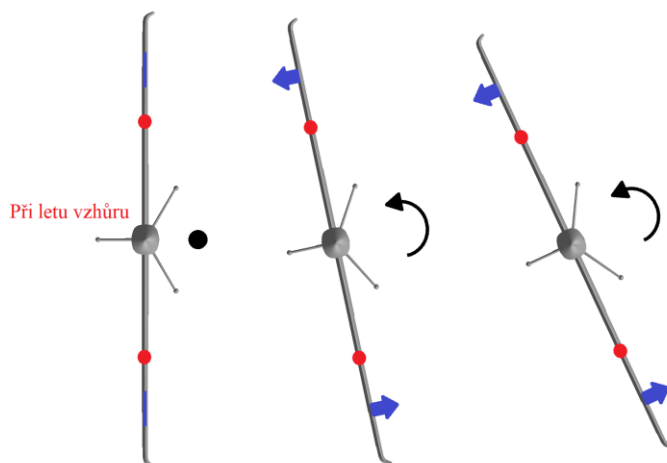
Obr. 9.8: Změna směru letu pomocí točivého momentu v režimu duokoptéry

Jak je ukázáno na *Obr. 9.9*, změnu směru je možné také dosáhnout použitím horizontálního kormidla. Toto je ale možné jen při změně pozice letounu. Tato možnost se jeví jako vhodnější a bezpečnější vzhledem k řízené změně polohy.



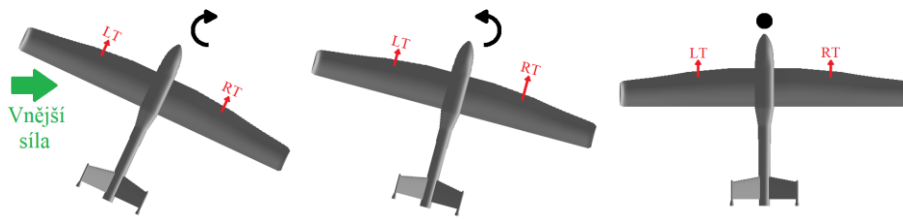
Obr. 9.9: Změna směru letu pomocí horizontálního kormidla v režimu duokoptéry

Nicméně existuje ještě třetí možnost změny směru bez nutnosti změny pozice letounu. Tento způsob, který je prezentován na *Obr. 9.10* využívá křídélka během změny výšky letounu. Jakmile je dosaženo daného směru, může letoun opět sestoupit na původní výšku, pokud je to potřeba. Poslední zmíněné typy řízení směru letu mohou být použity u velké většiny případů a vzhledem k jejich větší bezpečnosti by měly být preferovány. Je dobré poznamenat, že pokud by byla použita tažná vrtule, jejíž tahem vyvolané proudění by obtékalo plochy okolo křidélek, mělo by být možné měnit směr i bez nutnosti změny výšky.

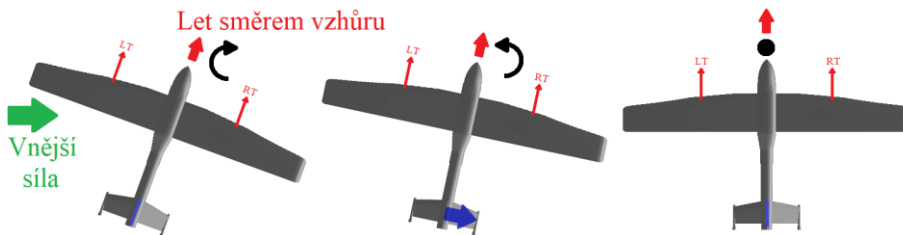


Obr. 9.10: Změna směru letu pomocí křidélek v režimu duokoptéry

Úhel bočního náklonu má dvě metody řízení, které na něj mohou být aplikovány. První je uvedena na *Obr. 9.11* a používá zvýšení tahu vrtule, který vyrovná úhel bočního náklonu. Tato metoda je vhodnější při visu letounu. Naopak na *Obr. 9.12* je vidět možnost využití vertikálního kormidla, které opět pro správnou funkčnost potřebuje proudění okolo řídicí plochy, např. během změny výšky nebo pozice letounu. Použití vertikálního kormidla je opět bezpečnější a více energeticky úspornější, ale samozřejmě ne vždy možné.

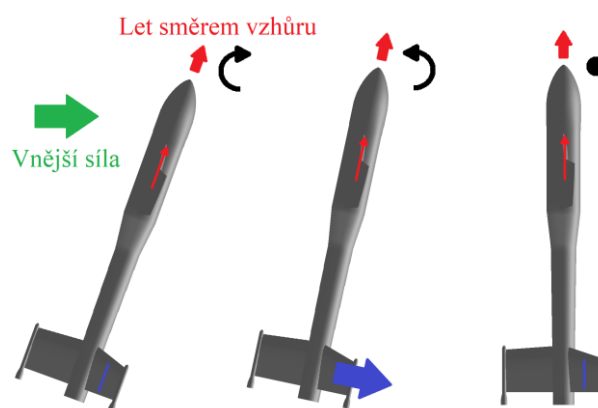


Obr. 9.11: Změna úhlu bočního náklonu pomocí vrtulí v režimu duokoptéry



Obr. 9.12: Změna úhlu bočního náklonu pomocí vertik. kormidla v režimu duokoptéry

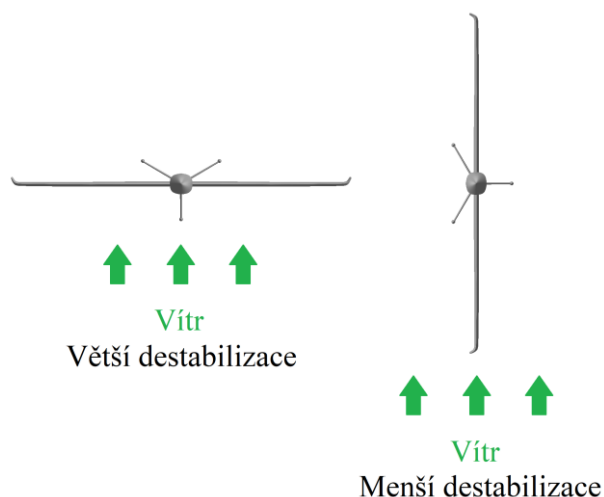
Pravděpodobně největším problémem duokoptéry je řízení úhlu podélného sklonu. Jediné řešení je použít horizontální kormidlo během změny výšky, jak lze vidět na Obr. 9.13; popř. je možné jej použít i během změny pozice. Nicméně během visu takto není možné dlouhodobě stabilizovat letoun. Zde by mohly pomoci otočné vrtule; nicméně vzhledem k jejich složitějšímu řízení a vzhledem k tomu, že má režim duokoptéry primárně sloužit pro vertikální vzlet a přistání tohoto letounu, není tato možnost uvažována. Opět je dobré zmínit, že pokud by generované proudění vrtule obtékalo kolem výškovky, bylo by možné změnit tento úhel bez nutnosti měnit výšku.



Obr. 9.13: Změna úhlu podélného sklonu v režimu duokoptéry

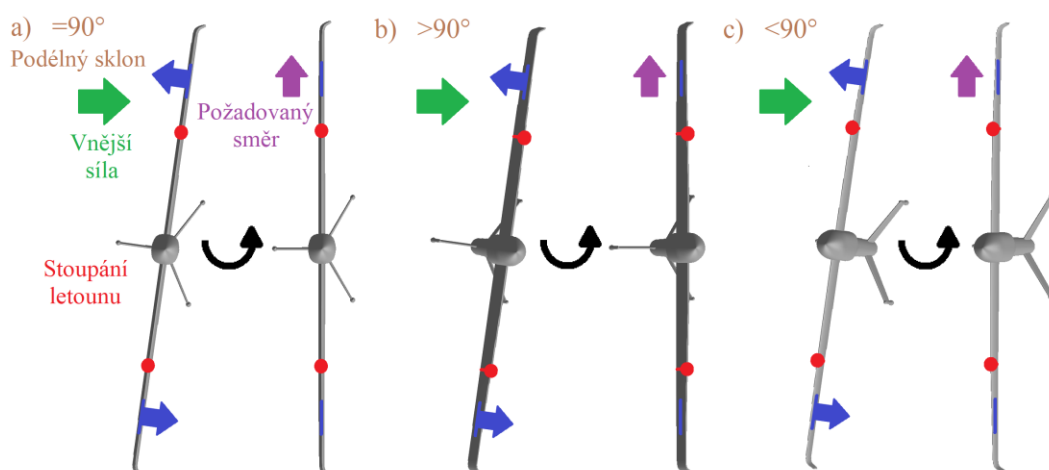
Pokud dochází k destabilizaci podélného sklonu prostřednictvím externího vlivu, může být tento vliv minimalizován vhodnou orientací křídel, jak je

uvedeno na *Obr. 9.14*. Nejenom, že při natočení letounu křídly směrem k vlivu destabilizace, např. větru, dojde ke snížení plochy letounu, která je ovlivněna, ale je také možné využít jeden z typů řízení úhlu bočního náklonu pro případné vyrovnání vlivu. Naneštěstí není vždy jednoduché nebo možné nalézt směr destabilizace během letu, navíc se může směr měnit, nebo může existovat více zdrojů destabilizace než jen jeden. Toto je pravděpodobně největším nedostatkem této konfigurace.



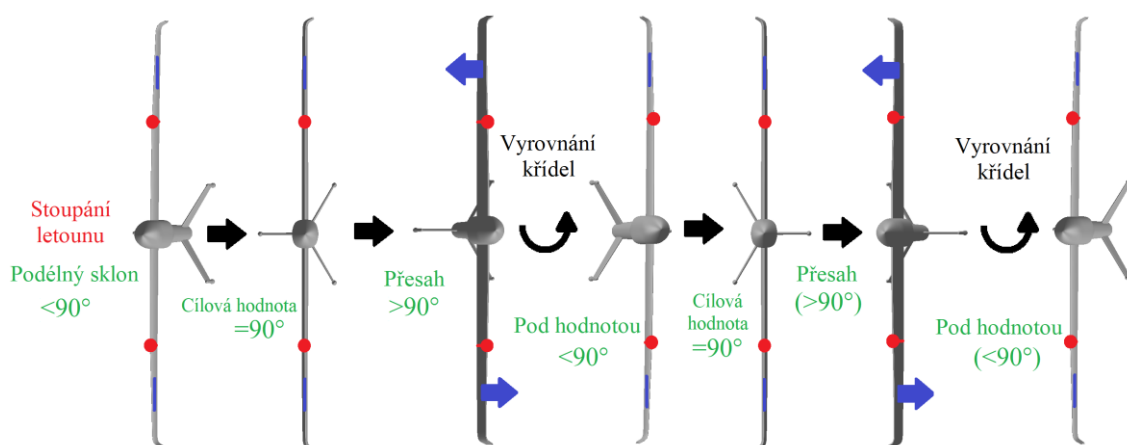
Obr. 9.14: Minimalizace destabilizace úhlu podélného sklonu v režimu duokoptéry

Posledním, ale poměrně důležitým je řízení orientace křídel. Tento typ řízení je nejvíce využitelný během přechodné fáze z horizontálního směru letu na vertikální a naopak. Princip je popsán na *Obr. 9.15*; křídla jsou udržována v jejich počáteční orientaci použitím křidélek a to bez ohledu na úhel podélného sklonu. Tento typ řízení byl v angličtině nazván jako “Wing Orientator”.



Obr. 9.15: Princip chování při řízení orientace křídel v režimu duokoptéry

Jedná se v podstatě o podobný princip řízení pro vyrovnání křídel v režimu letadla (název v angličtině je „Wing Leveler“); nicméně realizace je rozdílná. Vyrovnání křídel vyžaduje pouze zachování nulového úhlu křídel směrem k zemi. Při přechodném manévru by pak po dosažení a překročení 90° modifikovaného úhlu podélného sklonu začala křídla rotovat. Je to způsobeno tím, že se prudce změní úhel příčného náklonu z (ideálně) 0° na $\pm 180^\circ$. Následkem toho dojde v řízení ke snaze vyrovnat křídla zpět na 0° , což vede k nekonečné rotaci tak, jak naznačuje *Obr. 9.16*. Z tohoto tedy vyplynula již zmíněná nutnost záměny řízení hodnoty úhlu sklonu směrem k zemi na hodnotu úhlu sklonu směrem k severu – tj. provedení modifikace směrového úhlu tak, jak bylo znázorněno na *Obr. 9.4*.



Obr. 9.16: Princip chování při řízení vyrovnání křídel v režimu duokoptéry

9.2 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* (viz kapitola 3.2.14) a poprvé byl prezentován v autorově publikaci č. 7 [209]. Jedná se tedy o algoritmus vyvinutý v rámci této disertační 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
- Vzkovovací 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-Nicholovu metodu kritických parametrů popisuje Tabulka 9.1. 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.

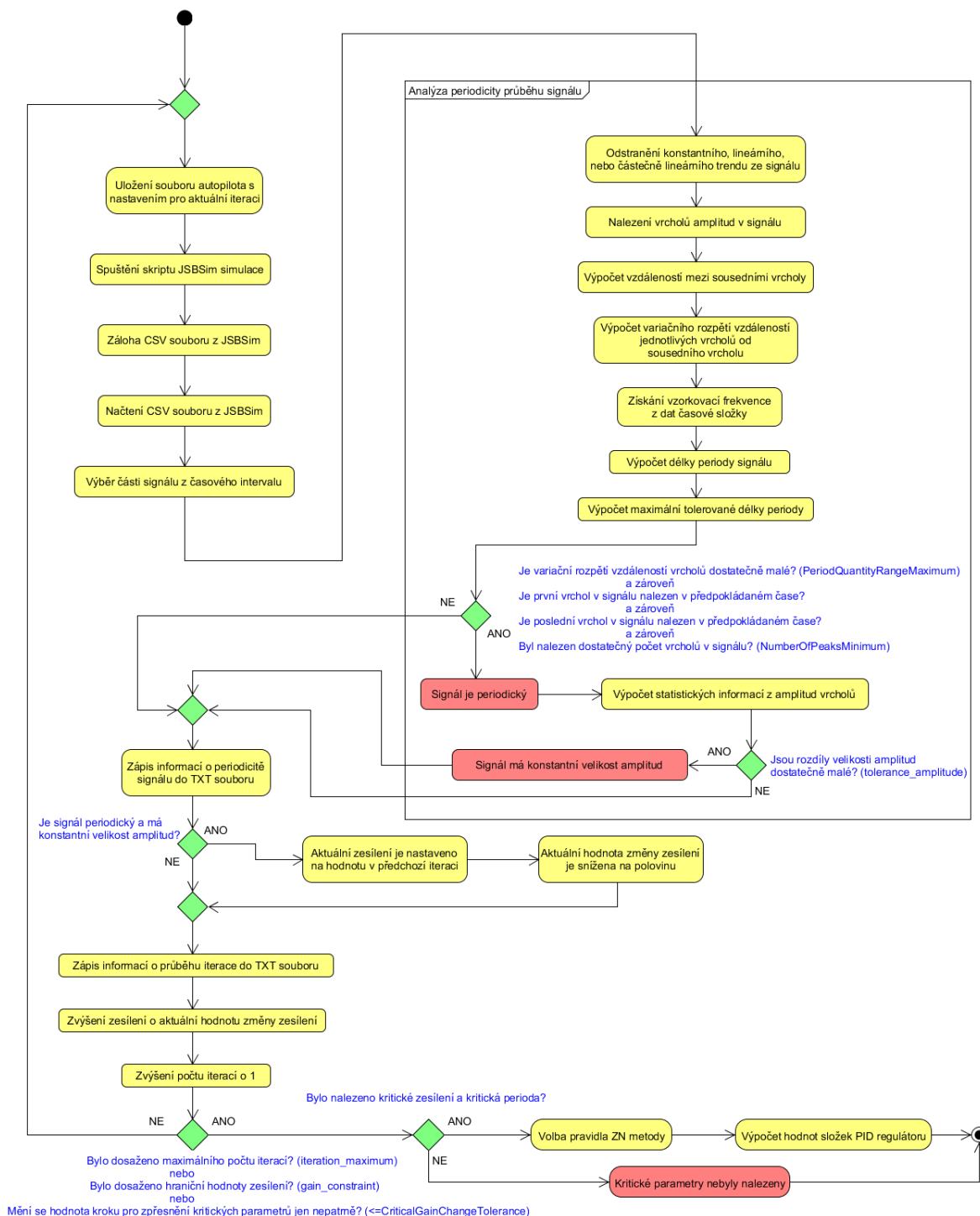
Tabulka 9.1 Parametry algoritmu automatické Ziegler-Nicholovy metody

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).



Obr. 9.17: Aktivní diagram algoritmu automatické Ziegler-Nicholsovy metody

Kompletní algoritmus automatické Ziegler-Nicholsovy metody byl v aplikaci *Control System Designer for JSBSim* implementován způsobem, který je znázorněn v diagramu na *Obr. 9.17*. Slovně je možné jednotlivé kroky algoritmu popsat následovně (konkrétní kód lze nalézt v souborech *JSBSimManager.sci*, *ControllerDesignMethods.sci*, a *peak_detect.sci*):

- Opakování smyčky, dokud není dosaženo maximálního počtu iterací (*iteration_maximum*), nebo dokud není dosaženo hraniční hodnoty zesílení (*gain_constraint*), nebo dokud není změna kritického zesílení nižší než *CriticalGainChangeTolerance*.
 - Na počátku iterace je soubor autopilota s novým nastavením PID regulátoru uložen a zálohován (kvůli sledování průběhu algoritmu).
 - Je spuštěn soubor s JSBSim skriptem simulace.
 - Výstupní CSV soubor z JSBSim je nejdříve zálohován a poté načten.
 - Výběr části signálu z časového intervalu, definovaného uživatelem.
 - Analýza periodicity průběhu signálu regulované odchylky (jak již bylo zmíněno, je potřeba, aby byl signál získán při dostatečně velké vzorkovací frekvenci, v našem případě minimálně 30 Hz; jinak může dojít k nepřesné analýze).
 - Odstranění konstantního, lineárního, nebo částečně lineárního trendu ze signálu.
 - Nalezení vrcholů amplitud v signálu (pokud existují), přičemž jejich umístění je uloženo ve formě indexů, které na ně odkazují. (zde byla použita funkce „*Peaks detector*“, která je součástí souboru *peak_detect.sci* [194])
 - Výpočet vzdáleností mezi sousedními vrcholy (dle indexů).
 - Výpočet variačního rozpětí vzdáleností jednotlivých vrcholů od sousedního vrcholu.
 - Získání vzorkovací frekvence z dat časové složky CSV souboru.
 - Výpočet délky periody signálu za použití střední vzdálenosti vrcholů a vzorkovací frekvence.
 - Výpočet maximální délky periody, která bude tolerována při testu periodicity.
 - Pokud je variační rozpětí vzdáleností vrcholů menší nebo roven hodnotě *PeriodQuantityRangeMaximum*, a zároveň, pokud čas výskytu prvního vrcholu je menší nebo roven maximální délce periody (viz předchozí krok), a zároveň pokud se poslední vrchol vyskytuje v čase, po kterém již žádný další vrchol nemůže následovat z důvodu konce simulace (tato podmínka je opět vyhodnocena pomocí maximální délky periody), a zároveň, pokud je počet vrcholů aspoň *NumberOfPeaksMinimum*, tak je signál vyhodnocen jako periodický.
 - Výpočet statistických informací z amplitud vrcholů (obzvláště důležitá je střední hodnota a variační rozpětí).

- Pokud jsou rozdíly velikosti amplitud menší než maximální odchylka *tolerance_amplitude* definovaná uživatelem, tak je signál označen za periodický s konstantní velikostí amplitud.
- Zápis informací o analýze periodicity signálu do textového souboru.
- Pokud je signál periodický a amplituda má přibližně stejnou výšku pro každou periodu (dle *tolerance_amplitude*), tak je aktuální zesílení nastaveno na hodnotu v předchozí iteraci a aktuální hodnota změny zesílení během iterace je snížena na polovinu (tento krok je zahrnut kvůli možnosti automatického nalezení zesílení, při kterém se konstantní velikost amplitud při oscilaci objevuje poprvé).
- Zápis informací o průběhu iterace do TXT souboru.
- Zvýšení zesílení o aktuální hodnotu parametru *gain_change_iteration*.
- Zvýšení hodnoty aktuálního počtu iterací o 1.
- Pokud bylo nalezeno kritické zesílení a kritická perioda, jsou vypočítány hodnoty složek PID regulátoru za použití pravidla ZN metody, které vybere uživatel. Algoritmus se poté ukončí.

9.3 Řídicí systém pro horizontální let

V této části je popsán řídicí systém pro horizontální let a jeho jednotlivé typy řízení jsou laděny algoritmem automatické ZN metody popsané v předchozí kapitole. Řídicí systém režimu *letadlo* se skládá z šesti typů řízení:

- Vyrovnaní křídel (*Wing Leveler*)
- 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*)

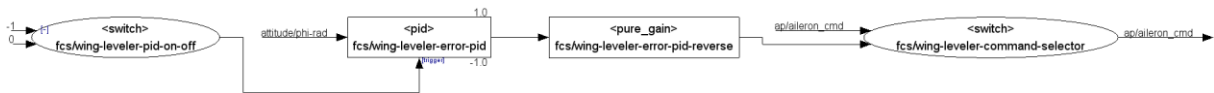
Typy řízení byly postupně laděny v pořadí, v jakém jsou uvedeny výše. Vzorkovací frekvence byla nastavena na hodnotu 100 Hz. Vzhledem k tomu, že se před prvním pokusem o ladění nedá přesně určit, jak by parametry algoritmu měly být nastaveny, byly ve všech případech nejdříve použity stejné hodnoty, a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

9.3.1 Vyrovnání křidel (Wing Leveler)

Na Obr. 9.18 je možné vidět schéma řídicího systému pro řízení vyrovnání křidel 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 křidélek, jen pokud byl aktivován režim letadla a typ řízení pro vyrovnání křidel, 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.

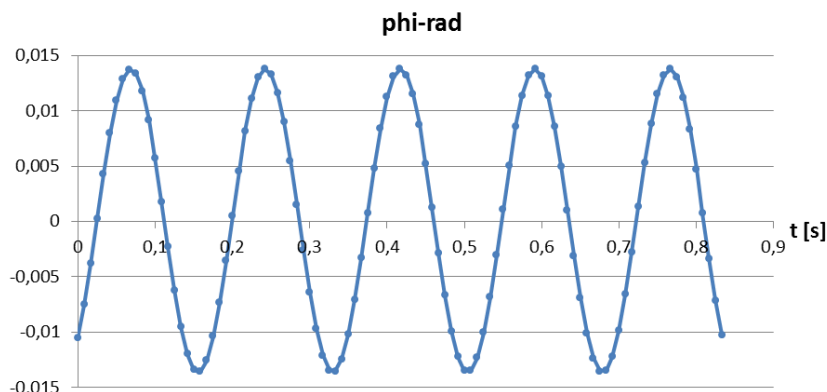


Obr. 9.18: Schéma řídicího systému pro řízení vyrovnání křidel

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. 9.19, přičemž potvrzuje přesnost algoritmu.

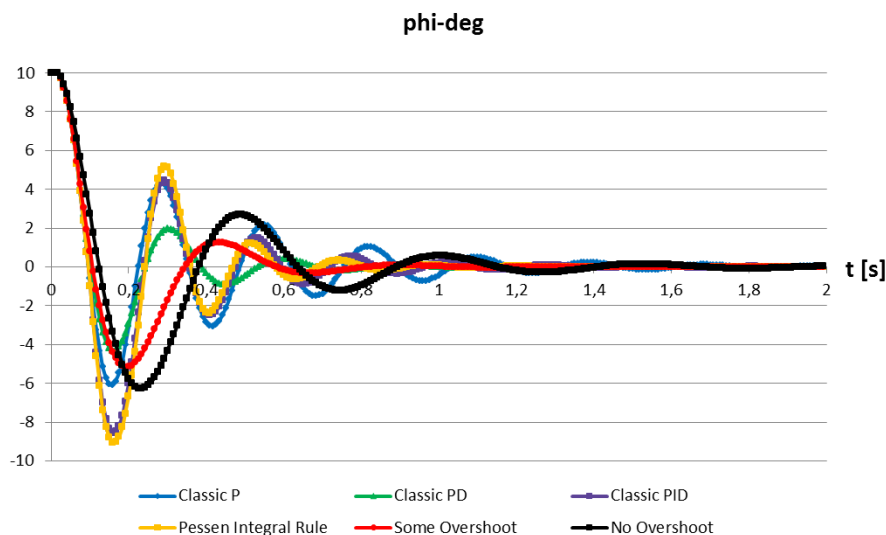


Obr. 9.19: Oscilace úhlu příčného náklonu při kritickém zesílení

Tabulka 9.2 obsahuje jednotlivá nastavení PID regulátoru, který je využit pro řízení vyrovnání křídel. Na Obr. 9.20 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 9.2 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
PID (s mírným překmitem)	6,2248827	71,382341	0,3582742
PID (bez překmitu)	3,7726562	43,262025	0,2171359



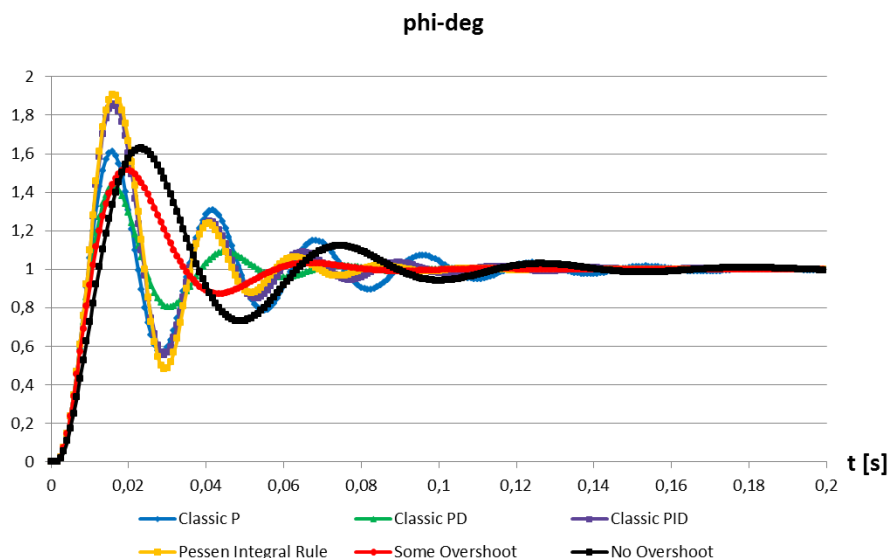
Obr. 9.20: Průběh řízení vyrovnání křídel pro jednotlivá ZN pravidla

V podmínkách simulace byl nastaven počáteční úhel příčného náklonu na 10° , přičemž bylo cílem vyrovnání křídel (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 křídel žádoucí. Z dat bylo zjištěno, že během vyrovnání křídel dochází ke generování

momentu zatáčení o hodnotě okolo 0,046 deg/s, který způsobuje mírné zatáčení letounu.

Na *Obr. 9.21* lze vidět normalizovaný průběh změny veličiny o jednotku a Tabulka 9.3 ukazuje parametry přechodové charakteristiky.



Obr. 9.21: Normalizovaný průběh řízení vyrovnání křídel pro jednotlivá ZN pravidla

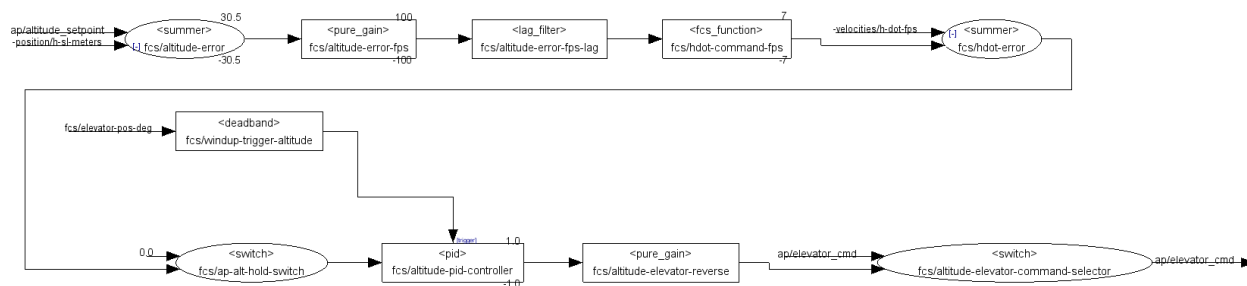
Tabulka 9.3 Parametry normalizovaného průběhu pro řízení vyrovnání křídel

Typ regulátoru (název pravidla)	Doba náběhu	Doba ustálení	Velikost překmitu
P (klasický)	0,004999998	0,140833277	0,609888173
PD (klasický)	0,005833331	0,064999974	0,430467382
PID (klasický)	0,004999998	0,103333292	0,855159048
PID (Pessenovo integrální pravidlo)	0,004999998	0,077499969	0,904723466
PID (s mírným překmitem)	0,005833331	0,073333304	0,516733807
PID (bez překmitu)	0,007499997	0,13333328	0,62759248

9.3.2 Řízení výšky letu (Altitude Hold)

Řídicí systém pro řízení výšky letu je zobrazen na *Obr. 9.22*. Porovnávací člen nejdříve zjistí odchylku žádané hodnoty a hodnoty aktuální. Poté je zjištěna požadovaná hodnota rychlosti stoupaní, a ta je přivedena na druhý porovnávací člen. Výsledná hodnota směřuje do PID regulátoru. Podobně jako v předchozím případě se zde objevuje zesilovač, který pouze změní logiku signálu s kladné hodnoty na zápornou.

Dále jsou zde dva přepínače, z nichž první aktivuje funkci PID regulátoru a druhý zajišťuje přivedení signálu na akční člen, jen pokud byl aktivován režim letadla a tento typ řízení, přičemž ale nesmí být aktivováno řízení úhlu podélného sklonu. Spoušť PID regulátoru pro zamezení *wind-up* efektu je aktivována při aktuálním nastavení výškovky na hraniční hodnoty.

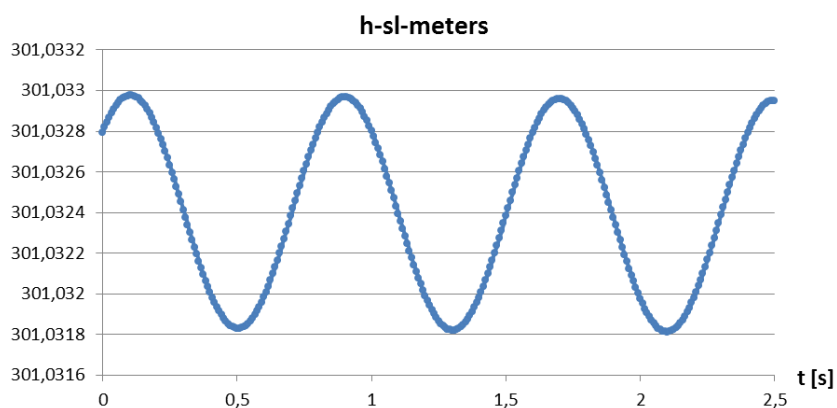


Obr. 9.22: Schéma řídicího systému pro řízení výšky letu

Jeden parametr algoritmu automatické ZN metody byl oproti prvnímu pokusu změněn následujícím způsobem:

- tolerance_amplitude = 0,075

Algoritmus našel kritické zesílení na hodnotě 0,4386322 a kritickou periodu o délce 0,7975554 sekund. K nalezení výsledků bylo potřeba 23 iterací. Část z průběhu oscilace lze vidět na Obr. 9.23, přičemž potvrzuje přesnost algoritmu.

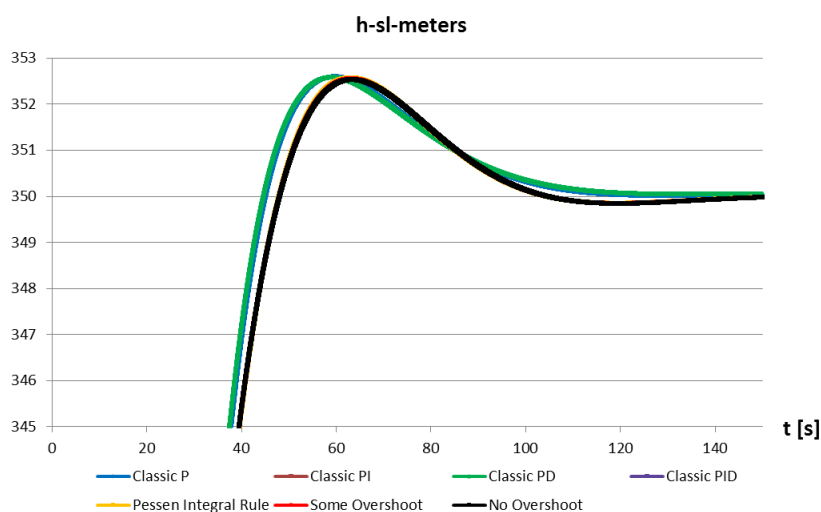


Obr. 9.23: Oscilace výšky letu při kritickém zesílení

Tabulka 9.4 obsahuje jednotlivá nastavení PID regulátoru, který je využit pro řízení výšky letu. Na Obr. 9.24 je zobrazen detail průběhů tohoto řízení pro všechna nastavení. Dle výsledků bylo vybráno ZN pravidlo s názvem „s mírným překmitem“.

Tabulka 9.4 Nastavení PID regulátoru pro řízení výšky letu

Typ regulátoru (název pravidla)	K_p	K_i	K_d
P (klasický)	0,2193161	-	-
PI (klasický)	0,1973845	0,2981770	-
PD (klasický)	0,1754529	-	0,0069967
PID (klasický)	0,2631793	0,6599650	0,0262375
PID (Pessenovo integrální pravidlo)	0,3070425	0,9624489	0,0367325
PID (s mírným překmitem)	0,1447486	0,3629807	0,0380969
PID (bez překmitu)	0,0877264	0,2199883	0,0230890



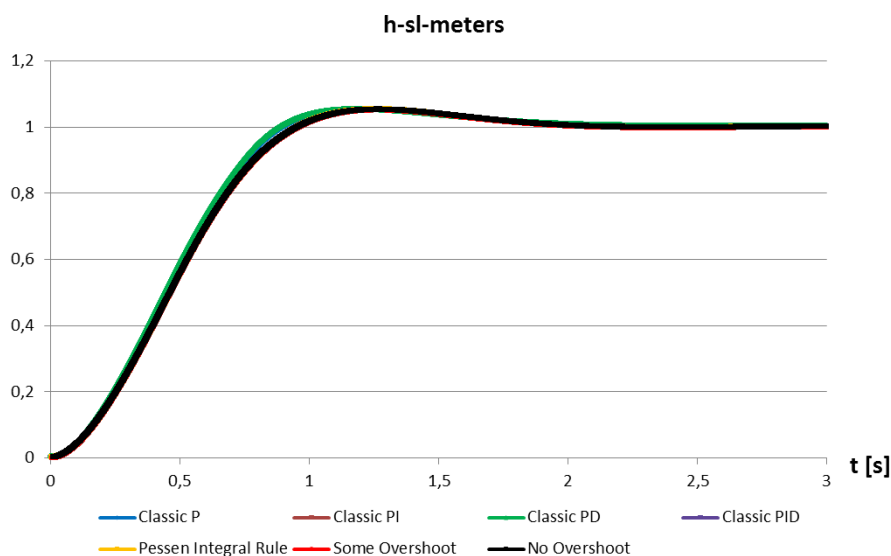
Obr. 9.24: Průběh řízení výšky letu pro jednotlivá ZN pravidla

V podmínkách simulace byla nastavena počáteční výška letu 300 m a cílová výška 350 m, přičemž motory běžely na takový výkon, aby byla rychlost letu mezi hodnotami 15-16 m/s (nebylo použito řízení rychlosti letu). Bylo také zapnuto řízení pro vyrovnání křidel.

Průběhy jsou zde srovnatelné, při bližším zkoumání chování jednotlivých nastavení bylo vybráno pravidlo „s mírným překmitem“, jakožto kompromis mezi dobou ustálení a velikostí překmitu. Pro zvolené pravidlo platí, že letoun dosáhne hodnoty 350 m v čase 48 sekund. Poté dojde v čase 62 s k překmitu o cca 2,5 metru a následně dojde k ustálení výšky s drobným podkmitem o 0,16 m v čase 85,33 sekund. Doba náběhu je 31,083.

Z dat je možné vyčíst, že rychlost stoupaní je 1,4 m/s, tj. 84 m/min. Úhel stoupaní dosahuje hodnoty až 6°, přičemž tohoto vrcholu dosáhne až v 50. sekundě, potom začne klesat. Během stoupaní se úhel náběhu letounu snižuje až na hodnotu -0,7° v čase 70 sekund, kdy letoun začíná postupně klesat. Při horizontálním letu se ustaluje na hodnotě -0,0127°.

Na Obr. 9.25 lze vidět normalizovaný průběh změny veličiny o jednotku a Tabulka 9.5 ukazuje parametry přechodové charakteristiky.



Obr. 9.25: Normalizovaný průběh řízení výšky letu pro jednotlivá ZN pravidla

Tabulka 9.5 Parametry normalizovaného průběhu pro řízení výšky letu

Typ regulátoru (název pravidla)	Doba náběhu	Doba ustálení	Velikost překmitu
P (klasický)	0,59466643	1,700331854	0,051862437
PI (klasický)	0,621666418	1,707165184	0,050817795
PD (klasický)	0,589166432	1,70199852	0,051564526
PID (klasický)	0,621666418	1,705498518	0,051253588
PID (Pessenovo integrální pravidlo)	0,621833084	1,704998518	0,051363639
PID (s mírným překmitem)	0,621666418	1,706665184	0,050973466
PID (bez překmitu)	0,621499752	1,70833185	0,050571497

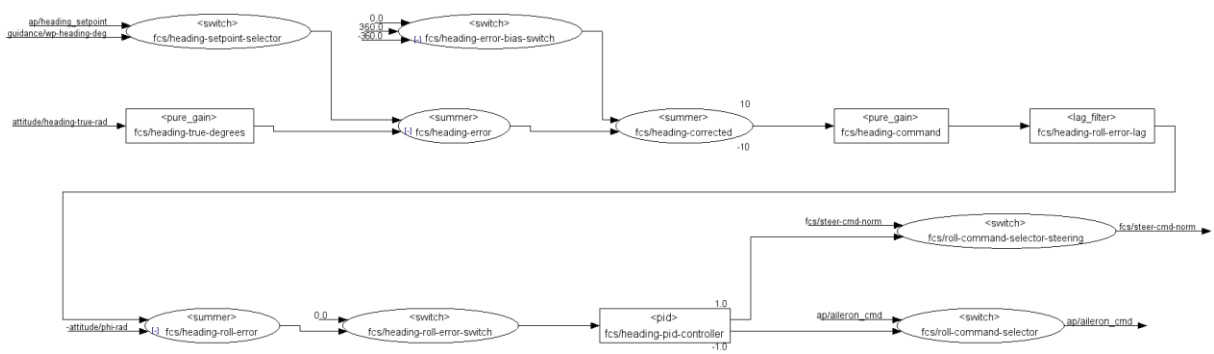
9.3.3 Řízení směru letu (Heading Hold)

Řídicí systém pro řízení směru letu je uveden na Obr. 9.26. V porovnávacím členu je zjištěna odchylka žádané hodnoty a hodnoty aktuální. Ještě předtím se ale v prepínači určuje, zda dojde k vyhodnocení napřímo nastaveného směrového úhlu, nebo zda se využijí waypointy a navigační systém. Toto se vyhodnotí dle uživatelské definice podmínek simulace.

Následně se pomocí druhého porovnávacího členu a prepínače rozhodne, zda je výhodnější zatáčet vlevo nebo vpravo. Zatáčení je prováděno pomocí křidélek, takže je nutné provádět řízení úhlu příčného náklonu – ten je omezen

na interval $\langle -10^\circ, 10^\circ \rangle$. Odchylku této veličiny vyhodnotí třetí porovnávací člen, který ji přivádí na PID regulátor.

Přepínače fungují jako v předchozím případě – aktivují PID regulátor, jen pokud byl aktivován režim letadla a tento typ řízení. Poslední dva přepínače navíc vyhodnocují, zda se podvozek dotýká země a poté buď nastaví akční člen křidélek (nedotýká se), nebo akční člen podvozku (dotýká se). I když druhá varianta není pro náš případ nutná, byla pro větší flexibilitu a lepší přenositelnost řídicího systému také zahrnuta.

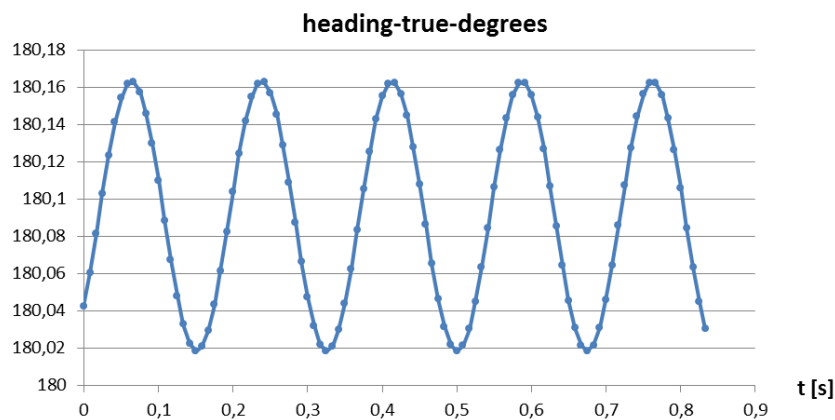


Obr. 9.26: Schéma řídicího systému pro řízení směru letu

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

- gain_initial = 1
- gain_change_iteration = 1
- tolerance_amplitude = 0,075

Algoritmus našel kritické zesílení na hodnotě 18,921875 a kritickou periodu o délce 0,1746226 sekund. K nalezení výsledků bylo potřeba 25 iterací. Část z průběhu oscilace lze vidět na Obr. 9.27, přičemž potvrzuje přesnost algoritmu.

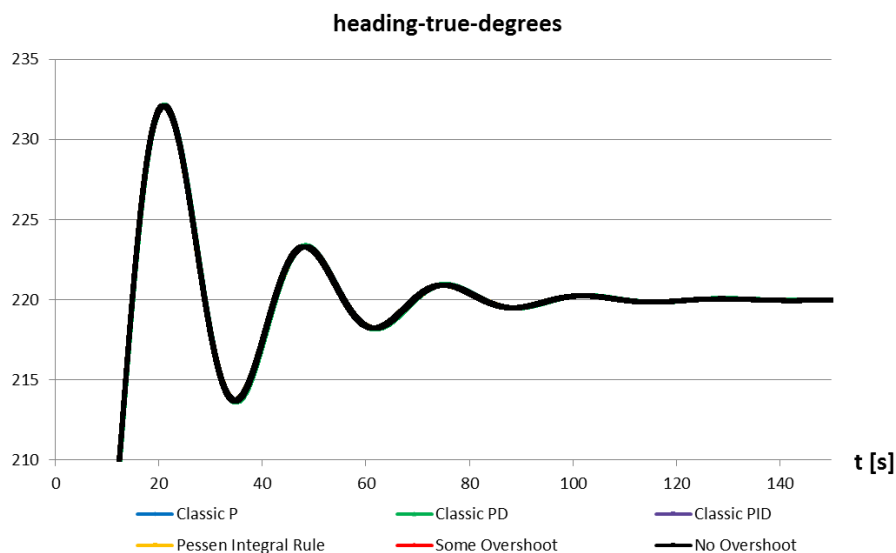


Obr. 9.27: Oscilace směrového úhlu při kritickém zesílení

Tabulka 9.6 obsahuje jednotlivá nastavení PID regulátoru, který je využit pro řízení směru letu. Na Obr. 9.28 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 „Pessenovo integrální pravidlo“.

Tabulka 9.6 Nastavení PID regulátoru pro řízení směru letu

Typ regulátoru (název pravidla)	K_p	K_i	K_d
P (klasický)	9,4609375	-	-
PI (klasický)	8,5148438	58,748684	-
PD (klasický)	7,56875	-	0,0660837
PID (klasický)	11,353125	130,03042	0,2478140
PID (Pessenovo integrální pravidlo)	13,245312	189,62770	0,3469396
PID (s mírným překmitem)	6,2442187	71,516731	0,3598260
PID (bez překmitu)	3,784375	43,343473	0,2180763



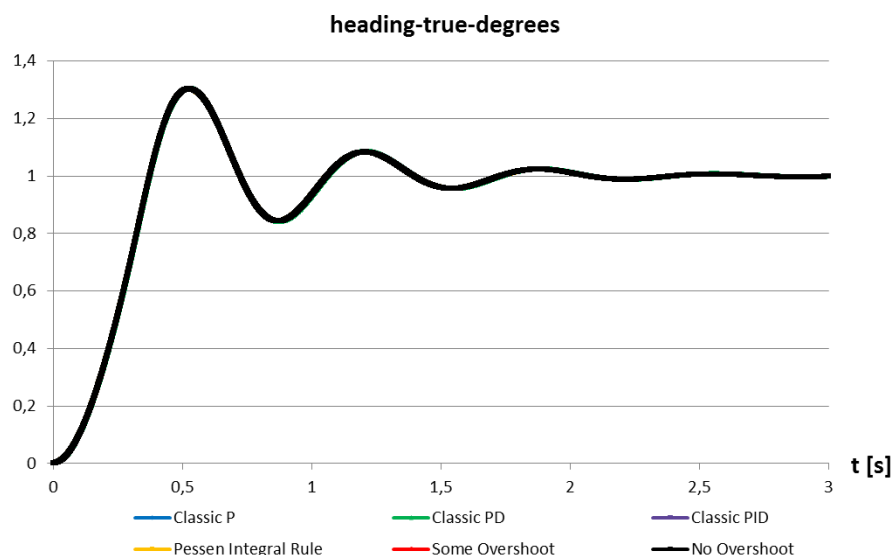
Obr. 9.28: Průběh řízení směrového úhlu pro jednotlivá ZN pravidla

V podmínkách simulace byl nastaven počáteční směrový úhel na hodnotu 180° a koncový úhel na 220° . Motory opět běžely na takový výkon, aby byla rychlost letu mezi hodnotami 15-16 m/s bez použití řízení rychlosti letu. Nicméně bylo zapnuto řízení výšky letu, která byla udržována na hodnotě 300 metrů.

Průběhy jsou zde téměř shodné, nicméně při bližším zkoumání vychází nejlépe „Pessenovo integrální pravidlo“. Toto pravidlo umožní změnu směrového úhlu o 40° a jeho ustálení za dobu cca 77,13 sekund při době náběhu

9,875 sekund. Je nutné podotknout, že na rozdíl od vyrovnání křidel zde po ustálení nedochází ke generování momentu zatáčení.

Na Obr. 9.29 lze vidět normalizovaný průběh změny veličiny o jednotku a Tabulka 9.7 ukazuje parametry přechodové charakteristiky.



Obr. 9.29: Normalizovaný průběh řízení směrového úhlu pro jednotlivá ZN pravidla

Tabulka 9.7 Parametry normalizovaného průběhu pro řízení směrového úhlu

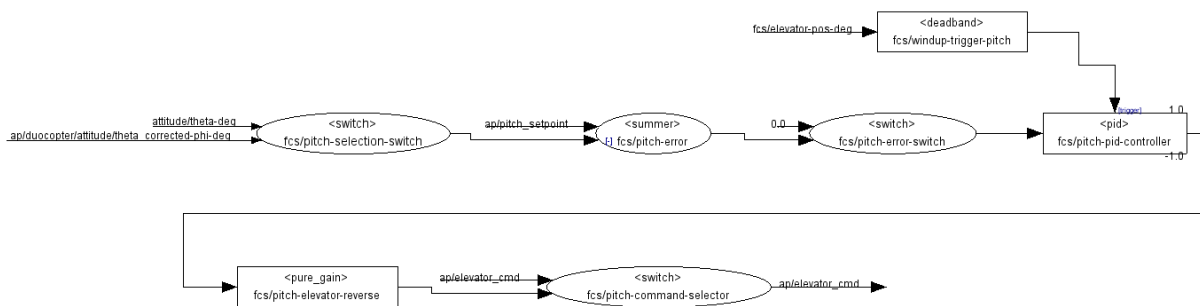
Typ regulátoru (název pravidla)	Doba náběhu	Doba ustálení	Velikost překmitu
P (klasický)	0,247499903	1,939581558	0,303067906
PD (klasický)	0,2474999	1,94228989	0,303398277
PID (klasický)	0,2468749	1,928331563	0,301750697
PID (Pessenovo integrální pravidlo)	0,2468749	1,928331563	0,301740326
PID (s mírným překmitem)	0,2468749	1,928539895	0,301777537
PID (bez překmitu)	0,2468749	1,928539895	0,301816304

9.3.4 Řízení úhlu podélného sklonu (Pitch Hold)

Řídicí systém pro řízení úhlu podélného sklonu lze vidět na Obr. 9.30. Nejdříve je vybrána hodnota, kterou porovnávací člen zahrne do výpočtu – buď se bude jednat o úhel podélného sklonu pro režim letadla, nebo modifikovaný úhel pro vertikální let. Tento řídicí systém je díky tomu možné využít i pro vertikální let bez nutnosti vytvoření úplně nového schématu.

Odchylka je poté přivedena na PID regulátor, přičemž opět zde figurují přepínače, z nichž první aktivuje funkci PID regulátoru a druhý zajišťuje přivedení signálu na akční člen, jen pokud byl aktivován tento typ řízení,

přičemž nezáleží na režimu letu. Spoušť PID regulátoru pro zamezení *wind-up* efektu je aktivována při aktuálním nastavení výškovky na hraniční hodnoty.

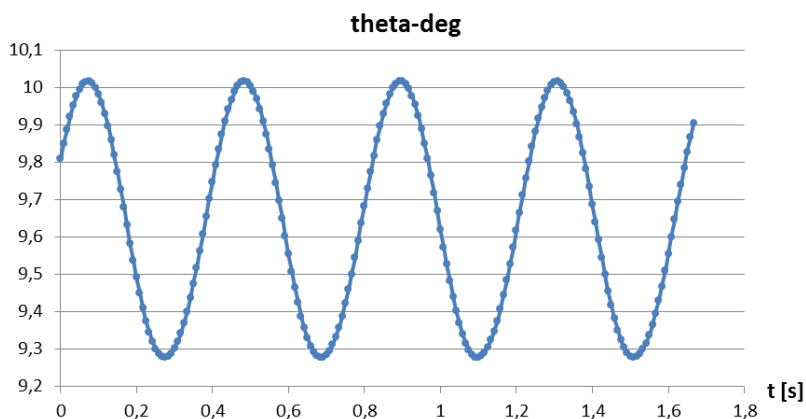


Obr. 9.30: Schéma řídicího systému pro nastavení úhlu podélného sklonu

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

- gain_initial = 1
- gain_change_iteration = 1
- tolerance_amplitude = 0,075

Algoritmus našel kritické zesílení na hodnotě 1,5203323 a kritickou periodu o délce 0,4109236 sekund. K nalezení výsledků bylo potřeba 19 iterací. Část z průběhu oscilace lze vidět na Obr. 9.31, přičemž potvrzuje přesnost algoritmu.

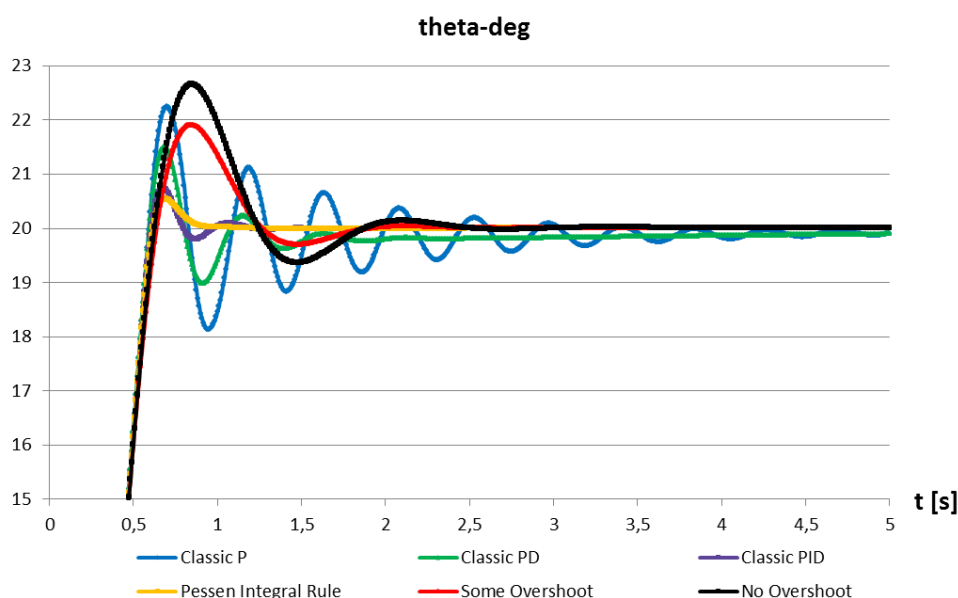


Obr. 9.31: Oscilace úhlu podélného sklonu při kritickém zesílení

Tabulka 9.8 obsahuje jednotlivá nastavení PID regulátoru, který je využit pro řízení úhlu podélného sklonu. Na Obr. 9.32 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 „Pessenovo integrální pravidlo“.

Tabulka 9.8 Nastavení PID regulátoru pro řízení úhlu podélného sklonu

Typ regulátoru (název pravidla)	K_p	K_i	K_d
P (klasický)	0,7601661	-	-
PI (klasický)	0,6841495	2,0059119	-
PD (klasický)	0,6081329	-	0,0124948
PID (klasický)	0,9121994	4,4397517	0,0468555
PID (Pessenovo integrální pravidlo)	1,0642326	6,4746379	0,0655977
PID (s mírným překmitem)	0,5017097	2,4418634	0,0680342
PID (bez překmitu)	0,3040665	1,4799172	0,0412329

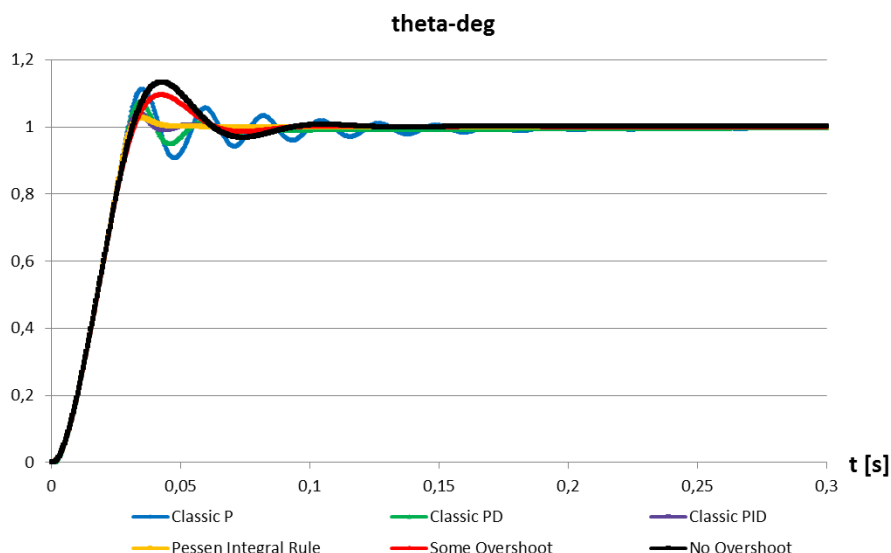


Obr. 9.32: Průběh řízení úhlu podélného sklonu pro jednotlivá ZN pravidla

V podmínkách simulace byl nastaven počáteční úhel podélného sklonu na hodnotu 0° a koncový úhel na 20° . Motory opět běžely na takový výkon, aby byla rychlost letu mezi hodnotami 15-16 m/s bez použití řízení rychlosti letu. Nicméně bylo zapnuto řízení pro vyrovnání křídel.

Je zřejmé, že nejlepšího průběhu dosahuje „Pessenovo integrální pravidlo“, při kterém dochází k ustálené změně úhlu o 20° za 0,758 sekund, a to s pouze jedním nepatrným překmitem o $0,6^\circ$. Doba náběhu je 0,4167 s. Další možností by mohl být i „klasický PID“, který má o něco kratší dobu ustálení, ale větší překmit, který je navíc následován podkmitem.

Na Obr. 9.33 lze vidět normalizovaný průběh změny veličiny o jednotku a Tabulka 9.9 ukazuje parametry přechodové charakteristiky.



Obr. 9.33: Normalizovaný průběh řízení podélného sklonu pro jednotlivá ZN pravidla

Tabulka 9.9 Parametry normalizovaného průběhu pro řízení podélného sklonu

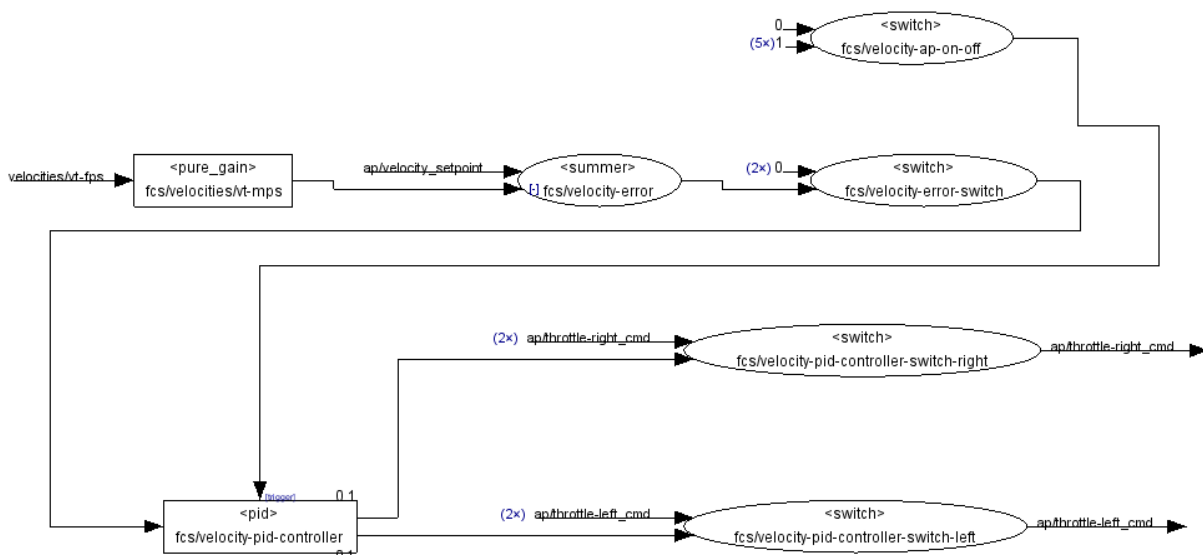
Typ regulátoru (název pravidla)	Doba náběhu	Doba ustálení	Velikost překmitu
P (klasický)	0,020833325	0,139166211	0,112286448
PD (klasický)	0,020833325	0,05124958	0,07533843
PID (klasický)	0,020833325	0,037499585	0,037917385
PID (Pessenovo integrální pravidlo)	0,020833325	0,037916252	0,027161883
PID (s mírným překmitem)	0,021666658	0,058749577	0,095500217
PID (bez překmitu)	0,021249992	0,0833329	0,133152625

9.3.5 Řízení rychlosti letu (Velocity-Total Hold)

Schéma řídicího systému pro řízení rychlosti je uvedeno na Obr. 9.34. První zesilovač je zahrnut pouze pro to, aby převedl vstupní hodnotu z jednotky ft/s na m/s – využívá k tomu zesílení o hodnotě 0,3048. Dalším prvkem je porovnávací člen, kde se určí odchylka žádané hodnoty a hodnoty aktuální.

Poté je signál stejně jako v předchozích případech přiveden přes přepínač na PID regulátor a z něj dále vede přes dva přepínače na akční členy pro levý a pravý motor. Tyto tři přepínače obsahují stejnou logiku: umožní signálu projít dále, pokud je aktivován tento typ řízení bez ohledu na režim letu.

Spoušť PID regulátoru pro zamezení *wind-up* efektu je aktivována při aktuálním nastavení výkonů motoru na hraniční hodnoty, při vypnutých motorech, při vypnutí tohoto typu řízení.

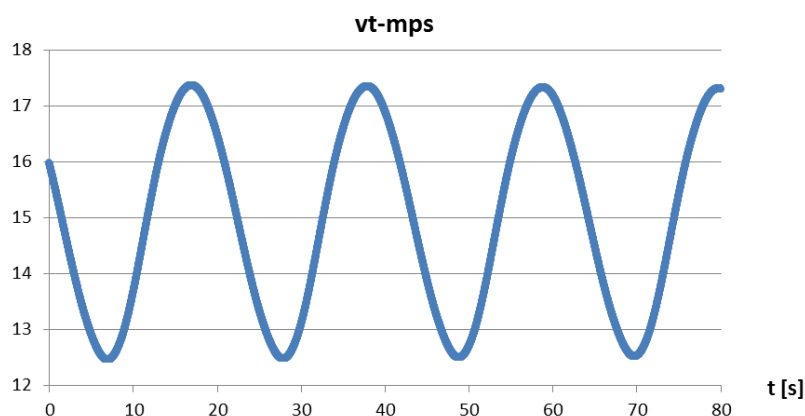


Obr. 9.34: Schéma řídicího systému pro řízení rychlosti letu

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

- gain_initial = 0,00001
- gain_change_iteration = 0,00001
- tolerance_amplitude = 0,075

Algoritmus našel kritické zesílení na hodnotě 0,0000662 a kritickou periodu o délce 20,924526 sekund. K nalezení výsledků bylo potřeba 18 iterací. Část z průběhu oscilace lze vidět na Obr. 9.35, přičemž potvrzuje přesnost algoritmu.

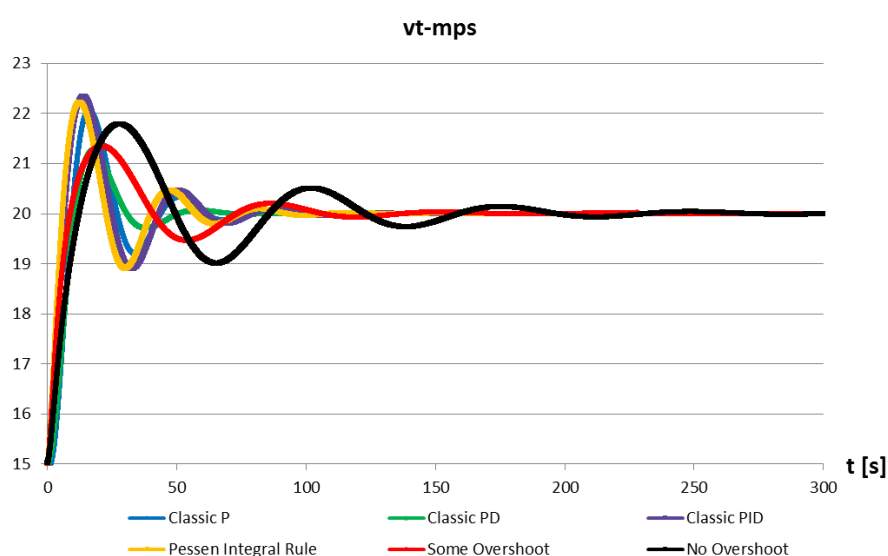


Obr. 9.35: Oscilace rychlosti letu při kritickém zesílení

Tabulka 9.10 obsahuje jednotlivá nastavení PID regulátoru, který je využit pro řízení rychlosti letu. Na Obr. 9.36 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 „PD“.

Tabulka 9.10 Nastavení PID regulátoru pro řízení rychlosti

Typ regulátoru (název pravidla)	K_p	K_i	K_d
P (klasický)	0,0000331	-	-
PI (klasický)	0,0000298	0,0000017	-
PD (klasický)	0,0000265	-	0,0000277
PID (klasický)	0,0000397	0,0000038	0,0001039
PID (Pessenovo integrální pravidlo)	0,0000463	0,0000055	0,0001454
PID (s mírným překmitem)	0,0000218	0,0000021	0,0001508
PID (bez překmitu)	0,0000132	0,0000013	0,0000914

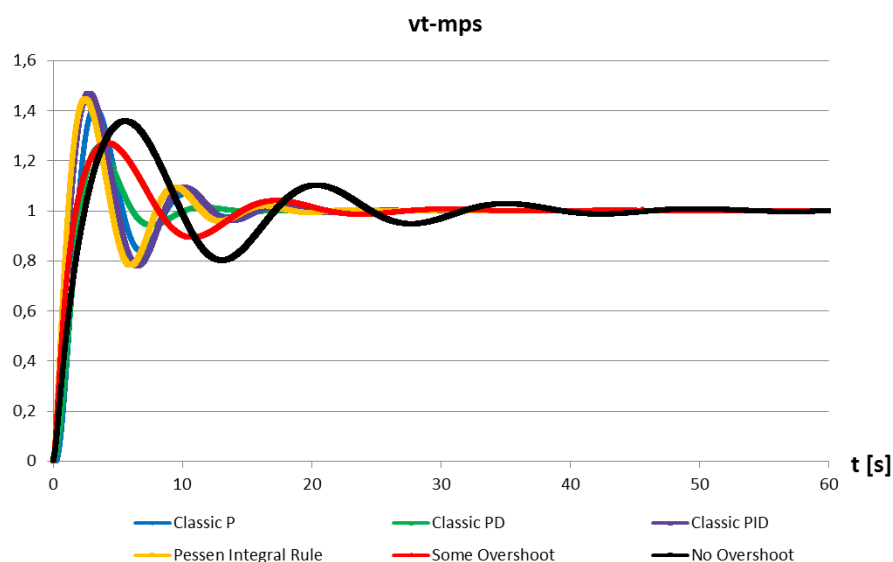


Obr. 9.36: Průběh řízení rychlosti letu pro jednotlivá ZN pravidla

V podmínkách simulace byla nastavena počáteční rychlost 15 m/s a cílová rychlost 20 m/s. Bylo také zapnuto řízení pro vyrovnání křídel a řízení výšky letu, která byla udržována na hodnotě 300 metrů.

Nejlepšího průběhu dosahuje PD regulátor, při kterém dochází k ustálené změně rychlosti o 5 m/s za cca 46,867 sekund, a to s překmitem o 1,27 m/s; doba náběhu je 7,20 s. Z dat je možné také vyčíst, že úhel náběhu letounu je při rychlosti 15 m/s na hodnotě $0,4862^\circ$, a při rychlosti 20 m/s na hodnotě $-1,8333^\circ$.

Na Obr. 9.37 lze vidět normalizovaný průběh změny veličiny o jednotku a Tabulka 9.11 ukazuje parametry přechodové charakteristiky.



Obr. 9.37: Normalizovaný průběh řízení rychlosti letu pro jednotlivá ZN pravidla

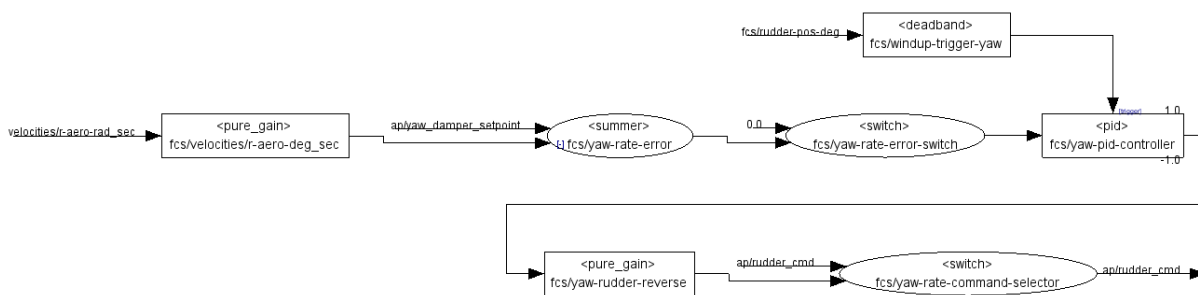
Tabulka 9.11 Parametry normalizovaného průběhu pro řízení rychlosti letu

Typ regulátoru (název pravidla)	Doba náběhu	Doba ustálení	Velikost překmitu
P (klasický)	1,1566662	14,39997824	0,411797864
PD (klasický)	1,43999942	9,37331358	0,253297073
PID (klasický)	0,95333296	15,12164462	0,468396266
PID (Pessenovo integrální pravidlo)	0,83499966	14,20997832	0,444453653
PID (s mírným překmitem)	1,25333282	19,64830948	0,269739505
PID (bez překmitu)	1,8033326	36,90996924	0,357231807

9.3.6 Tlumení bočních kmitů (Yaw damper)

Na Obr. 9.38 je znázorněno schéma řídicího systému pro tlumení bočních kmitů. První zesilovač je zahrnut pouze pro to, aby převedl vstupní hodnotu z jednotky rad/s na deg/s – využívá k tomu zesílení o hodnotě 57,2957795. Dalším prvkem je porovnávací člen, kde se určí odchylka žádané hodnoty a hodnoty aktuální. Žádaná hodnota byla ve všech skriptech nastavena na nulu.

Poté je signál stejně jako v předchozích případech přiveden přes přepínač na PID regulátor a z něj dále vede přes zesilovač pro obrácení znaménka hodnoty signálu a přes přepínač na akční člen směrovky. Oba přepínače obsahují stejnou logiku: umožní signálu projít dále, pokud je aktivován režim letadla a tento typ řízení. Spoušť PID regulátoru pro zamezení *wind-up* efektu je aktivována při aktuálním nastavení směrovky na hraniční hodnoty.

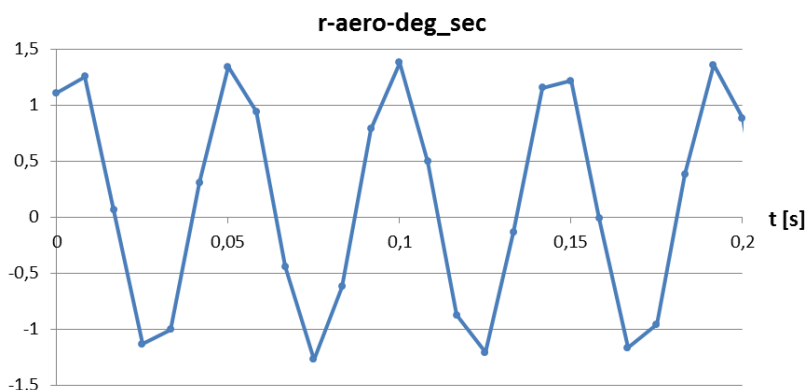


Obr. 9.38: Schéma řídicího systému pro řízení tlumení bočních kmitů

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

- gain_initial = 0,1
- gain_change_iteration = 0,05
- tolerance_amplitude = 0,2

Algoritmus našel kritické zesílení na hodnotě 0,23125 a kritickou periodu o délce 0,0470778 sekund. K nalezení výsledků bylo potřeba 9 iterací. Část z průběhu oscilace lze vidět na Obr. 9.39, přičemž potvrzuje přesnost algoritmu. Z grafu je patrné, že by zde bylo výhodnější zvýšit vzorkovací frekvenci. Nicméně při hodnotách vyšších než 100 Hz dochází k výraznému zpomalení simulace a zápisu výsledků do CSV souboru.

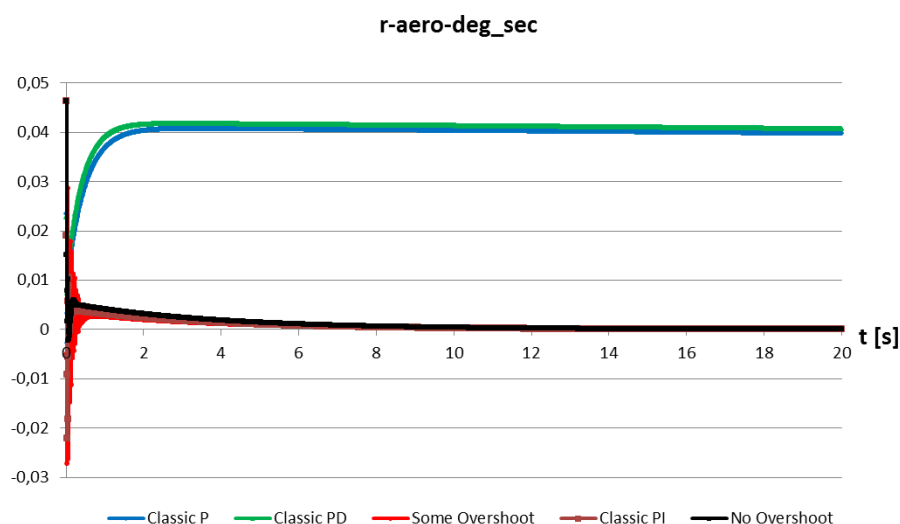


Obr. 9.39: Oscilace momentu zatačení při kritickém zesílení

Tabulka 9.12 obsahuje jednotlivá nastavení PID regulátoru, který je využit pro tlumení bočních kmitů. Na Obr. 9.40 jsou zobrazeny průběhy tohoto řízení pro všechna nastavení s výjimkou těch, které vykazovaly silné nestabilní chování (tj. Pessenovo integrální pravidlo, klasický PID). Dle výsledků bylo vybráno ZN pravidlo s názvem „bez překmitu“.

Tabulka 9.12 Nastavení PID regulátoru pro řízení tlumení bočních kmitů

Typ regulátoru (název pravidla)	K_p	K_i	K_d
P (klasický)	0,115625	-	-
PI (klasický)	0,1040625	2,6631768	-
PD (klasický)	0,0925	-	0,0002177
PID (klasický)	0,13875	5,8944980	0,0008165
PID (Pessenovo integrální pravidlo)	0,161875	8,5961430	0,0011431
PID (s mírným překmitem)	0,0763125	3,2419739	0,0011856
PID (bez překmitu)	0,04625	1,9648327	0,0007185

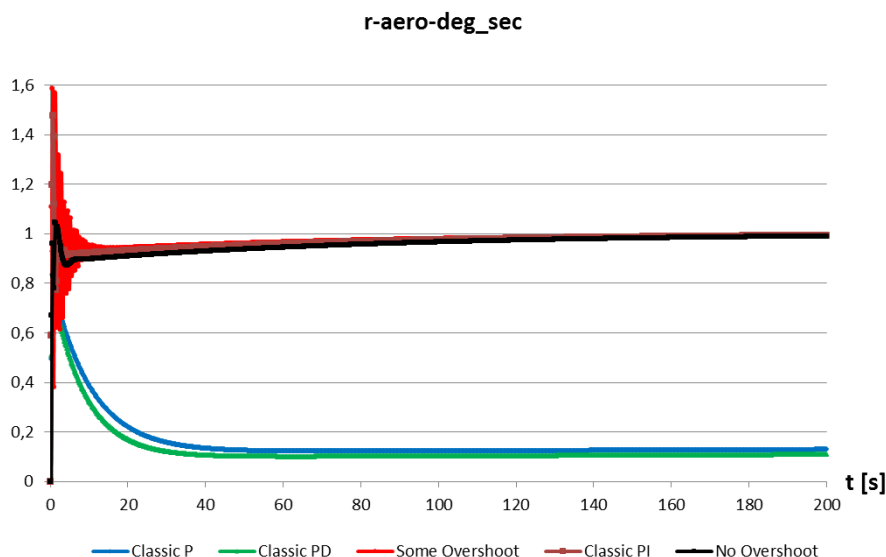


Obr. 9.40: Průběh řízení momentu zatáčení pro jednotlivá ZN pravidla

V podmínkách simulace byl nastaven počáteční moment zatáčení na hodnotu okolo 0,046 deg/s tak, jak je generován při vyrovnání křídel. Koncový moment byl nastaven na 0 deg/s. Motory opět běžely na takový výkon, aby byla rychlost letu mezi hodnotami 15-16 m/s bez použití řízení rychlosti letu. Bylo zapnuto řízení pro vyrovnání křídel a udržování výšky letu na hodnotě 300 m.

U tohoto řízení je dle výsledků možné efektivně využít pouze tři pravidla, přičemž PID „bez překmitu“ vykazuje nejlepší výsledek, kdy dochází jen k nepatrnému podkmitu o hodnotu -0,0022 deg/s a to na dobu 0,1 s. Veličina se poté ustálí za 6,575 sekund; doba náběhu je 0,00833333 s.

Na Obr. 9.41 lze vidět normalizovaný průběh změny veličiny o jednotku a Tabulka 9.13 ukazuje parametry přechodové charakteristiky.



Obr. 9.41: Normalizovaný průběh řízení momentu zatáčení pro jednotlivá ZN pravidla

Tabulka 9.13 Parametry normaliz. průběhu pro řízení momentu zatáčení

Typ regulátoru (název pravidla)	Doba náběhu	Doba ustálení	Velikost překmitu
PI (klasický)	0,179814638	116,3400708	0,477213601
PID (s mírným překmitem)	0,089907319	100,1567534	0,587831795
PID (bez překmitu)	0,179814638	141,6939348	0,047158841

9.4 Řídicí systém pro vertikální let

V této části je popsán řídicí systém pro vertikální let a jeho jednotlivé typy řízení jsou 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 křídel (*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. Vzhledem k tomu, že se před prvním pokusem o ladění opět 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 stejné jako v případě ladění řídicího systému pro horizontální let.

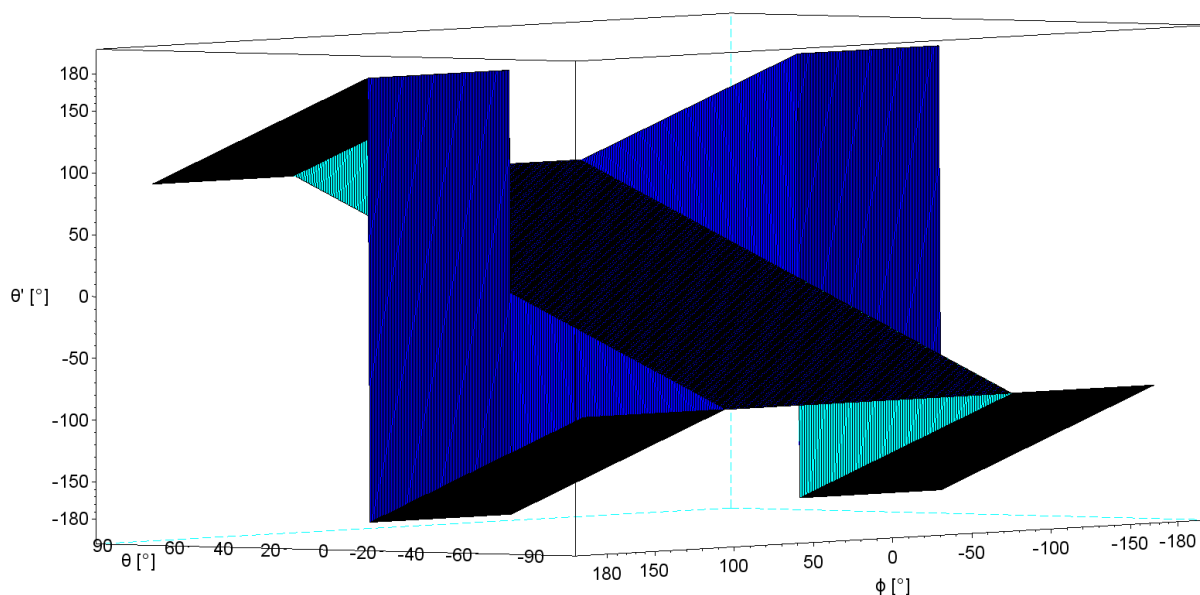
9.4.1 Přepočítání úhlů pro vertikální let

Jak již bylo zmíněno, pro vertikální let je potřeba vypočítat modifikované varianty Eulerových úhlů. V rámci této práce byl modifikovaný podélný sklon (θ') definován pro kladné a nulové θ jako (9.1) a pro záporné θ jako (9.2). Výsledná hodnota je pak v intervalu $\langle -180^\circ, 180^\circ \rangle$. Tyto vzorce lze pro výpočet využít ve chvíli, kdy je úhel příčného náklonu ϕ v intervalu $\langle -180^\circ, -90^\circ \rangle$ nebo $\langle 90^\circ, 180^\circ \rangle$. Pokud tomu tak není, pak platí: $\theta' = \theta$. Druhý vzorec není v této práci využit, protože při záporných úhlech θ nebude mini-letoun v režimu vertikálního letu.

$$\theta'_+ = 180 - \theta \quad (9.1)$$

$$\theta'_- = -180 - \theta \quad (9.2)$$

Ze vzorců a jejich grafického vyjádření na Obr. 9.42 je patrné, že zde dochází k rozšíření intervalu pro případ, kdy letoun letí na zádech. Důvodem je nutnost ustálení úhlu podélného sklonu na hodnotě blízké 90° . Bez rozšíření by toto nebylo možné, protože PID regulátor by se pro výše uvedené intervaly ϕ snažil o akční zásah v opačném směru, než by bylo potřeba.



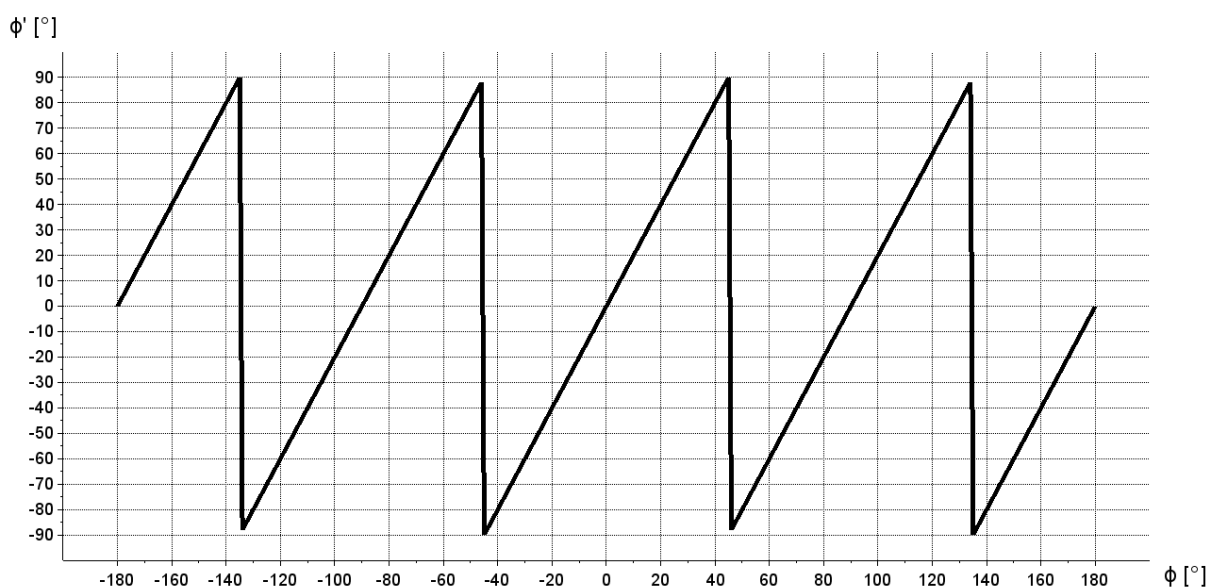
Obr. 9.42: Průběh modifikovaného úhlu podélného sklonu

Pro řízení za účelem zachování orientace křídel byla vytvořena veličina nazvaná úhel orientace (ϕ'). Tento úhel je definován vzorcem (9.3) pro intervaly úhlu příčného náklonu $\phi \langle -180^\circ, -135^\circ \rangle$, $\langle -45^\circ, 45^\circ \rangle$, a $\langle 135^\circ, 180^\circ \rangle$ a vzorcem (9.4) pro intervaly $\phi \langle -135^\circ, -45^\circ \rangle$, $\langle 45^\circ, 135^\circ \rangle$. Interval výsledku je $\langle -90^\circ, 90^\circ \rangle$.

$$\phi'_1 = 90 - \arccos(\sin(2 \cdot \phi)) \quad (9.3)$$

$$\phi'_2 = -1 \cdot \phi'_1 \quad (9.4)$$

Grafické znázornění na *Obr. 9.43* ukazuje, že pro úhly $\phi \{-180^\circ, -90^\circ, 0^\circ, 90^\circ, 180^\circ\}$ je výsledný úhel orientace nulový. Pokud jsou tedy křídla letounu v rovině (bez ohledu na let na bříše, či na zádech) nebo svírají pravý úhel vůči zemi, je zachována žádaná orientace letounu. Vzhledem k tomu, že je při vertikálním letu možné, že se vlivem změny úhlu bočního náklonu během okamžiku prudce změní také úhel ϕ (z např. 10° na -80° nebo na 100°), bylo nutné pro všechny takovéto úhly ϕ zajistit stejnou hodnotu úhlu orientace. Výše uvedené vzorce tuto podmínku v daných intervalech splňují.



Obr. 9.43: Průběh úhlu orientace

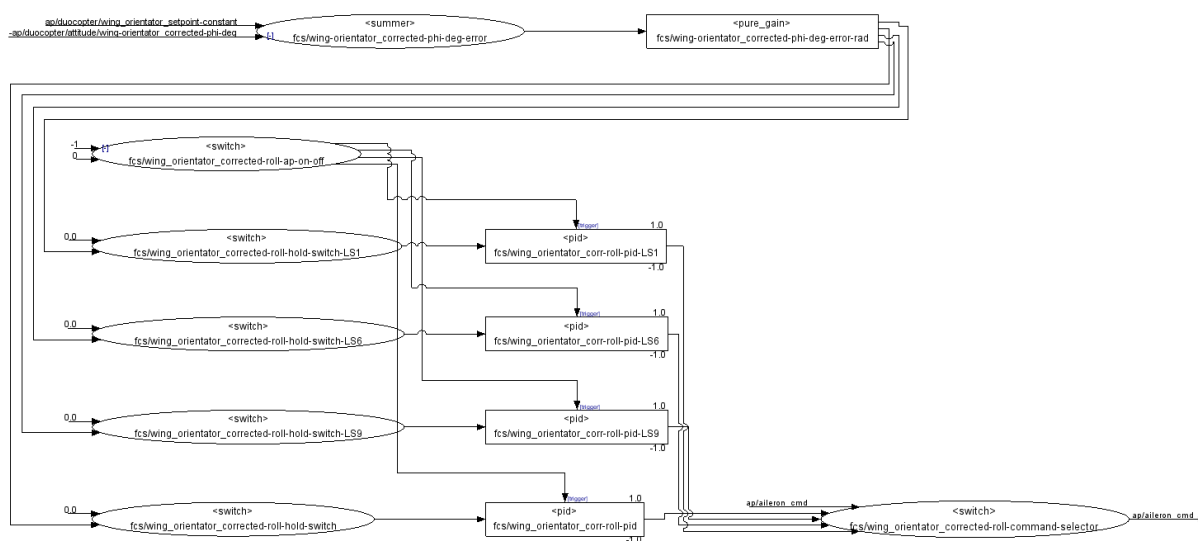
Pro vertikální řízení při vzletu, přistání a přechodné fázi jsou výše popsané definice úhlů dostatečné.

9.4.2 Řízení orientace křídel (Wing Orientator)

Řídicí systém pro řízení orientace křídel je zobrazen na *Obr. 9.44*. Obsahuje 4 PID regulátory, mezi kterými se přepíná v závislosti na rychlosti letounu. Intervaly rychlostí pro jednotlivé regulátory jsou: $\langle 0; 3,2 \rangle$ m/s pro LS1, $(3,2; 6,7 \rangle$ m/s pro LS6, $(6,7; 9,7 \rangle$ m/s pro LS9, a při rychlosti vyšší než 9,7 m/s se využívá nastavení hlavního PID regulátoru.

V porovnávacím členu je zjištěna odchylka žádané hodnoty a hodnoty aktuální. Výsledek se převádí na radiány a je vložen na vstup přepínačů, které dle rychlosti určují, který regulátor bude operovat s danou regulační odchylkou.

Přepínače tedy fungují tak, že aktivují PID regulátor, jen pokud byl aktivován režim duokoptéry, tento typ řízení a patřičná rychlost. Spoušť PID regulátoru pro zamezení *wind-up* efektu je aktivována za opačných podmínek, a také tehdy, pokud neběží motory.

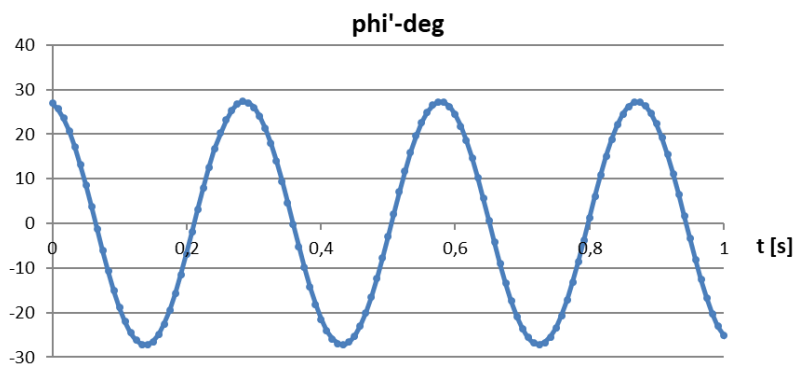


Obr. 9.44: Schéma řídicího systému pro řízení orientace křidel

Pro hlavní regulátor byly parametry algoritmu automatické ZN metody oproti prvnímu pokusu změněny následujícím způsobem:

- gain_initial = 0,5
- gain_change_iteration = 0,5
- tolerance_amplitude = 0,2

Pro hlavní regulátor našel algoritmus kritické zesílení na hodnotě 2,0583038 a kritickou periodu o délce 0,2915959 sekund. K nalezení výsledků bylo potřeba 20 iterací. Část z průběhu oscilace lze vidět na Obr. 9.45, přičemž potvrzuje přesnost algoritmu.

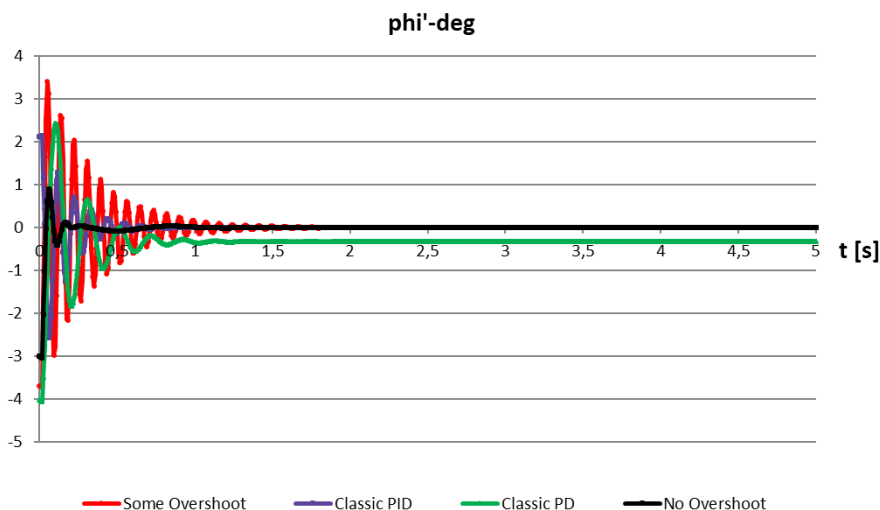


Obr. 9.45: Oscilace orientace křidel pro hlavní regulátor při kritickém zesílení

Tabulka 9.14 obsahuje jednotlivá nastavení PID regulátoru, který je využit pro řízení orientace křidel. Na Obr. 9.46 jsou zobrazeny průběhy tohoto řízení pro všechna nastavení s výjimkou těch, které vykazovaly silné nestabilní chování (tj. P, PI, Pessenovo integrální pravidlo). Dle výsledků bylo vybráno ZN pravidlo s názvem „bez překmitu“.

Tabulka 9.14 Nastavení hlavního PID regulátoru pro řízení orientace křidel

Typ regulátoru (název pravidla)	K_p	K_i	K_d
P (klasický)	1,0291519	-	-
PI (klasický)	0,9262367	3,8270354	-
PD (klasický)	0,8233215	-	0,0120039
PID (klasický)	1,2349823	8,4705051	0,0450145
PID (Pessenovo integrální pravidlo)	1,4408127	12,35282	0,0630203
PID (s mírným překmitem)	0,6792403	4,6587778	0,065361
PID (bez překmitu)	0,4116608	2,8235017	0,0396127

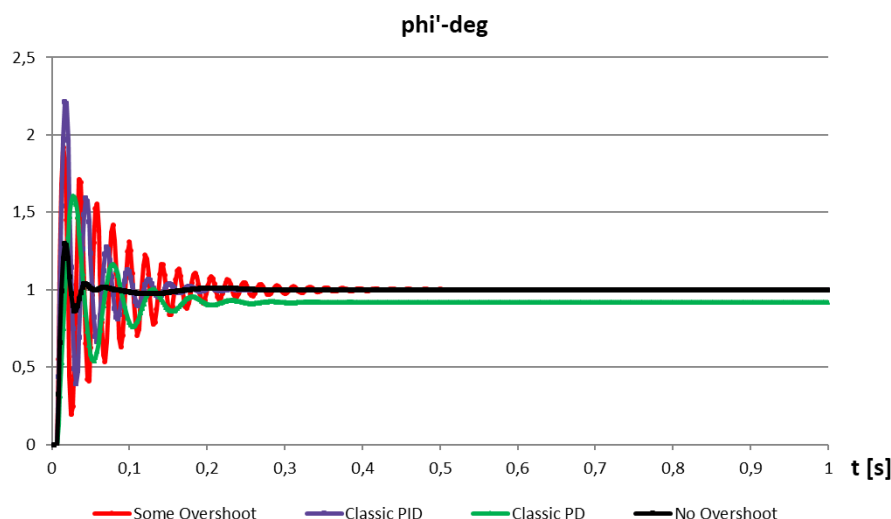


Obr. 9.46: Průběh řízení orientace křidel pro jednotlivá ZN pravidla

V podmínkách simulace byl nastaven počáteční úhel podélného sklonu na 90° , přičemž bylo cílem udržování orientace křidel (tj. nulová hodnota). Pro udržování vertikálního režimu letu bylo ze začátku využito řízení podélného sklonu, v dalších iteracích bylo již použito řízení modifikovaného podélného sklonu. Výkon motorů byl nastaven na takovou hodnotu, aby byla rychlost letu okolo $14,5 \text{ m/s}$ (nebylo použito řízení vertikální rychlosti letu). Až na rychlost letu byly počáteční podmínky definovány stejně pro všechny ostatní varianty tohoto řídicího systému.

Z průběhů je možné vidět, že nejlépe vychází varianta „PID (bez překmitu)“, u které dojde při změně úhlu o 3° k ustálení za 0,583 s. Velikost překmitu je přitom $0,902^\circ$ a doba náběhu 0,0166667 s.

Na Obr. 9.47 lze vidět normalizovaný průběh změny veličiny o jednotku a Tabulka 9.15 ukazuje parametry přechodové charakteristiky.



Obr. 9.47: Normalizovaný průběh řízení orientace křidel pro jednotlivá ZN pravidla

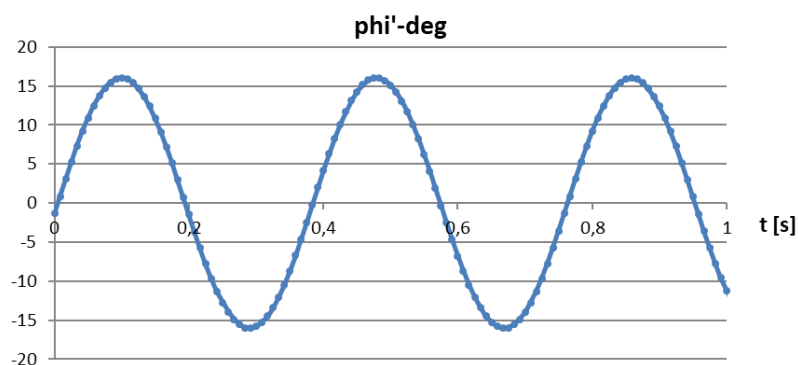
Tabulka 9.15 Parametry normalizovaného průběhu pro řízení orientace křidel

Typ regulátoru (název pravidla)	Doba náběhu	Doba ustálení	Velikost překmitu
PD (klasický)	0,008291633	21,06075153	0,604251097
PID (klasický)	0,002072902	0,17826028	1,214455244
PID (s mírným překmitem)	0,002072902	0,300561929	0,922778224
PID (bez překmitu)	0,004145829	0,145093722	0,300885718

Pro regulátor LS9 byly parametry algoritmu automatické ZN metody oproti prvnímu pokusu změněny následujícím způsobem:

- gain_initial = 0,5
- gain_change_iteration = 0,5
- tolerance_amplitude = 0,2

Pro regulátor LS9 našel algoritmus kritické zesílení na hodnotě 3,7001953 a kritickou periodu o délce 0,3781082 sekund. K nalezení výsledků bylo potřeba 17 iterací. Část z průběhu oscilace lze vidět na Obr. 9.45, přičemž potvrzuje přesnost algoritmu.

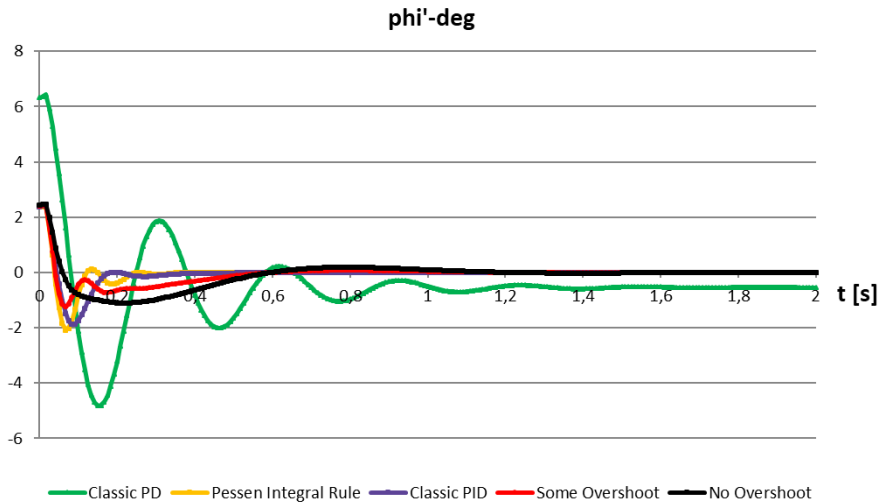


Obr. 9.48: Oscilace orientace křidel pro LS9 při kritickém zesílení

Tabulka 9.14 obsahuje jednotlivá nastavení PID regulátoru, který je využit pro řízení orientace křidel. Na Obr. 9.46 jsou zobrazeny průběhy tohoto řízení pro všechna nastavení s výjimkou těch, které vykazovaly silné nestabilní chování (tj. P, PI). Dle výsledků bylo vybráno ZN pravidlo s názvem „bez překmitu“.

Tabulka 9.16 Nastavení PID regulátoru LS9 pro řízení orientace křidel

Typ regulátoru (název pravidla)	K_p	K_i	K_d
P (klasický)	1,8500976	-	-
PI (klasický)	1,6650879	5,3057035	-
PD (klasický)	1,4800781	-	0,0279815
PID (klasický)	2,2201172	11,74329	0,1049306
PID (Pessenovo integrální pravidlo)	2,5901367	17,125632	0,1469028
PID (s mírným překmitem)	1,2210644	6,4588097	0,1523592
PID (bez překmitu)	0,7400391	3,9144301	0,0923389

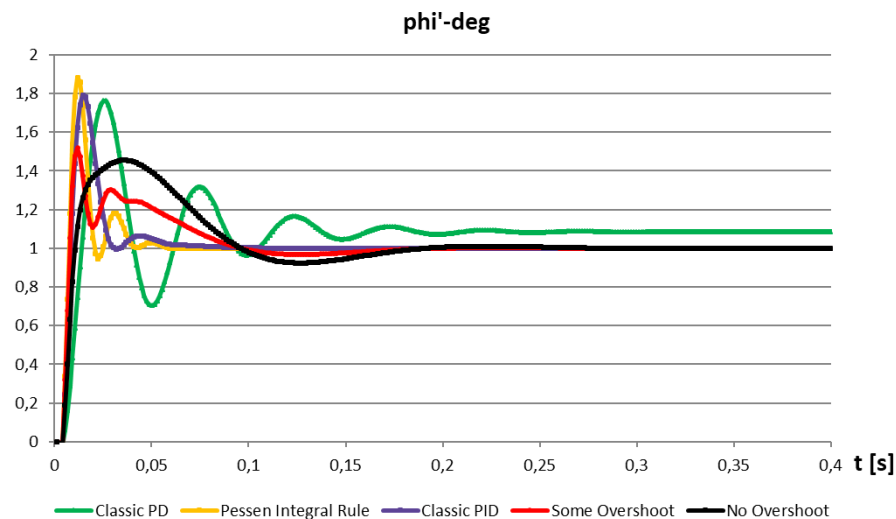


Obr. 9.49: Průběh řízení orientace křidel pomocí LS9 pro jednotlivá ZN pravidla

V podmínkách simulace byl výkon motorů nastaven na takovou hodnotu, aby byla rychlost letu okolo 7,5 m/s (nebylo použito řízení vertikální rychlosti letu).

Průběhy ukazují, že i když má nastavení „PID (bez překmitu)“ o něco delší dobu ustálení než ostatní (1,0832929 s), tak podkmit je nejnižší (-1,1065°) a jeho průběh je pozvolný.

Na Obr. 9.47 lze vidět normalizovaný průběh změny veličiny o jednotku a Tabulka 9.15 ukazuje parametry přechodové charakteristiky.



Obr. 9.50: Normalizovaný průběh řízení orientace křidel pomocí LS9 pro jednotlivá ZN pravidla

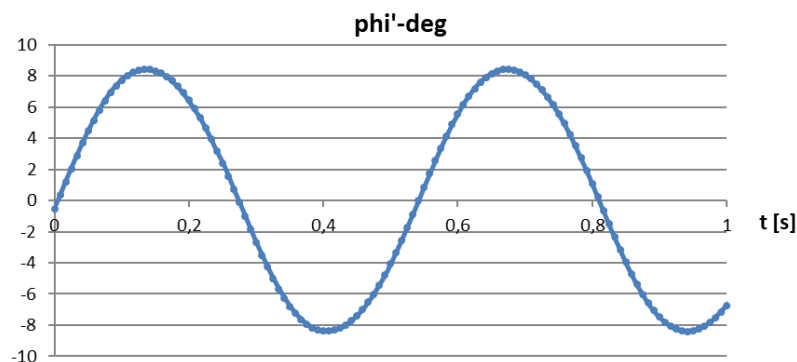
Tabulka 9.17 Parametry normalizovaného průběhu pro řízení orientace křidel pomocí LS9

Typ regulátoru (název pravidla)	Doba náběhu	Doba ustálení	Velikost překmitu
PD (klasický)	0,006599437	7,54446086	0,763102609
PID (klasický)	0,003959659	0,059388517	0,790632678
PID (Pessenovo integrální pravidlo)	0,002639778	0,052789096	0,882368592
PID (s mírným překmitem)	0,002639778	0,155740182	0,517865592
PID (bez překmitu)	0,00527954	0,171578818	0,454840309

Pro regulátor LS6 byly parametry algoritmu automatické ZN metody oproti prvnímu pokusu změněny následujícím způsobem:

- gain_initial = 0,5
- gain_change_iteration = 0,5
- tolerance_amplitude = 0,2

Pro regulátor LS6 našel algoritmus kritické zesílení na hodnotě 9,421875 a kritickou periodu o délce 0,5354434 sekund. K nalezení výsledků bylo potřeba 24 iterací. Část z průběhu oscilace lze vidět na Obr. 9.45, přičemž potvrzuje přesnost algoritmu.

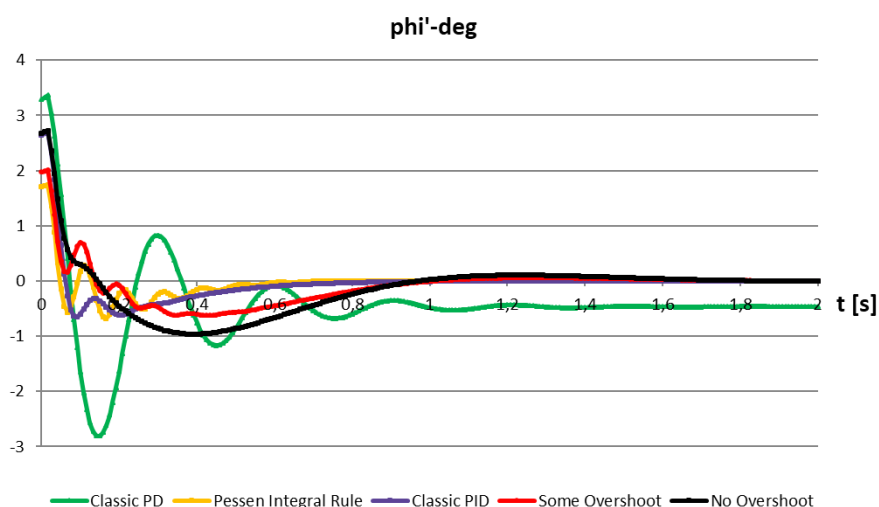


Obr. 9.51: Oscilace orientace křidel pro LS6 při kritickém zesílení

Tabulka 9.14 obsahuje jednotlivá nastavení PID regulátoru, který je využit pro řízení orientace křidel. Na Obr. 9.46 jsou zobrazeny průběhy tohoto řízení pro všechna nastavení s výjimkou těch, které vykazovaly silné nestabilní chování (tj. P, PI). Dle výsledků bylo vybráno ZN pravidlo s názvem „klasický PID“.

Tabulka 9.18 Nastavení PID regulátoru LS6 pro řízení orientace křidel

Typ regulátoru (název pravidla)	K_p	K_i	K_d
P (klasický)	4,7109375	-	-
PI (klasický)	4,2398438	9,5402156	-
PD (klasický)	3,76875	-	0,1008976
PID (klasický)	5,653125	21,115677	0,3783661
PID (Pessenovo integrální pravidlo)	6,5953125	30,793696	0,5297125
PID (s mírným překmitem)	3,1092188	11,613622	0,5493875
PID (bez překmitu)	1,884375	7,0385591	0,3329621

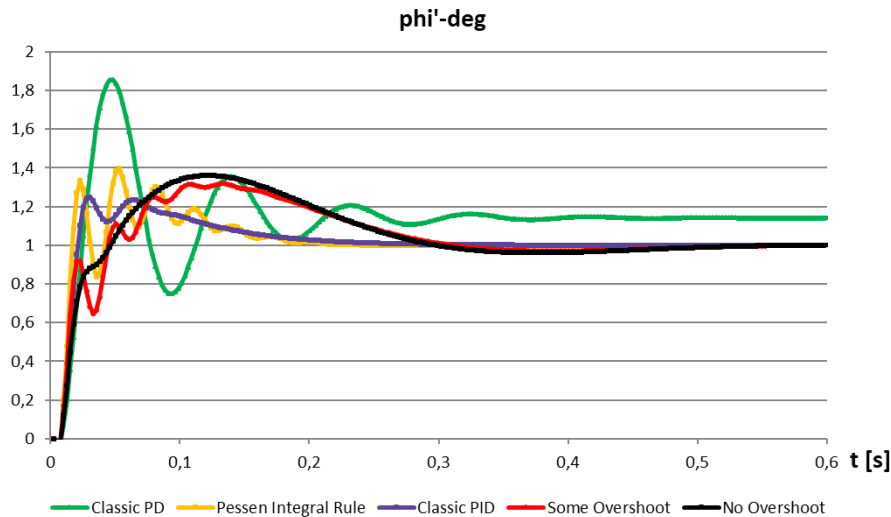


Obr. 9.52: Průběh řízení orientace křidel pomocí LS6 pro jednotlivá ZN pravidla

V podmínkách simulace byl výkon motorů nastaven na takovou hodnotu, aby byla rychlost letu okolo 4,5 m/s (nebylo použito řízení vertikální rychlosti letu).

V tomto případě vykazuje nejlepší výsledky metoda „PID (klasický)“, která umožňuje ustálení veličiny za 0,717 sekund a z průběhu lze pozorovat nejmírnější rozkmit, přičemž podkmit je $-0,658^\circ$.

Na Obr. 9.47 lze vidět normalizovaný průběh změny veličiny o jednotku a Tabulka 9.15 ukazuje parametry přechodové charakteristiky.



Obr. 9.53: Normalizovaný průběh řízení orientace křidel pomocí LS6 pro jednotlivá ZN pravidla

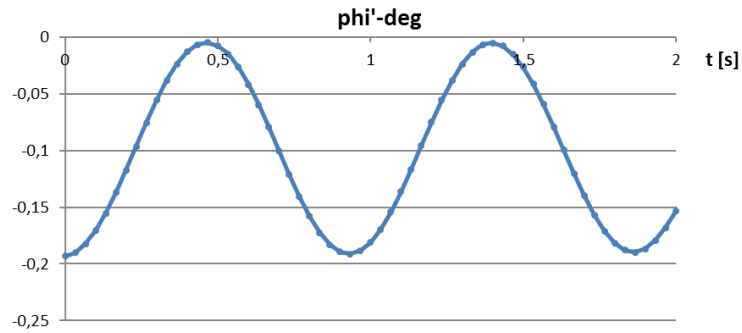
Tabulka 9.19 Parametry normalizovaného průběhu pro řízení orientace křidel pomocí LS6

Typ regulátoru (název pravidla)	Doba náběhu	Doba ustálení	Velikost překmitu
PD (klasický)	0,012664471	12,45421325	0,854239862
PID (klasický)	0,010131558	0,217816481	0,248947873
PID (Pessenovo integrální pravidlo)	0,007598676	0,182356012	0,395007966
PID (s mírným překmitem)	0,010131558	0,455908236	0,318158351
PID (bez překmitu)	0,025328911	0,466039794	0,360367882

Pro regulátor LS1 byly parametry algoritmu automatické ZN metody oproti prvnímu pokusu změněny následujícím způsobem:

- iteration_maximum = 30
- gain_initial = 1
- gain_change_iteration = 1
- tolerance_amplitude = 0,2

Pro regulátor LS1 našel algoritmus kritické zesílení na hodnotě 22,15625 a kritickou periodu o délce 0,9251563 sekund. K nalezení výsledků bylo potřeba 28 iterací. Část z průběhu oscilace lze vidět na Obr. 9.45, přičemž potvrzuje přesnost algoritmu.

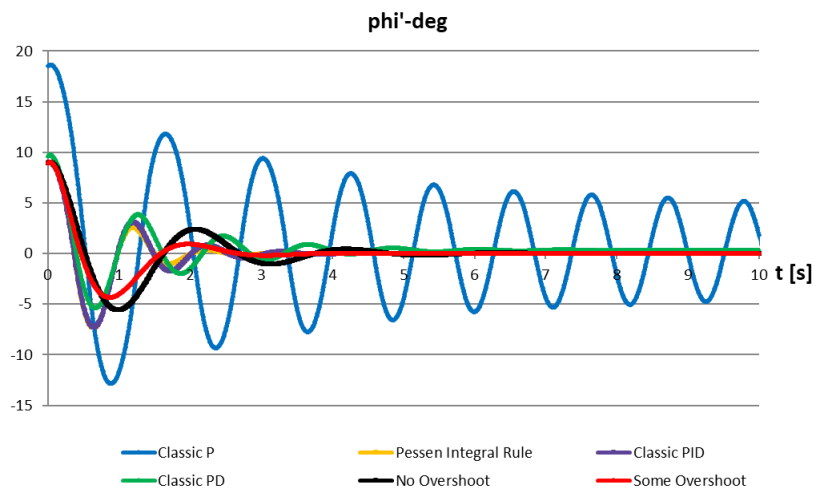


Obr. 9.54: Oscilace orientace křidel pro LS1 při kritickém zesílení

Tabulka 9.14 obsahuje jednotlivá nastavení PID regulátoru, který je využit pro řízení orientace křidel. Na Obr. 9.46 jsou zobrazeny průběhy tohoto řízení pro všechna nastavení s výjimkou těch, které vykazovaly silné nestabilní chování (tj. PI). Dle výsledků bylo vybráno ZN pravidlo s názvem „s mírným překmitem“.

Tabulka 9.20 Nastavení PID regulátoru LS1 pro řízení orientace křidel

Typ regulátoru (název pravidla)	K_p	K_i	K_d
P (klasický)	11,078125	-	-
PI (klasický)	9,9703125	12,984211	-
PD (klasický)	8,8625	-	0,4099599
PID (klasický)	13,29375	28,738387	1,5373496
PID (Pessenovo integrální pravidlo)	15,509375	41,910148	2,1522894
PID (s mírným překmitem)	7,3115625	15,806113	2,2322316
PID (bez překmitu)	4,43125	9,5794624	1,3528676

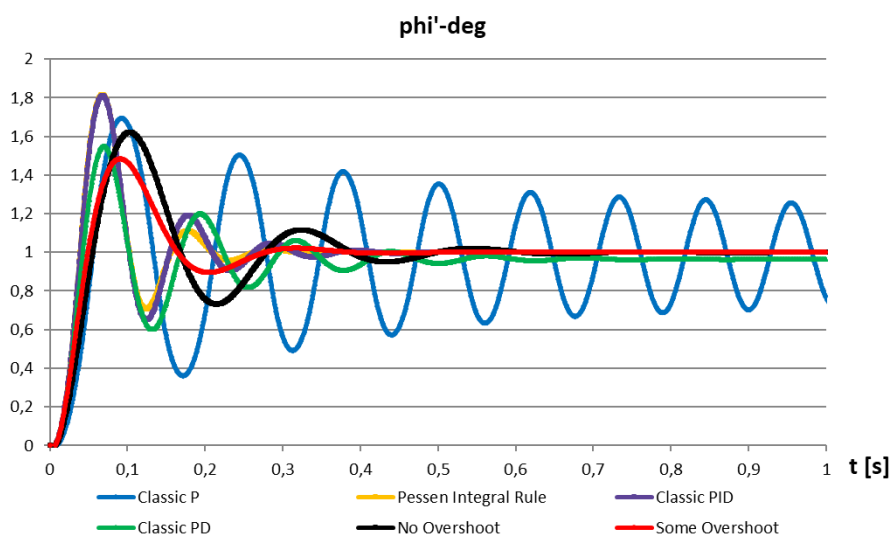


Obr. 9.55: Průběh řízení orientace křidel pomocí LS1 pro jednotlivá ZN pravidla

V podmínkách simulace byl výkon motorů nastaven na takovou hodnotu, aby byla rychlost letu okolo 1 m/s (nebylo použito řízení vertikální rychlosti letu).

U tohoto typu je zřejmé, že nejlepší výsledky poskytla metoda „PID (s mírným překmitem)“, kdy k ustálení došlo během 3,208 sekund s podkmitem o hodnotě $-4,334^\circ$.

Na Obr. 9.47 lze vidět normalizovaný průběh změny veličiny o jednotku a Tabulka 9.15 ukazuje parametry přechodové charakteristiky.



Obr. 9.56: Normalizovaný průběh řízení orientace křidel pomocí LS1 pro jednotlivá ZN pravidla

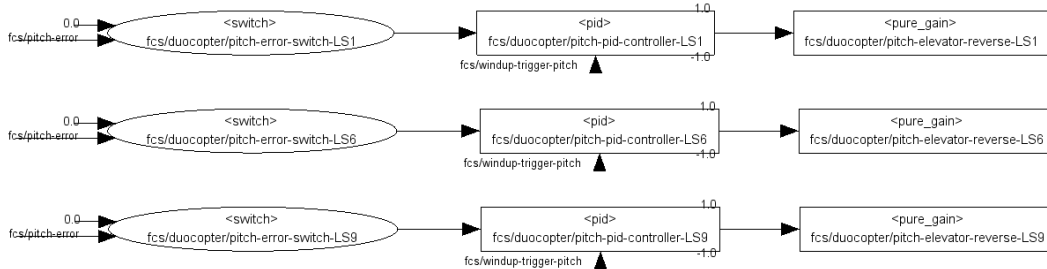
Tabulka 9.21 Parametry normalizovaného průběhu pro řízení orientace křidel pomocí LS1

Typ regulátoru (název pravidla)	Doba náběhu	Doba ustálení	Velikost překmitu
P (klasický)	0,031799771	9,361158051	0,694153296
PD (klasický)	0,02492414	11,69887024	0,550440172
PID (klasický)	0,02148633	0,349793248	0,809923361
PID (Pessenovo integrální pravidlo)	0,02148633	0,250096697	0,815260949
PID (s mírným překmitem)	0,03008086	0,330885278	0,483564126
PID (bez překmitu)	0,03437812	0,55262416	0,621350639

9.4.3 Řízení modifikovaného úhlu podélného sklonu (Pitch-Corr Hold)

Řídicí systém pro řízení modifikovaného úhlu podélného sklonu lze vidět na Obr. 9.30. Bylo jej však nutné rozšířit o další PID regulátory, které jsou

nastavené pro velmi nízké rychlosti; toto rozšíření je zobrazeno na *Obr. 9.57*. Funkčnost schématu je tedy v základu totožná s tím, jak je popsána v kapitole 9.3.4. Jedním rozdílem je přivedení modifikované hodnoty úhlu podélného sklonu na vstup. Dále se také v závislosti na celkové rychlosti letu přepínají PID regulátory s vhodným nastavením. Intervaly rychlostí pro jednotlivé regulátory jsou: $\langle 0; 3,2 \rangle$ m/s pro LS1, $\langle 3,2; 6,7 \rangle$ m/s pro LS6, $\langle 6,7; 9,7 \rangle$ m/s pro LS9 a při rychlosti vyšší než 9,7 m/s se využívá stejné nastavení jako v režimu letadlo.

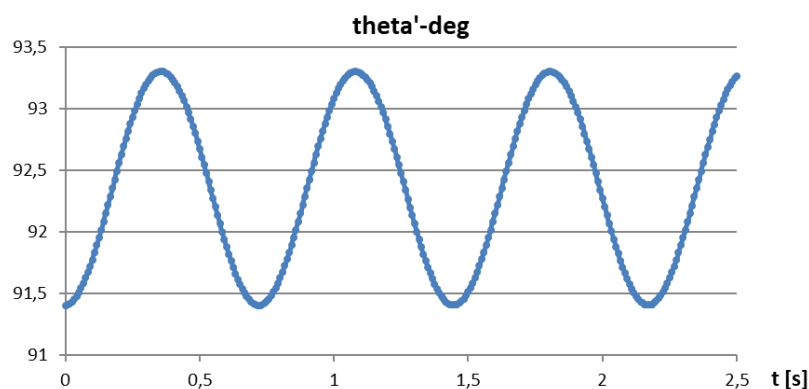


Obr. 9.57: Rozšíření schématu řídicího systému pro řízení mod. úhlu podélného sklonu

Pro regulátor LS9 byly parametry algoritmu automatické ZN metody oproti prvnímu pokusu změněny následujícím způsobem:

- gain_initial = 0,9
- gain_change_iteration = 0,005
- tolerance_amplitude = 0,1

Pro regulátor LS9 našel algoritmus kritické zesílení na hodnotě 0,9850781 a kritickou periodu o délce 0,7349561 sekund. K nalezení výsledků bylo potřeba 25 iterací. Část z průběhu oscilace lze vidět na *Obr. 9.58*, přičemž potvrzuje přesnost algoritmu.



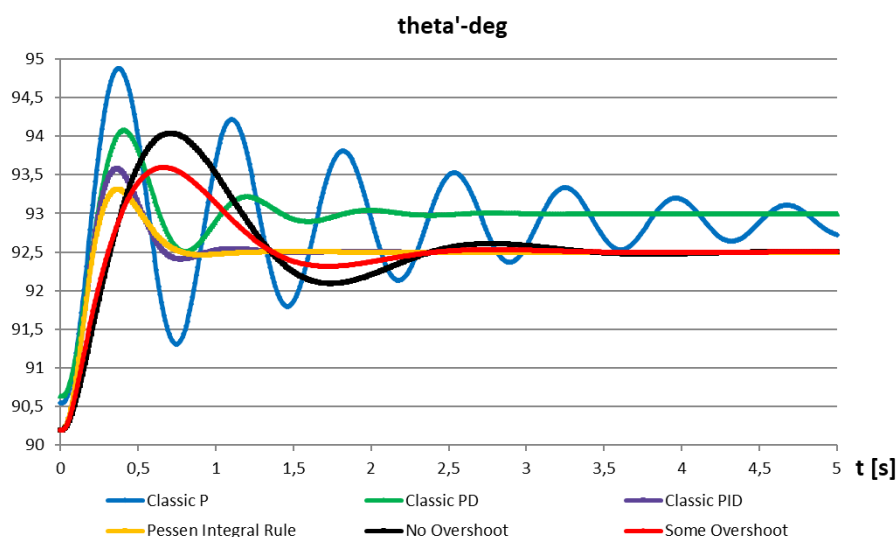
Obr. 9.58: Oscilace mod. úhlu podélného sklonu pro LS9 při kritickém zesílení

Tabulka 9.22 obsahuje jednotlivá nastavení PID regulátoru, který je využit pro řízení modifikovaného úhlu podélného sklonu. Na *Obr. 9.59* jsou zobrazeny

průběhy tohoto řízení pro všechna nastavení s výjimkou těch, které vykazovaly silné nestabilní chování (tj. PI). Bylo vybráno ZN pravidlo s názvem „bez překmitu“, protože reaguje stabilně při přechodu z rychlosti 9,7 m/s níže.

Tabulka 9.22 Nastavení PID regulátoru LS9 pro mod. úhel podélného sklonu

Typ regulátoru (název pravidla)	K_p	K_i	K_d
P (klasický)	0,492539	-	-
PI (klasický)	0,4432851	0,7266808	-
PD (klasický)	0,3940312	-	0,0144798
PID (klasický)	0,5910469	1,6083868	0,0542992
PID (Pessenovo integrální pravidlo)	0,6895547	2,3455641	0,0760189
PID (s mírným překmitem)	0,3250758	0,8846128	0,0788424
PID (bez překmitu)	0,1970156	0,5361289	0,0477833

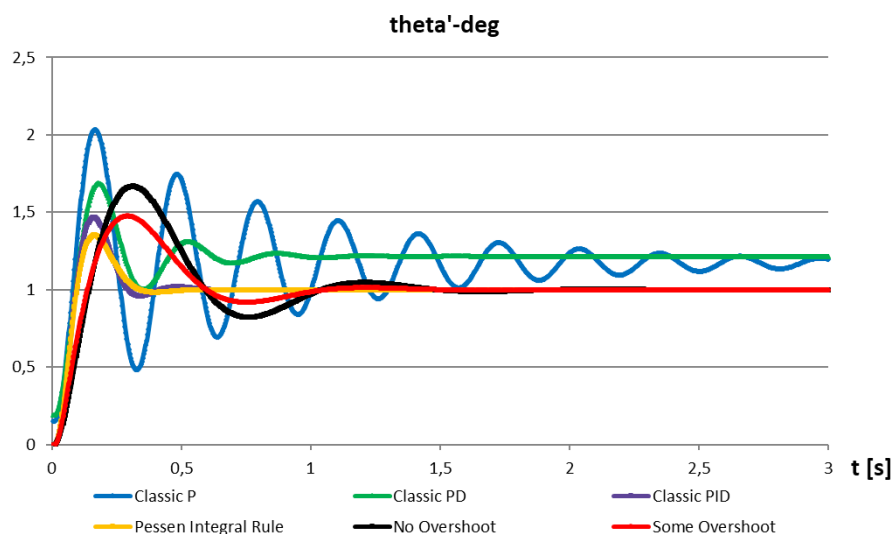


Obr. 9.59: Průběh řízení mod. úhlu podélného sklonu pomocí LS9 pro jednotlivá ZN pravidla

V podmínkách simulace byl nastaven počáteční úhel podélného sklonu na 90° , přičemž bylo cílem nastavení modifikovaného podélného sklonu na $92,5^\circ$ při udržování stejné orientace křídel. Výkon motorů byl nastaven na takovou hodnotu, aby byla rychlost letu okolo 8,5 m/s (nebylo použito řízení vertikální rychlosti letu). Až na rychlost letu byly počáteční podmínky definovány stejně pro všechny ostatní varianty tohoto řídicího systému.

Pro tento typ byla vybrána varianta „PID (bez překmitu)“, a to i přesto, že nemá dle výsledků nejlepší parametry (doba ustálení = 3,183 s, překmit = $1,538^\circ$). Důvodem je mnohem jemnější přechod při přepnutí z hlavního regulátoru na regulátor LS9, než u ostatních nastavení, kde občas docházelo k mírnému dočasnému rozkmitání.

Na Obr. 9.60 lze vidět normalizovaný průběh změny veličiny o jednotku a Tabulka 9.23 ukazuje parametry přechodové charakteristiky.



Obr. 9.60: Normalizovaný průběh řízení mod. úhlu podélného sklonu pomocí LS9 pro jednotlivá ZN pravidla

Tabulka 9.23 Parametry norm. průběhu pro řízení mod. úhlu podélného sklonu pomocí LS9

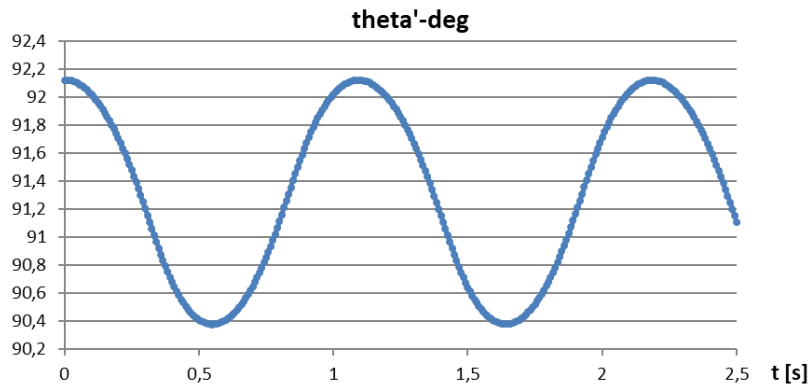
Typ regulátoru (název pravidla)	Doba náběhu	Doba ustálení	Velikost překmitu
P (klasický)	0,072463739	65,21734783	1,034196534
PD (klasický)	0,083333304	65,21734783	0,686692992
PID (klasický)	0,054347783	0,384040435	0,469758315
PID (Pessenovo integrální pravidlo)	0,057970957	0,31519987	0,352827117
PID (s mírným překmitem)	0,086956478	0,974619913	0,476547525
PID (bez překmitu)	0,09420287	1,384040043	0,668755851

Pro regulátor LS6 byly parametry algoritmu automatické ZN metody oproti prvnímu pokusu změněny následujícím způsobem:

- gain_initial = 1
- gain_change_iteration = 1
- tolerance_amplitude = 0,1

Pro regulátor LS6 našel algoritmus kritické zesílení na hodnotě 2,9984112 a kritickou periodu o délce 1,1049331 sekund. K nalezení výsledků bylo potřeba

22 iterací. Část z průběhu oscilace lze vidět na *Obr. 9.58*, přičemž potvrzuje přesnost algoritmu.

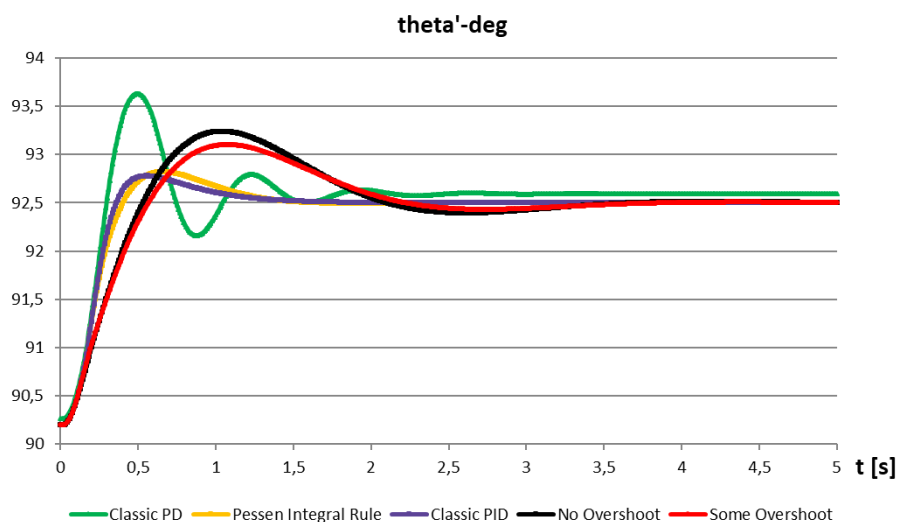


Obr. 9.61: Oscilace mod. úhlu podélného sklonu pro LS6 při kritickém zesílení

Tabulka 9.22 obsahuje jednotlivá nastavení PID regulátoru, který je využit pro řízení modifikovaného úhlu podélného sklonu. Na *Obr. 9.59* jsou zobrazeny průběhy tohoto řízení pro všechna nastavení s výjimkou těch, které vykazovaly silné nestabilní chování (tj. P, PI). Dle výsledků bylo vybráno ZN pravidlo s názvem „klasický PID“.

Tabulka 9.24 Nastavení PID regulátoru LS6 pro mod. úhel podélného sklonu

Typ regulátoru (název pravidla)	K_p	K_i	K_d
P (klasický)	1,4992056	-	-
PI (klasický)	1,349285	1,4712607	-
PD (klasický)	1,1993645	-	0,0662609
PID (klasický)	1,7990467	3,2563903	0,2484783
PID (Pessenovo integrální pravidlo)	2,0988878	4,7489025	0,3478696
PID (s mírným překmitem)	0,9894757	1,7910147	0,3607905
PID (bez překmitu)	0,5996822	1,0854634	0,2186609

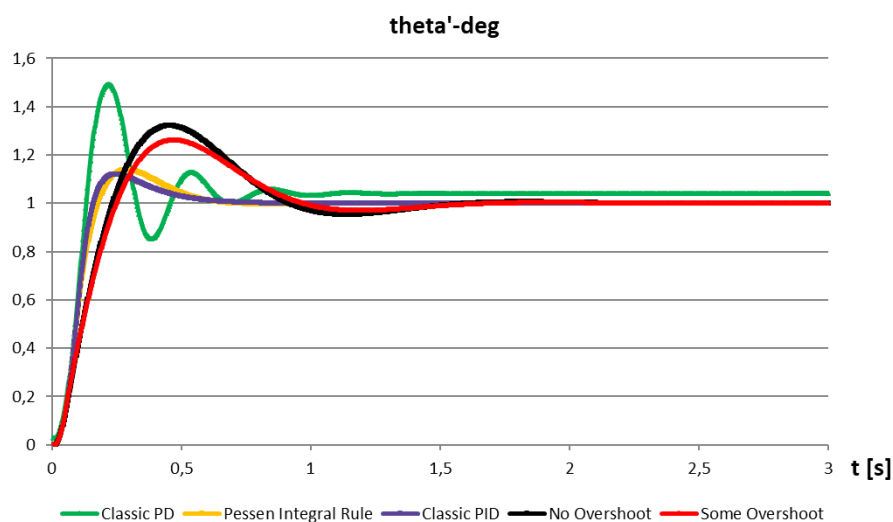


Obr. 9.62: Průběh řízení mod. úhlu podélného sklonu pomocí LS6 pro jednotlivá ZN pravidla

V podmínkách simulace byl výkon motorů nastaven na takovou hodnotu, aby byla rychlost letu okolo 5 m/s (nebylo použito řízení vertikální rychlosti letu).

Z výsledků je zřejmé, že nejvhodnějším nastavením je „PID (klasický)“, u kterého dochází k ustálení za 1,267 sekund a k překmitu pouhých 0,2798°. Nejnižší je také doba náběhu, jejichž hodnota je 0,2167 s. Při přepnutí regulátoru z LS9 na LS6 zde nedocházelo k žádným problémům.

Na Obr. 9.60 lze vidět normalizovaný průběh změny veličiny o jednotku a Tabulka 9.23 ukazuje parametry přechodové charakteristiky.



Obr. 9.63: Normalizovaný průběh řízení mod. úhlu podélného sklonu pomocí LS6 pro jednotlivá ZN pravidla

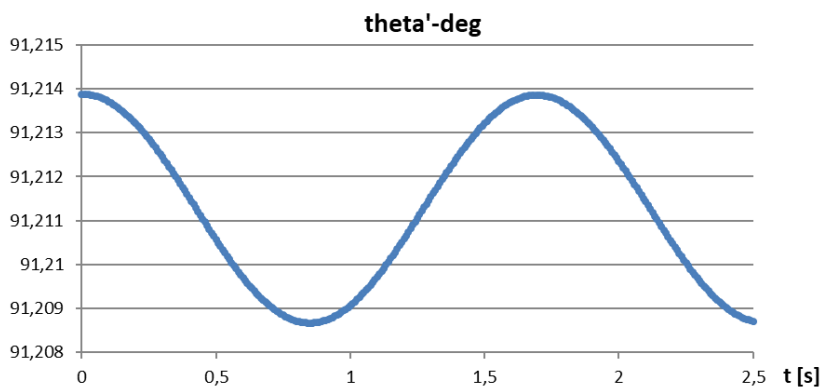
Tabulka 9.25 Parametry norm. průběhu pro řízení mod. úhlu podélného sklonu pomocí LS6

Typ regulátoru (název pravidla)	Doba náběhu	Doba ustálení	Velikost překmitu
PD (klasický)	0,083333261	65,21734783	0,491876443
PID (klasický)	0,09420287	0,550707043	0,121640082
PID (Pessenovo integrální pravidlo)	0,105072435	0,57244613	0,140120695
PID (s mírným překmitem)	0,170289783	1,376793652	0,262477091
PID (bez překmitu)	0,159420217	1,402155957	0,322519093

Pro regulátor LS1 byly parametry algoritmu automatické ZN metody oproti prvnímu pokusu změněny následujícím způsobem:

- gain_initial = 1
- gain_change_iteration = 1
- tolerance_amplitude = 0,1

Pro regulátor LS1 našel algoritmus kritické zesílení na hodnotě 2,8730621 a kritickou periodu o délce 1,7037493 sekund. K nalezení výsledků bylo potřeba 19 iterací. Část z průběhu oscilace lze vidět na Obr. 9.58, přičemž potvrzuje přesnost algoritmu.

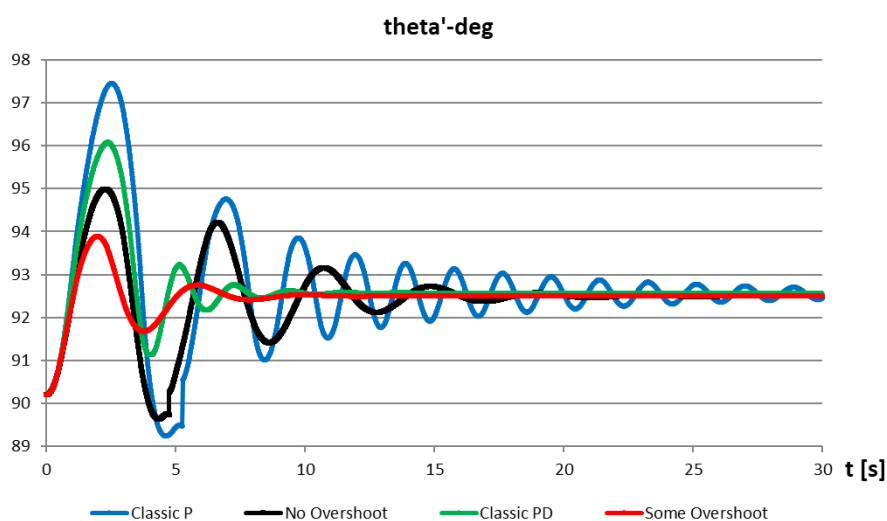


Obr. 9.64: Oscilace mod. úhlu podélného sklonu pro LS1 při kritickém zesílení

Tabulka 9.22 obsahuje jednotlivá nastavení PID regulátoru, který je využit pro řízení modifikovaného úhlu podélného sklonu. Na Obr. 9.59 jsou zobrazeny průběhy tohoto řízení pro všechna nastavení s výjimkou těch, které vykazovaly silné nestabilní chování (tj. PI, klasický PID, Pessenovo integrální pravidlo). Dle výsledků bylo vybráno ZN pravidlo s názvem „s mírným překmitem“.

Tabulka 9.26 Nastavení PID regulátoru LS1 pro mod. úhel podélného sklonu

Typ regulátoru (název pravidla)	K_p	K_i	K_d
P (klasický)	1,436531	-	-
PI (klasický)	1,2928779	0,9142685	-
PD (klasický)	1,1492248	-	0,0978996
PID (klasický)	1,7238373	2,0235809	0,3671233
PID (Pessenovo integrální pravidlo)	2,0111435	2,9510555	0,5139726
PID (s mírným překmitem)	0,9481105	1,1129695	0,5330631
PID (bez překmitu)	0,5746124	0,674527	0,3230685

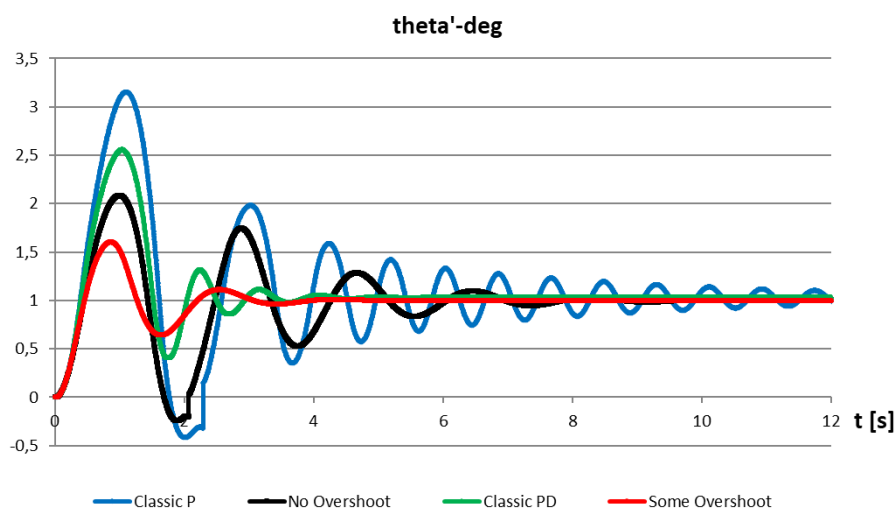


Obr. 9.65: Průběh řízení mod. úhlu podélného sklonu pomocí LS1 pro jednotlivá ZN pravidla

V podmínkách simulace byl výkon motorů nastaven na takovou hodnotu, aby byla rychlost letu okolo 1,5 m/s (nebylo použito řízení vertikální rychlosti letu).

V tomto případě bylo jednoznačně nejlepší nastavení „PID (s mírným překmitem)“, které umožňuje ustálení za 8,608 sekund při překmitu 1,389°. Doba náběhu (0,6667 s) je oproti ostatním variantám pouze nepatrně horší; rozdíl je zde zanedbatelný.

Na Obr. 9.60 lze vidět normalizovaný průběh změny veličiny o jednotku a Tabulka 9.23 ukazuje parametry přechodové charakteristiky.



Obr. 9.66: Normalizovaný průběh řízení mod. úhlu podélného sklonu pomocí LS1 pro jednotlivá ZN pravidla

Tabulka 9.27 Parametry norm. průběhu pro řízení mod. úhlu podélného sklonu pomocí LS1

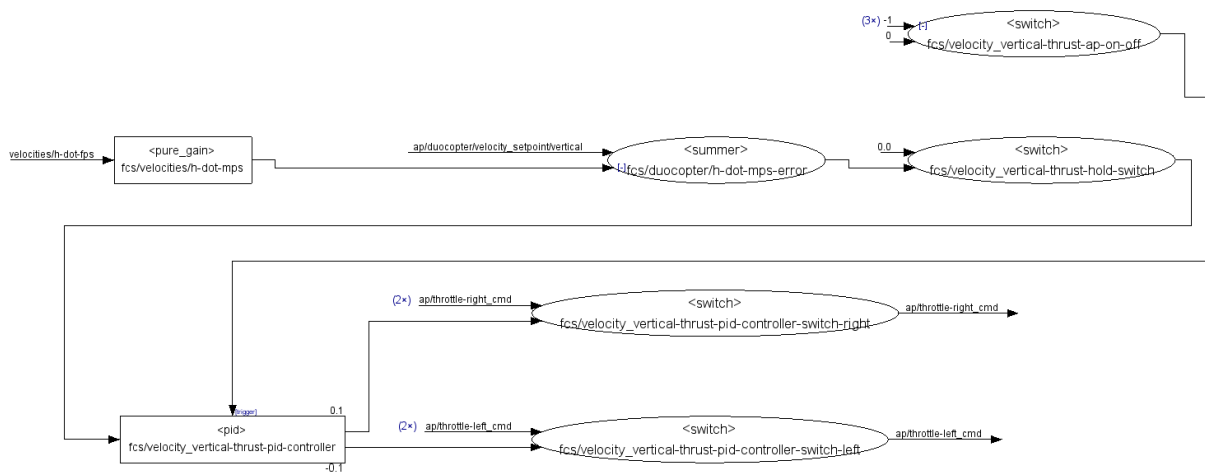
Typ regulátoru (název pravidla)	Doba náběhu	Doba ustálení	Velikost překmitu
P (klasický)	0,242753522	65,21734783	2,154264144
PD (klasický)	0,246376696	65,21734783	1,559361361
PID (s mírným překmitem)	0,289854957	3,742734739	0,604024143
PID (bez překmitu)	0,286231783	8,528964696	1,085143469

9.4.4 Řízení vertikální rychlosti letu (Velocity-Vertical Hold)

Schéma řídicího systému pro řízení vertikální rychlosti je uvedeno na Obr. 9.67. První zesilovač je zahrnut pouze pro to, aby převedl vstupní hodnotu z jednotky ft/s na m/s – využívá k tomu zesílení o hodnotě 0,3048. Dalším prvkem je porovnávací člen, kde se určí odchylka žádané hodnoty a hodnoty aktuální.

Poté je signál stejně jako v předchozích případech přiveden přes přepínač na PID regulátor a z něj dále vede přes dva přepínače na akční členy pro levý a pravý motor. Tyto tři přepínače obsahují stejnou logiku: umožní signálu projít dále, pokud je aktivován tento typ řízení v režim letu pro duokoptéru, přičemž ale nesmí být zapnutý současně s řízením celkové rychlosti letu. Navíc ještě nesmí výkon motoru klesnout pod 20 % svého maxima kvůli zamezení pádu letounu a podporu bezpečné změny vertikální rychlosti – pokud toto hrozí, přepínač nedovolí změnu na nižší hodnotu výkonu motoru.

Spoušť PID regulátoru pro zamezení *wind-up* efektu je aktivována při aktuálním nastavení výkonů motoru na hraniční hodnoty, při vypnutých motorech, při vypnutí tohoto typu řízení, a také pokud je tento typ řízení zapnut současně s řízením celkové rychlosti letu.

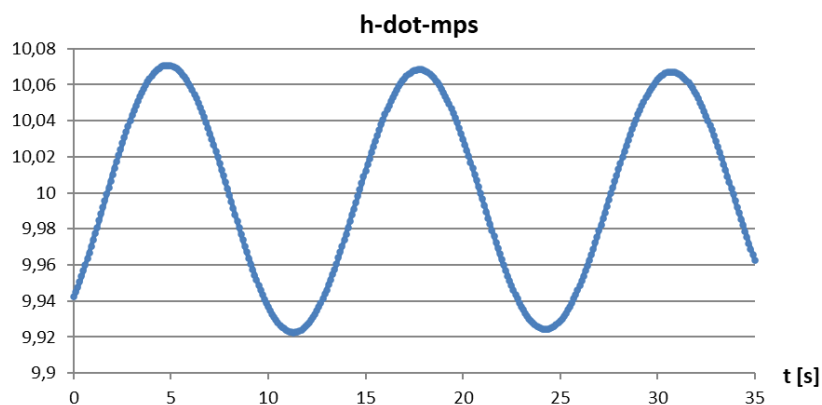


Obr. 9.67: Schéma řídicího systému pro řízení vertikální rychlosti letu

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

- iteration_maximum = 20
- gain_initial = 0,0001
- gain_change_iteration = 0,00001
- tolerance_amplitude = 0,25

Algoritmus našel kritické zesílení na hodnotě 0,0002077 a kritickou periodu o délce 12,85713 sekund. K nalezení výsledků bylo potřeba 18 iterací. Část z průběhu oscilace lze vidět na Obr. 9.68, přičemž potvrzuje přesnost algoritmu.

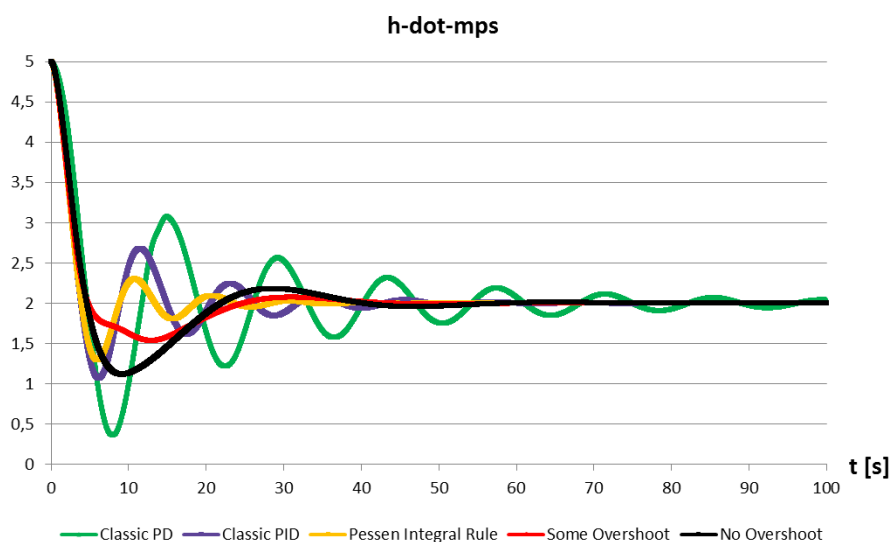


Obr. 9.68: Oscilace vertikální rychlosti letu při kritickém zesílení

Tabulka 9.28 obsahuje jednotlivá nastavení PID regulátoru, který je využit pro řízení vertikální rychlosti letu. Na Obr. 9.69 jsou zobrazeny průběhy tohoto řízení pro všechna nastavení s výjimkou těch, které vykazovaly nestabilní chování (tj. P, PI). Dle výsledků bylo vybráno ZN pravidlo s názvem „Pessenovo integrální pravidlo“.

Tabulka 9.28 Nastavení PID regulátoru pro řízení vertikální rychlosti letu

Typ regulátoru (název pravidla)	K_p	K_i	K_d
P (klasický)	0,0001039	-	-
PI (klasický)	0,0000935	0,0000088	-
PD (klasický)	0,0000831	-	0,0000534
PID (klasický)	0,0001246	0,0000194	0,0002003
PID (Pessenovo integrální pravidlo)	0,0001454	0,0000283	0,0002804
PID (s mírným překmitem)	0,0000685	0,0000107	0,0002908
PID (bez překmitu)	0,0000415	0,0000065	0,0001762

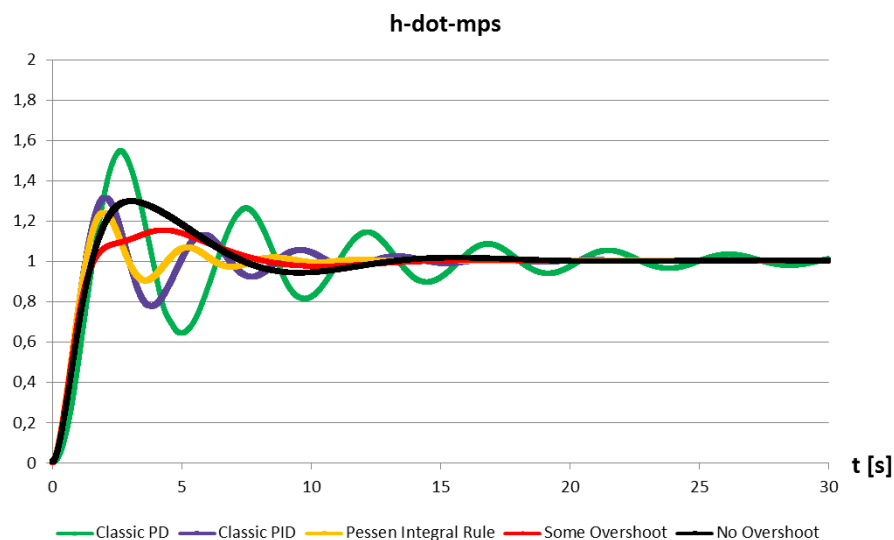


Obr. 9.69: Průběh řízení vertikální rychlosti letu pro jednotlivá ZN pravidla

V podmínkách simulace byla nastavena počáteční vertikální rychlost 5 m/s a cílová rychlost 2 m/s. Bylo také zapnuto řízení orientace křídel a udržování úhlu podélného sklonu okolo 90°.

Nejlepšího průběhu dosahuje „Pessenovo integrální pravidlo“, při kterém dochází k ustálené změně rychlosti o 3 m/s za cca 22,242 sekund, a to s podkmitem o 0,70789815 m/s; doba náběhu je 2,7166656 s.

Na Obr. 9.70 lze vidět normalizovaný průběh změny veličiny o jednotku a Tabulka 9.29 ukazuje parametry přechodové charakteristiky.



Obr. 9.70: Norm. průběh řízení vertikální rychlosti letu pro jednotlivá ZN pravidla

Tabulka 9.29 Parametry norm. průběhu pro řízení vertikální rychlosti letu

Typ regulátoru (název pravidla)	Doba náběhu	Doba ustálení	Velikost překmitu
PD (klasický)	1,016666267	28,8777529	0,544412602
PID (klasický)	0,897221867	13,5805368	0,311022492
PID (Pessenovo integrální pravidlo)	0,9055552	7,4138726	0,23596605
PID (s mírným překmitem)	1,052777367	11,5305376	0,154693032
PID (bez překmitu)	1,066666233	12,24998177	0,294433309

10. SIMULACE BEZPILOTNÍHO MINI-LETOUNU

Po návrhu řídicího systému byla provedena kompletní simulace pro otestování jeho kvality. Hlavní simulace využívá oba režimy letu a postupně aplikuje všechny typy řízení. V rámci simulací byla také blíže zkoumána přechodná fáze letu pomocí změny úhlu podélného sklonu.

U JSBSim existuje poměrně nepříjemný nedostatek ve formě výpočtu kolizí podvozku a země jen ve směru normálové osy vůči zemi, která je pro letoun definována jako osa z. Tato situace byla vyřešena pomocí JSBSim skriptu, kdy se při kontaktu všech částí dosedové plochy se zemí provede dočasné vyřazení aplikace gravitačního zrychlení na letoun. Jedná se zde o zjednodušení, které ale nijak nenarušuje simulaci letu.

Některé výsledky prezentované v této kapitole jsou také částečně popsány v autorově publikaci č. 2 [202].

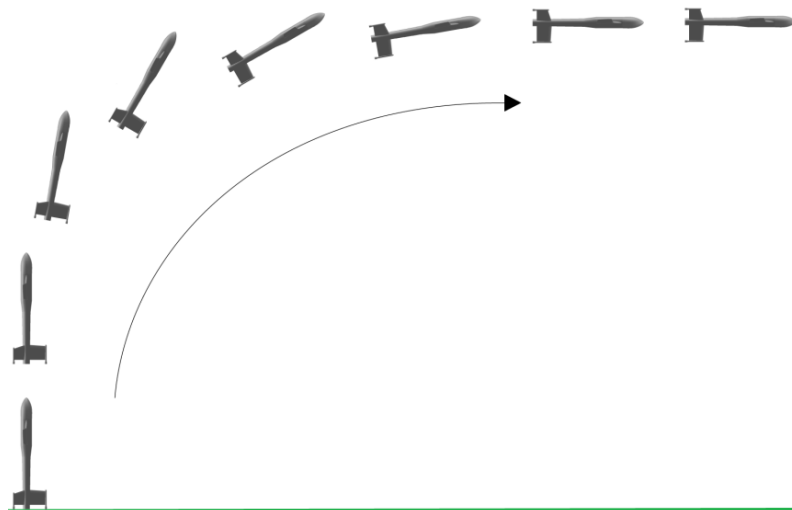
10.1 Přechodná fáze letu změnou podélného sklonu

Kromě jednotlivých režimů letu je nutné vyřešit i přechodné stavy mezi nimi. Způsob změny letu z vertikálního na horizontální a naopak, lze provést přes typ řízení pro změnu úhlu podélného sklonu a pomocí dostatečného zvýšení rychlosti (resp. výkonu motorů) letounu. Samozřejmě musí řídicí systém zajistit také vyrovnaná křídla a nejlépe i let bez vybočení. Přechodná fáze tedy může být provedena kombinací jednotlivých typů řízení počátečního režimu letu.

V každém případě je potřeba zajistit dostatečnou rychlost během změny režimu a co nejnižší úhel náběhu, aby byla minimalizována možnost pádu letounu. Také je nutné definovat neutrální oblast přechodu a hranici podélného sklonu, při nichž se režim letu přepne do druhého režimu.

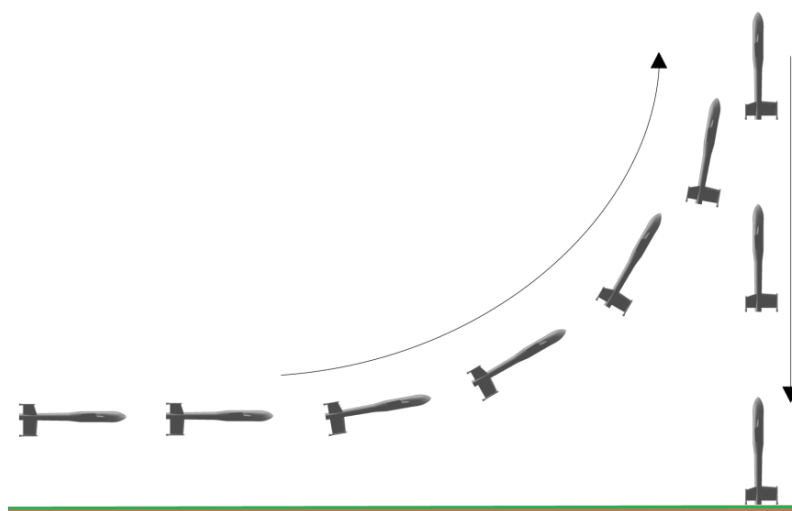
V našem případě dochází k přepnutí režimu letu z horizontálního na vertikální při podélném sklonu 70° . Naopak při dosažení úhlu podélného sklonu 60° , dojde ke změně vertikálního režimu na režim horizontální. Oblast mezi 60° - 70° je neutrální oblastí přechodu, ve které je aplikován aktuálně aktivní režim letu. Díky tomu, že nejsou režimy přepínány na stejném úhlu, nedochází k možnosti oscilace mezi režimy řízení, kdy by za jistých okolností mohl letoun během velice krátké doby několikrát vystřídat oba režimy letu, což není žádoucí.

Obr. 10.1 ilustruje postupný proces změny režimu od vzletu až po změnu na horizontální let. Nejdříve zde musí mini-letoun dosáhnout dostatečné výšky. Přitom musí být navíc i zajištěna neměnná orientace křídel a udržován nulový úhel bočního náklonu. Poté by mělo dojít k nárůstu rychlosti letu na hodnotu vyšší, než je pádová rychlost. Po jejím dosažení může dojít ke změně úhlu podélného sklonu z hodnoty 90° na 0° . Během tohoto manévru dochází na hodnotě úhlu podélného sklonu 60° ke změně režimu řízení, kdy je nutné místo zachování orientace křídel, zajistit jejich vyrovnaní. Je také možné místo vyrovnaní úhlu bočního náklonu zapnout tlumení bočních kmitů, ale není to nezbytně nutné.



Obr. 10.1: Přechodná fáze letu z vertikálního režimu na horizontální

Opačná přechodná fáze z horizontálního na vertikální režim je zobrazena na *Obr. 10.2*. Proces je v podstatě obrácený než ten předchozí – rychlost letounu musí být navýšena na hodnotu vyšší, než je pádová rychlost; navíc musí být vyrovnány křídla. Poté může dojít k postupné změně podélného sklonu z 0° na 90° . Režim letu se poté mění při dosažení úhlu 70° . Místo vyrovnání křídel by mělo dojít k udržování jejich orientace. Poté může začít letoun klesat za použití typu řízení pro změnu výšky ve vertikálním režimu letu.



Obr. 10.2: Přechodná fáze letu z horizontálního režimu na vertikální

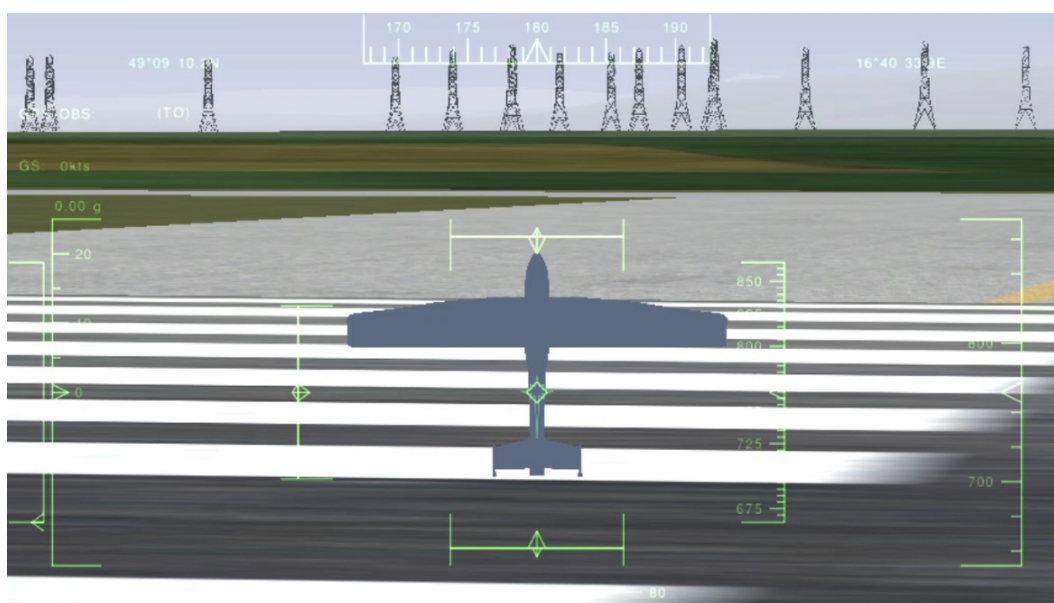
Před touto přechodnou fází může být také výhodné, aby letoun snížil svou výšku letu. Je to z důvodu nutnosti nízké rychlosti klesání při vertikálním režimu, protože v opačném případě může dojít k pádu letounu. Pokud by se letoun nacházel v příliš velké výšce, trvalo by déle, než by dosedl na zem, což

by sebou neslo také větší spotřebu energie během přistání (je to tedy méně energeticky efektivní).

10.2 Simulace letu s využitím navržených režimů řízení

V této části je uvedena simulace, která využívá oba režimy letu. Postupně jsou aplikovány typy řízení navržené v kapitole 9.

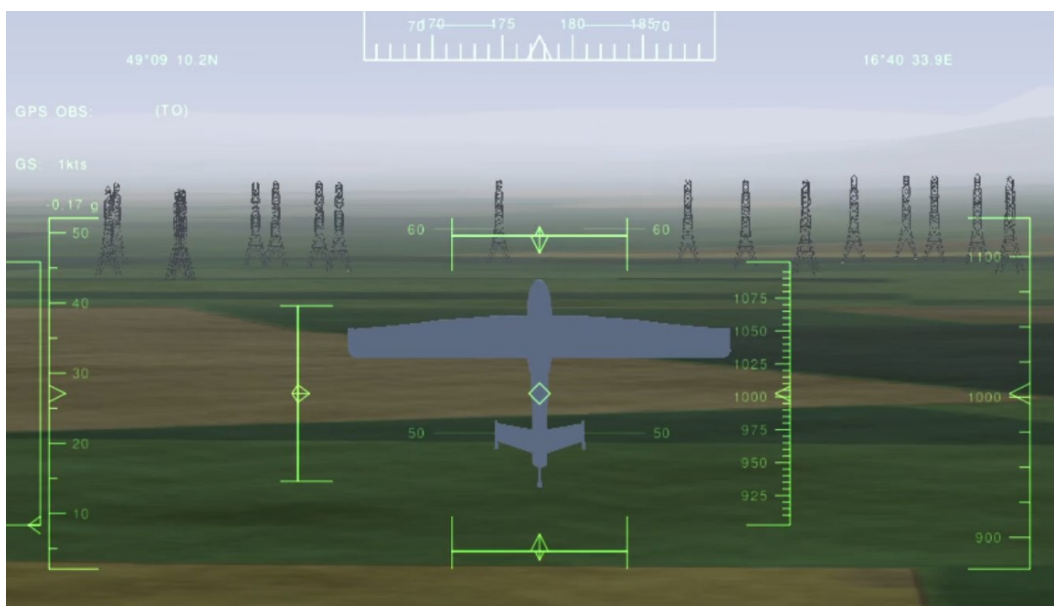
Na začátku simulace se letoun nachází na přistávací ploše a je otočený přední částí vzhůru (viz *Obr. 10.3*). V rámci řídicího systému je tedy aktivován režim duokoptéry. Počáteční pozice letounu je $49,1528319^\circ$ severní šířky a $16,6760706^\circ$ východní délky.



Obr. 10.3: 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 θ') a úhlu orientace křídel (ϕ'). Po tomto nastavení letoun vzletne.

Po dosažení výšky 50 m nad zemí (282 m nad mořem) dochází k postupnému snižování požadované hodnoty θ' na 0° (jak ilustruje *Obr. 10.4*). Změna se provádí lineárně v celkovém čase 4 sekundy. Během snižování aktuální hodnoty θ' 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.



Obr. 10.4: Vizualizace mini-letounu V-TS během změny režimu letu

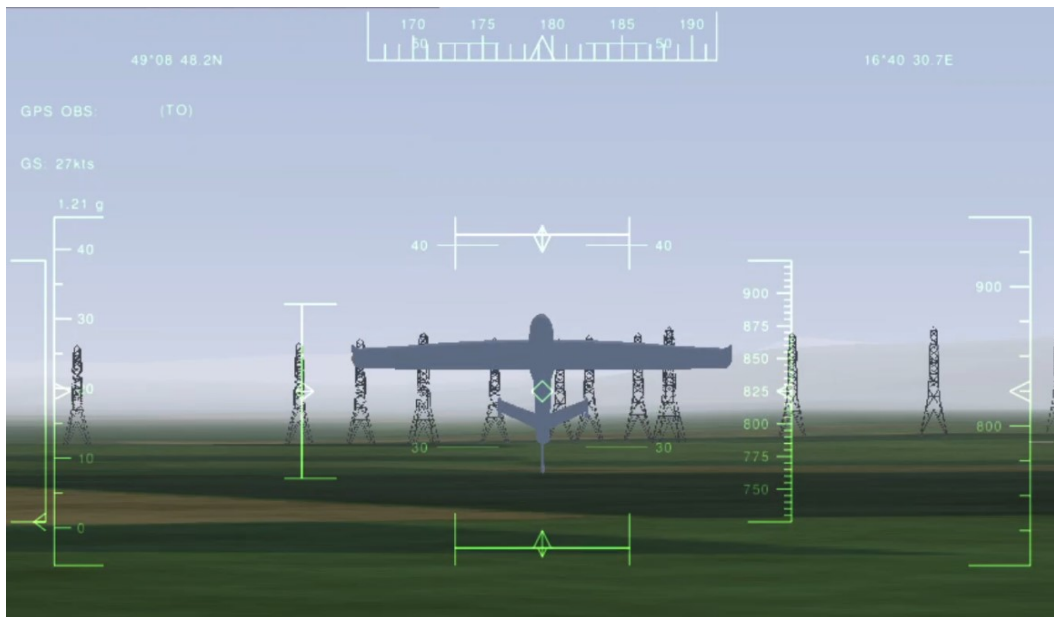
Jakmile klesne hodnota θ' na 2° , je nastaven směr letu na 200° . Na Obr. 10.5 je možné vidět ukázkou daného letu. V čase simulace 100 sekund je hodnota přenastavena na 150° . V čase simulace 150 sekund dochází ke změně způsobu řízení směru letu, a to pomocí waypointů, kdy je jakožto cílový bod nastavena lokace na souřadnicích $48,9608853^\circ$ severní šířky a $16,6789968^\circ$ východní délky; požadovaná hodnota θ je nastavena na 2° .



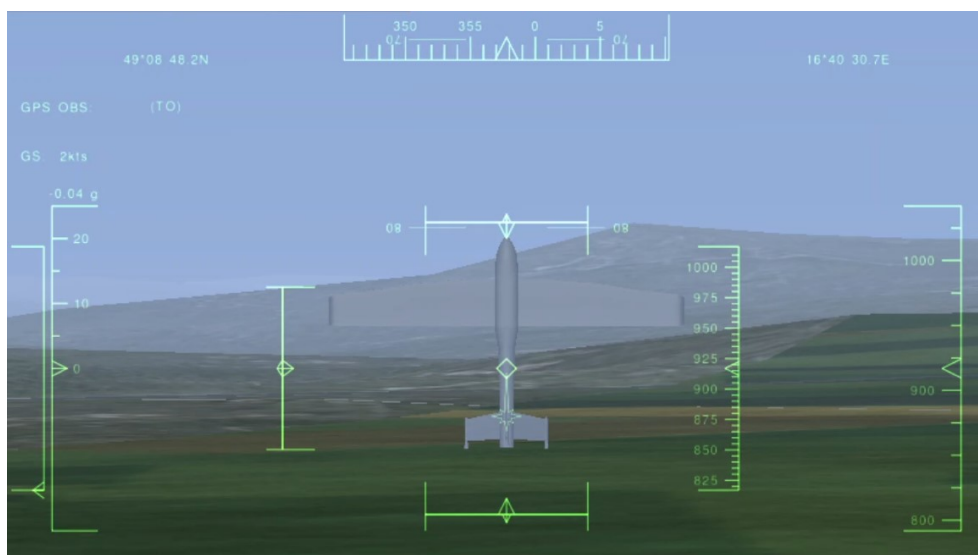
Obr. 10.5: Vizualizace mini-letounu V-TS během horizontálního režimu letu

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

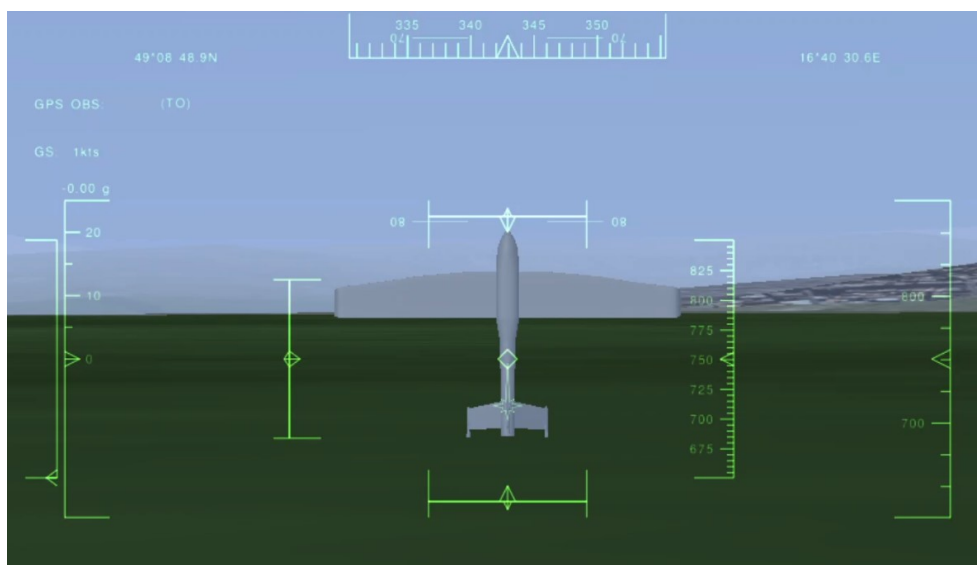
Po dosažení dané výšky je se začíná měnit způsob letu na režim: duokoptéra. Při postupném zvyšování θ' je dále vyžadována vertikální rychlost 5 m/s. Po dosažení vertikálního letu dochází k postupnému pomalému (v rámci 10 sekund) lineárnímu snížení požadavku vertikální rychlosti až na hodnotu -1,5 m/s. 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 manévry zabere 71,1 sekund. Vizualizace je uvedena na *Obr. 10.6*, *Obr. 10.7* a *Obr. 10.8*.



Obr. 10.6: Vizualizace mini-letounu V-TS během přechodu do vertikálního režimu letu



Obr. 10.7: Vizualizace mini-letounu V-TS během přistávání

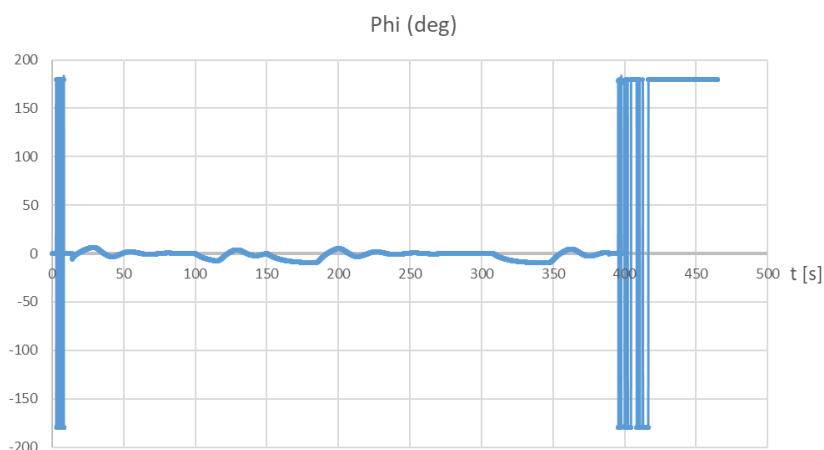


Obr. 10.8: Vizualizace mini-letounu V-TS po přistání

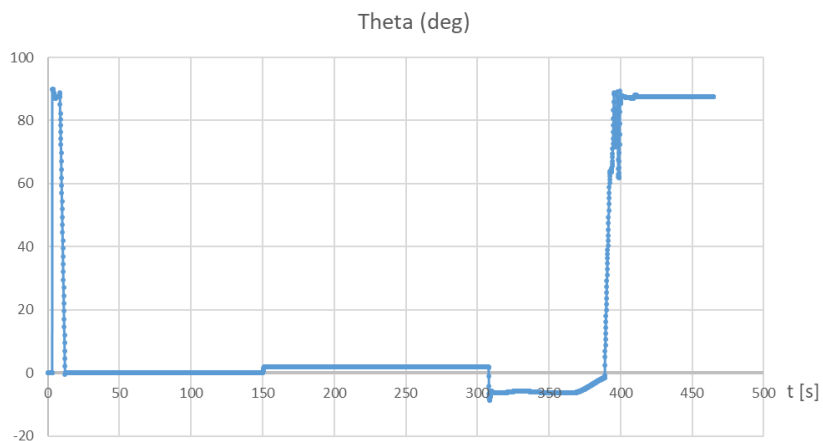
Změny úhlu příčného náklonu, úhlu podélného sklonu a směrového úhlu v průběhu simulace je možné vidět postupně na *Obr. 10.9*, *Obr. 10.10*, *Obr. 10.11*.

Z údajů v *Obr. 10.9* je možné vypočítat, kdy se mini-letoun nachází ve vertikálním režimu letu. Místa v grafu, kde se razantně mění hodnota z cca 180° na -180° , popř. na 0° (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.

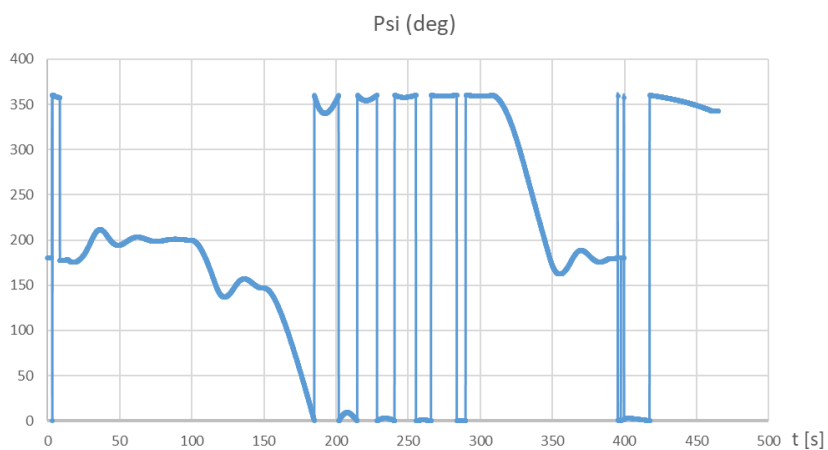
Obr. 10.11 zobrazuje průběh směrového úhlu dle požadovaných hodnot během simulace. Přičemž u požadavku na změnu směru zadanou pomocí waypointu (v čase 185 s) lze jasně vypočítat, že došlo k letu na sever, což potvrzují i grafy průběhu zeměpisné šířky a délky na *Obr. 10.12* a *Obr. 10.13*.



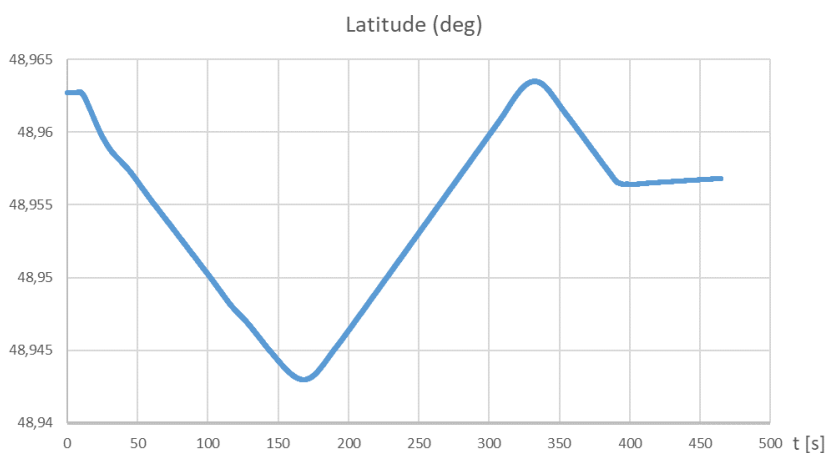
Obr. 10.9: Průběh úhlu příčného náklonu během simulace



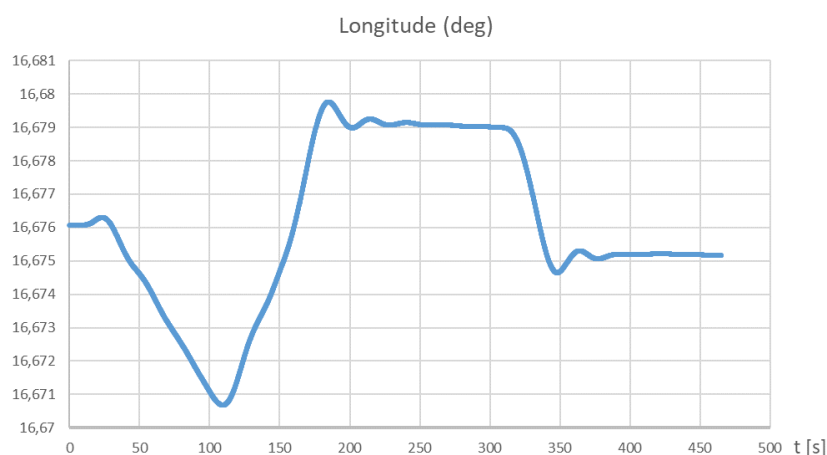
Obr. 10.10: Průběh úhlu podélného sklonu během simulace



Obr. 10.11: Průběh směrového úhlu během simulace



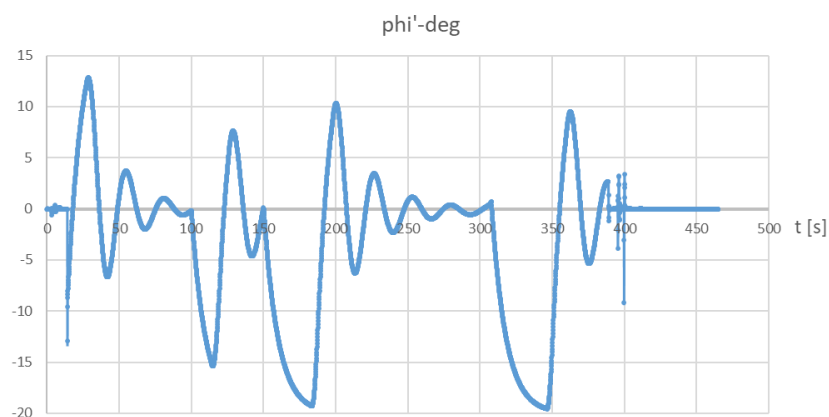
Obr. 10.12: Průběh zeměpisné šířky během simulace



Obr. 10.13: Průběh zeměpisné délky během simulace

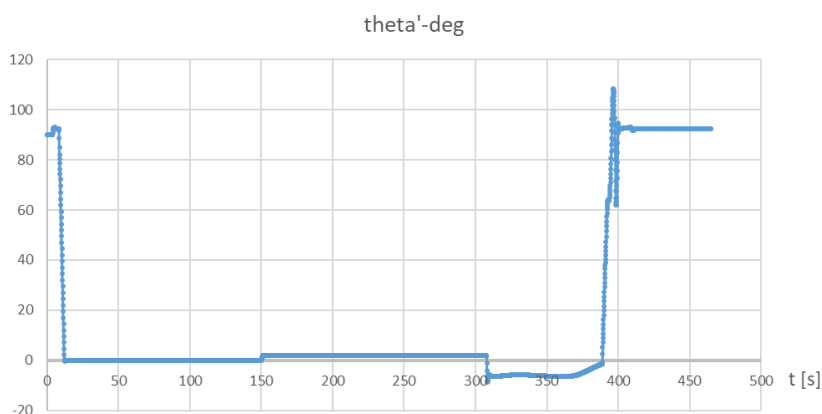
Na *Obr. 10.14* a *Obr. 10.15* jsou vidět průběhy úhlů definovaných v této práci.

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° .



Obr. 10.14: Průběh úhlu orientace během simulace

Obr. 10.15 zobrazuje změnu modifikovaného úhlu podélného sklonu, a lze jej srovnat s průběhem, který byl prezentován výše v grafu *Obr. 10.10*. Je možné vidět, že hodnoty jsou totožné, 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° , což byl důvod jejího vytvoření.

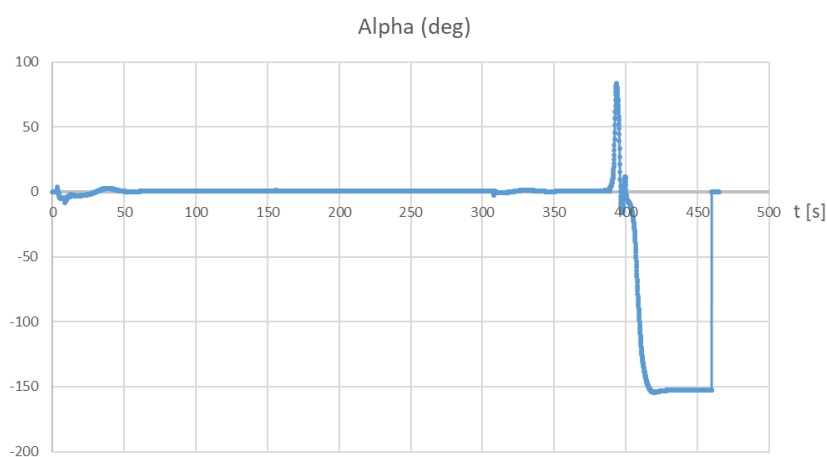


Obr. 10.15: Průběh modifikovaného úhlu podélného sklonu během simulace

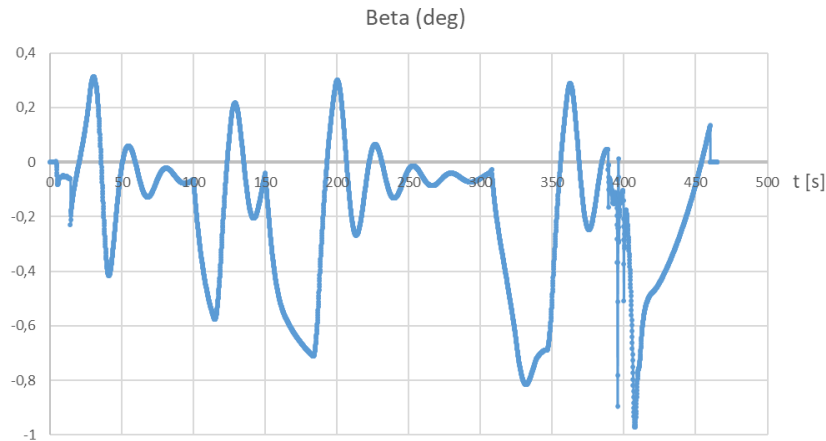
Na *Obr. 10.16* a *Obr. 10.17* je zobrazen úhel náběhu a úhel vybočení.

Úhel vybočení se během celého letu drží blízko hodnoty 0° (v intervalu -1° až $0,35^\circ$).

Úhel náběhu je na tom podobně; až do konce simulace, kdy dochází ke změně režimu letu z horizontálního na vertikální. Při daném manévru se letoun dostává do velmi vysokého úhlu náběhu, a kvůli možnosti pádu je tak nutná jeho dostatečná rychlost v dané chvíli a vysoký výkon motorů. Při přistávání je situace opačná; úhel náběhu je záporný. Toto vyžaduje patřičný řídicí systém, který se dokáže vyrovnat s daným problémem a udržet letoun v řízeném letu opačným směrem, než je běžné. Navržený řídicí systém situaci zvládl a zajistil, že bylo možné s letounem stabilně přistát.

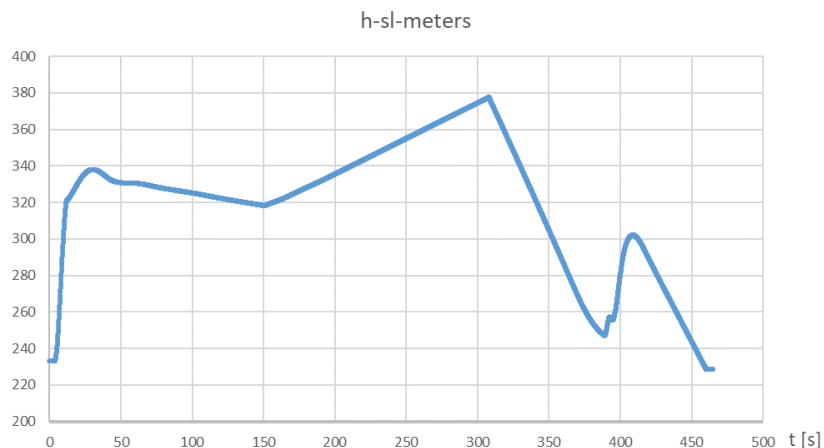


Obr. 10.16: Průběh úhlu náběhu během simulace



Obr. 10.17: Průběh úhlu vybočení během simulace

Graf na *Obr. 10.18* 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 manévř přitom trval 9,7 sekund.

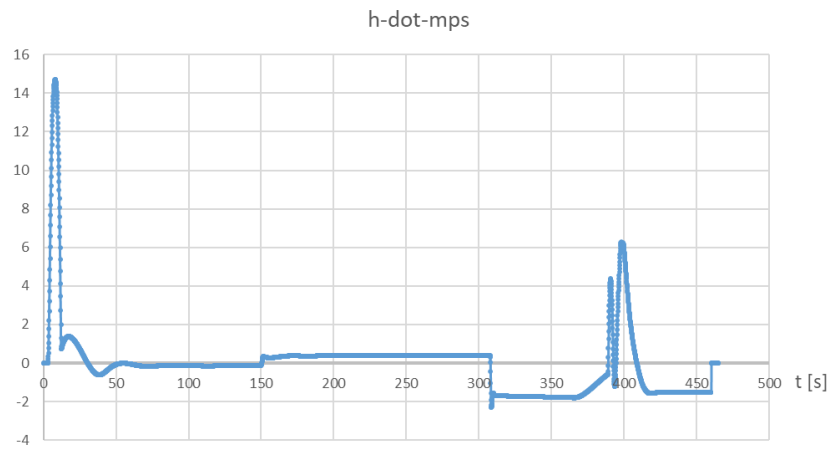


Obr. 10.18: Průběh výšky letu nad mořem během simulace

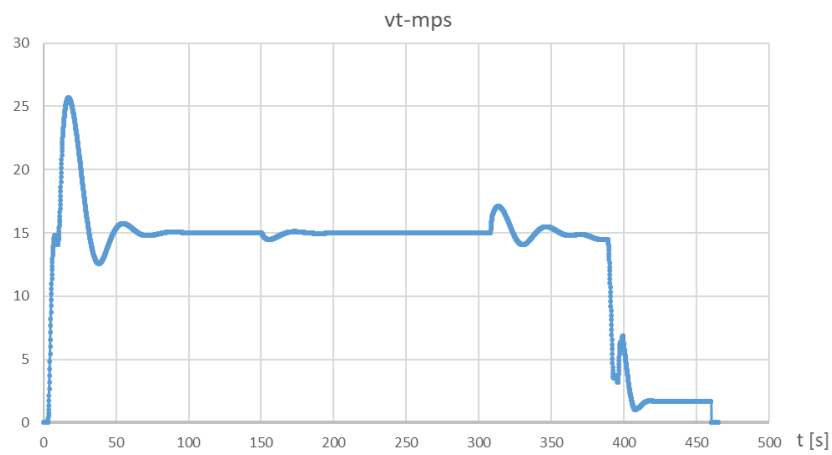
V grafu na *Obr. 10.19* je možné vidět změnu vertikální rychlosti v čase. Nejvyšší hodnoty této veličiny je možné pozorovat při vertikálním režimu letu, kde je nutnost takovéto rychlosti logickým vyústěním přechodové fáze. Při horizontálním letu se hodnoty pohybují mezi -2 až 2 m/s.

Obr. 10.20 uvádí celkovou rychlost letu bez ohledu na směr. Lze vidět, že celková rychlost letu byla během simulace udržována na hodnotě 15 m/s až na přechodové fáze mezi režimy letu.

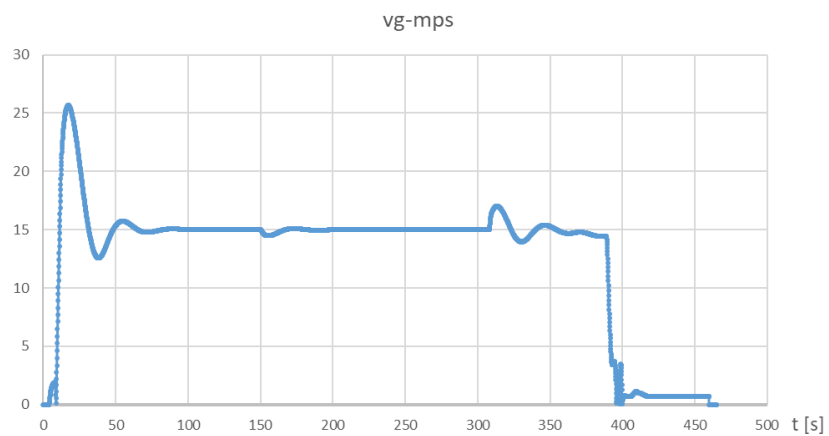
Traťová rychlost znázorněná v *Obr. 10.21* dokládá, že během vertikálního režimu letu letoun téměř nemění svoji pozici, nicméně vlivem aerodynamických sil k pohybu nepatrně dochází.



Obr. 10.19: Průběh vertikální rychlosti během simulace

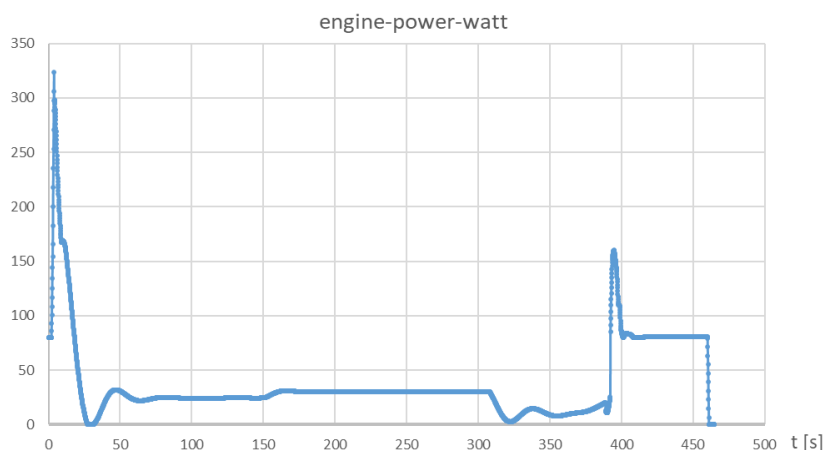


Obr. 10.20: Průběh celkové rychlosti během simulace



Obr. 10.21: Průběh traťové rychlosti během simulace

Na Obr. 10.22 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. 10.22: Průběh výkonu motoru během simulace

Hlavní nevýhodou navrženého řízení jsou překmity, 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.

11. 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 SU²* umožňuje zpracování velkého množství aerodynamických dat získaných z aplikace SU². *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 SU², 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, a také než 4 vybrané užité vzory, které byly vyvinuty v ČR (UV 15912, UV 17179, UV 21448, UV 25782).

Pro optimalizaci profilu MH 38-D_1.2 byla použita adjoint funkce v programu SU² současně s Hicks-Henneovou bump funkcí a aplikováním 38 návrhových proměnných. Optimalizace odporového součinitele byla vyhodnocena jako nejefektivnější cesta k dosažení vysoké aerodynamické jemnosti. Nicméně je nutné uvést, že daný typ a nastavení optimalizace nemusí fungovat na všechny profily křídla. Jako negativní se ukázalo zvýšení odporových součinitelů na vysokých úhlech náběhu. Tato oblast bude v budoucnu dále zkoumána pro vylepšení metody optimalizace.

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

uvedeny dvě verze jeho linearizovaného modelu – jedna pro horizontální a druhá pro vertikální let.

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 této metody. 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 typů 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. 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. 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. 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

- [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. 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
- [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. 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. 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. 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. 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
- [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 (SU²): 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
- [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. 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_reqTy pe=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 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_narenat hreyas_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 =repl&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] HAI XU, 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%0c3%0ad%0c5%0a1il%0c3%0adk_dp_2013.pdf?sequence=1&isAllowed=y. Univerzita Tomáše Bati ve Zlíně.
- [82] ONDŘEJ, M. *Uplatnění automatizovaných bojových prostředků v konceptu "rojení"* [online]. Brno, 2008 [cit. 2017-03-02]. Dostupné z: https://is.muni.cz/th/7072/fss_b/Bakalarka.pdf. Masarykova universita.
- [83] PERHINSCHI, M. G., M. R. NAPOLITANO a S. TAMAYO. Integrated Simulation Environment for Unmanned Autonomous Systems—Towards a Conceptual Framework. *Modelling and Simulation in Engineering* [online]. 2010, **2010**(ID článku 736201), 1-12 [cit. 2017-03-03]. DOI: 10.1155/2010/736201. ISSN 1687-5591. Dostupné z: <http://www.hindawi.com/journals/mse/2010/736201/>
- [84] FABIANI, P., V. FUERTES, A. PIQUEREAU, R. MAMPEY a F. TEICHTAIL-KÖNIGSBUCH. Autonomous flight and navigation of VTOL UAVs: from autonomy demonstrations to out-of-sight flights. *Aerospace Science and Technology* [online]. 2007, **11**(2-3), 183-193 [cit. 2017-03-03]. DOI: 10.1016/j.ast.2006.05.005. ISSN 12709638. Dostupné z: <http://linkinghub.elsevier.com/retrieve/pii/S1270963806001040>
- [85] URAGUN, B. Energy Efficiency for Unmanned Aerial Vehicles. In: *2011 10th International Conference on Machine Learning and Applications and Workshops* [online]. IEEE, 2011, s. 316-320 [cit. 2017-03-03]. DOI: 10.1109/ICMLA.2011.159. ISBN 978-1-4577-2134-2. Dostupné z: <http://ieeexplore.ieee.org/document/6147695/>
- [86] KUMAR, Vishnu, Hanmaro YONG, DUGKI MIN a EUNMI CHOI. Auto landing control for small scale unmanned helicopter with flight gear and HILS. In: *5th International Conference on Computer Sciences and Convergence Information Technology* [online]. IEEE, 2010, s. 676-

- 681 [cit. 2017-03-03]. DOI: 10.1109/ICCIT.2010.5711140. ISBN 978-1-4244-8567-3. Dostupné z: <http://ieeexplore.ieee.org/document/5711140/>
- [87] 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.
- [88] SRIKANTH, Manohar B., Zachary T. DYDEK, Anuradha M. ANNASWAMY a Eugene LAVRETSKY. A robust environment for simulation and testing of adaptive control for mini-UAVs. In: *2009 American Control Conference* [online]. IEEE, 2009, s. 5398-5403 [cit. 2017-03-03]. DOI: 10.1109/ACC.2009.5160468. ISBN 978-1-4244-4523-3. Dostupné z: <http://ieeexplore.ieee.org/document/5160468/>
- [89] 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.
- [90] BESTAOUI SEBBANE, Yasmina. *Planning and decision making for aerial robots*. Switzerland: Springer International Publishing, 2014. Intelligent systems, control and automation: science and engineering: science and engineering: science and engineering. ISBN 978-3-319-03706-6.
- [91] DUAN, Haibin a Pei LI. *Bio-inspired Computation in Unmanned Aerial Vehicles*. Corrected publication. Berlin: Springer-Verlag, 2019. DOI: 10.1007/978-3-642-41196-0. ISBN 978-3-642-41195-3.
- [92] SADRAEY, Mohammad H. *Aircraft design: a systems engineering approach*. Chichester: John Wiley, 2013. ISBN 978-1-119-95340-1.
- [93] Cruise – Balanced Forces. *NASA* [online]. 2015 [cit. 2017-03-02]. Dostupné z: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/cruise.html>
- [94] PALACIOS, Francisco, Thomas D. ECONOMON a Juan J. ALONSO. Large-scale aircraft design using SU2. In: *53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting* [online]. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2015 [cit. 2017-03-02]. DOI: 10.2514/6.2015-1946. ISBN 978-1-62410-343-8. Dostupné z: <http://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.2015-1946>
- [95] 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>

- [96] 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/>
- [97] 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
- [98] 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>
- [99] The Lift Coefficient. *NASA* [online]. 2015 [cit. 2019-06-06]. Dostupné z: <https://www.grc.nasa.gov/www/K-12/airplane/liftco.html>
- [100] The Drag Coefficient. *NASA* [online]. 2015 [cit. 2019-06-06]. Dostupné z: <https://www.grc.nasa.gov/www/K-12/airplane/dragco.html>
- [101] 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>
- [102] 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>
- [103] KUZMIN, Dmitri. *Introduction to Computational Fluid Dynamics* [online]. [cit. 2019-06-06]. Dostupné z: <http://www.mathematik.uni-dortmund.de/~kuzmin/cfdintro/lecture1.pdf>
- [104] 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.
- [105] 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.
- [106] GLABEKE, Gertjan. *The Influence of Wind Turbine Induced Turbulence on Ultralight Aircraft, a CFD Analysis* [online]. 2011 [cit. 2020-02-02]. Departement Industriële Wetenschappen en Technologie.
- [107] KOSÍK, Adam. The CFD Simulation of the Flow Around the Aircraft Using OpenFOAM and ANSA. In: *5th ANSA & μ ETA International*

- Conference* [online]. 2013, [cit. 2019-07-07]. Dostupné z: <https://pdfs.semanticscholar.org/ad9d/12e7c6b260884ba3bf079da2579c63163f77.pdf>
- [108] RAGNEMALM, I. *Polygons Feel No Pain*. CreateSpace Independent Publishing Platform, 2017. ISBN 978-1-547-23769-2.
- [109] LUNDGREN, M. *A comparison of 3D file formats* [online]. Linköping, 2011 [cit. 2020-02-02]. Dostupné z: <http://liu.diva-portal.org/smash/get/diva2:462098/FULLTEXT01.pdf>. Linköping Institute of Technology.
- [110] GEUZAINÉ, C. and J.-F. REMACLE. Gmsh: a Three-dimensional Finite Element Mesh Generator with Built-in Pre- and Post-processing Facilities. *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, 2009, **79**(11), 1309-1331. DOI: 10.1002/nme.2579. ISSN 1097-0207.
- [111] NEJAT A, P. MIRZABEYGI, M. S. PANAHI. Airfoil shape optimization using improved Multiobjective Territorial Particle Swarm algorithm with the objective of improving stall characteristics. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 2014, **49**(6), 953-967. DOI: 10.1007/s00158-013-1025-3. ISSN 1615-1488.
- [112] HEWITT, P., S. MARQUES. Aerofoil Optimisation Using CST Parameterisation in SU². In: *Proceedings of Royal Aeronautical Society Biennial Applied Aerodynamics Research Conference* [online]. 2014, [cit. 2019-07-07]. Dostupné z: https://pureadmin.qub.ac.uk/ws/portalfiles/portal/11483515/Media_456703_en.pdf
- [113] GIANNAKOGLU, K. Design of optimal aerodynamic shapes using stochastic optimization methods and computational intelligence. *Progress in Aerospace Sciences*, 2002, **38**(1), 43–76. DOI: 10.1016/S0376-0421(01)00019-7. ISSN 0376-0421.
- [114] ECONOMON T. *Optimal shape design using an unsteady continuous adjoint approach* [online]. Stanford, 2014 [cit. 2020-03-03]. Dostupné z: <http://citeseerx.ist.psu.edu/viewdoc/download?doi=10.1.1.716.4001&rep=repl&type=pdf>. Stanford University.
- [115] MOHEBBI F, M. SELIER. Aerodynamic Optimal Shape Design Based on Body-Fitted Grid Generation. *Mathematical Problems in Engineering*, 2014, **2014**, 1–22. DOI: 10.1155/2014/505372. ISSN 1563-5147.
- [116] LI W., L. HUYSE, S. PADULA. Robust airfoil optimization to achieve drag reduction over a range of Mach numbers. *Structural and*

- Multidisciplinary Optimization*, 2002, **24**(1), 38-50. DOI: 10.1007/s00158-002-0212-4. ISSN 1615-1488.
- [117] RONCO C., R. PONZA, E. BENINI. Aerodynamic Shape Optimization in Aeronautics: A Fast and Effective Multi-Objective Approach. *Archives of Computational Methods in Engineering*, 2014, **21**(3), 189-271. DOI: 10.1007/s11831-014-9123-y. ISSN 1134-3060.
- [118] KROLLA N., N. GAUGERA, J. BREZILLON, R. DWIGHTA, a kolektiv. Flow simulation and shape optimization for aircraft design. *Journal of Computational and Applied Mathematics*, 2007, **203**(2), 397–411. DOI: 10.1016/j.cam.2006.04.012. ISSN 0377-0427.
- [119] ZHANG, M. *Contributions to Variable Fidelity MDO Framework for Collaborative and Integrated Aircraft Design* [online]. Stockholm, 2015 [cit. 2020-03-03]. Dostupné z: <https://www.diva-portal.org/smash/get/diva2:814560/FULLTEXT01.pdf>. KTH Royal Institute of Technology.
- [120] SAMAREH, J. Survey of Shape Parameterization Techniques for High-Fidelity Multidisciplinary Shape Optimization. *AIAA Journal*, 2001, **39**(5), 877-884. DOI: 10.2514/2.1391. ISSN 1533-385X.
- [121] COELHO R. F., P. BREITKOPF, C. KNOPF-LENOIR. Model reduction for multidisciplinary optimization - application to a 2D wing. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 2008, **37**(1), 29-48. DOI: 10.1007/s00158-007-0212-5. ISSN 1615-1488.
- [122] Aerodynamic Center - ac. *NASA* [online]. 2015 [cit. 2019-05-05]. Dostupné z: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/ac.html>
- [123] ENTZ R., L. CORREA, R. OLIVEIRA, F. CATALANO, M. MEDEIROS. Methods for Preliminary Airfoil Optimization. In: *Proceedings of 27th AIAA Applied Aerodynamics Conference, Fluid Dynamics and Co-located Conferences* [online]. San Antonio, Texas: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2009. DOI: 10.2514/6.2009-3774.
- [124] DRELA, Mark. Pros and Cons of Airfoil Optimization. *Frontiers of Computational Fluid Dynamics 1998*. Singapore: World Scientific, 1998, s. 363-381. ISBN 981-02-3707-3.
- [125] DIEHL, Walter S. *The Mean Aerodynamic Chord and the Aerodynamic Center of a Tapered Wing* [online]. NACA Technical Report 751. 1942, Jan 1, 413-422 [cit. 2019-05-05]. Dostupné z: <http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19930091829.pdf>

- [126] LNĚNIČKA, Jaroslav, *Slovník vybraných pojmů* [online]. e-magazín Akademie letectví, 2008 [cit. 2019-05-05]. Dostupné z: http://www.airspace.cz/akademie/rocnik/2008/07/slovník_pojmu.php
- [127] PEERY, David J. *Aircraft Structures*. Dover Publications, 1950. ISBN 978-0-486-48580-5.
- [128] KROO, Ilan a Juan ALONSO, *Wing Design* [online]. 2015 [cit. 2019-05-05]. Dostupné z: http://mail.tku.edu.tw/095980/6_Wing%20Design.pdf?q=wing
- [129] PARACREO, *Introduction to Aircraft Design: Mean Aerodynamic Chord* [online]. 2011 July 28 [cit. 2015-06-06]. Dostupné z: http://www.paracreo.com/resources_v2/articles/Paracreo%20Aerodynamics%20Article%203%20-%20Mean%20Aerodynamic%20Chord.pdf
- [130] ONE, Adam, *Aerodynamics* [online]. 2013, December 23 [cit. 2015-06-06]. Dostupné z: <http://adamone.rchomepage.com/index5.htm>
- [131] CARMICHAEL, R. *getmac.f90* [online]. 2017, July 10 [cit. 2019-06-06]. Dostupné z: <http://www.pdas.com/packages/getmac.zip>
- [132] ŠÍPEK Vojtěch. *Stabilita a říditelnost letounů* [online]. Praha, 2016 [cit. 2020-04-04]. Dostupné z: https://dspace.cvut.cz/bitstream/handle/10467/65640/F2-BP-2016-Sipek-Vojtech-BP_Stabilita_a_řiditelnost_letounu.pdf?sequence=1&isAllowed=y.
České vysoké učení technické v Praze.
- [133] LNĚNIČKA, Jaroslav. *O stabilitě letounů (2. část)* [online]. *Akademie letectví*, 2010-08-18 [cit. 2019-11-11]. ISSN 2571-3450. Dostupný z: <http://www.airspace.cz/akademie/rocnik/2010/10/stabilita.php>
- [134] Petr. *Letové vlastnosti stabilita* [online]. 2002-07-16 [cit. 2020-03-08]. Dostupné z: <http://www.rcmodely.com/index.php/teorie/92-letove-vlastnosti-stabilita>
- [135] LNĚNIČKA, Jaroslav. *Polohy těžiště a neutrálního bodu letounu a modelu* [online]. *Akademie letectví*, 2011-11-07 [cit. 2019-11-11]. ISSN 2571-3450. Dostupný z: https://www.airspace.cz/akademie_letectvi/2011/11/polohy-teziste-a-neutralniho-bodu-letounu-a-modelu/
- [136] 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](#)

- [137] ASTOLFI, A. *Systems and Control Theory: An Introduction*. Imperial College London, UK, 2006.
- [138] SHAHROKHI, M., A. ZOMORRODI. *Comparison of PID Controller Tuning Methods*. Sharif University of Technology, Iran, 2012.
- [139] RASMUSSEN, H. *Automatic Tuning of PID-regulators*. Aalborg University, Denmark, 2002.
- [140] WAGNEROVÁ, Renata. *ZÁKLADY AUTOMATICKÉHO ŘÍZENÍ*. Ostrava: Vysoká škola báňská – Technická univerzita Ostrava, 2013. ISBN 978-80-248-3054-4.
- [141] ZIEGLER, J. G., N. B. NICHOLS. Optimum settings for automatic controllers. *Transaction for the ASME*. 1942, **64**, 759–768.
- [142] 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.
- [143] 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.
- [144] 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.
- [145] Wind & Wet. *AirfoilTools: Tools to search, compare and plot airfoils* [online]. 2019 [cit. 2019-06-05]. Dostupné z: <http://airfoiltools.com/>
- [146] HEPERLE M. *JavaFoil — Analysis of Airfoils* [online]. 2019 [cit. 2019-06-12]. Dostupné z: <http://www.mh-aerotoools.de/airfoils/javafoil.htm>
- [147] HEPERLE M. *Users Manual* [online]. 2019 [cit. 2019-06-12]. Dostupné z: http://www.mh-aerotoools.de/airfoils/jf_users_manual.htm
- [148] HEPERLE M. *The Boundary Layer Method* [online]. 2019 [cit. 2019-06-12]. Dostupné z: http://www.mh-aerotoools.de/airfoils/jf_analysis_boundarylayer.htm
- [149] Vývojáři OpenVSP. *OpenVSP* [online]. 2019 [cit. 2019-06-14]. Dostupné z: <https://github.com/OpenVSP/OpenVSP>
- [150] Vývojáři OpenVSP. *OpenVSP* [online]. 2019 [cit. 2019-06-14]. Dostupné z: <http://openvsp.org/>

- [151] HAHN A. S. Vehicle sketch pad: A parametric geometry modeler for conceptual aircraft design. In: *48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*. AIAA, 2010, [cit. 2019-06-14]. DOI: 10.2514/6.2010-657
- [152] Příspěvatelé do Hangaru OpenVSP. *VSP Hangar* [online]. 2019 [cit. 2019-06-14]. Dostupné z: <http://hangar.openvsp.org/>
- [153] GLOUDEMANS J. R. a R. MCDONALD. Improved geometry modeling for high fidelity parametric design. In: *48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*. AIAA, 2010, [cit. 2019-06-14]. DOI: 10.2514/6.2010-659
- [154] GEUZAINÉ, C. a J.-F. REMACLE. *Gmsh: A Three-dimensional Finite Element Mesh Generator with Built-in Pre- and Post-processing Facilities* [online]. 2019 [cit. 2019-06-18]. Dostupné z: <http://gmsh.info/>
- [155] enGrids. *enGrid: Open-Source Mesh Generation* [online]. 2019 [cit. 2019-06-19]. Dostupné z: <https://www.engits.com/engrid---mesher.html>
- [156] Tým SU2. *SU2 v6.2.0 Falcon: Powerful. Fast. Free.* [online]. 2019 [cit. 2019-07-31]. Dostupné z: <https://su2code.github.io/>
- [157] Tým SU2. *Software Components.* [online]. 2019 [cit. 2019-08-01]. Dostupné z: <https://su2code.github.io/docs/Software-Components/>
- [158] Larosterna. *Open-Source Software: Downloads* [online]. 2017 [cit. 2019-06-20]. Dostupné z: <https://www.larosterna.com/products/open-source>
- [159] Kitware. *ParaView: Welcome to ParaView* [online]. 2019 [cit. 2019-06-25]. Dostupné z: <https://www.paraview.org/>
- [160] Kitware. *ParaView for Fluid Dynamics* [online]. 2019 [cit. 2019-06-25]. Dostupné z: <https://www.paraview.org/fluid-dynamics/>
- [161] Kitware. *ParaView for Structural Analysis* [online]. 2019 [cit. 2019-06-25]. Dostupné z: <https://www.paraview.org/structural-analysis/>
- [162] JSBSim-Team. *An open source, platform-independent, flight dynamics & control software library in C++* [online]. 2019 [cit. 2019-08-05]. Dostupné z: <http://jsbsim.sourceforge.net/>
- [163] HODSON, D. *Mixed Reality Simulation Platform (MIXR)* [online]. 2019 [cit. 2019-08-05]. Dostupné z: <http://www.openeaagles.org/doku.php>

- [164] Vývojáři FlightGear. *FlightGear Flight Simulator: sophisticated, professional, open-source* [online]. 2019 [cit. 2019-08-05]. Dostupné z: <http://www.flightgear.org/about/>
- [165] BERNDT J. S. JSBSim: An open source flight dynamics model in C++. In: *Collection of Technical Papers - AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference*. AIAA, 2004, s. 261-287 [cit. 2019-08-05]. DOI: 10.2514/6.2004-4923
- [166] BERNDT J. S. a A. DE MARCO. Progress on and usage of the open source flight dynamics model software library, JSBSim. In: *AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference*. AIAA, 2009, [cit. 2019-08-05]. DOI: 10.2514/6.2009-5699
- [167] BERNDT, J. S. a JSBSim-Team. *JSBSim: An open source, platform-independent, flight dynamics model in C++* [online]. 2011 [cit. 2019-08-05]. Dostupné z: <http://jsbsim.sourceforge.net/JSBSimReferenceManual.pdf>
- [168] JSBSim-Team. *JSBSim Reference Manual: An open source, platform-independent, flight dynamics model in C++* [online]. 2019-07-15 [cit. 2019-08-05]. Dostupné z: <https://jsbsim-team.github.io/jsbsim-reference-manual/>
- [169] GIDENSTAM, A. *Lighter-than-air support for airship and balloon simulation in JSBSim and FlightGear* [online]. ©2006-2018 [cit. 2019-08-05]. Dostupné z: <http://www.gidenstam.org/FlightGear/Airships/>
- [170] Vývojáři FlightGear. *FlightGear Flight Simulator: Features* [online]. 2019 [cit. 2019-08-06]. Dostupné z: <http://www.flightgear.org/about/features/>
- [171] BASLER, Michael, Martin SPOTT, Stuart BUCHANAN, Jon BERNDT a spol. *The FlightGear Manual* [online]. 2016-01-21 [cit. 2019-08-06]. Dostupné z: <http://flightgear.sourceforge.net/getstart-en.pdf>
- [172] QI, J., J. LIU, B. ZHAO, S. MEI, J. HAN, a H. SHANG. Visual simulation system design of soft-wing UAV based on FlightGear. In: *IEEE International Conference on Mechatronics and Automation*. IEEE, 2014, s. 1188-1192 [cit. 2019-08-06]. DOI: 10.1109/ICMA.2014.6885867
- [173] ZHANG JINGSHA, GENG QINGBO a FEI QING. UAV Flight Control System Modeling and Simulation Based on FlightGear. In: *International Conference on Automatic Control and Artificial Intelligence (ACAI 2012)* [online]. Institution of Engineering and Technology, 2012, s. 2231-2234 [cit. 2017-03-02]. DOI:

- 10.1049/cp.2012.1443. ISBN 978-1-84919-537-9. Dostupné z: <http://ieeexplore.ieee.org/document/6493050/>
- [174] Vývojáři FlightGear. *UIUC* [online]. 2016-05-30 [cit. 2019-08-06]. Dostupné z: <http://wiki.flightgear.org/UIUC>
- [175] SELIG, Michael S., Rob DETERS, a Glen DIMOCK. *Aircraft Dynamics Models for Use with FlightGear: Modeling and Simulation* [online]. 2002-03-10 [cit. 2019-08-06]. Dostupné z: <https://m-selig.ae.illinois.edu/apasim/Aircraft-uiuc.html>
- [176] VOGELTANZ, Tomáš. *Airfoil Geometry Converter*. 2016. Dostupný z: <https://github.com/vogeltanz/AirfoilGeometryConverter>
- [177] 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 [cit. 2019-08-12]. DOI: 10.1063/1.4992254. ISSN 0094-243X.
- [178] WEIDENFELD, Michael <WMICHAEL@rafael.co.il>. *Airfoil geometry converter - git* [online]. Příjemce: Tomáš Vogeltanz (vogeltanz@fai.utb.cz). 2019-07-09 12:28 [cit. 2020-07-07].
- [179] Vývojáři wxWidgets. *wxWidgets: Cross-Platform GUI Library* [online]. 2019-07-24 [cit. 2019-08-19]. Dostupné z: <http://wxwidgets.org/>
- [180] CARMICHAEL, Ralph. *Mean Aerodynamic Chord of a Wing* [online]. 2017-07-10 [cit. 2019-08-19]. Dostupné z: <http://www.pdas.com/getmac.html>
- [181] VOGELTANZ, Tomáš a Pavel POKORNÝ. 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>
- [182] VOGELTANZ, Tomáš. *MACSTAB Calculator*. 2016. Dostupný z: <https://github.com/vogeltanz/MACSTAB-Calculator>
- [183] 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 [cit. 2019-08-19]. DOI: 10.1063/1.4951901. ISSN 0094-243X.
- [184] BRAVO NAVARRO, Blanca Azucena <blanca.bravo@uabc.edu.mx>. *Request for access to software* [online]. Příjemce: Tomáš Vogeltanz (vogeltanz@utb.cz). 2018-10-27 11:03 [cit. 2020-07-07].

- [185] Adrian Pingstone. *Iberia a320-200 planform ec-hyc arp.jpg* [online]. 2008-08-23 [cit. 2019-08-20]. Dostupné z: https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Iberia_a320-200_planform_ec-hyc_arp.jpg
- [186] The GIMP Team. *GIMP: GNU IMAGE MANIPULATION PROGRAM* [online]. 2019-06-12 [cit. 2019-09-04]. Dostupný z: <https://www.gimp.org/>
- [187] SKILJAN, Irfan. *IrfanView graphic viewer* [online]. 2019-05-15 [cit. 2019-09-04]. Dostupný z: <https://www.irfanview.com/>
- [188] *Aerodynamics* [online]. 2019-05-08 [cit. 2019-09-04]. Dostupný z: <https://rcplanes.online/index5.htm>
- [189] LNĚNIČKA, Jaroslav. *Zatím opouštíme profily „příšerky“* [online]. *Akademie letectví*, 2014-08-30 [cit. 2019-09-04]. ISSN 2571-3450. Dostupný z: https://www.airspace.cz/akademie_letectvi/2014/08/zatim-opoustime-profily-priserky/
- [190] Vývojáři EPPlus. *EPPlus: EPPlus-Create advanced Excel spreadsheets on the server* [online]. [cit. 2019-08-07]. Dostupné z: <https://archive.codeplex.com/?p=epplus>
- [191] KÄLLMAN, Jan. *EPPlus* [online]. 2019-06-16 [cit. 2019-08-07]. Dostupné z: <https://github.com/JanKallman/EPPlus>
- [192] VOGELTANZ, Tomáš. *CSV_History Processing Tool for SU²*. 2015. Dostupný z: https://github.com/vogeltanz/CSV_HistoryProcessingToolForSU2
- [193] ESI Group. *Scilab* [online]. 2019 [cit. 2019-09-05]. Dostupné z: <https://www.scilab.org/>
- [194] GOUDIER, Jean-Luc. *Peaks detector* [online]. 2011-11-24 [cit. 2019-09-12]. Dostupné z: <https://fileexchange.scilab.org/toolboxes/209000>
- [195] VOGELTANZ, Tomáš. *Control System Designer for JSBSim*. 2018. Dostupný z: <https://github.com/vogeltanz/ControlSystemDesignerForJSBSim>
- [196] VOGELTANZ, Tomáš. Development of control system designer for JSBSim FDM. In: *AIP Conference Proceedings*. Melville: AIP Publishing, 2018, s. 060019-1 - 060019-4 [cit. 2019-08-19]. DOI: 10.1063/1.5043721. ISSN 0094-243X.
- [197] McLEOD, Sean <sean@seanmcleod.com>. *Paper - Development of control system designer for JSBSim FDM* [online]. Příjemce: Tomáš Vogeltanz (vogeltanz@utb.cz). 2020-04-15 [2020-07-07].

- [198] 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
- [199] 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, ISSN 2155-7195. CD-ROM ISBN 978-1-4799-8939-3, Electronic ISBN 978-1-4799-8940-9. DOI: 10.1109/DASC.2015.7311604
- [200] engys, *HELYX-OS: Open-source GUI for OpenFOAM* [online]. 2019 [cit. 2019-11-07]. Dostupné z: <https://engys.com/products/helyx-os>
- [201] MCALPINE, J. D., *Computational Fluid Dynamics or Wind Tunnel Modeling?* [online]. 2019 [cit. 2019-11-07]. Dostupné z: <https://pdfs.semanticscholar.org/4a82/1461ba777248e824282b6d6b2f27b7d87794.pdf>
- [202] 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.
- [203] VOGELTANZ, Tomáš. Aerodynamic Efficiency Optimization of Clark Y Aerofoil Using SU² 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.
- [204] PÁTEK, Zdeněk, Jindřich NEŠPOR, Zdeněk ANČÍK, Pavel RŮŽIČKA a Petr STRNAD. *Aerodynamický profil křídla*. 2005. Česká republika. CZ 15912 U1 Užiténý vzor. Přihlášeno 05.05.2005. Zapsáno 17.10.2005.
- [205] PÁTEK, Zdeněk, András SZÖLLÖS a Jaroslav HÁJEK. *Aerodynamický profil křídla kluzáku bez klapky*. 2007. Česká republika. CZ 17179 U1 Užiténý vzor. Přihlášeno 23.06.2006. Zapsáno 29.01.2007.
- [206] BRABEC, Jiří, Tomáš KOSTROUN a Václav KRATOCHVÍL. *Aerodynamický profil křídla*. 2010. Česká republika. CZ 21448 U1 Užiténý vzor. Přihlášeno 25.11.2009. Zapsáno 08.11.2010.
- [207] VRCHOTA, Petr. *Aerodynamický profil křídla lehkého proudového letounu*. 2013. Česká republika. CZ 25782 U1 Užiténý vzor. Přihlášeno 11.07.2013. Zapsáno 15.08.2013.

- [208] APC Propellers, *Performance Data* [online]. 2014 [cit. 2020-05-05]. Dostupné z: <https://www.apcprop.com/technical-information/performance-data/>
- [209] 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 proporcionalní, 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 ²	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>	15
<i>Obr. 2.2: Součásti letounu s pevným křídlem [14]</i>	16
<i>Obr. 2.3: Konfigurace rotorových letounů [1]</i>	17
<i>Obr. 2.4: Konfigurace hybridních letounů [1]</i>	18
<i>Obr. 2.5: Schéma modelu letové dynamiky [7]</i>	20
<i>Obr. 2.6: Struktura koncepce simulačního systému bezpilotního letounu [80]</i> ..	21
<i>Obr. 2.7: Síly a momenty působící na letoun [14]</i>	22
<i>Obr. 2.8: Znázornění Eulerových úhlů [55]</i>	24
<i>Obr. 2.9: Letové spektrum Reynoldsových čísel [95]</i>	27
<i>Obr. 2.10: Výkonost profilu křídla na nízkých Reynoldsových číslech [95]</i>	28
<i>Obr. 2.11: Efekt poměru stran křídla na vztlakovou křivku [92]</i>	33
<i>Obr. 2.12: Vztlak a tíha při změně úhlu náběhu [135]</i>	36
<i>Obr. 2.13: Charakteristika klopivého momentu letounu a jeho částí [132]</i>	36
<i>Obr. 2.14: Podélně nestabilní, stabilní a neutrální letoun [133]</i>	37
<i>Obr. 2.15: Charakteristika momentu zatáčení letounu [92]</i>	38
<i>Obr. 2.16: Řídicí systém se zpětnou vazbou a jedním stupněm volnosti [136]</i> ...	39
<i>Obr. 2.17: Autopilot s vestavěnou strategií řízení [136]</i>	39
<i>Obr. 3.1: Obecné propojení bezplatného softwaru pro návrh, analýzu, modelování a simulaci bezpilotního letounu [144]</i>	41
<i>Obr. 3.2: Software pro vývoj modelu bezpilotního letounu</i>	44
<i>Obr. 3.3: Detail křídla MH 38 v AirfoilTools.com</i>	46
<i>Obr. 3.4: Analýza profilu křídla MH 38 v JavaFoil</i>	47
<i>Obr. 3.5: VTOL UAV s pevným křídlem v OpenVSP v3</i>	49
<i>Obr. 3.6: Dialog pro nastavení CFD meshování</i>	50

<i>Obr. 3.7: Profil křídla MH 38, zmeshován a zobrazen pomocí Gmsh</i>	51
<i>Obr. 3.8: Objemová mesh okolo mini-letounu V-TS, vytvořena a zobrazena v enGrid</i>	52
<i>Obr. 3.9: Povrchová mesh mini-letounu V-TS ve formátu SU2, zobrazená v Larosterna:SCOPE</i>	55
<i>Obr. 3.10: Rychlost proudu vzduchu okolo mini-letounu V-TS, zobrazená v Paraview</i>	56
<i>Obr. 3.11: Základní struktura skriptovacího JSBSim souboru.....</i>	58
<i>Obr. 3.12: Rascal 110 UAV v leteckém simulátoru FlightGear.....</i>	59
<i>Obr. 3.13: Profil křídla MH 38: GEO (a) a MSH (b) formáty vytvořené pomocí aplikace Airfoil Geometry Converter.....</i>	63
<i>Obr. 3.14: GUI aplikace MACSTAB Calculator</i>	64
<i>Obr. 3.15: Záložky s informacemi o stabilitě v aplikaci MACSTAB Calculator</i>	65
<i>Obr. 3.16: Soubory projektu MACSTAB.....</i>	66
<i>Obr. 3.17: Fotografie spodní části letadla Airbus A320-200 [185].....</i>	68
<i>Obr. 3.18: Křídlo Airbusu A320-200 v odstínech šedi a s černou výplní.....</i>	68
<i>Obr. 3.19: Importované křídlo z obrázku a doplněná ocasní část</i>	69
<i>Obr. 3.20: Exportovaný výsledek importu křídla z obrázku zobrazený v OpenVSP</i>	70
<i>Obr. 3.21: Postup importu obrázku eliptického tvaru křídla (zleva doprava) ...</i>	70
<i>Obr. 3.22: Zdrojový obrázek s profilem LHK 12 - M-n.....</i>	71
<i>Obr. 3.23: Exportovaný výsledek importu profilu LHK 12 - M-n</i>	71
<i>Obr. 3.24: Aproximace bodů exportovaného profilu křídla v OpenVSP.....</i>	72
<i>Obr. 3.25: Hlavní dialog nástroje CSV_History Processing Tool for SU² s popisky</i>	72
<i>Obr. 3.26: XLSX soubor vygenerovaný aplikací CSV_History Processing Tool for SU²</i>	73

<i>Obr. 3.27: Hlavní okno aplikace Control System Designer for JSBSim.....</i>	<i>74</i>
<i>Obr. 3.28: Definice XML elementu matematické funkce „sum“</i>	<i>76</i>
<i>Obr. 3.29: Dialog základních operací pro správu souboru s definicí simulace.</i>	<i>78</i>
<i>Obr. 3.30: Dialog pro definici simulace</i>	<i>79</i>
<i>Obr. 3.31: Dialog s počátečními podmínkami simulace verze 1 (vlevo) a 2 (vpravo).....</i>	<i>80</i>
<i>Obr. 3.32: Dialog pro definici spouštěcího souboru simulace</i>	<i>81</i>
<i>Obr. 3.33: Dialog pro volbu výstupních veličin získaných z aplikace JSBSim...</i>	<i>81</i>
<i>Obr. 3.34: Dialog se základní definicí metody pro nastavení PID regulátoru ...</i>	<i>82</i>
<i>Obr. 3.35: Dialog pro definici parametrů automatické Ziegler-Nicholsovy metody kritických parametrů</i>	<i>83</i>
<i>Obr. 3.36: Struktura XML elementu s výpočtem nastavení PID.....</i>	<i>83</i>
<i>Obr. 3.37: Dialog pro definici parametrů genetického algoritmu</i>	<i>84</i>
<i>Obr. 3.38: Dialog s vypočítanými parametry pro všechny kombinace PID regulátorů</i>	<i>85</i>
<i>Obr. 4.1: Propojení bezplatného softwaru pro CFD analýzu</i>	<i>87</i>
<i>Obr. 4.2: Geometrie bezpilotního mini-letounu AVIGLE [78].....</i>	<i>88</i>
<i>Obr. 4.3: Model letounu AVIGLE pro aerodynamický tunel [78]</i>	<i>89</i>
<i>Obr. 4.4: Model letounu AVIGLE vytvořený v OpenVSP</i>	<i>89</i>
<i>Obr. 4.5: Závislost součinitele odporu na úhlu náběhu letounu AVIGLE</i>	<i>90</i>
<i>Obr. 4.6: Závislost součinitele vztlaku na úhlu náběhu letounu AVIGLE</i>	<i>90</i>
<i>Obr. 4.7: Závislost aerodynamické jemnosti na úhlu náběhu letounu AVIGLE.</i>	<i>90</i>
<i>Obr. 4.8: Charakteristika mini-letounu AVIGLE - C_L vs. α; C_D vs. α.....</i>	<i>91</i>
<i>Obr. 4.9: Půdorys demonstračního modelu letounu SAGITTA [98].....</i>	<i>93</i>
<i>Obr. 4.10: Půdorys letounu SAGITTA s MAC (a), vstup (b) a výstupní parametry (c)</i>	<i>93</i>

<i>Obr. 4.11: Mesh demonstračního modelu SAGITTA použitá pro test CFD aplikací.....</i>	94
<i>Obr. 4.12: Závislost součinitele odporu na úhlu náběhu letounu SAGITTA.....</i>	94
<i>Obr. 4.13: Závislost součinitele vztlaku na úhlu náběhu letounu SAGITTA.....</i>	95
<i>Obr. 4.14: Závislost aerodynamické jemnosti na úhlu náběhu letounu SAGITTA.....</i>	95
<i>Obr. 4.15: Závislost součinitele odporu na úhlu náběhu u meshe bez mezní vrstvy.....</i>	96
<i>Obr. 4.16: Závislost součinitele vztlaku na úhlu náběhu u meshe bez mezní vrstvy.....</i>	96
<i>Obr. 4.17: Závislost aerodynamické jemnosti na úhlu náběhu u meshe bez mezní vrstvy.....</i>	97
<i>Obr. 5.1: 3D model bezpilotního mini-letounu V-TS v1-532.....</i>	101
<i>Obr. 5.2: Parametry z aplikace MACSTAB pro V-TS.....</i>	103
<i>Obr. 5.3: Parametry z aplikace MACSTAB pro V-TS (efektivní rozpětí).....</i>	103
<i>Obr. 5.4: Vzájemné působení středu tahu a polohy těžiště při vertikálním letu.....</i>	104
<i>Obr. 5.5: 2D Mesh MH 38 zobrazená v Gmsh.....</i>	106
<i>Obr. 5.6: Geometrie profilu S9033.....</i>	107
<i>Obr. 6.1: Optimalizované profily křidel pro Mach 0,0882.....</i>	109
<i>Obr. 6.2: Vztlakové křivky optimalizovaných profilů křidel (optimalizováno pro Mach 0,0882; analyzováno na Mach 0,0441).....</i>	110
<i>Obr. 6.3: Odporové křivky opt. profilů křidel (opt. M 0,0882; an. M 0,0441).....</i>	110
<i>Obr. 6.4: Poláry opt. profilů křidel (opt. M 0,0882; an. M 0,0441).....</i>	111
<i>Obr. 6.5: Aerodynamická jemnost opt. profilů křidel (opt. M 0,0882; an. M 0,0441).....</i>	111
<i>Obr. 6.6: Křivka součinitele klopného momentu vzhledem k součiniteli vztlaku opt. profilů křidel (opt. M 0,0882; an. M 0,0441).....</i>	111

<i>Obr. 6.7: Profily křidel optimalizované dle momentů (Mach 0,0441)</i>	114
<i>Obr. 6.8: Vztahové křivky profilů křidel opt. dle momentů (Mach 0,0441)</i>	114
<i>Obr. 6.9: Odporové křivky profilů křidel opt. dle momentů (Mach 0,0441).....</i>	115
<i>Obr. 6.10: Poláry profilů křidel opt. dle momentů (Mach 0,0441)</i>	115
<i>Obr. 6.11: Aerodynamická jemnost profilů křidel opt. dle momentů (Mach 0,0441)</i>	115
<i>Obr. 6.12: Křivka součinitele klopného momentu vzhledem k součiniteli vzlaku profilů křidel opt. dle momentů (Mach 0,0441)</i>	116
<i>Obr. 6.13: Srovnání geometrie MH 38 a MH 38-D_1.2</i>	117
<i>Obr. 6.14: Vztahové křivky křidel s vybranými profily (Mach 0,0441; Re $1,04 \times 10^5$)</i>	118
<i>Obr. 6.15: Odporové křivky křidel s vybranými profily (Mach 0,0441; Re $1,04 \times 10^5$)</i>	118
<i>Obr. 6.16: Poláry křidel s vybranými profily (Mach 0,0441; Re $1,04 \times 10^5$)</i>	119
<i>Obr. 6.17: Aerodynamická jemnost křidel s vybranými profily (Mach 0,0441; Re $1,04 \times 10^5$)</i>	119
<i>Obr. 6.18: Křivka součinitele klopného momentu vzhledem k součiniteli vzlaku pro křídla s vybranými profily (Mach 0,0441; Re $1,04 \times 10^5$)</i>	119
<i>Obr. 6.19: Vztahové křivky křidel s vybranými profily užitečných vzorů (Mach 0,0441; Re $1,04 \times 10^5$)</i>	120
<i>Obr. 6.20: Odporové křivky křidel s vybranými profily užitečných vzorů (Mach 0,0441; Re $1,04 \times 10^5$)</i>	120
<i>Obr. 6.21: Poláry křidel s profily užitečných vzorů (Mach 0,0441; Re $1,04 \times 10^5$)</i>	121
<i>Obr. 6.22: Aerodynamická jemnost křidel s profily užitečných vzorů (Mach 0,0441; Re $1,04 \times 10^5$)</i>	121
<i>Obr. 6.23: Křivka součinitele klopného momentu vzhledem k součiniteli vzlaku pro křídla s profily užitečných vzorů (Mach 0,0441; Re $1,04 \times 10^5$)</i>	121

<i>Obr. 7.1: Objemová mesh pro V-TS mini-UAV</i>	123
<i>Obr. 7.2: Vztlakové křivky mini-letounů V-TS a AVIGLE (Mach 0,0882; Re $3,34 \times 10^5$)</i>	124
<i>Obr. 7.3: Odporové křivky mini-letounů V-TS a AVIGLE (Mach 0,0882; Re $3,34 \times 10^5$)</i>	124
<i>Obr. 7.4: Poláry mini-letounů V-TS a AVIGLE (Mach 0,0882; Re $3,34 \times 10^5$)</i>	125
<i>Obr. 7.5: Aerodynamická jemnost V-TS a AVIGLE (Mach 0,0882; Re $3,34 \times 10^5$)</i>	125
<i>Obr. 7.6: Rychlost proudění vzduchu po povrchu V-TS pro úhel náběhu 0° ...</i>	125
<i>Obr. 7.7: Vztlaková křivka mini-letounu V-TS (Mach 0,0441; Re $1,67 \times 10^5$) ..</i>	126
<i>Obr. 7.8: Odporová křivka mini-letounu V-TS (Mach 0,0441; Re $1,67 \times 10^5$) .</i>	127
<i>Obr. 7.9: Polára mini-letounu V-TS (Mach 0,0441; Re $1,67 \times 10^5$).....</i>	127
<i>Obr. 7.10: Aerodynamická jemnost mini-letounu V-TS (Mach 0,0441; Re $1,67 \times 10^5$)</i>	127
<i>Obr. 7.11: Křivka součinitele klopného momentu mini-letounu V-TS (Mach 0,0441; Re $1,67 \times 10^5$)</i>	128
<i>Obr. 7.12: Vztlaková křivka V-TS při vybočení (Mach 0,0441; Re $1,67 \times 10^5$)</i>	129
<i>Obr. 7.13: Odporová křivka V-TS při vybočení (Mach 0,0441; Re $1,67 \times 10^5$)</i>	129
<i>Obr. 7.14: Aerodynamická jemnost V-TS při vybočení (Mach 0,0441; Re $1,67 \times 10^5$)</i>	129
<i>Obr. 7.15: Křivka součinitele zatáčivého momentu mini-letounu V-TS (Mach 0,0441; Re $1,67 \times 10^5$)</i>	130
<i>Obr. 9.1: Řídící prvky v režimu horizontálního řízení</i>	140
<i>Obr. 9.2: Modifikovaný úhel podélného sklonu pro režim duokoptéry</i>	141
<i>Obr. 9.3: Úhel bočního náklonu pro režim duokoptéry</i>	142
<i>Obr. 9.4: Modifikovaný směrový úhel v režimu duokoptéry</i>	142
<i>Obr. 9.5: Úhel příčného náklonu využitý pro přepočet ostatních úhlů</i>	143

<i>Obr. 9.6: Změna výšky v režimu duokoptéry</i>	143
<i>Obr. 9.7: Změna polohy letounu v režimu duokoptéry.....</i>	144
<i>Obr. 9.8: Změna směru letu pomocí točivého momentu v režimu duokoptéry..</i>	144
<i>Obr. 9.9: Změna směru letu pomocí horizontálního kormidla v režimu duokoptéry</i>	145
<i>Obr. 9.10: Změna směru letu pomocí křidélek v režimu duokoptéry</i>	145
<i>Obr. 9.11: Změna úhlu bočního náklonu pomocí vrtulí v režimu duokoptéry ..</i>	146
<i>Obr. 9.12: Změna úhlu bočního náklonu pomocí vertik. kormidla v režimu duokoptéry</i>	146
<i>Obr. 9.13: Změna úhlu podélného sklonu v režimu duokoptéry</i>	146
<i>Obr. 9.14: Minimalizace destabilizace úhlu podélného sklonu v režimu duokoptéry</i>	147
<i>Obr. 9.15: Princip chování při řízení orientace křídel v režimu duokoptéry ...</i>	147
<i>Obr. 9.16: Princip chování při řízení vyrovnání křídel v režimu duokoptéry ..</i>	148
<i>Obr. 9.17: Aktivitní diagram algoritmu automatické Ziegler-Nicholsovy metody</i>	150
<i>Obr. 9.18: Schéma řídicího systému pro řízení vyrovnání křídel</i>	153
<i>Obr. 9.19: Oscilace úhlu příčného náklonu při kritickém zesílení</i>	153
<i>Obr. 9.20: Průběh řízení vyrovnání křídel pro jednotlivá ZN pravidla</i>	154
<i>Obr. 9.21: Normalizovaný průběh řízení vyrovnání křídel pro jednotlivá ZN pravidla.....</i>	155
<i>Obr. 9.22: Schéma řídicího systému pro řízení výšky letu</i>	156
<i>Obr. 9.23: Oscilace výšky letu při kritickém zesílení</i>	156
<i>Obr. 9.24: Průběh řízení výšky letu pro jednotlivá ZN pravidla.....</i>	157
<i>Obr. 9.25: Normalizovaný průběh řízení výšky letu pro jednotlivá ZN pravidla</i>	158
<i>Obr. 9.26: Schéma řídicího systému pro řízení směru letu</i>	159

<i>Obr. 9.27: Oscilace směrového úhlu při kritickém zesílení.....</i>	159
<i>Obr. 9.28: Průběh řízení směrového úhlu pro jednotlivá ZN pravidla</i>	160
<i>Obr. 9.29: Normalizovaný průběh řízení směrového úhlu pro jednotlivá ZN pravidla</i>	161
<i>Obr. 9.30: Schéma řídicího systému pro nastavení úhlu podélného sklonu.....</i>	162
<i>Obr. 9.31: Oscilace úhlu podélného sklonu při kritickém zesílení.....</i>	162
<i>Obr. 9.32: Průběh řízení úhlu podélného sklonu pro jednotlivá ZN pravidla .</i>	163
<i>Obr. 9.33: Normalizovaný průběh řízení podélného sklonu pro jednotlivá ZN pravidla</i>	164
<i>Obr. 9.34: Schéma řídicího systému pro řízení rychlosti letu</i>	165
<i>Obr. 9.35: Oscilace rychlosti letu při kritickém zesílení</i>	165
<i>Obr. 9.36: Průběh řízení rychlosti letu pro jednotlivá ZN pravidla.....</i>	166
<i>Obr. 9.37: Normalizovaný průběh řízení rychlosti letu pro jednotlivá ZN pravidla</i>	167
<i>Obr. 9.38: Schéma řídicího systému pro řízení tlumení bočních kmitů.....</i>	168
<i>Obr. 9.39: Oscilace momentu zatáčení při kritickém zesílení</i>	168
<i>Obr. 9.40: Průběh řízení momentu zatáčení pro jednotlivá ZN pravidla.....</i>	169
<i>Obr. 9.41: Normalizovaný průběh řízení momentu zatáčení pro jednotlivá ZN pravidla</i>	170
<i>Obr. 9.42: Průběh modifikovaného úhlu podélného sklonu</i>	171
<i>Obr. 9.43: Průběh úhlu orientace.....</i>	172
<i>Obr. 9.44: Schéma řídicího systému pro řízení orientace křidel.....</i>	173
<i>Obr. 9.45: Oscilace orientace křidel pro hlavní regulátor při kritickém zesílení</i>	173
<i>Obr. 9.46: Průběh řízení orientace křidel pro jednotlivá ZN pravidla</i>	174
<i>Obr. 9.47: Normalizovaný průběh řízení orientace křidel pro jednotlivá ZN pravidla</i>	175

<i>Obr. 9.48: Oscilace orientace křidel pro LS9 při kritickém zesílení</i>	176
<i>Obr. 9.49: Průběh řízení orientace křidel pomocí LS9 pro jednotlivá ZN pravidla.....</i>	177
<i>Obr. 9.50: Normalizovaný průběh řízení orientace křidel pomocí LS9 pro jednotlivá ZN pravidla.....</i>	177
<i>Obr. 9.51: Oscilace orientace křidel pro LS6 při kritickém zesílení</i>	178
<i>Obr. 9.52: Průběh řízení orientace křidel pomocí LS6 pro jednotlivá ZN pravidla.....</i>	179
<i>Obr. 9.53: Normalizovaný průběh řízení orientace křidel pomocí LS6 pro jednotlivá ZN pravidla.....</i>	180
<i>Obr. 9.54: Oscilace orientace křidel pro LS1 při kritickém zesílení</i>	181
<i>Obr. 9.55: Průběh řízení orientace křidel pomocí LS1 pro jednotlivá ZN pravidla.....</i>	181
<i>Obr. 9.56: Normalizovaný průběh řízení orientace křidel pomocí LS1 pro jednotlivá ZN pravidla.....</i>	182
<i>Obr. 9.57: Rozšíření schématu řídicího systému pro řízení mod. úhlu podélného sklonu.....</i>	183
<i>Obr. 9.58: Oscilace mod. úhlu podélného sklonu pro LS9 při kritickém zesílení</i>	183
<i>Obr. 9.59: Průběh řízení mod. úhlu podélného sklonu pomocí LS9 pro jednotlivá ZN pravidla.....</i>	184
<i>Obr. 9.60: Normalizovaný průběh řízení mod. úhlu podélného sklonu pomocí LS9 pro jednotlivá ZN pravidla</i>	185
<i>Obr. 9.61: Oscilace mod. úhlu podélného sklonu pro LS6 při kritickém zesílení</i>	186
<i>Obr. 9.62: Průběh řízení mod. úhlu podélného sklonu pomocí LS6 pro jednotlivá ZN pravidla.....</i>	187
<i>Obr. 9.63: Normalizovaný průběh řízení mod. úhlu podélného sklonu pomocí LS6 pro jednotlivá ZN pravidla</i>	187

<i>Obr. 9.64: Oscilace mod. úhlu podélného sklonu pro LSI při kritickém zesílení</i>	188
<i>Obr. 9.65: Průběh řízení mod. úhlu podélného sklonu pomocí LSI pro jednotlivá ZN pravidla</i>	189
<i>Obr. 9.66: Normalizovaný průběh řízení mod. úhlu podélného sklonu pomocí LSI pro jednotlivá ZN pravidla</i>	190
<i>Obr. 9.67: Schéma řídicího systému pro řízení vertikální rychlosti letu</i>	191
<i>Obr. 9.68: Oscilace vertikální rychlosti letu při kritickém zesílení</i>	191
<i>Obr. 9.69: Průběh řízení vertikální rychlosti letu pro jednotlivá ZN pravidla</i>	192
<i>Obr. 9.70: Norm. průběh řízení vertikální rychlosti letu pro jednotlivá ZN pravidla</i>	193
<i>Obr. 10.1: Přechodná fáze letu z vertikálního režimu na horizontální</i>	195
<i>Obr. 10.2: Přechodná fáze letu z horizontálního režimu na vertikální</i>	195
<i>Obr. 10.3: Vizualizace mini-letounu V-TS před vzletem</i>	196
<i>Obr. 10.4: Vizualizace mini-letounu V-TS během změny režimu letu</i>	197
<i>Obr. 10.5: Vizualizace mini-letounu V-TS během horizontálního režimu letu</i>	197
<i>Obr. 10.6: Vizualizace mini-letounu V-TS během přechodu do vertikálního režimu letu</i>	198
<i>Obr. 10.7: Vizualizace mini-letounu V-TS během přistávání</i>	198
<i>Obr. 10.8: Vizualizace mini-letounu V-TS po přistání</i>	199
<i>Obr. 10.9: Průběh úhlu příčného náklonu během simulace</i>	199
<i>Obr. 10.10: Průběh úhlu podélného sklonu během simulace</i>	200
<i>Obr. 10.11: Průběh směrového úhlu během simulace</i>	200
<i>Obr. 10.12: Průběh zeměpisné šířky během simulace</i>	200
<i>Obr. 10.13: Průběh zeměpisné délky během simulace</i>	201
<i>Obr. 10.14: Průběh úhlu orientace během simulace</i>	201

<i>Obr. 10.15: Průběh modifikovaného úhlu podélného sklonu během simulace</i>	202
<i>Obr. 10.16: Průběh úhlu náběhu během simulace</i>	202
<i>Obr. 10.17: Průběh úhlu vybočení během simulace</i>	203
<i>Obr. 10.18: Průběh výšky letu nad mořem během simulace</i>	203
<i>Obr. 10.19: Průběh vertikální rychlosti během simulace</i>	204
<i>Obr. 10.20: Průběh celkové rychlosti během simulace</i>	204
<i>Obr. 10.21: Průběh traťové rychlosti během simulace</i>	204
<i>Obr. 10.22: Průběh výkonu motoru během simulace</i>	205

SEZNAM TABULEK

Tabulka 2.1 Rovnice pro nastavení PID dle Ziegler–Nicholsovy metody kritických parametrů [138] [143] [140] [142]	40
Tabulka 3.1 Vstupní parametry aplikace Airfoil Geometry Converter	62
Tabulka 3.2 Parametry genetického algoritmu	84
Tabulka 3.3 Implementované metody výběru párů v genetickém algoritmu	85
Tabulka 5.1 Geometrické parametry mini-letounu V-TS	102
Tabulka 5.2 Maximální aerodynamická jemnost zkoumaných profilů křídla pro neviskózní proudění typu JST a Machovo číslo 0,0441	105
Tabulka 5.3 Nastavení meshování profilů křídel v Airfoil Geometry Converter	106
Tabulka 5.4 Maximální aerodynamická jemnost zkoumaných symetrických profilů křídla pro neviskózní proudění typu JST a Machovo číslo 0,0441	107
Tabulka 6.1 Zkratky typů aerodynamické optimalizace	109
Tabulka 6.2 Parametry optimalizovaných profilů při Mach 0,0882 a analyzovaných na Mach 0,0441	112
Tabulka 6.3 Zkratky typů optimalizace klopného momentu	113
Tabulka 6.4 Parametry profilů opt. dle momentů pro Mach 0,0441	116
Tabulka 9.1 Parametry algoritmu automatické Ziegler-Nicholsovy metody ...	149
Tabulka 9.2 Nastavení PID regulátoru pro řízení vyrovnání křídel	154
Tabulka 9.3 Parametry normalizovaného průběhu pro řízení vyrovnání křídel	155
Tabulka 9.4 Nastavení PID regulátoru pro řízení výšky letu	157
Tabulka 9.5 Parametry normalizovaného průběhu pro řízení výšky letu	158
Tabulka 9.6 Nastavení PID regulátoru pro řízení směru letu	160
Tabulka 9.7 Parametry normalizovaného průběhu pro řízení směrového úhlu	161
Tabulka 9.8 Nastavení PID regulátoru pro řízení úhlu podélného sklonu	163

Tabulka 9.9 Parametry normalizovaného průběhu pro řízení podélného sklonu	164
Tabulka 9.10 Nastavení PID regulátoru pro řízení rychlosti	166
Tabulka 9.11 Parametry normalizovaného průběhu pro řízení rychlosti letu ...	167
Tabulka 9.12 Nastavení PID regulátoru pro řízení tlumení bočních kmitů	169
Tabulka 9.13 Parametry normaliz. průběhu pro řízení momentu zatáčení	170
Tabulka 9.14 Nastavení hlavního PID regulátoru pro řízení orientace křídél ..	174
Tabulka 9.15 Parametry normalizovaného průběhu pro řízení orientace křídél	175
Tabulka 9.16 Nastavení PID regulátoru LS9 pro řízení orientace křídél.....	176
Tabulka 9.17 Parametry normalizovaného průběhu pro řízení orientace křídél pomocí LS9.....	178
Tabulka 9.18 Nastavení PID regulátoru LS6 pro řízení orientace křídél.....	179
Tabulka 9.19 Parametry normalizovaného průběhu pro řízení orientace křídél pomocí LS6.....	180
Tabulka 9.20 Nastavení PID regulátoru LS1 pro řízení orientace křídél.....	181
Tabulka 9.21 Parametry normalizovaného průběhu pro řízení orientace křídél pomocí LS1	182
Tabulka 9.22 Nastavení PID regulátoru LS9 pro mod. úhel podélného sklonu	184
Tabulka 9.23 Parametry norm. průběhu pro řízení mod. úhlu podélného sklonu pomocí LS9.....	185
Tabulka 9.24 Nastavení PID regulátoru LS6 pro mod. úhel podélného sklonu	186
Tabulka 9.25 Parametry norm. průběhu pro řízení mod. úhlu podélného sklonu pomocí LS6.....	188
Tabulka 9.26 Nastavení PID regulátoru LS1 pro mod. úhel podélného sklonu	189
Tabulka 9.27 Parametry norm. průběhu pro řízení mod. úhlu podélného sklonu pomocí LS1	190

Tabulka 9.28 Nastavení PID regulátoru pro řízení vertikální rychlosti letu 192

Tabulka 9.29 Parametry norm. průběhu pro řízení vertikální rychlosti letu 193

SEZNAM PŘÍLOH

PŘÍLOHA P I: GEOMETRICKÉ PARAMETRY PROFILU MH 38-D_1.2

PŘÍLOHA P II: GEOMETRICKÉ PARAMETRY PROFILU MH 38-EFF_MOM_SD0.5_1.37.81

PŘÍLOHA P III: GEOMETRICKÉ PARAMETRY PROFILU MH 38-EFF_MOM_AOA-5.5_1.37.19

PŘÍLOHA P IV: LINEÁRNÍ MATEMATICKÝ MODEL MINI-LETOUNU V-TS 15M/S VODOROVNÝ LET

PŘÍLOHA P V: LINEÁRNÍ MATEMATICKÝ MODEL MINI-LETOUNU V-TS 15M/S VERTIKÁLNÍ LET

PŘÍLOHA P I: GEOMETRICKÉ PARAMETRY PROFILU MH 38-D_1.2

MH 38-OPT_D_1.2

1,000000 0,000000

0,996815 0,000529

0,987441 0,002099

0,972197 0,004813

0,951408 0,008529

0,925490 0,013019

0,894905 0,018416

0,860164 0,024791

0,821815 0,032011

0,780438 0,039833

0,736636 0,047964

0,691027 0,056036

0,644183 0,063643

0,596619 0,070378

0,548754 0,075849

0,500904 0,079781

0,453367 0,082014

0,406410 0,082513

0,360364 0,081382

0,315622 0,078745

0,272565 0,074743

0,231560 0,069556
0,192968 0,063399
0,157145 0,056489
0,124405 0,049033
0,095008 0,041259
0,069195 0,033417
0,047178 0,025760
0,029151 0,018539
0,015287 0,012002
0,005755 0,006350
0,002351 0,003627
0,001115 0,002328
0,000314 0,001138
0,000042 0,000386
0,000040 -0,000377
0,000366 -0,000951
0,000989 -0,001486
0,002355 -0,002294
0,004188 -0,003106
0,007700 -0,004309
0,019306 -0,006915
0,035808 -0,009106
0,057223 -0,010730
0,083548 -0,011728
0,114722 -0,012139

0,150542 -0,012074
0,190657 -0,011614
0,234647 -0,010794
0,282025 -0,009655
0,332252 -0,008223
0,384746 -0,006546
0,438885 -0,004686
0,494015 -0,002734
0,549451 -0,000797
0,604480 0,001003
0,658384 0,002561
0,710445 0,003779
0,759971 0,004595
0,806304 0,004975
0,848833 0,004932
0,886996 0,004519
0,920285 0,003847
0,948262 0,002999
0,970545 0,001993
0,986781 0,001014
0,996673 0,000279
1,000000 0,000000

PŘÍLOHA P II: GEOMETRICKÉ PARAMETRY PROFILU MH 38-EFF_MOM_SD0.5_1.37.81

MH 38-OPT_EFF_MOM_SD0.5_1.37.81

1,000000 0,000000

0,996815 0,000528

0,987441 0,002052

0,972197 0,004618

0,951408 0,008618

0,925490 0,014357

0,894905 0,021450

0,860164 0,029358

0,821815 0,037758

0,780438 0,046469

0,736636 0,055363

0,691027 0,064249

0,644183 0,072831

0,596619 0,080728

0,548754 0,087515

0,500904 0,092845

0,453367 0,096477

0,406410 0,098292

0,360364 0,098311

0,315622 0,096586

0,272565 0,093197

0,231560 0,088279
0,192968 0,082013
0,157145 0,074596
0,124405 0,066225
0,095008 0,057130
0,069195 0,047568
0,047178 0,037810
0,029151 0,028136
0,015287 0,018840
0,005755 0,010233
0,002351 0,005850
0,001115 0,003698
0,000314 0,001723
0,000042 0,000532
0,000040 -0,000430
0,000366 -0,001181
0,000989 -0,001915
0,002355 -0,003012
0,004188 -0,004097
0,007700 -0,005672
0,019306 -0,009024
0,035808 -0,011865
0,057223 -0,014104
0,083548 -0,015719
0,114722 -0,016761

0,150542 -0,017325
0,190657 -0,017461
0,234647 -0,017166
0,282025 -0,016442
0,332252 -0,015290
0,384746 -0,013746
0,438885 -0,011877
0,494015 -0,009788
0,549451 -0,007609
0,604480 -0,005471
0,658384 -0,003466
0,710445 -0,001644
0,759971 -0,000013
0,806304 0,001386
0,848833 0,002411
0,886996 0,002804
0,920285 0,002372
0,948262 0,001531
0,970545 0,001154
0,986781 0,000862
0,996673 0,000276
1,000000 0,000000

PŘÍLOHA P III: GEOMETRICKÉ PARAMETRY PROFILU MH 38-EFF_MOM_AOA-5.5_1.37.19

MH 38-OPT_EFF_MOM_AoA-5.5_1.37.19

1,000000 0,000000

0,996815 0,000524

0,987441 0,001886

0,972197 0,003588

0,951408 0,006290

0,925490 0,011155

0,894905 0,017788

0,860164 0,025767

0,821815 0,034972

0,780438 0,045099

0,736636 0,055732

0,691027 0,066410

0,644183 0,076652

0,596619 0,085989

0,548754 0,093972

0,500904 0,100267

0,453367 0,104653

0,406410 0,107028

0,360364 0,107424

0,315622 0,105889

0,272565 0,102497

0,231560 0,097374
0,192968 0,090696
0,157145 0,082663
0,124405 0,073488
0,095008 0,063427
0,069195 0,052777
0,047178 0,041860
0,029151 0,031020
0,015287 0,020625
0,005755 0,011075
0,002351 0,006269
0,001115 0,003933
0,000314 0,001812
0,000042 0,000551
0,000040 -0,000419
0,000366 -0,001143
0,000989 -0,001859
0,002355 -0,002947
0,004188 -0,004040
0,007700 -0,005651
0,019306 -0,009130
0,035808 -0,012075
0,057223 -0,014309
0,083548 -0,015765
0,114722 -0,016488

0,150542 -0,016614
0,190657 -0,016268
0,234647 -0,015548
0,282025 -0,014565
0,332252 -0,013411
0,384746 -0,012184
0,438885 -0,010970
0,494015 -0,009842
0,549451 -0,008846
0,604480 -0,007991
0,658384 -0,007214
0,710445 -0,006406
0,759971 -0,005441
0,806304 -0,004294
0,848833 -0,003100
0,886996 -0,002186
0,920285 -0,001972
0,948262 -0,001903
0,970545 -0,000519
0,986781 0,000578
0,996673 0,000270
1,000000 0,000000

PŘÍLOHA P IV: LINEÁRNÍ MATEMATICKÝ MODEL MINI-LETOUNU V-TS 15M/S VODOROVNÝ LET

(Pro lepší přehlednost byly hodnoty menší/větší než $\pm 1 \times 10^{-8}$ nastaveny na 0.)

Matice A

-0,76398	0,94377	-32,0872	0	-0,84917	0,053579	0	0	0	0	-0,21568	7,18755E-06	0,004088	0,004088
1,54E-06	3,68E-06	0	1	-1,3E-07	9,12E-07	-0,00167	-1E-05	-0,00015	0	0	-6,27755E-08	0	0
0	0	0	1	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
0,001394	-29,5776	0	-5,65393	0,069018	-2,6E-06	0,013844	-0,00374	0,000412	0	0	4,16005E-07	9,88E-07	-9,9E-07
-2,7E-07	0,000146	0,000943	0	3,65E-06	0,651999	0,006256	-0,99998	0	0	0,000153	0	0	0
0	0	0	0	0	0	1	0,006256	0	0	0	0	0	0
0,001258	0,018494	0	0,003534	-74,8913	0	-10,318	3,911902	-2,6E-07	0	0	2,22578E-07	0,000817	-0,00082
-0,00089	-0,00031	0	2,53E-05	121,2348	0	0,019137	-13,6315	0	0	0	-1,80976E-07	0,005082	-0,00508
0	0	0	0	0	0	0	1,00002	0	0	0	0	0	0
0	0	0	0	0	-1,5E-08	0	0	2,35E-06	0	0	0	0	0
4,78E-08	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
0	-49,2126	49,21253	0	0	-0,08218	0	0	0	0	0	0	0	0
164,4525	-44,8392	-45,5759	-0,43754	-15,3346	-4,3E-05	2,12E-05	0,116804	6,46E-05	0	-0,30655	0,065841505	-3,06382	0,008716
164,4525	-44,8392	-45,576	-0,43754	-15,3346	-4,5E-05	2,13E-05	0,116804	6,39E-05	0	-0,30655	0,065840231	0,008716	-3,06382

Matice B

-4,53831	-0,97133	0,520784	-0,21146
0,000595	7,33E-06	5,77E-06	4,54E-06
0	0	0	0
-0,00169	-0,05726	-4,94707	-0,00115
0,000159	2,31E-06	1,82E-06	1,43E-06
0	0	0	0
1,06E-06	64,61848	0,003093	1,071668
-1,80E-08	-4,6925	-5,28E-05	-8,33192
0	0	0	0
0	0	0	0
0	0	0	0
0	0	0	0
38452,08	75,40327	55,81164	38,30133
38461,61	82,12241	60,56355	41,66196

Matice C

1	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
0	1	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
0	0	1	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
0	0	0	1	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
0	0	0	0	1	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
0	0	0	0	0	1	0	0	0	0	0	0	0	0	0
0	0	0	0	0	0	1	0	0	0	0	0	0	0	0
0	0	0	0	0	0	0	1	0	0	0	0	0	0	0
0	0	0	0	0	0	0	0	1	0	0	0	0	0	0
0	0	0	0	0	0	0	0	0	1	0	0	0	0	0
0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1	0	0	0	0
0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1	0	0	0
0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1	0	0
1,42124	-0,43759	0	0	-0,11679	0	0	0	0	0	0	0,000563	0,973704	0	0
1,42124	-0,43759	0	0	-0,11679	0	0	0	0	0	0	0,000563	0	0,973704	0

Matice D

0	0	0	0
0	0	0	0
0	0	0	0
0	0	0	0
0	0	0	0
0	0	0	0
0	0	0	0
0	0	0	0
0	0	0	0
0	0	0	0
0	0	0	0
0	0	0	0
-244,331	-7,96017	-6,26276	-4,9273
-244,331	-7,96019	-6,26277	-4,92731

Vektor X_0

0
0
0
0
0
0
0
0
0
0
0
0
0
0
0
0

PŘÍLOHA P V: LINEÁRNÍ MATEMATICKÝ MODEL MINI-LETOUNU V-TS 15M/S VERTIKÁLNÍ LET

(Pro lepší přehlednost byly hodnoty menší/větší než $\pm 1 \times 10^{-7}$ nastaveny na 0.)

Matice A

-1,25369	14,22784	0,068488	8,61E-06	-0,90306	0,001247	-1,40E-06	0	0	0	-0,00048	-0,00093	0,008808	0,008808
1,77E-06	-0,00848	-0,64891	1,000078	-0,22806	0,003354	-0,00038	2,70E-05	-0,00015	0	-0,00438	0	0	0
0	0	0	1	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
-0,01665	-29,5434	1,823345	-5,65415	0,713742	-0,00948	0,010329	-0,00384	0,000412	0	0,01239	-2,82E-06	-1,28E-07	1,29E-07
-8,47E-06	0	5,94E-07	0	4,41E-05	0,049774	-0,07411	-0,99725	0	0	3,30E-07	0	0	0
0	0	0	0	0	0	1	13,06122	0	0	0	0	0	0
0,000297	-12,0199	12,03695	0,003391	-74,8917	5,92E-06	-10,318	3,911902	-2,52E-07	0	-7,75E-06	0	0,001278	-0,00128
-0,0002	19,48749	-19,4874	-5,35E-05	121,2348	-1,02E-07	0,019137	-13,6315	0	0	1,32E-07	0	0,010911	-0,01091
0	0	0	0	0	0	0	13,09945	0	0	0	0	0	0
0	3,78E-07	-3,78E-07	0	0	1,74E-07	0	0	0	0	0	0	0	0
0	2,32E-06	-2,34E-06	0	-6,75E-07	0	0	0	0	0	0	0	0	0
0,999997	-0,11017	0,112483	-1,32E-05	0,031891	-0,00191	2,14E-06	0	0	0	0	0	0	0
172,1539	613,954	-2,96353	5,602024	-6,23388	0,018708	-0,00055	0,027277	-0,0013	-0,00049	-0,02578	0,299134	-5,42014	0,019873
172,1539	613,954	-2,96353	5,602025	-6,23389	0,018708	-0,00055	0,027277	-0,00129	-0,00049	-0,02578	0,299134	0,019872	-5,42015

Matice B

-6,20015	-0,8487	-0,90768	-0,2198
-0,0101	-0,0003	-0,00019	-0,00012
0	0	0	0
0,028697	-0,0563	-4,94656	-0,00075
4,98E-05	1,63E-06	1,05E-06	6,76E-07
0	0	0	0
-1,79E-05	64,61848	0,003093	1,071667
3,06E-07	-4,6925	-5,27E-05	-8,33192
0	0	0	0
0	0	0	0
0	0	0	0
0	0	0	0
26740,69	222,3407	117,7103	62,65543
26749,32	226,9188	120,1391	63,94408

Matice C

1	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
0	1	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
0	0,013004	0,995242	-0,00012	0,448599	-0,00492	0	0	0	0	0	0	0	0	0
0	0	0	1	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
0	0,160744	-0,16074	0	1	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
0	0	0	0	0	1	0	0	0	0	0	0	0	0	0
0	0	0	0	0	0	1	0	0	0	0	0	0	0	0
0	0	0	0	0	0	0	1	0	0	0	0	0	0	0
0	0	0	0	0	0	0	0	1	0	0	0	0	0	0
0	0	0	0	0	0	0	0	0	1	0	0	0	0	0
0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1	0	0	0	0
0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1	0	0	0
0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1	0	0
1,531859	5,597711	0,004361	0	-0,02749	0	0	0	0	0	0	0,00264	0,9524	0	0
1,531859	5,597711	0,004361	0	-0,02749	0	0	0	0	0	0	0,00264	0	0,9524	0

Matice D

0	0	0	0
0	0	0	0
0	0	0	0
0	0	0	0
0	0	0	0
0	0	0	0
0	0	0	0
0	0	0	0
0	0	0	0
0	0	0	0
0	0	0	0
0	0	0	0
0	0	0	0
-145,492	-11,3128	-7,29365	-4,70242
-145,492	-11,3128	-7,29365	-4,70242

Vektor X_0

0
0
0
0
0
0
0
0
0
0
0
0
0
0
0
0

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

[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

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 SU² 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 SU²*. 2015. Dostupný z: https://github.com/vogeltanz/CSV_HistoryProcessingToolForSU2

PROFESNÍ ŽIVOTOPIS

Osobní údaje

Jméno, Příjmení: **Tomáš Vogeltanz**

E-mail: 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

Matěřský 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

Návrh modelu bezpilotního mini-letounu

Model Design of Unmanned Aerial Vehicle

Disertační práce

Vydala Univerzita Tomáše Bati ve Zlíně,

nám. T. G. Masaryka 5555, 760 01 Zlín.

Sazba: Ing. Tomáš Vogeltanz

Publikace neprošla jazykovou ani redakční úpravou.

Rok vydání 2021