



**FAKULTA
ŠTOJNÍ
ČVUT V PRAZE**

Ústav letadlové techniky

**Konceptní návrh bezpilotního prostředku
s dlouhou vytrvalostí**

**Conceptual Design of a long-endurance
unmanned vehicle**

DIPLOMOVÁ PRÁCE

2022

Jaroslav HANYŠ

Studijní program: NLAK Letectví a kosmonautika

Studijní obor: 3906T008 Letadlová a kosmická technika

Vedoucí práce: Ing. Jiří BRABEC, Ph.D.

I. OSOBNÍ A STUDIJNÍ ÚDAJE

Příjmení: **Hanyš** Jméno: **Jaroslav** Osobní číslo: **437285**
Fakulta/ústav: **Fakulta strojní**
Zadávací katedra/ústav: **Ústav letadlové techniky**
Studijní program: **Letectví a kosmonautika**
Studijní obor: **Letadlová a kosmická technika**

II. ÚDAJE K DIPLOMOVÉ PRÁCI

Název diplomové práce:

Koncepční návrh bezpilotního prostředku s dlouhou vytrvalostí

Název diplomové práce anglicky:

Conceptual design of a long-endurance unmanned vehicle

Pokyny pro vypracování:

Pro vypracování proveďte:

- 1) Rozbor současného stavu
- 2) Koncepční návrh
- 3) Sestavení aerodynamických charakteristik
- 4) Stanovení letových výkonů

Seznam doporučené literatury:

Jméno a pracoviště vedoucí(ho) diplomové práce:

Ing. Jiří Brabec, Ph.D. ústav letadlové techniky FS

Jméno a pracoviště druhé(ho) vedoucí(ho) nebo konzultanta(ky) diplomové práce:

Datum zadání diplomové práce: **31.10.2022**

Termín odevzdání diplomové práce: **20.12.2022**

Platnost zadání diplomové práce: _____

Ing. Jiří Brabec, Ph.D.
podpis vedoucí(ho) práce

Ing. Robert Theiner, Ph.D.
podpis vedoucí(ho) ústavu/katedry

doc. Ing. Miroslav Španiel, CSc.
podpis děkana(ky)

III. PŘEVZETÍ ZADÁNÍ

Diplomant bere na vědomí, že je povinen vypracovat diplomovou práci samostatně, bez cizí pomoci, s výjimkou poskytnutých konzultací. Seznam použité literatury, jiných pramenů a jmen konzultantů je třeba uvést v diplomové práci.

Datum převzetí zadání

Podpis studenta

Čestné prohlášení

Tímto prohlašuji, že jsem diplomovou práci s názvem: „Koncepční návrh bezpilotního prostředku s dlouhou vytrvalostí“ vypracoval samostatně za použití uvedené literatury a parametrů, společně s radami a připomínkami vedoucího práce Ing. Jiřího Brabce, Ph.D.

V Praze dne 20.12.2022

Bc. Jaroslav Hanyš

Poděkování

Rád bych na tomto místě poděkoval mému vedoucímu panu Ing. Jiřímu Brabcovi, Ph.D. za pomoc při vedení mé diplomové práce, za připomínky, cenné rady a trpělivosti při vypracování. Dále bych chtěl poděkovat své rodině za podporu, umožnění a dokončení studia na vysoké škole. Také bych chtěl poděkovat mé přítelkyni za pomoc, podporu a velkou trpělivost při mém studiu a psaní diplomové práce.

Anotační list

Jméno autora:	Jaroslav HANYŠ
Název DP:	Koncepční návrh bezpilotního prostředku s dlouhou vytrvalostí
Anglický název:	Conceptual Design of long-endurance unmanned vehicle
Rok:	2022
Studijní program:	NLAK Letectví a kosmonautika
Obor studia:	3906T008 Letadlová a kosmická technika
Ústav:	Ústav letadlové techniky
Vedoucí DP:	Ing. Jiří Brabec, Ph.D.
Konzultant:	Ing. Jiří Brabec, Ph.D.
Bibliografické údaje:	počet stran 72
	počet obrázků 51 (26 obrázků + 25 grafů)
	počet tabulek 9
	počet příloh 1
Klíčová slova:	Bezpilotní letoun, bezpilotní systém, dlouhá vytrvalost, koncepční návrh
Keywords:	UAV, UAS, MALE, long endurance, conceptual design
Anotace:	

Cílem této diplomové práce je provést koncepční návrh bezpilotního prostředku s dlouhou vytrvalostí. V úvodu práce je vymezení pojmů a rozdělení kategorií bezpilotních letounů. Samotný návrh sestává z rešerše bezpilotních prostředků kategorie se středním dostupem a dlouhou vytrvalostí. Dále jsou určeny základní geometrické charakteristiky a hmotnosti hlavních částí letounu. Následně jsou sestaveny základní aerodynamické charakteristiky (vztlaková čára, polára a momentová čára). Na závěr jsou z těchto charakteristik vypočteny důležité letové výkony.

Abstract:

The aim of this Diploma Thesis is to make conceptual design of long-endurance unmanned vehicle. In the beginning of the Thesis, there is a definition of terms and a division of categories of unmanned vehicles. The Design consists of research of category medium-range and long-endurance unmanned vehicles (MALE UAV). Next, the basic geometric characteristics and weights of the main parts of the UAV are determined. Subsequently, the basic aerodynamic characteristics (lift curve, polar and moment curve) are compiled. In the end of the Thesis, important flight performances are calculated from these characteristics.

Obsah

Čestné prohlášení.....	III
Poděkování.....	IV
Anotační list.....	V
Obsah	VI
Seznam použitých značek a symbolů	1
1 Úvod	3
2 Rešerše	5
2.1 Definice a vymezení pojmů.....	5
2.1.1 Autonomní letoun – Autonomus aircraft.....	5
2.1.2 Bezpilotní letadlo – UAV (Unmanned Aerial Vehicles)	5
2.1.3 Bezpilotní systém – UAS (Unmanned Aerial System)	5
2.1.4 Model letadla	5
2.2 Dělení bezpilotních prostředků dle dostupnosti a výdrže.....	6
2.2.1 High altitude long endurance UAV (HALE UAV).....	6
2.2.2 Medium altitude long endurance UAV (MALE UAV).....	7
2.2.3 Tactical or medium range UAV (TUAV)	8
2.2.4 Close-range UAV.....	8
2.3 Dělení bezpilotních prostředků dle velikosti	9
2.3.1 Velmi malé / mikro- / nano-UAV.....	9
2.3.2 Malé / mini UAV	9
2.3.3 Střední UAV	9
2.3.4 Velké UAV.....	9
2.4 Letouny s nejdelším doletem a vytrvalostí	10
2.4.1 Airbus Zephyr Stratospheric UAV.....	10
2.4.2 Global Observer Stratospheric Persistent UAS	10
2.4.3 United 40 (Smart Eye 2) UAV	11
2.4.4 HERON Medium Altitude Long Endurance (MALE) UAS	12
2.4.5 MQ-1 Predator UAS.....	12
2.4.6 MQ-9 Reaper Hunter / Killer UAV	13
2.4.7 Hermes 900 MALE UAS	14
2.4.8 RQ-4 Global Hawk HALE UAS	15

3	Koncepční návrh	16
3.1	Stanovení rozměrů letounu	17
3.2	Volba pohonné jednotky.....	17
3.2.1	Tahové a výkonové zatížení podle cestovní rychlosti	17
3.2.2	Tahové a výkonové zatížení podle maximálního dostupu	18
3.3	Návrh trupu.....	21
3.4	Návrh geometrie křídla	23
3.5	Návrh geometrie ocasních ploch	29
3.5.1	Vodorovná ocasní plocha	29
3.5.2	Svislá ocasní plocha	31
3.6	Návrh geometrie podvozku	32
3.7	Hmotnostní rozbor.....	33
3.7.1	Křídlo	33
3.7.2	Ocasní plochy	34
3.7.3	Trup	34
3.8	Hmotnost paliva.....	35
3.9	Rozmístění hmot.....	36
3.10	Hmotová obálka.....	37
4	Aerodynamické charakteristiky.....	38
4.1	Vztlaková čára	38
4.1.1	Křídlo bez vychýlené vztlakové mechanizace	38
4.1.2	Křídlo se vztlakovou mechanizací.....	40
4.2	Polára	44
4.2.1	Křídlo	45
4.2.2	Trup	45
4.2.3	Ocasní plochy	46
4.2.4	Podvozek	47
4.2.5	Vliv vrtulového proudu a motorové instalace	47
4.3	Momentová čára.....	49
4.3.1	Aerodynamický střed letounu.....	49
4.3.2	Momentová čára křídla	50
4.3.3	Momentová čára křídla s trupem.....	50
4.3.4	Momentová čára letounu	51

5	Výkony.....	54
5.1	Tahová křivka	54
5.2	Využitelný a potřebný tah a výkon	56
5.3	Klouzavý let	57
5.4	Stoupavý let	59
5.5	Dostup.....	61
5.6	Ustálená zatáčka	61
5.6.1	Omezení na maximální násobek	62
5.6.2	Omezení na maximální součinitel vztlaku.....	62
5.6.3	Omezení maximálním využitelným výkonem	63
5.7	Dolet.....	65
5.8	Vytrvalost	65
6	Návrhy na modifikace.....	66
7	Závěr.....	67
8	Seznam literatury	68
	Publikace	68
	Letouny.....	69
9	Seznam obrázků	70
10	Seznam tabulek	71
11	Seznam grafů.....	71
12	Seznam příloh.....	72



Seznam použitých značek a symbolů

Použité značky	Název	Jednotka
b	Hloubka profilu	[m]
b_{SAT}	Střední aerodynamická tětíva	[m]
C_d	Profilový součinitel odporu	[-]
C_D	Součinitel odporu letounu, plochy	[-]
C_{Dmin}	Minimální součinitel odporu	[-]
$C_{D TO}$	Součinitel odporu při odpoutání	[-]
C_l	Součinitel vztlaku profilu	[-]
C_L	Součinitel vztlaku letounu, plochy	[-]
C_{Lmax}	Maximální součinitel vztlaku	[-]
$C_{L TO}$	Součinitel vztlaku při odpoutání	[-]
$C_{l\alpha}$	Stoupání vztlakové čáry profilu	[rad ⁻¹]
$C_{L\alpha}$	Stoupání vztlakové čáry letounu, plochy	[rad ⁻¹]
C_m	Součinitel klopivého momentu	[-]
C_P	Součinitel výkonu	[-]
C_T	Součinitel tahu	[-]
d	Průměr	[m]
D_p	Průměr vrtule	[m]
e	Oswaldův koeficient	[-]
F	Třecí síla	[N]
g	Tíhové zrychlení	[m/s ²]
$H_{h/v}$	Mohutnost VOP/SOP	[-]
i	Úhel nastavení křídla/VOP	[rad]
k	Konstanta indukovaného odporu	[-]
k_1	Poměrná hmotnost letounu	[-]
k_2	Poměrná hmotnost paliva	[-]
l	Rozpětí křídla	[m]
L	Rameno	[m]
m	Hmotnost	[kg]
m_e	Prázdná hmotnost letounu	[kg]
m_{pal}	Hmotnost paliva	[kg]
m_{pil}	Hmotnost pilota	[kg]
M	Machovo číslo	[-]
$MTOM$	Maximální vzletová hmotnost	[kg]
n	Násobek	[-]
n (kapitola 5)	Otáčky	[ot/s]
P	Výkon	[kW]
q	Dynamický tlak	[Pa]
Re	Reynoldsovo číslo	[-]
r	Poloměr zatáčky	[m]
S	Plocha křídla	[m ²]
S (kapitola 5)	Dolet	[km]
S_g	Délka rozjezdu	[m]
t	Tloušťka profilu	[m]



<i>t</i> (kapitola 5)	Čas, vytrvalost	[s]; [h]
<i>T</i>	Tah	[N]
<i>T</i> (kapitola 5)	Teplota	[K]
<i>u</i>	Vodorovná složka rychlosti	[m/s]
<i>v</i>	Rychlost letu	[m/s]
<i>v_c</i>	Cestovní rychlost	[m/s]
<i>v_{max}</i>	Maximální rychlost	[m/s]
<i>v_{kl}</i>	Rychlost klouzání	[m/s]
<i>v_x</i>	Dopředná rychlost	[m/s]
<i>v_z</i>	Rychlost opadání	[m/s]
<i>v_{y/climb}</i>	Rychlost stoupání	[m/s]
<i>v_{sl}</i>	Rychlost stoupavého letu	[m/s]
<i>V_{pal}</i>	Objem palivových nádrží	[m ³]
<i>w</i>	Šířka	[m]
<i>w</i> (kapitola 5)	Svislá složka rychlosti	[m/s]
<i>W</i>	Tíha	[N]
<i>x</i>	Podélná poloha	[m]
<i>α</i>	Úhel náběhu	[rad]
<i>γ</i>	Úhel sklonu dráhy	[rad]
<i>δ_f</i>	Výchylka klapky	[°]
<i>ε</i>	Srázový úhel	[rad]
<i>η</i>	Zúžení křídla	[-]
<i>η_p</i>	Propulzní účinnost	[-]
<i>μ</i>	Součinitel tření	[-]
<i>λ</i>	Štíhlost křídla	[-]
<i>λ</i> (kapitola 5)	Rychlostní poměr	[-]
<i>Λ</i>	Úhel šípů křídla	[rad]
<i>ρ</i>	Hustota vzduchu	[kg/m ³]
<i>φ</i>	Úhel náklonu	[°]

Použité indexy	Název
<i>0</i>	Při nulovém vztlaku
<i>ac</i>	Aerodynamický střed
<i>b</i>	Vyvážený
<i>cg</i>	Těžiště
<i>cr</i>	Kritický
<i>f</i>	Klapky
<i>h</i>	VOP
<i>kl</i>	Klesavý let
<i>min</i>	Minimální
<i>max</i>	maximální
<i>sl</i>	Stoupavý let
<i>v</i>	SOP
<i>w</i>	Křídlo
<i>wf</i>	Křídlo s trupem

1 Úvod

Úkolem této diplomové práce je vytvořit koncepční návrh bezpilotní prostředku s dlouhou vytrvalostí. Využití toho prostředku je směřováno jak pro vojenské účely, tak pro využití komerčních účelů, či využití leteckých prací.

Bezpilotní prostředky jsou v současnosti ve významném rozkvětu s rychle se rozvíjejícími technologiemi po celém světě. Obecně na trhu existují rozmanité typy konstrukcí a druhy pohonů. S postupem vývoje technologií se tyto stroje staly velice rychle dostupné a vhodné pro širokou veřejnost i pro různá odvětví průmyslu a služeb. Využití v průmyslových aplikacích láká zejména příslibem snížených nákladů na výrobu, provoz a údržbu oproti jiným řešením. Dá se očekávat, že v brzké době budou využívané pro mnoho leteckých prací, které jsou dnes běžně prováděny pomocí letadlové techniky.

Problémem je v mnoha státech legislativa, která se nevyvíjí stejně rychle jako technologie bezpilotních prostředků. Dalo by se říct, že rozvoj nové technologie bezpilotních letadel značně předběhl legislativní vývoj. V České republice jsou veškerá omezení uvedená v Doplnku X. Velice důležité je zmínit připravovanou legislativu od agentury EASA, která vytvoří jednotná pravidla pro bezpilotní průmysl a zásadně změní provoz ve všech státech Evropské unie. Evropská legislativa se zabývá hlavně kategorizací bezpilotních letadel. Zásadní změnu přinese kategorie certifikovaných letadel, která jsou stále ve vývoji, a termín dokončení zatím není známý.

Aby tedy bylo možné snížit náklady, je nutné se v problematice bezpilotních prostředků orientovat. Vhodným zvolením typu bezpilotního prostředku a jeho pohonu je zásadním krokem vstupu do odborných a průmyslových aplikací, jakožto i využití v oblasti služeb. Dále je nutné znát hmotnost požadovaného užitečného zatížení a jeho druh, požadovaný dolet a vytrvalost, a také prostředí provozu. Zejména poslední bod je zásadní pro výběr, jelikož ovlivňuje výkon většiny používaných druhů pohonů. Hojně využívané spalovací motory jsou v současnosti nahrazovány elektrickými pohony s lithium-polymerovými akumulátory, a to z důvodu dostupnosti technologie, jednoduchosti používání a v neposlední řadě právních omezení, jež se snaží snížit emise v ovzduší a za účelem snížit hluk během provozu.

V historii byly první bezpilotní prostředky využity v Rakousku-Uhersku, armádou během první světové války pro shazování výbušnin za pomoci horkovzdušných balonů. Dnes jsou spojovány s vojenskými operacemi proti teroristům a obecně pro plnění bojových misí při snížení lidských ztrát ve vlastních řadách. O využití bezpilotních strojů mají stále větší zájem soukromé organizace, podniky a vědečtí pracovníci, kteří je využívají ke shromažďování prostorových a environmentálních dat o přírodních a umělých jevech. Hollywood má zájem je používat na natáčení filmů, policie na hlídkování a pátrání ve vzduchu. Mohou být použity ke sledování pytláků, k hlídkování pobřeží před piráty či uprchlíky. Větší obliby drony dosahují i u humanitárních organizací k průzkumu území po přírodních katastrofách a poskytování první pomoci. Dalším možným použitím je ve velkých uprchlických táborech k zabránění znásilňování, únosům či zabíjení. V projektech

záchranářských misí slouží k monitorování oblasti a vysílání signálu záchranářům v případě objevení zraněného člověka.

Dalším možným využitím v soukromé sféře je zemědělství, a to pro hlídání ploch a pro práškování svých plodin. Právě tyto účely dostávají v současné době velkou příležitost. V České republice se od leteckých prací ve velké míře upustilo, a to hlavně z důvodů nařízení Evropské unie (NAŘÍZENÍ EVROPSKÉHO PARLAMENTU A RADY (EU) 2018/848), která zakazovala používání pesticidů a zvyšování dotací na pozemní techniku pro zemědělský průmysl. Podle posledních poznatků a získaných informací dochází stále ke snižování dotací, avšak postupný návrat k leteckým pracím a aplikacím nových ekologických prostředků pro ošetření zemědělských ploch narůstá. Hlavním faktorem jsou klimatické změny a počasí. Pozemní technika má problém se dostat a pohybovat se po zemědělské ploše, a proto jsou povolány letouny. V současné době jsou používány různé typy letounů, avšak není zde modernizovaný stroj vhodný pro zemědělské účely. Většina strojů je tedy dosluhujících bez svého nástupce. Na americkém kontinentu je situace o něco jiná, kdy typy letounů odpovídají i ošetřovaným plochám a také zde dochází k zavádění bezpilotních prostředků do provozu. Díky modernizaci technologií jsou zemědělské UAV inovačním trendem. Právě „přesné“ zemědělství definované jako integrovaný systém řízení zemědělství, zahrnující globální technologie určování polohy (GPS), geografické informační systémy (GIS), technologie posuzování výnosů plodin (Yield Monitor Technologies), technologii s proměnlivou sazbou (Variable Rate Technology) a technologii dálkového snímání. [11] V dnešní době jsou zemědělci schopni přesně vypočítat potřebný počet semen, množství hnojiva a dalších zdrojů pro jakoukoliv část pole do jednoho metru. Jestliže mají zemědělci k dispozici obrovské pole, nejsou často schopni sledovat všechny změny stavu plodin a půdy, což negativně ovlivňuje výnos a úrodu.

V takovémto případě mají UAV obrovský potenciál, jelikož s hmotností od několika kilogramů jsou schopny mít dlouho vytrvalost k průzkumu a výzkumu velké oblasti. Nejenže se získají informace o každém stavu plodiny (vzhled, dozrávání, škůdci, ...), ale mohou získávat i přehled o stavu půdy pod ní, díky kamerám a snímačům.

Obecně lze říct, že trh je rozdělen na armádní sektor, který je nejvíce financován a rozvíjen, a civilní sektor, který je pro komerční i nekomerční účely. Co se týče zemědělského UAV, tak je podle odborníků v počáteční fázi svého vývoje. Avšak se domnívají, že se brzy zemědělství stane jedním z největších segmentů trhu pro UAV.

2 Rešerše

2.1 Definice a vymezení pojmů

Terminologie bezpilotních konstrukcí byla vytvořena v armádních kruzích. Absence těchto prostředků v civilní sféře vedla k jejich neřešení ze strany ICAO i dalších organizací. První schůze ICAO k této problematice proběhla v květnu roku 2006. Zde bylo mimo jiné rozhodnuto o sjednocení pojmů, které usnadní další legislativní procesy. V České republice došlo ke změně leteckého předpisu L 2 – Pravidla létání přidáním Doplněk X. V něm jsou definovány bezpilotní systémy následovně [1] [2] [3]:

2.1.1 Autonomní letoun – *Autonomous aircraft*

Bezpilotní letadlo, které neumožňuje zásah pilota do řízení letu.

2.1.2 Bezpilotní letadlo – UAV (*Unmanned Aerial Vehicles*)

„Je letadlo určené k provozu bez pilota na palubě (může se jednat a většinou se jedná o součást bezpilotního systému). V kontextu legislativního rámce České republiky se za bezpilotní letadla považují všechna bezpilotní letadla s výjimkou modelů letadel s maximální vzletovou hmotností nepřesahující 20 kg“. [3]

2.1.3 Bezpilotní systém – UAS (*Unmanned Aerial System*)

„Bezpilotní systém je systém skládající se z bezpilotního letadla, řídicí stanice a jakéhokoliv dalšího prvku nezbytného k umožnění letu, jako například komunikačního spojení a zařízení pro vypuštění a návrat. Bezpilotních letadel, řídicích stanic nebo zařízení pro vypuštění a návrat může být v rámci bezpilotního systému více“. [3]

2.1.4 Model letadla

„Letadlo, které není schopné nést člověka na palubě, je používáno pro soutěžní, sportovní nebo rekreační účely, není vybaveno žádným zařízením umožňujícím automatický let na zvolené místo, a které, v případě volného modelu, není dálkově řízeno jinak, než za účelem ukončení letu nebo které, v případě dálkově řízeného modelu, je po celou dobu letu pomocí vysílače přímo řízené pilotem v jeho vizuálním dohledu“. [3]

V mezinárodní terminologii se v současnosti nejčastěji používají názvy v anglickém jazyce. Dalšími používanými termíny jsou: *Remotely-piloted aircraft (RPA)* a *remotely piloted vehicle (RPV)*, která označují podkategorii UAV řízených dálkově. Druhou podkategorií jsou takzvaná *autonomous aircraft*, tedy autonomní letadla. Označení *dron* (v anglickém jazyce *drone*) je **neakceptován** oficiálními úřady. Jde pouze o lidové označení odvozené od vzhledu bezpilotních prostředků. [1]

Terminologie byla přijata spíše v souladu se zvyklostmi v jejich užívání. Většina termínů totiž nepříliš dobře vystihuje princip fungování popisovaných prostředků.

Letecké konstrukce je možné dělit podle mnoho kritérií. Základním principem rozdělení je podle vytváření vztlaku. Rozdělujeme je na letouny lehčí než vzduch (aerostaty) a těžší než vzduchu (aerodyny). Odlišný princip tvorby aerostatického a

dynamického vztaku hraje významnou roli při dostupu a doletu letecké konstrukce, a proto je nutné brát v úvahu toto základní dělení.

Dalším rozdělením je na prostředky bezpilotní a pilotované, zvláště vzhledem k předpokládanému pokračování rapidního růstu výroby konstrukcí bezpilotních. Avšak slovo „bepilotní“ není přesně vystihující skutečný rozdíl ve zmíněném dělení. Bepilotní prostředek totiž má pilota (nejsou zatím známé prostředky, které by byly plně autonomní), nejedná se o pilota v klasickém významu slova, ale jde o osobu ovládající systémy řízení. Opravdový rozdíl je v tom, že pilotované prostředky řídí pilot přítomný přímo v konstrukci (na palubě v kokpitu letounu), zatímco bepilotní je ovládán osobou, jež může být konstrukci vzdálena i na mnoho kilometrů (i v řádu tisíců). Tento vzhledem k omezením lidského těla důležitý rozdíl také umožňuje bepilotním prostředkům překonávat prostředky pilotované v oblasti výdrže a dostupu. [4]

2.2 Dělení bepilotních prostředků dle dostupu a výdrže

V současné době je nejpoužívanějším dělením bepilotních prostředků výškový dostup a dolet, protože tyto parametry nejlépe vystihují charakter schopnosti plnit zvolené mise a úkoly. Rozdíly v posuzování důležitosti charakteristických hodnot jsou definicemi jednotlivých tříd, avšak s nepřesnými číselnými stanovenými hodnotami. A to i v návaznosti na neustále měnící se, zvyšující se oba parametry UAV s kladením vyšších nároků na plnění úkolů, což vede k posouvání hranic mezi jednotlivými kategoriemi UAV. Výdrž lze v jistých případech nahradit doletem a vyjádřit tím v délkových jednotkách schopnost konstrukce dosáhnout dané vzdálenosti. Definováním přes dolet je běžné u bepilotních prostředků, které dosahují obecně nižších hodnot dostupu a výdrže.

Bepilotní prostředky se momentálně dle hodnot dostupu a výdrže nejčastěji dělí následovně [4]:

2.2.1 High altitude long endurance UAV (HALE UAV)

Jedná se o prostředky s dlouhou výdrží a vysokým dostupem. Tato třída zahrnuje UAV s nejvyššími hodnotami dostupů a výdrže v současné době. Nezapadají sem však bepilotní raketoplány a jiné kosmické technologie. Tyto konstrukce mají schopnost mezikontinentálního operování a jsou velmi často součástí bepilotních systémů.

Do této kategorie můžeme zařadit prostředky s dostupem 15 km a vyšším, výdrž těchto prostředků je okolo 20 h. Kvůli nejednotnosti hranic je možné se setkat s hodnotami dostupu okolo 20 km, ale také s nižšími hodnotami. Tato nejednotnost platí i u hodnot výdrže.

Zástupci této kategorie mohou být například NASA Pathfinder s dostupem 21 km, Pathfinder Plus s dostupem 24 km. Jejich nástupci jsou NASA Centurion a NASA Helios s dostupem 19 až 29 km.



Obrázek 1 NASA Pathfinder [24]

2.2.2 Medium altitude long endurance UAV (MALE UAV)

Jedná se o prostředky se středním dostupem a dlouhou výdrží. Bývají také součástí bezpilotních systémů a plní podobné mise jako HALE UAV. Proto mívají podobnou konstrukci. Výkony některých strojů se blíží, a dokonce i mohou převyšovat hranici vyšší kategorie. Prostředky jsou však řazené do této kategorie z důvodu jejich operační výšky a výšky, ve kterých se nejčastěji pohybují. Hranice této třídy by se měla pohybovat od 5 km do 15 km. Výdrž se potom pohybuje od jednotek hodin, avšak častěji by měla převyšovat desítku hodin. Dolet by se měl pohybovat nad 500 km.

Zástupcem této kategorie může být IAI Heron, jehož dostup je 10 km, dolet 350 km, přičemž doba letu se pohybuje až okolo 40 h.



Obrázek 2 IAI Heron [26]

2.2.3 Tactical or medium range UAV (TUAV)

Jedná se o taktický prostředek, nebo prostředek středního doletu. Pro tuto kategorii je typická jednodušší konstrukce. Velmi často využívají vysoce mobilní platformy, jako jsou například automobily. Typický dostup v této kategorii se pohybuje do několika kilometrů, nejčastěji 3 až 5 km, dolet v rozmezí 100 až 300 km a výdrž do desítky hodin.

Představitelem této kategorie je AAI RQ – 7 Shadow s doletem 110 km, operační výškou 4,6 km a výdrží maximálně 9 h.



Obrázek 3 AAI RQ-7 Shadow [27]

2.2.4 Close-range UAV

Jedná se o prostředky krátkého doletu. Tato kategorie je nejrozšířenější v armádních složkách pro mise a úkoly, ale také pro civilní letecké práce pomocí UAV. Dostup těchto bezpilotních prostředků se pohybuje okolo několika stovek metrů, maximálně jednotek kilometrů, a s doletem do 100 km. Výdrž těchto strojů obvykle bývá až 6 h.

Příkladem pro tuto třídu je Optimus Close Range UAV s doletem 25 až 50 km, výdrží okolo 8 h a dostupem 3 km.



Obrázek 4 Optimus Close Range UAV [28]

2.3 Dělení bezpilotních prostředků dle velikosti

Dalším často hlavním dělicím faktorem je velikost pro rozhodování o tom, který UAV je vhodný pro misi. Z tohoto důvodu se jedná také o jeden z hlavních způsobů kategorizace. Tyto třídy jsou však specifické svými rozměry a hmotností samotných prostředků než jejich výkonnostními parametry.

2.3.1 Velmi malé / mikro- / nano-UAV

Velmi malé UAV se mohou pohybovat od pouhých 20 mm do délky 500 mm. Jejich velikost a hmotnost je činí nenápadnými. Což vede k jejich nejčastějšímu použití jako průzkumné a sledovací UAV. Vzhledem k tomu, že jejich přirozený design je tak účinný, mnoho oblíbených velmi malých UAV je modelováno podle hmyzu s křídly, která se buď mávají, nebo se otáčejí, aby je udržela ve vzduchu.

Velikost omezuje rozsahy, ve kterých mohou být tyto UAV detekovány jak radary, tak elektrooptickými / infračervenými (EO / IR) senzory. Jejich velikost také omezuje jejich dostup a maximální rychlost, protože obvykle létají ve výšce méně než 125 m a rychlostí nižší než 50 m/s. [5]

2.3.2 Malé / mini UAV

Malé bezpilotní prostředky jsou o něco větší, dosahují délky něco přes 500 mm až po 2000 mm. Typicky se vyznačují buď pevným nebo rotačním křídlem. Kvůli jejich malé velikosti většina zástupců létá ve výškách kolem 125 m při rychlostech nižších než 50 m/s.

2.3.3 Střední UAV

Střední UAV jsou klasifikovány s rozměry většími než 2000 mm. Jsou schopny létat ve výškách pod 5 500 m rychlostí až 125 m/s. Obvykle mají délku nebo rozpětí křídel 5 000 až 10 000 mm.

Konstrukce je podobná jako pro malé UAV. Na rozdíl od malých UAV jsou obvykle příliš těžké na to, aby je spustila ručně jedna osoba. Vyžadují, aby je neslo několik lidí, nebo jsou vypuštěny jiným způsobem.

2.3.4 Velké UAV

Velké bezpilotní letouny jsou ty, které si většina lidí představí, když se mluví o typech bezpilotních letounů. Jsou standardem pro bojové operace v armádních složkách. Velké bezpilotní prostředky poskytují výhodu v tom, že lze s nimi létat do chráněných vzdušných prostorů z velmi dlouhých vzdáleností, díky jejich sofistikovanému užitečnému zatížení elektronických systémů (jako je radar, komunikační systémy, ...). Jejich velikost jim také umožňuje létat ve výškách větších než 5 500 m rychlostí větší než 125 m/s.

2.4 Letouny s nejdelším doletem a vytrvalostí

Jak už bylo řečeno, pro určité mise je potřeba zkonstruovat letouny s dlouhým doletem a vytrvalostí. Tato podkapitola se věnuje několika bezpilotním letounům s nejdelší vytrvalostí a doletem.

2.4.1 Airbus Zephyr Stratospheric UAV

Jde o bezpilotní letoun nabízený společností Airbus Defense and Space. Tento typ, označený Zephyr 8 překonal v srpnu roku 2022 svůj vlastní rekord ve vytrvalosti. Ve vzduchu setrval 64 dní oproti verzi Zephyr 6, která vytvořila v roce 2018 rekord 26 dní ve vzduchu.

Airbus Zephyr je řada lehkých bezpilotních vzdušných prostředků na solární pohon (UAV). Nejnovějším modelem je UAV schopné létat ve výšce 21 km po celé měsíce bez doplňování paliva. Má rozpětí křídel 25 metrů a vzletovou hmotnost 75 kg. Z čehož potřebné baterie váží 24 kg a užitečná zatížení 5 kg.

Letoun většinu svého času se pohybuje ve stratosféře, čímž není ovlivněn počasím u povrchu země. Zephyr je zvažován pro použití jako vzdušná komunikační stanice. Může být použit k provádění zpravodajství, sledování a průzkumu (ISR) s širokým vizuálním pokrytím a může být vybaven radarem, LIDAR a infračervenými technologiemi.



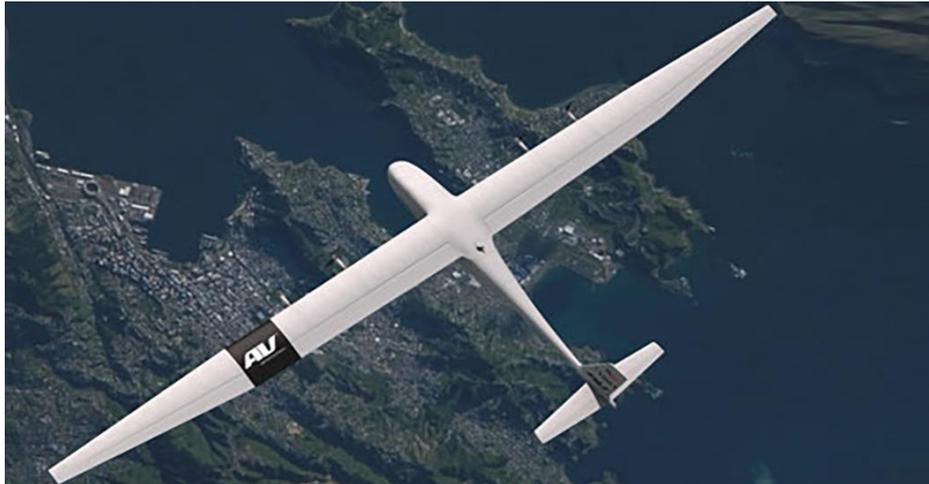
Obrázek 5 Airbus Zephyr Stratospheric UAV [30]

2.4.2 Global Observer Stratospheric Persistent UAS

Global Observer je stratosférický UAS navržený tak, aby sloužil v misích obrany a vnitřní bezpečnosti. Tento letoun může přenášet komunikační relé a užitečné zatížení vzdáleného snímání pro vojenské nebo komerční zákazníky.

Společnost AeroVironment vyvinula Global Observer v rámci programu JCTD (Joint Capability Technology Demonstration). Letoun uskutečnil svůj první let v srpnu 2010 a svůj první let na vodíkový pohon dokončil v lednu 2011.

Global Observer je vybaven pohonem na kapalný vodík a může se pohybovat ve vzduchu až jeden týden nebo 168 hodin. Systém může pracovat ve vysokých nadmořských výškách až 20 km a nést užitečné zatížení až 181 kg při vzletové hmotnosti 1 805 kg a rozpětí činí 53 m.



Obrázek 6 Global Observer UAV [34]

2.4.3 United 40 (Smart Eye 2) UAV

United 40 nebo Smart Eye 2 je středně vysokovýkonný UAV (MALE) vyvinutý společností Adcom Systems se sídlem ve Spojených arabských emirátech. Letoun byl veřejně představen na Dubai Air Show 2011. První let byl proveden v březnu 2013.

UAV lze použít k provádění hodnocení bojových a bitevních škod, ISR, komunikačního relé, ostrahy hranic a misí humanitární pomoci téměř v reálném čase. Křídlo má rozpětí 20 m a je tandemového uspořádání. Dvojitě zakřivení křídla po délce má za následek výdrž až 120 hodin.



Obrázek 7 United 40 (Smart Eye 2) [38]

United 40 unese, při vzletové hmotnosti 1 500 kg, až 1 000 kg užitečného zatížení včetně dvou gyroskopicky stabilizovaných platforem, radaru se syntetickou aperturou (SAR) a sonaru pro vyhýbání se terénu a překážkám. Pod křídlem jsou umístěné závěsy, které pojmu každý 100 kg munice pro bojové operace. Hybridní pohonný systém, vybavený motorem Rotax 914 a elektromotorem, poskytuje maximální rychlost až 220 km/h ve výšce 7 km.

2.4.4 HERON Medium Altitude Long Endurance (MALE) UAS

IAI Heron je víceúčelový MALE UAS vyrobený společností Israel Aerospace Industries. UAS je provozován pro zpravodajské, sledovací, námořní hlídky a další taktické mise.

HERON UAS může nést více senzorů, jako je EO/IR/LRF, komunikační zpravodajství a elektronická inteligence (COMINT a ELINT), komunikační reléové a radarové systémy.

Zvládne nést užitečné zatížení o hmotnosti až 470 kg. Rozpětí letounu je 16,6 m. Dosahuje výdrže až 45 hodin v závislosti na hmotnosti užitečného zatížení. Maximální rychlost je 207 km/h a může dosáhnout výšky více než 10 km. O pohon se stará přeplňovaný motor Rotax 914 o výkonu 85 kW a verze Heron MK II je vybavena motorem Rotax 915 iS o výkonu 101 kW.



Obrázek 8 IAI Heron [39]

2.4.5 MQ-1 Predator UAS

MQ-1, dříve označovaný jako RQ-1 Predator, je bezpilotní letecký systém (UAS) s dlouhou výdrží, ve střední výšce, poháněný turbovrtulovým pohonem. Je postavený společností General Atomics Aeronautical Systems. Prototyp vzlétl v roce 1994 a začal se vyrábět v roce 1997. Jde o nejprověřenější systém bezpilotních letadel na světě. Letoun je ve výzbroji mnoha států a byl použit v bojových misích nad Afghánistánem, Pákistánem, Bosnou, Srbskem, Irákem, Jemenem, Libyí a Somálskem.

Predator s rozpětím 14,9 m, dostupem 7,6 km a doletem 740,8 km, má výdrž 40 hodin. Ta je závislá na hmotnosti užitečného zatížení, které může být až 340 kg. Převážně je toto zatížení složené z EO/IR videokamer, laserových označovačů, komunikačního relé, systému SIGINT/ESM, více režimového radaru Lynx.

Letoun je vůbec prvním ozbrojeným UAS schopným nést zbraně vzduch-země. Se střelami typu Hellfire letounu klesá vytrvalost téměř na čtvrtinu – 14 h.

Pohonnou jednotku tvoří silně upravený turbomotor Rotax 914 o výkonu 85kW, který poskytuje maximální rychlost 218 km/h.



Obrázek 9 MQ-1 Predator [40]

2.4.6 MQ-9 Reaper Hunter / Killer UAV

MQ-9 je modernější, větší a lépe vyzbrojený než jeho předchůdce letoun MQ-1. První let tohoto typu se uskutečnil v roce 2001 a zařazen do provozu byl v roce 2007.

Letoun je možné rozebrat a naložit do jednoho kontejneru, ve kterém může být převezen kamkoliv na světě. Celý systém je možné přepravovat v letadle C-130 Hercules nebo v letadlech větších rozměrů.

Oproti svému předchůdci má letoun rozpětí 20,1 m. Vnitřní užitečné zatížení činí 362,8 kg, vnější užitečné zatížení může být až 1 360 kg v podobě čtyř protipancéřových střel a dvou naváděných pum. Jeho dostup vzrostl téměř dvojnásobně na 15,2 km s vytrvalostí 30 h letu, v případě plné výbroje pouze 14 h. Doletu UAV se pohybuje okolo 1 850 km.

Pohonnou jednotkou je turbovrtulový motor Honeywell TPE331-10 o výkonu 671 kW. Díky tomuto pohonu letoun dosahuje maximální rychlosti 482 km/h.



Obrázek 10 MQ-9 Reaper Hunter [43]

2.4.7 Hermes 900 MALE UAS

Hermes 900 je pokročilý víceúčelový bezpilotní letecký systém MALE vyráběný izraelskou společností Elbit Systems. UAS se používá v misích trvalého zpravodajství, sledování, získávání cílů a průzkumu. Primárně se používá k zachycení snímků bojiště v reálném čase.

Hermes 900 dokončil svůj první let v prosinci 2009. Tento typ je jednou z variant celé řady. Existuje Hermes 180, jenž je nejmenším typem o rozpětí 6 m, se vzletovou hmotností 195 kg a hmotností užitečného zatížení pouhých 32 kg. Vytrvalost letounu činí 10 h, dostup 4,6 km, dolet 150 km. Dalším typem je Hermes 450, jehož rozpětí činí 10,5 m, vzletová hmotnost je 550 kg a může nést užitečné zatížení o hmotnosti 180 kg. Vytrvalost tohoto typu je 17 h, dostup 5,5 km a dolet 300 km. Třetím a zároveň největším typem ze série je Hermes 1500. Jeho rozpětí je 15 m, vzletová hmotnost činí 1 500 kg z čehož užitečné zatížení má hmotnost 350 kg. Dostup letoun je 9,1 km, dolet se pohybuje okolo 200 km a výdrž letounu je více než 24 h. Oproti přechozím verzím je poháněn dvěma motory Rotax 914, každý o výkonu 85 kW.

Hermes 900 má rozpětí křídel 15 m, vzletová hmotnost letounu je 970 kg a je schopné nést užitečné zatížení o hmotnosti 350 kg. Dostup UAV je 10 km, hodnota doletu nebyla nalezena. Vytrvalost letounu se pohybuje kolem 36 h. Pohonnou jednotku tvoří jeden turbomotor Rotax 914.

UAS může podporovat více konfigurací užitečného zatížení, jako je EO/IR/Laser Designator, SAR/indikace pozemního pohyblivého cíle a námořní hlídkový radar, hyperspektrální systémy, komunikační relé apod.



Obrázek 11 Hermes 900 [45]

2.4.8 RQ-4 Global Hawk HALE UAS

RQ-4 Global Hawk je HALE UAS vyrobený společností Northrop Grumman. Jedná se o průzkumný letoun s dlouhou výdrží, operující za každého počasí během dne i noci. Tento letoun je ve výzbroji amerického letectva a amerického námořnictva. První let byl uskutečněn v roce 1998 a do sériové výroby se dostal v roce 2001, letouny měly být v provozu od roku 2003.

Kompozitní uhlíková konstrukce letounu musí být odolná jak vůči vnějšímu poškození, jelikož většinu dutin letounu tvoří palivové nádrže, důležité pro dvouproudý motor Rolls-Royce F137-RR-100 s maximálním tahem 34 kN. Rozpětí letounu je 39,9 m, vzletová hmotnost je 14 628 kg, s užitečným zatížením o hmotnosti 862 kg, dostup UAV je 18,3 km, udávaný dolet je 22 780 km.

V dubnu 2001 se Global Hawk zapsal do historie letectví, když dokončil první přímý let přes Tichý oceán bezpilotním motorovým letadlem z Edwards AFB v Kalifornii na Royal Australian Air Force Base v Edinburghu v Jižní Austrálii. Guinnessova kniha rekordů uznala tento let za nejdelší (13 840 km) bezpilotního letounu v plném měřítku. Global Hawk vytvořil nový vytrvalostní rekord pro operační UAS při letu bez mezipřistání 33,1 h ve výškách až 18,2 km.



Obrázek 12 RQ-4 Global Hawk [47]

3 Koncepční návrh

Nejprve bylo nutné si stanovit základní parametry letounu a jeho možné využití, tedy na jaké úkoly a mise bude tento bezpilotní letoun využit.

Myšlenkou je navrhnout UAV, které by mělo vytrvalost v operačním místě přibližně 24 h, vyšší vytrvalost (například 32 h) by samozřejmě byla výhodou pro záchranné a pozorovací mise v těžko přístupném terénu. Dále se předpokládá, že vzdálenost operačního prostoru od pozemního řízení by byla vzdálená do 2 h letu, z čehož plyne požadavek na potřebné palivo pro cestu tam i zpět. Celková požadovaná vytrvalost letounu, by se měla pohybovat minimálně okolo 28 h.

S vytrvalostí jde ruku v ruce i dostup letounu. Pro tento letounu jsou v předběžném návrhu zvoleny dva dostupy, a to 3 000 m a 7 000 m. Tyto dostupy by se daly zařadit dle dělení do kategorie MALE.

Hmotnost užitečného zatížení by měla být 100 až 200 kg. Jaký typ užitečného zatížení bude použito, není v tento okamžik specifikované. Kromě potřebných systémů pro řízení letounu jako jsou kamerové a GPS systémy, by se mohlo jednat o termokamery pro pátrání, radarové a komunikační systémy. Možné by samozřejmě mohli být i střely pro letecké útoky, avšak návrh není primárně pro bojové mise. Není tomu však ani předurčená hmotnost zatížení. V civilní sféře by bezpilotní prostředek mohl být využit jako všestranný pomocník k průzkumům, hlídání rozlehlých ploch, nebo také využit pro zemědělské účely. Jak bylo naznačeno, trend zemědělských UAV má rostoucí potenciál, a to právě kvůli rozvoji aplikace ekologických prostředků. Tento způsob se nazývá aplikace mikrodávkami. Základní aplikace činí 5 l na 1 ha a za 1 hodinu je možné pokrýt až 60 ha plochy. Pokud by došlo k upřednostnění využití letounu jako zemědělského stroje, obecná operační výška by se pohybovala v řádu stovek metrů a vytrvalost by byla hodnocena jako součet dílčích letů po doplnění aplikační dávky.

Maximální vzletová hmotnost byla zvolena na MTOM = 600 kg. Důvodem této maximální hmotnosti je celková koncepce letounu. Dále jsou důvodem i legislativní a ekonomické požadavky, a také technologie výroby.

Pro velikost takového typu letounu je typická maximální rychlost pohybující se mezi 200 a 250 km/h. Cestovní rychlosti se potom pohybují od 180 do 215 km/h. Pro prvotní návrh je zvolena cestovní rychlost 190 km/h (200 km/h). Zde bude největší roli hrát pohonná jednotka, která bude schopna dodat dostatečný výkon pro vytvoření takovéto cestovní rychlosti, ale zároveň bude mít nízkou spotřebu paliva, tak aby byla zaručena požadovaná vytrvalost.

Tabulka 3.1 Návrhové parametry

Název	Označení	Hodnota	Jednotka
Maximální vzletová hmotnost	MTOM	600	[kg]
Hmotnost užitečného zatížení	M_{zat}	100 (200)	[kg]
Dostup	S_d	3 000 (7 000)	[m]
Vytrvalost	T_{max}	28 (32)	[h]
Cestovní rychlost	v_c	190 (200)	[km/h]
Maximální rychlost	v_{max}	220	[km/h]

3.1 Stanovení rozměrů letounu

Tato kapitola je věnována stanovení základním rozměrům letounu, jako je rozpětí a délka. Na začátku je nutné si stanovit základní konstrukční upořádání. Tím je myšleno umístění křídla vůči trupu, jestli se jedná o hornoplošník, dolnoplošník, nebo středoplošník. Dalším důležitým rozhodnutím je dělením umístění vodorovné plochy (dále VP). Tím se myslí, zda půjde o ocasní plochu nebo přední vodorovnou plochu („kachna“). V případě ocasních ploch můžeme ještě rozlišovat klasické uspořádání, T-uspořádání, nebo motýlkové ocasní plochy.

Při stanovování uspořádání, hraje také roli umístění pohonné jednotky – umístění v trupu – vpředu (s tažnou vrtulí), vzadu (s tlačnou vrtulí), nebo umístění dvou pohonných jednotek na křídla.

Většina MALE UAV mají konstrukční uspořádání s tlačnou vrtulí, motýlkovými ocasními plochami a jedná se o hornoplošníky nebo středoplošníky.

Umístění pohonné jednotky do zadní části bezpilotního letounu má hned několik opodstatnění. Tím hlavním je umístění nutného kamerového systému v přední části letounu, pro snadné pozemní ovládání a získávání čistého obrazu bez jakýchkoliv překážek. Dalším důvodem je, že vrtulový proud neovlivňuje žádnou část letounu ani jeho další příslušenství nežádoucími účinky.

V této kategorii a hmotnosti letounů se rozpětí dle konstrukčního uspořádání pohybuje v rozmezí od 7 do 15 m. Typická jsou i úzká štíhlá křídla s malou stavební výškou. Délka se potom pohybuje v rozmezí 6 až 8 m.

3.2 Volba pohonné jednotky

Důležitou fází návrhu je volba pohonné jednotky. Otázkou je, zda bude použit spalovací motor nebo elektrický motor, který v současné době nabízí své možnosti. Elektrický pohon by určitě byl tišší a lehčí než motor spalovací, avšak instalace a kapacita baterií nebo dobíjecí solární panely nejsou pro tuto kategorii běžně používané.

Ani turbovrtulové či proudové motory nejsou pro takto malý letoun vyráběné a používané. Výhodné však jsou pro UAV s vyšší vzletovou hmotností.

Běžně používaným typem je tedy spalovací motor. Aby bylo možné zvolit konkrétní typ motoru byl proveden rozbor tahového a výkonového zatížení. Byl vytvořen constrain analysis graf, jehož primární výhodou je posuzování požadované plochy křídla a pohonné jednotky pro návrh tak, aby bylo možné splnit všechny požadavky na výkon.

3.2.1 Tahové a výkonové zatížení podle cestovní rychlosti

Toto omezení nám dává jednu z počátečních představ, jak výkonnou pohonnou jednotku bude potřeba volit pro návrh letounu s dlouhou vytrvalostí za předpokladu dosažení obvyklé cestovní rychlosti. Výpočet je uveden v nulové výšce a je proveden i pro obě volené operační hladiny

$$\frac{T}{W} = q * c_{Dmin} \left(\frac{1}{\frac{W}{S}} \right) + k * \left(\frac{1}{q} \right) * \left(\frac{W}{S} \right) \quad (1)$$

$$\frac{T}{W} = 1706 * 0,02 * \left(\frac{1}{70 * 9,80665}\right) + 0,03592 * \left(\frac{1}{1706}\right) * (70 * 9,80665) \\ = 0,0636$$

Kde

$$q = \frac{1}{2} * \rho * v_c^2 = \frac{1}{2} * 1,225 * 52,78^2 = 1706 \text{ Pa je dynamický tlak v nulové výšce}$$

$$q = \frac{1}{2} * \rho * v_c^2 = \frac{1}{2} * 0,909 * 52,78^2 = 1266 \text{ Pa je dynamický tlak ve výšce 3000 m}$$

$$q = \frac{1}{2} * \rho * v_c^2 = \frac{1}{2} * 0,589 * 52,78^2 = 820,8 \text{ Pa je dynamický tlak ve výšce 3000 m}$$

$c_{Dmin} = 0,02$ je součinitel odporu pro daný typ letounu z Table 3-1 [1], avšak hodnota přímo bezpilotní letouny zde není. Proto byl zvolen typ letounu World War II fighter.

$k = 0,03455$ je konstanta indukovaného odporu vypočtena

$$k = \frac{1}{\pi * \lambda * e} = \frac{1}{\pi * 14 * 0,6581} = 0,03455 [-] \quad (2)$$

$\lambda = 14$ je zvolená štíhlost křídla

e je Oswaldův koeficient letounu, který byl vypočten podle

$$e = 1,78 * (1 - 0,045 * (\lambda)^{0,68}) - 0,64 \quad (3)$$

$$e = 1,78 * (1 - 0,045 * (14)^{0,68}) - 0,64 = 0,6581$$

Nyní je možné spočítat výkonové zatížení i samotný požadovaný výkon podle

$$\frac{P}{W} = \frac{\frac{T}{W} * v_c}{1000 * \eta_p} \quad (4)$$

$$\frac{P}{W} = \frac{0,06361 * 52,78}{1000 * 0,8} = 0,0042 \frac{kW}{N}$$

$$P = \frac{P}{W} * W = 0,0042 * 600 * 9,80665 = 24,69 \text{ kW} \quad (5)$$

Kde

$\eta_p = 0,8$ je propulzní účinnost pro běžnou pracovní činnost vrtule [6]

3.2.2 Tahové a výkonové zatížení podle maximálního dostupu

Jedním ze základních požadavků bezpilotního letounu je jeho dostup, který se také podílí na omezení pohonné jednotky.

$$\frac{T}{W} = \frac{V_V}{\sqrt{\frac{2}{\rho} * \left(\frac{W}{S}\right) * \sqrt{\frac{k}{3 * c_{Dmin}}}}} + 4 * \sqrt{\frac{k * c_{Dmin}}{3}} \quad (6)$$

$$\frac{T}{W} = \frac{0,508}{\sqrt{\frac{2}{0,90901} * (70 * 9,80665)} * \sqrt{\frac{0,03592}{3 * 0,02}}} + 4 * \sqrt{\frac{0,03592 * 0,02}{3}} = 0,0757$$

Kde

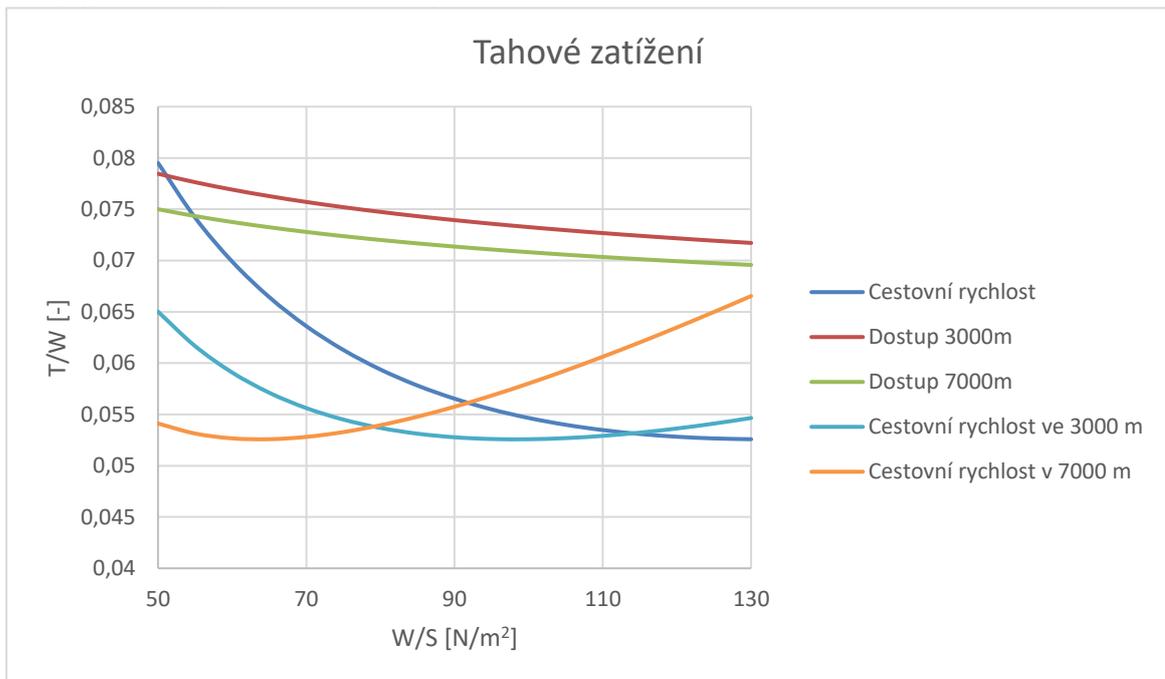
$V_V = 0,508$ m/s je rychlost stoupaní, která se udává pro teoretický dostup letounu (v tomto případě je brán jako návrhový)

ρ je hustota vzduchu v dané výšce a je vypočtena dle MSA

$$\rho_{3000} = 1,225 * \left(1 - \frac{H}{44308}\right)^{4,2553} = 1,225 * \left(1 - \frac{3000}{44308}\right)^{4,2553} = 0,90901 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \quad (7)$$

$$\rho_{7000} = 1,225 * \left(1 - \frac{H}{44308}\right)^{4,2553} = 1,225 * \left(1 - \frac{7000}{44308}\right)^{4,2553} = 0,58932 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \quad (8)$$

k , q , c_{Dmin} a k jsou totožné s kapitolou 3.2.1.



Graf 3.1 Tahové zatížení

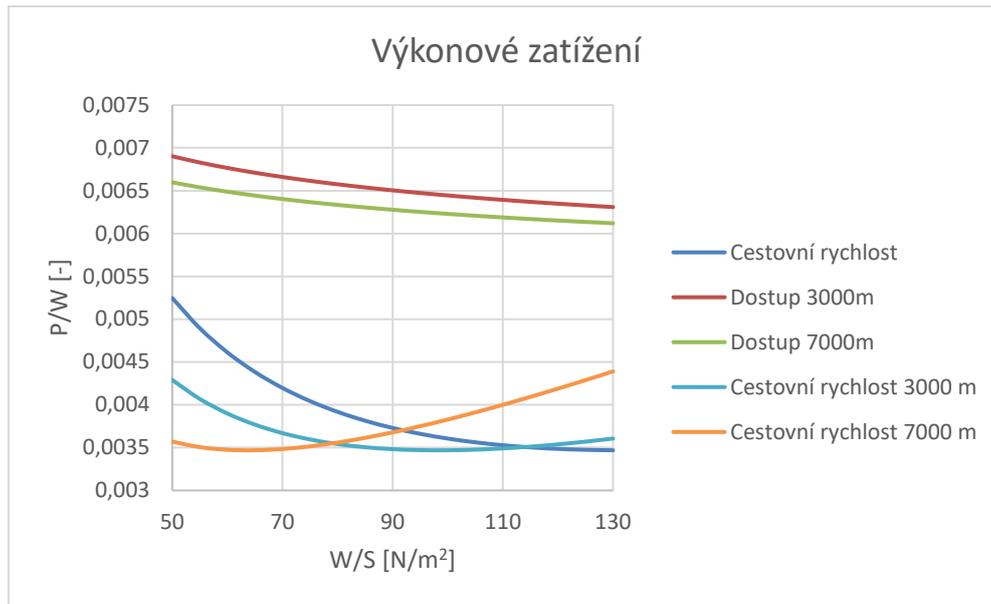
Na základě předem spočtených hodnot tahového zatížení je nyní možné dopočítat výkonové zatížení v dané výšce při cestovní rychlosti. Bude se jednat o hledaný potřebný výkon v dané letové hladině, který dále bude přepočten na hledaný výkon u hladiny moře.

$$\frac{P}{W} = \frac{\frac{T}{W} * v_c}{1000 * \eta_p} \quad (9)$$

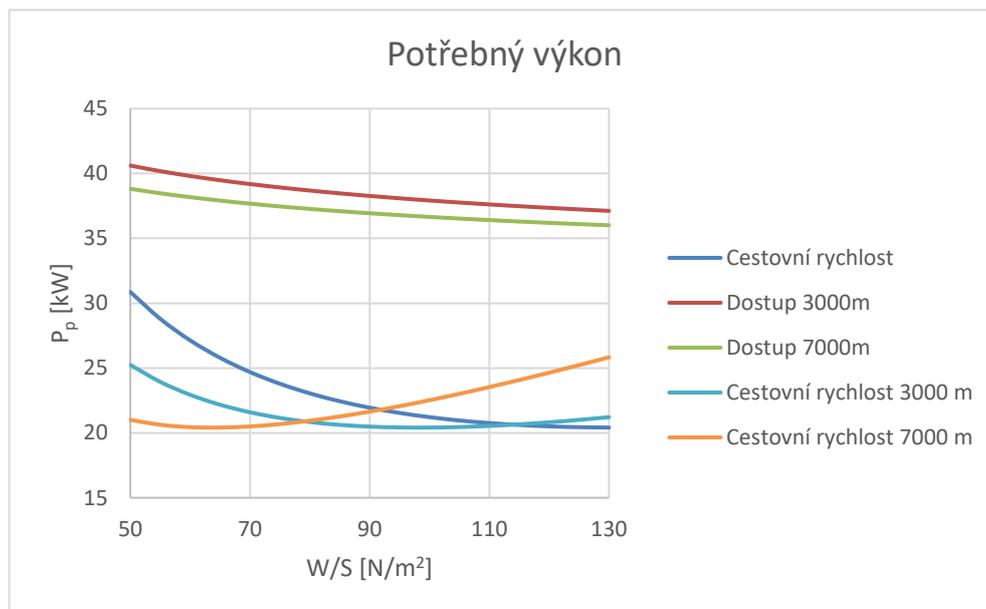
$$\frac{P}{W} = \frac{0,07571 * 52,78}{1000 * 0,8} = 0,00666 \frac{\text{kW}}{\text{N}}$$

$$P = \frac{P}{W} * W = 0,00947 * 600 * 9,80665 = 39,19 \text{ kW} \quad (10)$$

Následující grafy znázorňují tedy křivky výkonového zatížení a potřebného výkonu.



Graf 3.2 Výkonové zatížení

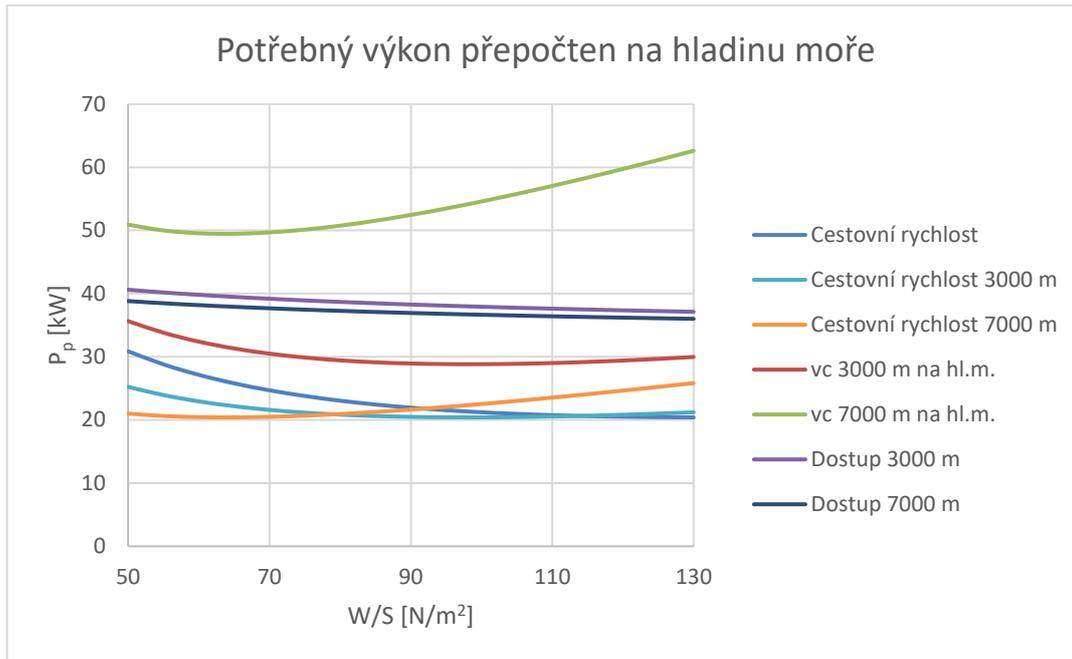


Graf 3.3 Hledaný potřebný výkon

Dále je nutné přepočítat potřebný výkon při cestovní rychlosti na hladinu moře.

$$P_{hlm} = \frac{P}{\left(1,132 * \frac{\rho}{\rho_{hlm}} - 0,132\right)} \quad (11)$$

$$P_{hlm} = \frac{21,59}{\left(1,132 * \frac{0,909}{1,225} - 0,132\right)} = 30,49 \text{ kW}$$



Graf 3.4 Potřebný výkon na hladině moře

Na základě těchto výpočtů je možné vybrat pohonnou jednotku. Z grafů 3.3 a 3.4 je vidět, že pro malá plošná zatížení při cestovní rychlosti by byl potřebný velmi výkonný motor u hladiny moře. S rostoucí výškou na cestovní rychlost tento výkon razantně klesá a mohlo by se uvažovat o pohonné jednotce s nižším výkonem. Ovšem po přepočtení cestovní rychlosti v letových hladinách 3000 m a 7000 m na hladinu moře zjistíme, že je potřeba zajistit mnohem výkonnější motor u hladiny moře. Rozdíl potřebného výkonu pro oba možné dostupy letounu je v jednotkách kilowatt, při přepočtu na hladinu moře je hledaná pohonná jednotka o výkonu nad 60 kW. V úvahu přichází například motory Rotax 914 nebo 915 iS. Oba tyto typy jsou běžně používané jako hlavní pohonná jednotka neproudových bezpilotních letounů. Dalším možným typem pohonné jednotky je Swift FL150J/G o výkonu 86 kW. Tento typ motoru je také vhodný pro UAV, a to i díky možnosti využití různých druhů paliv.

Zvolenou pohonnou jednotkou je přepřelňovaný motor Rotax 914 pro zajištění dostupu a dostatečného výkonu pro cestovní rychlost v 7000 m.

3.3 Návrh trupu

Tak jako je tomu u výkonných větroňů, u kterých chceme získat co nejlepší aerodynamické jemnosti, nejlepší klouzavosti a tím tedy co nejnižší aerodynamický odpor, je nutné se v koncepci také zabývat návrhem trupu.

Do trupu je potřeba vhodně rozmístit jednotlivé prvky jako je užitečné zatížení, pohonnou jednotku a s ní spojenou palivovou nádrž. Tyto části jsou vlastně obaleny „skořápkou“, tak aby se dosáhlo nejlepší aerodynamiky.

Přední část trupu je dost podobná větroni, je možné zde umístit užitečné zatížení, kdy do úplné špičky letounu je možné umístit kamerový systém určený pro pilotování a

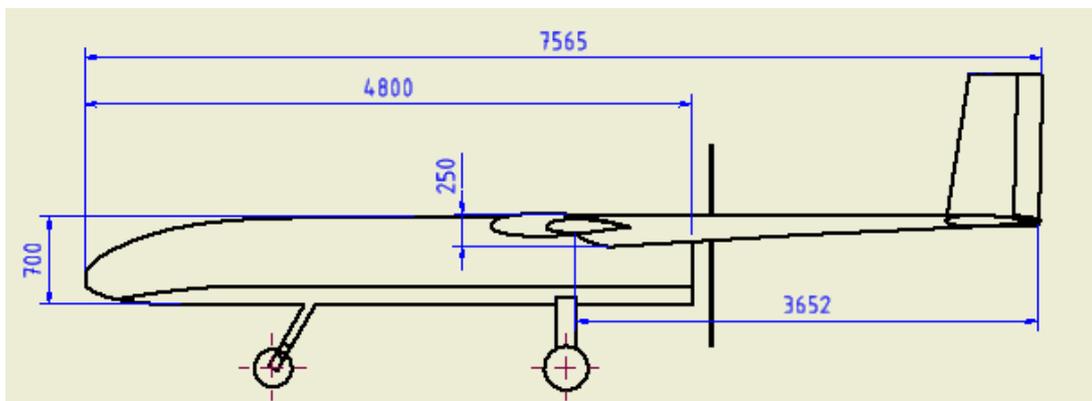
také třeba infračervené kamery pro hledání osob v terénu. Je to velmi výhodné, protože obraz není nijak narušován vrtulovým proudem.

Ve střední části trupu, za užitečným zatížením, by měla být umístěna palivová nádrž. Její těžiště by se mělo nacházet co nejbližší nebo nejlépe v těžišti celého letounu, tak aby těžiště letounu bylo v malém rozpětí nebo zůstávalo na stejném místě vlivem úbytku paliva v nádrži.

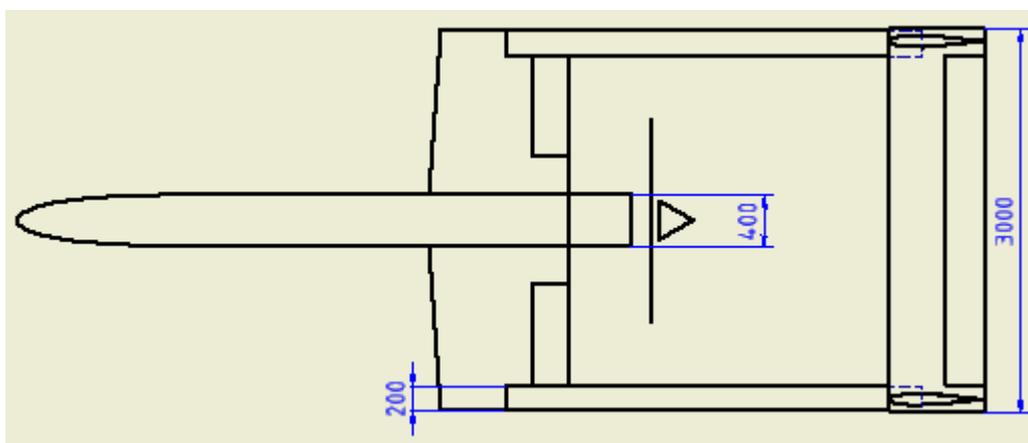
Většina bezpilotních letounů má uspořádání křídlo – trup jako středoplošník nebo hornoplošník, kvůli rozměrům trupů to není vždy jednoznačné. V návrhu je zvoleno umístění křídla spíše jako hornoplošník a je blízko těžiště nad palivovou nádrží. Toto uspořádání nám dovoluje umístit podvozek přímo na hlavní část trupu, což sice snižuje vnitřní prostor pro vybavení v případě zatahovacího podvozku. V případě středoplošníku však umožňuje lepší vyřešení silových uzlů podvozku.

V zadní části hlavního dílu trupu je umístěna pohonná jednotka. Nachází se blízko těžiště a tím je možné dosáhnout dobrých stabilitních vlastností.

Tím kde se nachází vrtulový disk je poslední část trupu rozdělena na dva nosníky vedoucí k ocasním plochám. Jedná se o malé, ale zároveň dostatečně tuhé nosníky, které v součtu tvoří menší plochu než hlavní celek trupu, čímž dochází ke zmenšení odporu. Tyto nosníky jsou připojené ke křídlu s aerodynamickým tvarem tak, aby zde nedocházelo ke vzniku škodlivého odporu. Na konci těchto nosníků se nachází ocasní plochy letounu.



Obrázek 13 Návrh trupu – pohled z boku



Obrázek 14 Návrh trupu - pohled shora

3.4 Návrh geometrie křídla

Základními charakteristikami každého letounu, ať už se jedná o pilotovaný nebo bezpilotní letoun, jsou aerodynamické charakteristiky. Aby však bylo možné je vytvořit, musí být zvolen vhodný profil křídla letounu. Jelikož však většina bezpilotních letounů je ve vojenských službách, jsou tyto informace utajované.

Náklady na provoz UAV lze snížit optimalizací profilu a zlepšením aerodynamické čistoty letounu. Při výběru profilu pro UAV je třeba vzít v úvahu vysoký maximální koeficient vztlaku (c_{lmax}), vysoký poměr vztlaku k odporu (c_l / c_d), vysoký faktor klouzavosti ($c_l^{3/2}/c_d$), účinnost při nízkých hodnotách Re , nízký koeficient klopivého momentu pro minimalizaci zatížení ocasu, mírné vlastnosti při přetažení, necitlivost na drsnost povrchu způsobenou deštěm nebo prachem, dobrý výkon klapek a minimální složitost profilu pro snadnou výrobu. Nosné plochy původně navržené pro provoz při vysokém Re pro pilotovaná letadla ($3 \cdot 10^6 \leq Re \leq 6 \cdot 10^6$) jsou často přizpůsobeny pro UAV, která pracují v režimu letu s nízkým Re (např. $5 \cdot 10^5 \leq Re \leq 1,5 \cdot 10^6$). [7]

Mnoho letounů získává svůj profil v závislosti na CFD simulacích (počítačových simulacích proudění) a je postupně upravován do finální nevhodnější podoby, tak aby splňoval všechna výše zmíněná kritéria. V každém případě je to vždy určitý kompromis mezi všemi faktory.

Příkladem profilu upraveného pro malá UAV je Selig Donovan SD7032 (obrázek 15, nahoře). Relativně jednoduchá geometrie tohoto profilu dělá výrobu křídla nekomplikovanou. SD7032 má $c_{lmax} = 1,5$ a nižší aerodynamický odpor než dřívější design NACA 23012 s podobnou geometrií. SD7032 funguje dobře při nízkých hodnotách Re v celém rozsahu hodnot c_l . Wortmann FX61-147 (Obrázek 15, uprostřed), navržený pro rozsáhlé laminární proudění přes horní i spodní povrch, má poměr tloušťky 14,7 %, prohnutí 3,18 % a $c_{lmax} = 1,5$. [7] (Pozn. Figure 1.4 převzat ze zdroje a vložen, jako Obrázek 15)

Jeho značná tloušťka umožňuje si udržovat obálku s nízkým odporem pro velký

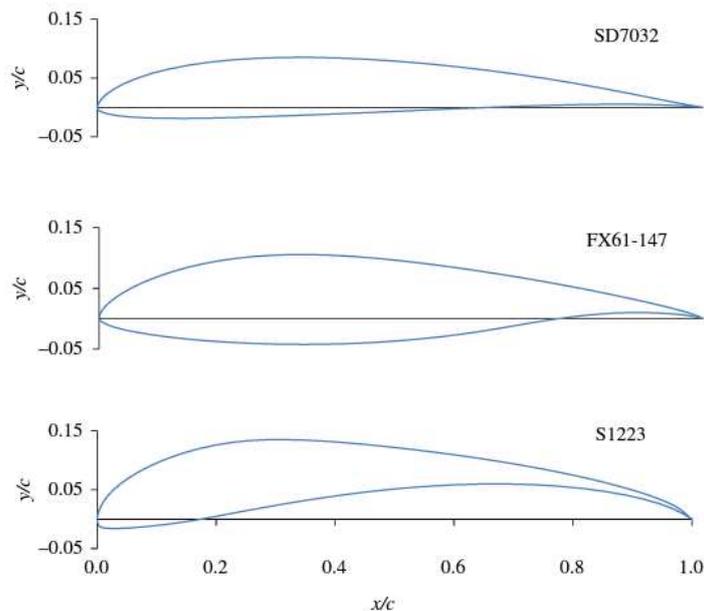


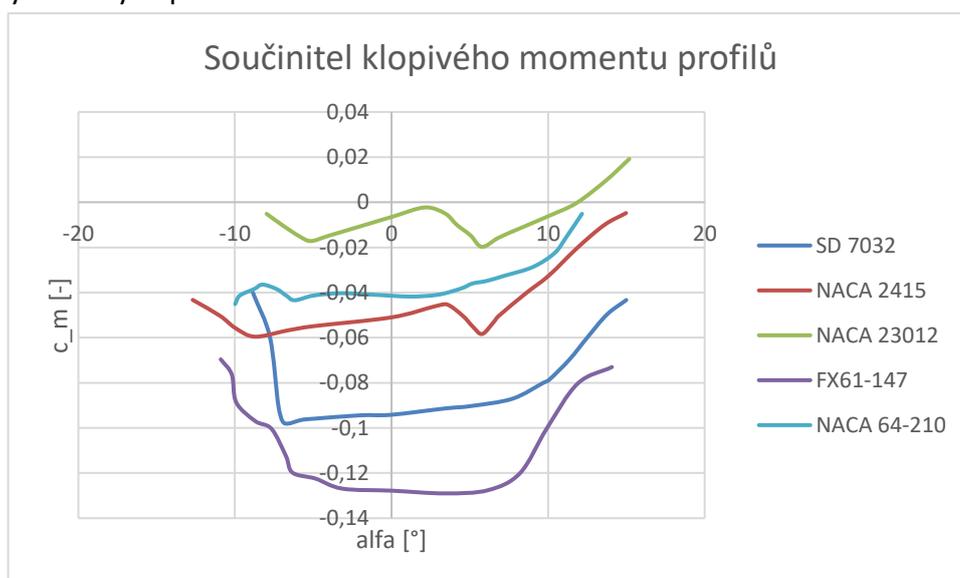
Figure 1.4 Airfoil coordinates.

Obrázek 15 Příklady upravovaných profilů pro bezpilotní letouny [7]

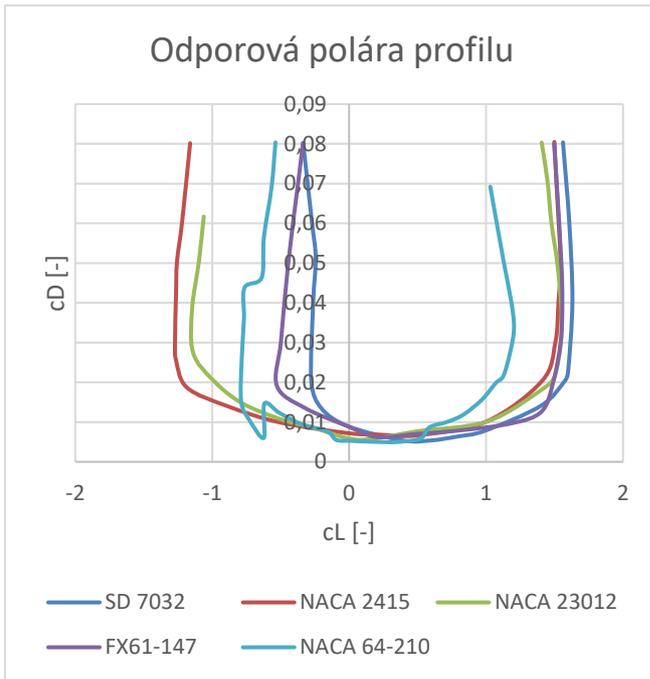
rozsah hodnot c_l . Velká tloušťka profilu však způsobuje vyšší minimální součinitel odporu. Při relativně nízkých rychlostech letu (řekněme nízké Re $1,5 \cdot 10^6$) generuje tento profil nízký odpor díky svým rozsáhlým charakteristikám laminárního proudění. Přechod mezní vrstvy z laminární do turbulentní je způsoben laminárními separačními bublinami. Při vysokých hodnotách c_l se konečná přechodová oblast posouvá proti proudění na horním povrchu a při nízkých hodnotách c_l dochází ke ztrátě laminárního proudění na spodním povrchu. FX61-147 funguje poměrně dobře v malých UAV. Pozornost je však třeba věnovat pohybu oblasti konečného přechodu směrem k náběžné hraně a rozsahu laminární separační bubliny s kolísáním rychlosti letu. [7]

Profil S1223 (Obrázek 15, dole) s poměrem tloušťky 12,1 % a prohnutím 8,9 % je oblíbenou volbou pro malá UAV. Tento profil vzešel z filozofie designu s vysokým součinitelem vztlaku, který se vyznačuje konkávním obnovením tlaku se zadním zatížením. Při nízké hodnotě Re $1,5 \cdot 10^5$ vykazuje S1223 $c_{lmax} = 2,2$, vysoké c_l / c_d a přijatelné charakteristiky přetažení. Vyšších hodnot c_l je dosaženo instalací vírových generátorů na horní ploše umístěné na 17 % c ($\approx b_{SAT}$) a také použitím Gurneyho klapky. Avšak velké prohnutí a složitý tvar S1223 činí výrobu křídel složitou a dražší. Vysoký vztlak je nezbytný pro bezpilotní letouny, které pracují při nízkých rychlostech. S1223 má vysokou hodnotu c_{lmax} , která je přibližně o 25 % vyšší než u profilu FX63-137. S1223 také vykazuje dobrý letový výkon ve srovnání s NACA 0012 a CLARK-Y, z čehož vyplývá, že je výhodnější profil s vysokým vyklenutím. Vyšší vztlak S1223 má za následek snížení odporu, ale lepší poměr c_l / c_d lze získat pomocí optimalizace profilu. [7]

Z dalších možných profilů, ze kterých by se dalo vycházet, jsou profily NACA 23012 nebo NACA 64-210. Pro většinu NACA profilů jsou dostupné NACA reporty, jež jsou záznamy z tunelového měření samotných profilů. Díky tomu je možné vytvořit grafy porovnávající jednotlivé profily v součinitelích vztlaku, klopivého momentu či aerodynamických polár.



Obrázek 16 Graf součinitele klopivého momentu profilů



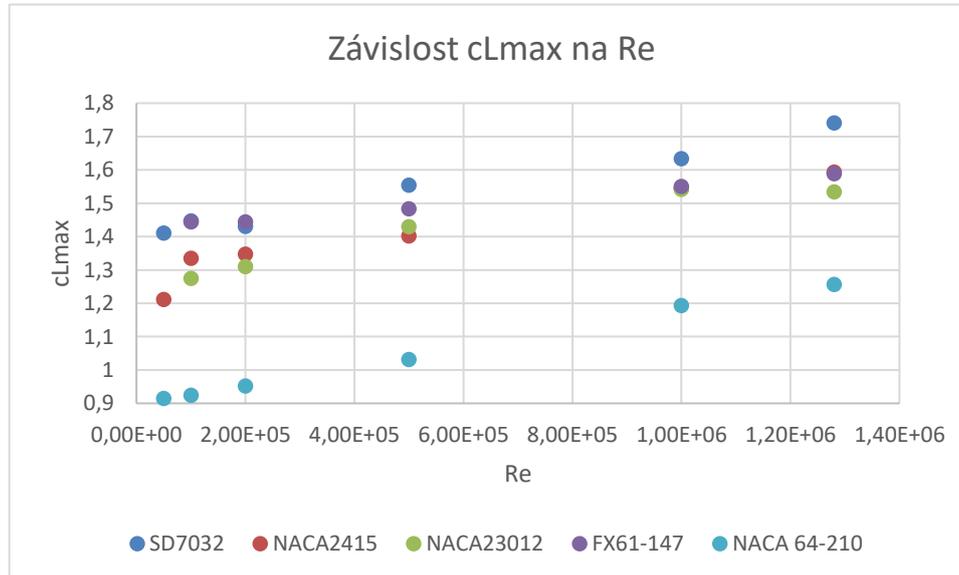
Obrázek 17 Odporová polára profilů

vytrvalostí.

Vhodnou volbou geometrie křídla lze ovlivnit nejen aerodynamické charakteristiky, ale také náročnost výroby. Geometrie křídla tedy ovlivňuje i náklady na výrobu i pozdější náklady na údržbu a opravy.

V obrázcích 16 a 17 jsou znázorněny různé profily běžně používané pro kategorii General Aviation, obsahující i profil NACA 2415 nebo NACA 23012, které by taktéž bylo možné využít pro návrh bezpilotního letounu.

Na základě NACA reportů a dat z webové stránky <http://airfoiltools.com/> bylo možné vytvořit graf závislosti součinitele vztlaku na Reynoldsově čísle i hledání nejlepšího podílu c_l / c_d . V tomto případě právě tento poměr je jedním z klíčových kritérií návrhu bezpilotního letounu s dlouhou

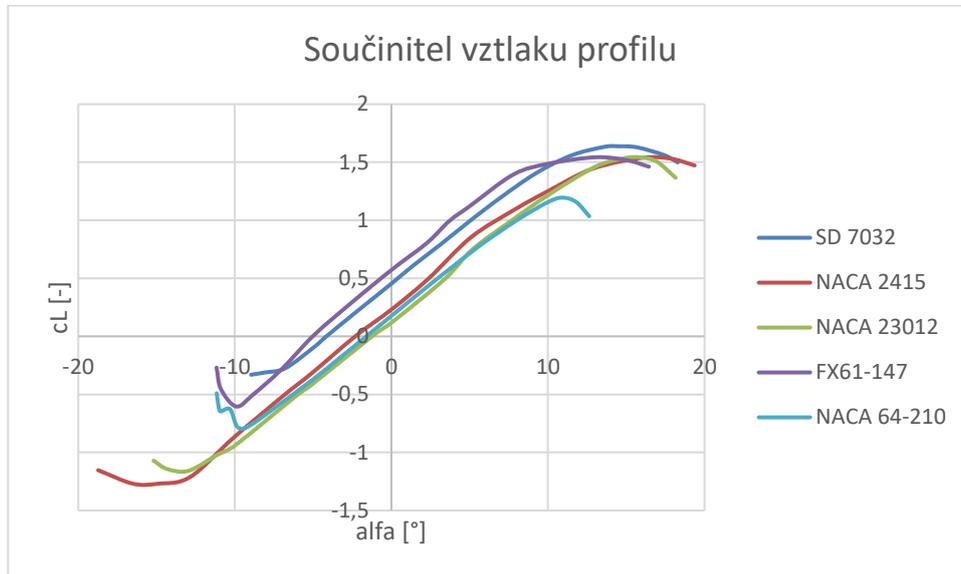


Graf 3.5 Závislost maximálního součinitele vztlaku

Z grafu 3.5 je patrné, že nejvhodnějším kandidátem na získání největšího součinitele vztlaku je profil SD7032 a je mnohem lepší než běžný profil NACA 23012. Profil FX61-147 dosahuje taky dobrých hodnot, avšak už svým tvarem je složitější pro výrobu. S ohledem na kompozitní výrobu však tento rozdíl bude zanedbatelný. Dále vybraný profil NACA 2415 je srovnatelný s profilem NACA 23012 a dokonce na velmi nízkých hodnotách

Reynoldsových číslech dosahuje lepších hodnot, bohužel není vhodnou volbou pro výkonný bezpilotní prostředek kvůli jeho velkému součiniteli klopivého momentu.

Graf 3.6 znázorňuje průběh součinitele vztlaku v závislosti na úhlu náběhu pro vybrané profily při $Re = 1\,000\,000$, pro dokreslení představy možnosti použitelnosti profilů.



Graf 3.6 Průběh součinitele vztlaku profilů

Pro návrh tohoto bezpilotního letounu je zvolen profil SD7032, kvůli jeho maximální součiniteli vztlaku. Další jeho předností je malý součinitel odporu, kterého si můžeme všimnout na grafu 3.6.

Jak bylo řečeno dříve, vhodným zvolením geometrie je možné tyto charakteristiky dále ovlivnit. Důležitým bodem je volba štíhlosti křídla a zúžení v případě zvolení lichoběžníkového křídla. Půdorysný lichoběžníkový tvar generuje vyšší vztlak než křídlo obdélníkového půdorysu, zároveň se dosahuje vyšší klouzavosti, která je i pro tento návrh vhodná.

Nejprve bylo nutné stanovit plochu křídla. To je možné dvěma způsoby. Tím prvním je samozřejmě vycházet ze statistiky. Bohužel však kvůli rozdílnosti velikosti UAV to není až tak možné. Pomocnou částí však je plošné zatížení, které se pohybuje v rozmezí 50 až 80 kg/m^2 . Pro prvotní odhad plochy křídla je navrženo malé plošné zatížení 55 kg/m^2 , čímž sice zvyšujeme nároky na pohonnou jednotku, ale získáváme lepší předpoklady pro vysokou vytrvalost díky velkému a štíhlému křídlu. Z takového hlediska potom vychází plocha křídla $S = 10,91 \text{ m}^2$.

Druhým způsobem stanovení je vycházet z maximálního součinitele vztlaku a zvolené pádové rychlosti. S ohledem na velikost letounu, je uvažována pádová rychlost přibližně stejná, jako mají ultralehké letouny. Zvolená pádová rychlost je $v_{s0} = 83,5 \text{ km/h} = 23,2 \text{ m/s}$. Maximální součinitel vztlaku byl dopočten ze závislosti součinitele vztlaku na Reynoldsově čísle. Korekční faktor pro půdorysný tvar lichoběžníkového a nekrouceného křídla $K = 0,95$. Ve výpočtu plochy nejsou uvažovány vztlakové klapky, o které je letoun následně doplněn.

$$c_{Lmax} = \frac{c_{Lmax}(0) + c_{Lmax}(1)}{2} * K = \frac{1,741208 + 1,741208}{2} * 0,95 = 1,654 \quad (12)$$

$$S = \frac{2 * m * g}{\rho * v^2 * c_{Lmax}} = \frac{2 * 600 * 9,81}{1,225 * 23,2^2 * 1,6541} = 10,8 \text{ m}^2 \quad (13)$$

Oběma způsoby se došlo ke stejné ploše křídla.

Pro plochu stanovenou rovnicí (13) je provedeno zpřesnění odhadu maximálního součinitele vztlaku c_{Lmax} . Zpřesnění zohledňuje rozložení vztlaku po rozpětí křídla. Pro zúžení η z intervalu $0,5 \div 1$ a štiřlost křídla λ z intervalu $12 \div 15$ se pomocí programu Glauert stanoví normální rozložení vztlaku. Pro použití programu Glauert je nejprve nutné stanovit rozpětí l pro jednotlivé štiřlosti křídla λ , a to pomocí rovnice (14).

$$l = \sqrt{\lambda * S} = \sqrt{12 * 10,8} = 11,38 \text{ m} \quad (14)$$

Následující tabulka obsahuje rozpětí křídla pro jednotlivé štiřlosti křídla.

Tabulka 3.2 Výsledné hodnoty rozpětí křídla l pro jednotlivé štiřlosti křídla λ

λ	l [m]	$l/2$ [m]
12	11,38	5,69
13	11,84	5,92
14	12,29	6,15
15	12,72	6,36

Následně bylo možné určit kořenovou hloubku křídla b_0 podle rovnice (15).

$$b_0 = \frac{2 * S}{\lambda * (1 + \eta)} = \frac{2 * 10,8}{12 * (1 + 0,5)} = 1,26 \text{ m} \quad (15)$$

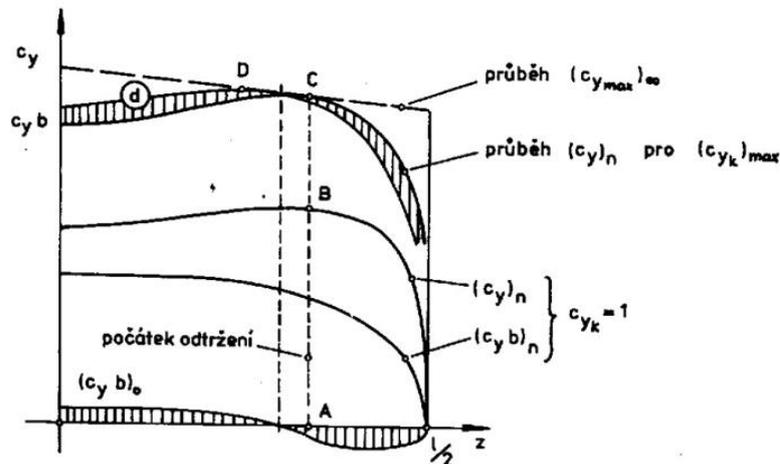
Koncová hloubka křídla b_k je stanovena pomocí rovnice (16). Všechny výsledné hodnoty obsahuje tabulka 3.3.

$$b_k = \eta * b_0 = 0,5 * 1,26 = 0,63 \text{ m} \quad (16)$$

Tabulka 3.3 Výsledné hodnoty b_0 a b_k

η [-]	$\lambda = 12$		$\lambda = 13$		$\lambda = 14$		$\lambda = 15$	
	b_0 [m]	b_k [m]	b_0 [m]	b_k [m]	b_0 [m]	b_k [m]	b_0 [m]	b_k [m]
0,5	1,265	0,632	1,215	0,608	1,171	0,586	1,131	0,566
0,6	1,186	0,711	1,139	0,684	1,098	0,659	1,061	0,636
0,7	1,116	0,781	1,072	0,751	1,033	0,723	0,998	0,699
0,8	1,054	0,843	1,013	0,810	0,976	0,781	0,943	0,754
0,9	0,999	0,899	0,959	0,863	0,924	0,832	0,893	0,804
1	0,949	0,949	0,911	0,911	0,878	0,878	0,848	0,848

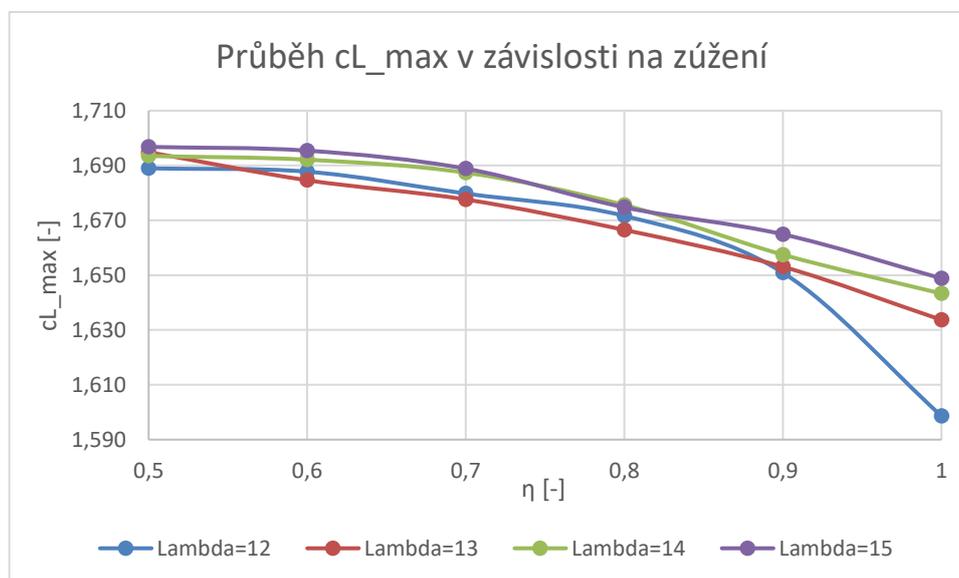
Dalším krokem bylo získání rozložení maximálního součinitele vztlaku po rozpětí pro jednotlivé kombinace štíhlosti křídla λ a zúžení křídla η . Pomocí programu Glauert byl stanoven tento průběh. Zpřesněný maximální součinitel vztlaku c_{lmax} pro jednotlivá zúžení křídla η a štíhlosti křídla λ je určen z rozložení součinitele vztlaku c_L po rozpětí křídla a rozložení maximálního součinitele vztlaku c_{lmax} po rozpětí křídla. Způsob stanovení zpřesněného maximálního součinitele vztlaku křídla c_{lmax} je zobrazen v obrázku 18.



Obrázek 18 Zpřesnění maximálního součinitele vztlaku křídla c_{Lmax} [22]

Tabulka 3.4 Výsledné hodnoty maximálního součinitele vztlaku křídla c_{Lmax}

η [-]	c_{Lmax} [-]			
	$\lambda = 12$	$\lambda = 13$	$\lambda = 14$	$\lambda = 15$
0,5	1,689	1,695	1,693	1,697
0,6	1,688	1,685	1,692	1,695
0,7	1,680	1,678	1,687	1,689
0,8	1,672	1,667	1,676	1,675
0,9	1,651	1,653	1,657	1,665
1	1,599	1,634	1,643	1,649

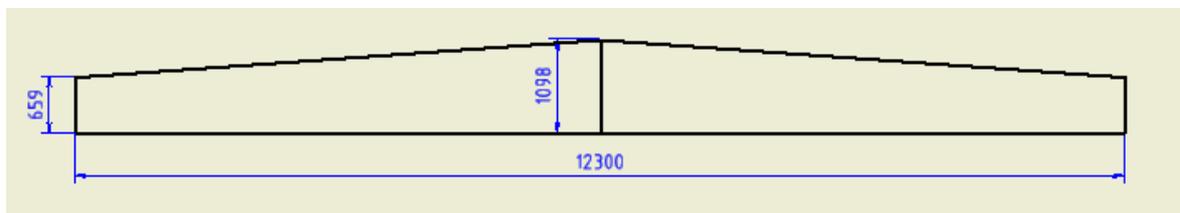


Graf 3.7 Průběh maximálního součinitele vztlaku

Na základě provedených výpočtů bylo možné stanovit finální geometrii křídla pro návrh bezpilotního letounu. Z grafu 3.7 je patrné, že nejlepších hodnot dosahujeme při zúžení $\eta = 0,5$, a téměř totožných hodnot součinitele vztlaku. Pro návrh je zvolené zúžení $\eta = 0,6$, které umožní při velikosti křídla větší rozpětí klapek a křidélek při zachování dostatečného prostoru pro řízení a rezervní palivovou nádrž.

Tabulka 3.5 Vybrané parametry křídla

λ [-]	14
η [-]	0,6
C_{Lmax} [-]	1,692
b_0 [m]	1,098
b_k [m]	0,659
l [m]	12,3
S [m ²]	10,8


Obrázek 19 Návrh geometrie křídla

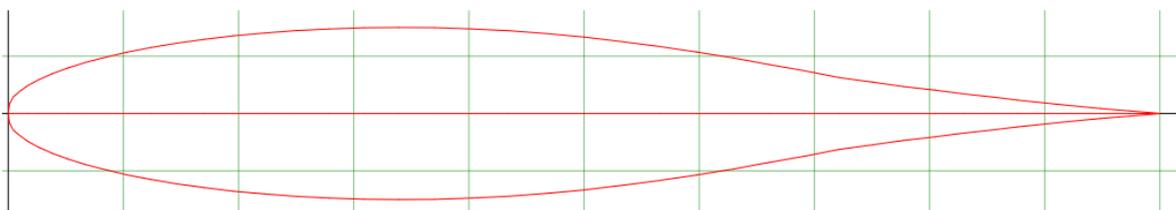
3.5 Návrh geometrie ocasních ploch

Konstruktor by se měl vždy snažit o minimalizaci odporu, pokud nejsou jiné faktory považovány za důležitější. Vzhledem k tomu, že převážná část odporu letadla je výsledkem tření povrchu, vyplývá z toho, že snížení omočené ocasní plochy je důležitým cílem. [6]

V literatuře [6] v Kapitola 11.5 se můžeme dočíst o čtyřech různých metodách na stanovení geometrie vybrané ocasní plochy. Účelem je, aby konstruktor nepoužíval více metod najednou, ale zvolil si pouze jednu, které se bude držet.

3.5.1 Vodorovná ocasní plocha

Vodorovná ocasní plocha je umístěna mezi dva nosníkové trupy a je přímo ofukována vrtulovým proudem, její správné navržení je důležité pro celkovou koncepci. První úlohou je vybrat správný profil. Inspirací mohou být výkonné větroně, pro které je požadovaná dlouhá vytrvalost. V literatuře [21] se dočteme jaké profily jsou běžně používány. Patří mezi ně profily NACA 64₂-215, NACA 63012, nejčastěji používaným je profil WORTMAN FX 71-L-150/30. Jedná se o laminární profil s kritickým úhlem náběhu $\alpha_{kr} = 17^\circ$, úhlem nulového vztlaku $\alpha_0 = 0^\circ$, stoupání vztlakové čáry $c_{l\alpha} = 0,113 \text{ rad}^{-1}$.


Obrázek 20 Profil WORTMANN FX 71-L-150/30

Mohutnost vodorovné ocasní plochy bezpilotního letounu pro dlouhou vytrvalost můžeme taktéž nejlépe porovnat s letouny kategorie větroň. V Table 11-4 [6] jsou uvedeny různé kategorie s různými mohutnostmi VOP. Pro většinu malých letounů však platí velmi podobná mohutnost pohybující se okolo hodnot $H_h = 0,5 - 0,7$; pro návrh je vybrána mohutnost VOP $H_h = 0,5$. Následující rovnice definuje výpočet mohutnosti.

$$H_h = \frac{L_h * S_h}{S * b_{SAT}} \quad (17)$$

Na základě koncepce letounu, kdy je křídlo poměrně vzadu, je voleno rameno VOP $L_h = 2,3$ m. Pro návrh VOP byla využita hodnota mohutnosti $H_h = 0,5$ a byla vypočtena plocha VOP:

$$S_h = \frac{H_h * S * b_{SAT}}{L_h} \quad (18)$$

$$S_h = \frac{0,5 * 10,8 * 0,878}{2,3} = 2,249 \text{ m}^2$$

Hodnota štíhlosti VOP byla pro návrh odhadnuta a porovnána s běžnými typy letounů. Pro návrh byla zvolena hodnota $\lambda_h = 4$ [-].

Oproti návrhu křídla, které je lichoběžníkové, pro zlepšení aerodynamických vlastností, je u VOP zvolena obdélníková geometrie, která snižuje náročnost výroby. A umožňuje jednodušší uchycení ke konstrukci trupu.

Rozpětí VOP bylo možné stanovit potom podle následujícího vztahu

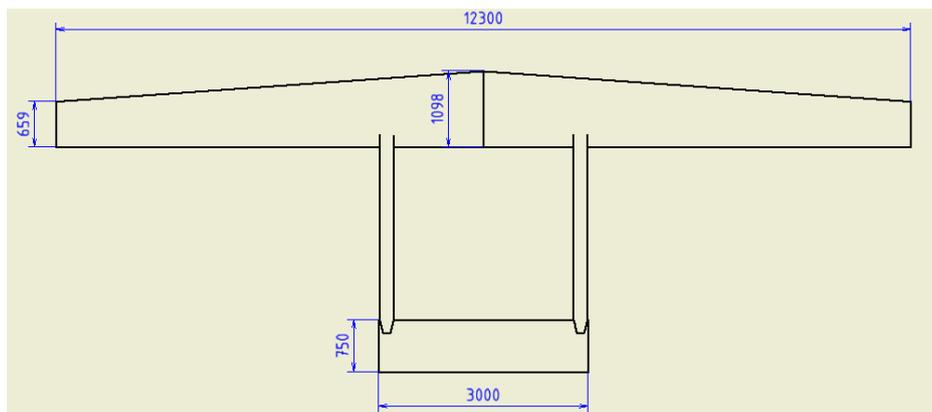
$$l_h = \sqrt{\lambda_h * S_h} \quad (19)$$

$$l_h = \sqrt{4 * 2,249} = 2,999 \text{ m}$$

Posledním krokem návrhu geometrie VOP je určení střední aerodynamické tětiny

$$b_{SATh} = \frac{S_h}{l_h} \quad (20)$$

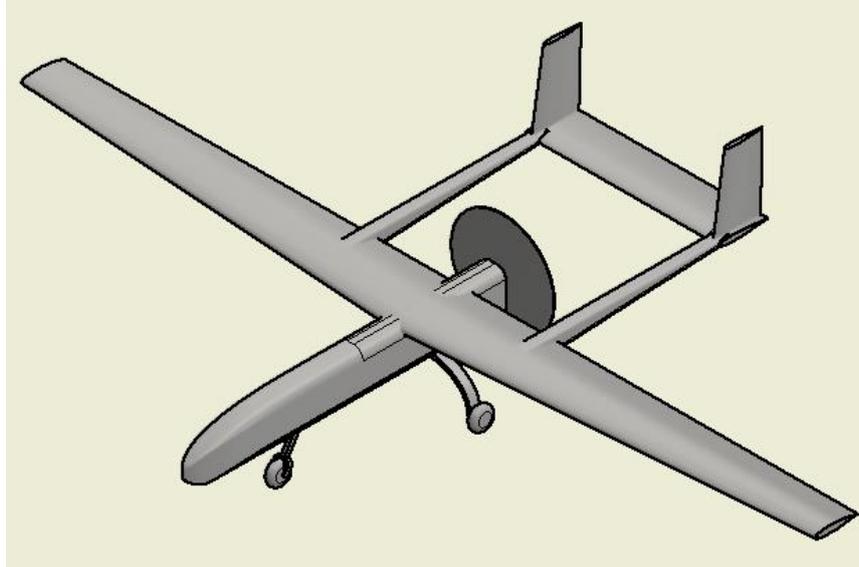
$$b_{SATh} = \frac{2,249}{2,999} = 0,75 \text{ m}$$



Obrázek 21 Křídlo s VOP a částí trupu

3.5.2 Svislá ocasní plocha

Stanovení geometrie svislé ocasní plochy je v tomto případě trochu odlišné. Navrhovaná koncepce totiž má dvě svislé ocasní plochy, jednu na každém konci VOP, jak je zobrazeno na obrázku 22. Princip výpočtu zůstává stejný, ovšem výsledná plocha se rozdělí na půl.



Obrázek 22 Návrh koncepce

I v tomto případě, kdy jsou svislé ocasní plochy ovlivněné vrtulovým proudem, je nutné zvolit správný profil kvůli stabilitě letounu a dobré manévrovatelnosti.

Table 11-4 [6] opět dává možnost se podívat na mohutnosti různých kategorií letounů. Nejpodobnějších hodnot bychom opět měli dosahovat jako v kategorii větroňů. Pro tuto kategorii je mohutnost SOP $H_v = 0,02$. O něco vyšší kategorie mají mohutnost SOP $H_v = 0,04$. Pro návrh SOP byl zvolen trochu konzervativní přístup a byla zvolena střední hodnota těchto dvou, $H_v = 0,03$.

Výpočet mohutnosti SOP

$$H_v = \frac{L_v * S_v}{S * l} \quad (21)$$

Jak naznačuje geometrie letounu a poloha VOP, rameno SOP $L_v = 2,3$ m je totožné s ramenem VOP.

Výpočet plochy SOP:

$$S_v = \frac{H_v * S * l}{L_v} \quad (22)$$

$$S_h = \frac{0,03 * 10,8 * 12,3}{2,3} = 1,73 \text{ m}^2$$

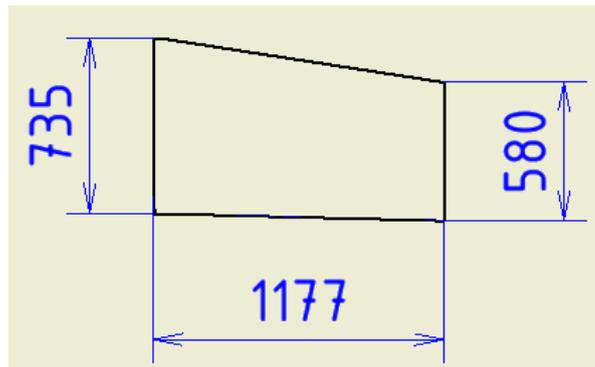
Štíhlosti SOP bohužel nejsou k dispozici, a proto musel být proveden inženýrský odhad pomocí kategorie větroňů v Table 11-5 str. 506 [6] a hodnota štíhlosti SOP byla zvolena s konzervativním přístupem na $\lambda_v = 0,8$ [-].

Rozpětí SOP bylo stanoveno podle následujícího vztahu

$$l_v = \sqrt{\lambda_v * S_v} \quad (23)$$

$$l_v = \sqrt{0,8 * 1,73} = 1,17 \text{ m}$$

Tento výpočet platil pro jednoduchou svislou ocasní plochu, pro návrh bude plocha rozdělena, tedy $S_h = 2 * S_{h1}$, z toho plyne, $S_{h1} = S_h/2 = 1,73/2 = 0,865 \text{ m}^2$.

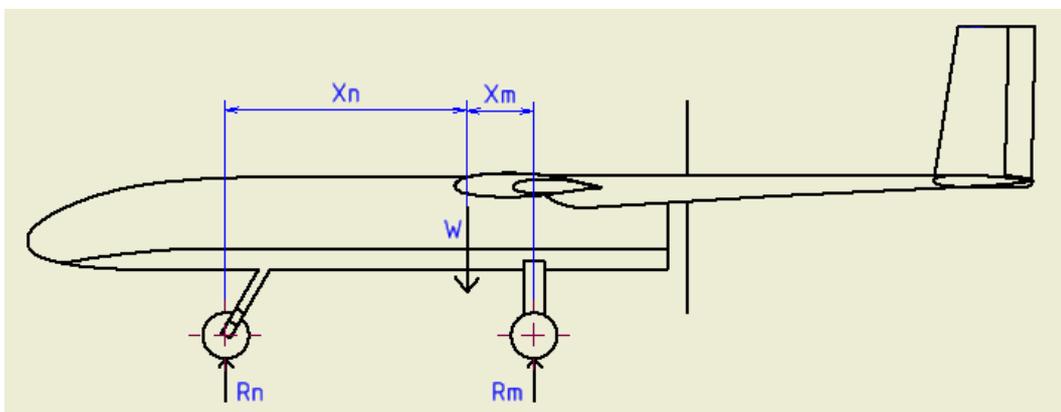


Obrázek 23 Návrh rozměrů jedné SOP

3.6 Návrh geometrie podvozku

Většina bezpilotních letounů používá podvozek typu obrácený tricykl. Obecně je to v současnosti nepoužívanější typ podvozku, a to převážně z důvodu jeho stability. Při přistání s vybočením, totiž působením třecích a setrvačných sil je generován vratný moment, který letoun směrově stabilizuje. U normálního tricyklu vzniká ve stejném případě destabilizující účinek. Normální tricykl ani není možné použít pro koncept takového letounu.

Tento typ podvozku sice není nejlepší volbou pro provoz na nezpevněném povrchu. Předový podvozek je na kratším rameni, což má za následek nutnost správnosti dimenzování.



Obrázek 24 Dimenzování podvozku



Dimenzování vychází ze silové rovnováhy dle rovnice (24)

$$R_N * (x_N + x_M) - W * x_M = 0 \quad (24)$$

$$R_N = \frac{MTOW * g * x_M}{x_N + x_M} \quad (25)$$

$$R_N = \frac{600 * 9,80665 * 0,22}{2,096 + 0,22} = 559,12 \text{ N}$$

To odpovídá 10,53 % MTOW. Hodnota zatížení přední podvozkové nohy by se měla pohybovat v rozmezí 8 až 15 % MTOW, čímž byla podmínka zatížení splněna.

Pro snížení aerodynamického odporu by bylo nejlepší volit podvozek zatahovací, to ovšem přináší složitější konstrukční uzly pro jeho uchycení a další dimenzování jeho částí. Pro prvotní návrh je volen pevný podvozek.

3.7 Hmotnostní rozbor

Tato kapitola se věnuje odhadnutí hmotností nejdůležitějších prvků letounu a vytvoření hmotnostní obálky. Musíme brát v úvahu, že se nejedná o přesné určení a nejsou zahrnuty všechny součásti letounu. Výpočtový návrh jednotlivých celků je proveden podle [9].

3.7.1 Křídlo

Hmotnost křídla byla vypočtena podle metody USAF Fighter.

$$m_w = 3,08 * \left[\left(\frac{MTOW * n_{ult} * K_W}{\left(\frac{t}{c}\right)_{max}} \right) * \left(\left(\tan \lambda - \frac{2 * (1 - \lambda)}{A * (1 + \lambda)} \right)^2 + 1 \right) * 10^{-6} \right]^{0,593} (A) \quad (26)$$

$$* (1 + \lambda)^{0,89} * (S)^{0,741}$$

$$m_w = 3,08 * \left[\left(\frac{1322,774 * 3,8 * 1,875 * 1}{0,1} \right) * \left(\left(\tan 0,6 - \frac{2 * (1 - 0,6)}{14 * (1 + 0,6)} \right)^2 + 1 \right) * 10^{-6} \right]^{0,593} (14 * (1 + 0,6))^{0,89} * (116,2)^{0,741} = 409,8 \text{ lb} = 185,8 \text{ kg}$$

Kde

MTOW = 1322,774 lb – vzletová hmotnost přepočtená z kilogramů

S = 116,23 ft² – plocha křídla přepočtená z m²

n_{ult} = 3,8 – maximální početní násobek ze stavebního předpisu CS 23.337 zvýšený o koeficient bezpečnosti 1,875 při použití kompozitních materiálů

A – štíhlost křídla

λ – zúžení křídla

K_W – opravný koeficient pro pevná křídla

3.7.2 Ocasní plochy

Pro hmotnost ocasních ploch byla zvolena USAF metoda, sice nedostáváme přesný výpočet, jelikož není využito metody pro vojenské letouny, ale pro představu hmotnosti je dostačující.

Hmotnost VOP byla vypočtena dle vztahu:

$$m_h = 127 * \left[\left(\frac{MTOW * n_{ult}}{10^5} \right)^{0,87} * \left(\frac{S_h}{100} \right)^{1,2} * 0,289 * \left(\frac{L_h}{10} \right)^{0,483} * \left(\frac{l_h}{\left(\frac{t}{b} \right)_h} \right)^{0,5} \right]^{0,458} \quad (27)$$

$$m_h = 127 * \left[\left(\frac{1322,774 * 3,8 * 1,875}{10^5} \right)^{0,65} * \left(\frac{24,2}{100} \right)^{1,2} * 0,289 * \left(\frac{7,55}{100} \right)^{0,483} * \left(\frac{9,84}{0,12} \right)^{0,5} \right]^{0,458} = 31,31 \text{ lb} = 14 \text{ kg}$$

Kde

MTOW a n_{ult} jsou totožné s 3.7.1

$S_h = 24,2 \text{ ft}^2$ – plocha VOP

$L_h = 7,55 \text{ ft}$ – rameno VOP

$l_h = 9,84 \text{ ft}$ – rozpětí VOP

Je dost pravděpodobné, že při zvolení jiné metody bychom došli k jiné hodnotě. I reálná hmotnost vodorovné ocasní plochy bude v konečném důsledku nejspíše o něco vyšší.

Hmotnost SOP byla vypočtena dle vztahu:

$$m_v = 98,5 * \left[\left(\frac{MTOW * n_{ult}}{10^5} \right)^{0,87} * \left(\frac{S_v}{100} \right)^{1,2} * 0,289 * \left(\frac{l_v}{\left(\frac{t}{b} \right)_v} \right)^{0,5} \right]^{0,458} \quad (28)$$

$$m_v = 98,5 * \left[\left(\frac{1322,774 * 3,8 * 1,875}{10^5} \right)^{0,65} * \left(\frac{9,32}{100} \right)^{0,57} * 0,289 * \left(\frac{3,86}{0,12} \right)^{0,5} \right]^{0,458} = 13,08 \text{ lb} = 5,9 \text{ kg}$$

Kde

MTOW a n_{ult} jsou totožné s 3.7.1

$S_v = 9,32 \text{ ft}^2$ – plocha SOP

$l_v = 9,84 \text{ ft}$ – rozpětí SOP

V tomto případě se jedná o hmotnost jedné svislé ocasní plochy. Hmotnost obou svislých ocasních ploch je tedy 11,8 kg.

3.7.3 Trup

Pro určení hmotnosti trupu byla použita GD metoda, která vychází z teorie vojenských letounů.

$$m_f = 11,03 * (K_{inl})^{1,23} * \left(\frac{q}{100}\right)^{0,245} * \left(\frac{MTOW}{1000}\right)^{0,98} * \left(\frac{l_f}{h_f}\right)^{0,61} \quad (29)$$

$$m_f = 11,03 * (1,25)^{1,23} * \left(\frac{39,74}{100}\right)^{0,245} * \left(\frac{1322,774}{1000}\right)^{0,98} * \left(\frac{25,02}{2,297}\right)^{0,61} = 65,35 \text{ lb} \\ = 29,64 \text{ kg}$$

Kde

$K_{inl} = 1,25$ je pro motory umístěné v nebo na trupu

$l_f = 25,02$ ft – délka trupu

$h_f = 2,297$ ft – výška trupu

Lze předpokládat že díky rozměrově malému trupu, i když v zadní části je dvojitý, bude tato hodnota velmi blízká realitě. K přesnějšímu určení bylo vhodné najít i další metody výpočtu hmotnosti trupu a výslednou hmotnost získat jejich průměrem.

3.8 Hmotnost paliva

Pro požadovanou vytrvalost 28 h je potřeba získat představu o hmotnosti paliva, které bude potřeba pro takový let.

$$m_2 = \frac{m_1}{\left(\frac{T_{max} * q_s}{\eta_p * \sqrt{\frac{2 * \rho * S}{m_1 * g^3}} * \left(\frac{c_L^{\frac{3}{2}}}{c_D}\right)} + 1 \right)^2} \quad (30)$$
$$m_2 = \frac{600}{\left(\frac{28 * 3600 * 1,01 * 10^{-7}}{0,6 * \sqrt{\frac{2 * 1,225 * 10,8}{600 * 9,81^3}} * \left(\frac{1,692^{\frac{3}{2}}}{0,15}\right)} + 1 \right)^2} = 438,6 \text{ kg}$$

Poměr $\left(\frac{c_L^{\frac{3}{2}}}{c_D}\right)$ je brán jako maximální součinitel vztlaku a jemu odpovídající odpor z

aerodynamické poláry. V tomto prvotním návrhu se nejedná o maximální poměr, tedy nejlepší aerodynamické vlastnosti, ale jako prvotní předpoklad je dostačující.

Specifická spotřeba paliva je pro motor Rotax 914 přepočtena z jeho maximální spotřeby 33 l/hod při maximálních otáčkách 5800 ot/min. Při optimální rychlosti letounu by se mohlo dosahovat propulzní účinnost vrtule 60 %, na základě tahových charakteristik vrtule.

Rozdílem hmotností m_1 a m_2 získáváme hmotnost paliva $m_{pal} = 600 - 438,6 = 161,4$ kg.

3.9 Rozmístění hmot

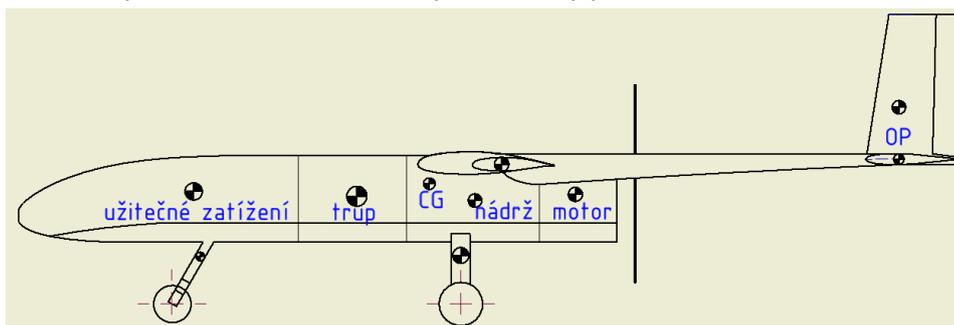
Rozmístění hmot je jednou ze součástí celého návrhu. Hmoty je nutné rozmístit podle jejich funkčnosti a s ohledem na výslednou polohu těžiště celého letounu. Je nutné zajistit stabilitu letounu, tak aby nemohlo dojít k převrácení letounu na zemi bez vloženého užitečného zatížení nebo při vyčerpání paliva z letounu, ale také je výsledná poloha těžiště důležitá pro celkové chování letounu ve vzduchu. Souřadnicová soustava byla zvolena jako pravotočivá letadlová souřadnicová soustava s osou x směřující ve směru podélné osy letounu, osa y směřuje ve směru bočné osy a osa z jako svislá osa s kladným směrem dolů.

Hmotnosti a jejich příslušné polohy těžiště jsou uvedeny v tabulce. V této koncepci je užitečné zatížení umístěné v přední části letounu a nepředpokládá se jeho vyjmutí z letounu. Kdyby bylo odnímatelné, mohlo by docházet k nadměrnému odlehčení předělu a nestabilitě letounu na zemi i ve vzduchu. Pohonná jednotka je umístěna v zadní části letounu, přesněji na konci hlavní části trupu, a tudíž se nachází velmi blízko těžiště, což je pro návrh vhodné. Hlavní palivová nádrž bude taktéž umístěna v trupu vzhledem k velikosti křídla, ve kterém se bude moct nacházet rezervní palivová nádrž. Tím že se obě nádrže nachází mírně před těžištěm, získáváme opět dobré stabilitní vlastnosti díky vyrovnávání silových účinků.

Tabulka 3.6 Hmoty a poloha těžiště

	Položka	i	m [kg]	Xcg [mm]
Pevné položky	Křídlo	1	186	4474,5
	Trup	2	31	4433
	VOP	3	14,5	8114
	SOP	4	12,5	8163
	Pohonná jednotka	5	75	5500
	Hlavní podvozek	6	12	4800
	Příďový podvozek	7	4	2484
	Užitečné zatížení	10	100	3187
Variabilní	Palivo	11	0/20/165	4700

Hmotnosti ostatních částí byly odhadnuty a připočteny k hlavním celkům draku. Prázdna hmotnost bez paliva činí 430 kg. Minimální požadovaná a potřebná hmotnost paliva pro vytrvalost 28 h letu činí 161,4 kg. Rezerva do maximální hmotnosti činí ,6 kg, které mohou být využity pro palivo a tím získat i delší dolet. Tabulka 3.6 již obsahuje maximální hmotnost paliva 165 kg. V kapitole letových výkonů bude ověřeno, zda potřebná zásoba paliva bude dostačovat pro celkový profil letu.



Obrázek 25 Polohy těžišť jednotlivých částí

3.10 Hmotová obálka

Hmotová obálka jsou jednotlivé polohy těžiště při různých hmotových konfiguracích letounu. Jelikož se jedná o bezpilotní letoun, jedinou variabilní proměnou v poloze těžiště je stav paliva.

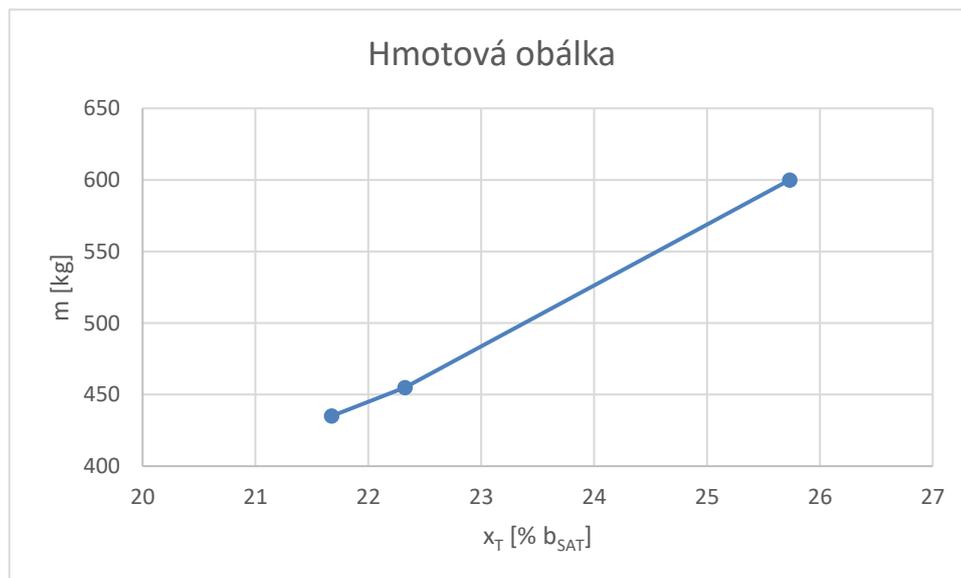
Polohu těžiště je možné spočítat pomocí momentů setrvačnosti

$$x_{cg} = \frac{\sum_{i=1}^{11} x_i m_i}{\sum_{i=1}^{11} m_i} \quad (31)$$

Poloha těžiště vztažena na střední aerodynamickou tětivu b_{SAT} .

$$\bar{x}_{cg} = \frac{x_{cg} - x_{b_{SAT}}}{b_{SAT}} \quad (32)$$

Hmotová obálka se stává ze 3 možných kombinací hmotnosti paliva – pro plnou palivovou nádrž 170 kg, dále 20 kg paliva rezervy pro návrat zpět na základnu a prázdná palivová nádrž.



Graf 3.8 Hmotová obálka

Poloha přední centráže navrhovaného bezpilotního letounu se nachází v 21,67 % b_{SAT} , zadní centráž je v 25,73 % b_{SAT} . Tyto údaje jsou důležité pro stanovování momentových charakteristik, na něž navazují charakteristiky podélné stability letounu. Vždy je hledaný kompromis mezi stabilitou a říditelností letounu.

4 Aerodynamické charakteristiky

Aerodynamické charakteristiky jsou základními charakteristikami celého letounu popisující jeho možné chování během letu. Patří mezi ně vztlaková čára, polára a klopivý moment. Dále je možné ještě více specifikovat, čemuž jsou věnovány následující podkapitoly.

4.1 Vztlaková čára

Vztlaková čára je první z aerodynamických charakteristik. Hlavními složkami vztlakové síly jsou vztlaková síla vznikající na křídle a vztlaková síla vznikající na vodorovné ocasní ploše. Ostatní části mají minimální příspěvek, proto je možné je zanedbat. Navíc v případě UAV je trup koncipován do tvaru nejmenšího odporu, tudíž má i minimální příspěvek vztlaku pro celý letoun.

Stanovení vztlakové čáry je obecně zásadní pro návrh letounu, protože se z ní dále odvíjí minimální rychlost, letová obálka a na ní navazující zatížení jednotlivých celků letounu.

4.1.1 Křídlo bez vychýlené vztlakové mechanizace

Křídlo bylo z hlediska aerodynamických charakteristik vyřešeno nejpodrobněji, jelikož vyvozuje největší složku vztlakové síly. Aby však bylo možné sestrojít vztlakovou čáru křídla, bylo nejprve nutné přepočítat profilové charakteristiky na parametry křídla.

Jelikož se jedná o nekroucené křídlo, je možné použít úhel nulového vztlaku křídla stejný jako je profilová hodnota. Nejprve je stanoveno stoupání vztlakové čáry křídla vztahem, který platí pro konvenční křídla s malým úhlem šípu (v uvažovaném návrhu je roven 4°).

$$c_{L\alpha w} = \frac{2 * \pi * \lambda}{2 + \left[\left(\frac{\lambda^2 * \beta^2}{k^2} \right) * \left(1 + \frac{\tan(\Lambda_{0,5})}{\beta^2} \right) + 4 \right]^{0,5}} \quad (33)$$

$$c_{L\alpha w} = \frac{2 * \pi * 14}{2 + \left[\left(\frac{14^2 * 0,988^2}{0,939^2} \right) * \left(1 + \frac{\tan(0,698)}{0,988^2} \right) + 4 \right]^{0,5}} = 5,202 \text{ rad}^{-1}$$

Kde

$\beta = 0,988$ je vliv součinitele Machova čísla

$$\beta = (1 - M^2)^{0,5} \quad (34)$$

$M = 0,1551$ při cestovní rychlosti $v_c = 52,78$ m/s.

$$M = \frac{v_c}{a} \quad (35)$$

Profilová hodnota stoupání vztlakové čáry pro Machovo číslo lze vyjádřit

$$(c_{l\alpha})_{at M} = \frac{c_{l\alpha}}{\sqrt{1 - M^2}} = \frac{6,016}{0,988} = 6,0894 \text{ 1/rad} \quad (36)$$

$k = 0,939$ je součinitel stoupání vztlakové čáry profilu

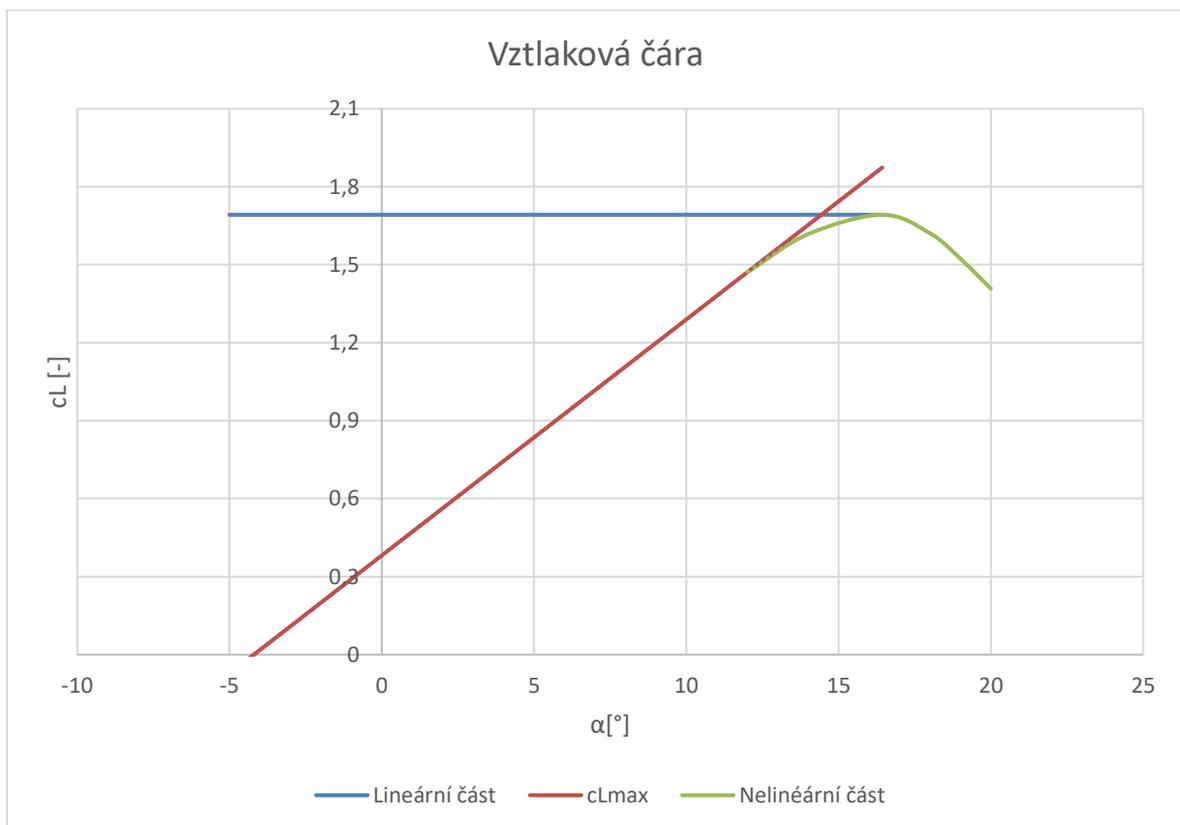
$$k = \frac{(c_{l\alpha})_M}{2\pi} = \frac{6,0894}{2\pi} = 0,939 \quad (37)$$

Následně bylo možné sestavit lineární část vztlakové čáry, pro kterou platí rovnice (38).

$$c_{Lw} = c_{L\alpha w} * (\alpha - \alpha_{0w}) \quad (38)$$

Dále je možné určit kritický úhel náběhu pomocí následujícího vztahu a předpokladu (odhadu), že odchylka vrcholu vztlakové čáry od lineární části je 2° ($0,03491$ [rad])

$$\begin{aligned} \alpha_{crw} &= \frac{c_{Lmaxw}}{c_{L\alpha w}} + \alpha_{0w} + \Delta \alpha_{c_{Lmax}} = \frac{1,692}{5,202} + (-0,0733) + 0,034907 \\ &= 0,286 \text{ rad} = 16,43^\circ \end{aligned} \quad (39)$$



Graf 4.1 Vztlaková čára bez vztlakové mechanizace

Nelineární část není nijak matematicky ověřena a byla pouze odhadnuta, jak by mohla teoreticky pokračovat po překročení maximálního úhlu náběhu s ohledem na chování samotného profilu.

4.1.2 Křídlo se vztlakovou mechanizací

I když ve výpočtu plochy křídla nejsou uvažovány vztlakové klapky, je letoun jimi vybaven, jelikož se u čistého profilu dosáhne maximálního součinitele vztlaku při úhlu náběhu $16,43^\circ$, je potřeba i zde volit pro start a přistání vztlakovou mechanizaci, tak aby došlo ke zvýšení maximálního součinitele vztlaku během startu a přistání, tak aby se nemuselo přistávat na malých úhlech a velkých rychlostech.

Z dostupných materiálů není jednoznačné, jaký typ vztlakových klapek je běžně používán u bezpilotních letounů. Pro zjednodušení konstrukce je v návrhu zvolena klapka jednoduchá. Při své jednoduchosti však klapka dosahuje dostatečných příspěvků součinitele vztlaku. Klapka svojí funkcí nezvyšuje nároky na konstrukci vlivem přílišného zvyšování klopivého momentu, který by bylo potřeba kompenzovat.

Bylo nutné stanovit rozměry klapky a její výchylky, tak aby pádová rychlost nebyla vyšší než $v_{sf} = 83 \text{ km/h}$.

Vzhledem ke štíhlosti a zúžení křídla je volena relativní hloubka jednoduché klapky 25 %. A to z toho důvodu, aby zůstal dostatek prostoru pro řízení klapky a křídélka, ale zároveň pro prostor rezervních palivových nádrží. Klapka je umístěna po rozpětí v rozmezí $z_1 = 0,5 \text{ m}$ až $z_2 = 4,2 \text{ m}$, musíme však brát v úvahu, že je klapka ještě rozdělena dvěma nosíkovými trupy směřující k vodorovné ocasní ploše, které ve výpočtu nejsou zahrnuty. Celý výpočet klapky je proveden pro výchylku 20° .

Relativní rozpětí klapky je tedy

$$\eta_f = \frac{2 * (z_2 - z_1)}{l} = \frac{2 * (4,2 - 0,5)}{12,3} = 0,602 \quad (40)$$

Aby bylo možné sestrojít vztlakovou čáru s vychýlenými klapkami, bylo nutné stanovit přírůstek vztlaku vlivem výchylky Δc_l , přírůstek maximálního součinitele vztlaku $\Delta c_{l_{max}}$ a stoupání vztlakové čáry profilu s vychýlenými klapkami $c_{l\alpha\delta}$.

$$\frac{c_{l\alpha}}{(c_{l\alpha})_{th}} = \frac{6,016}{2\pi} = 0,957 \quad (41)$$

Rovnicí (42) je získán přírůstek vztlaku od výchylky klapek Δc_l .

$$\Delta c_l = \delta_f * \frac{c_{l\delta}}{(c_{l\delta})_{th}} * (c_{l\delta})_{th} * k' = 0,349 * 0,929 * 4,079 * 0,89 = 1,177 \quad (42)$$

K co nejpřesnějšímu odečítání hodnot z grafu je využito volně dostupného software WebPlotDigitizer.

$\frac{c_{l\delta}}{(c_{l\delta})_{theory}} = 0,929$ – poměr profilového a teoretického stoupání vztlakové čáry, hodnota odečtená z Figure 8.15 [10],

$(c_{l\delta})_{th} = 4,079 \text{ 1/rad}$ – hodnota odečtená z Figure 8.14 [10] pro poměrnou tloušťku profilu SD7032 $\frac{t}{c} = 0,1$.

$k' = 0,89$ – opravný koeficient pro nelineární vztlakové chování jednoduché klapky, hodnota odečtena z Figure 8.13 [10]

Rozsah výchylky klapky se bude pohybovat do 30° . Dosahuje se zde nejlepších možných přírůstků součinitele vztlaku, a zároveň nedochází ke vzniku velkého aerodynamického odporu.

Dosazením do rovnice (43) je stanoven přírůstek maximálního součinitele vztlaku profilu Δc_{lmax} .

$$\Delta c_{lmax} = k_1 * k_2 * k_3 * (\Delta c_{lmax})_{base} = 1 * 0,57 * 1 * 0,8157 = 0,465 \quad (43)$$

Z Figure 8.31 [10] je odečtena hodnota $(\Delta c_{lmax})_{base} = 0,8157$.

$k_1 = 1$ je koeficient vlivu poměrné hloubky klapky. Pro jednoduchou klapku se poměr hloubky křídla se zataženou a vysunutou klapkou nemění, hodnota je odečtena pro poměrnou hloubku klapky 25 % z Figure 8.32 [10].

$k_2 = 0,57$ je vliv výchylky a typu klapky, odečtená hodnota pro výchylku klapky 20° z Figure 8.33 [10]

$k_3 = 1$ je vliv trajektorie klapky.

Zvolená jednoduchá klapka dosahuje nižších hodnot přírůstku součinitele vztlaku než výkonné štěrbinové klapky. Jelikož se však nejedná o letoun, který potřebuje pro své starty vysoké přírůstky vztlaku, je jednoduchá klapka pro tento návrh letounu dostačující a běžná i pro letouny kategorie větroň. Závislost k_2 se s výchylkou klapky mění, s klesající výchylkou klesá korekční faktor k_2 . Pro jednoduchou klapku také platí, že nemá žádnou trajektorii vysouvání a dochází pouze ke sklopení klapky.

Než bude možné úplně sestrojít vztlakovou čáru profilu s klapkou, je nutné určit stoupání vztlakové čáry profilu s klapkou $(c_{l\alpha})_\delta$.

Pro jednoduchou klapku platí, že poměr hloubky profilu s vysunutou klapkou ku původní délce profilu $\frac{c'}{c} = 1$.

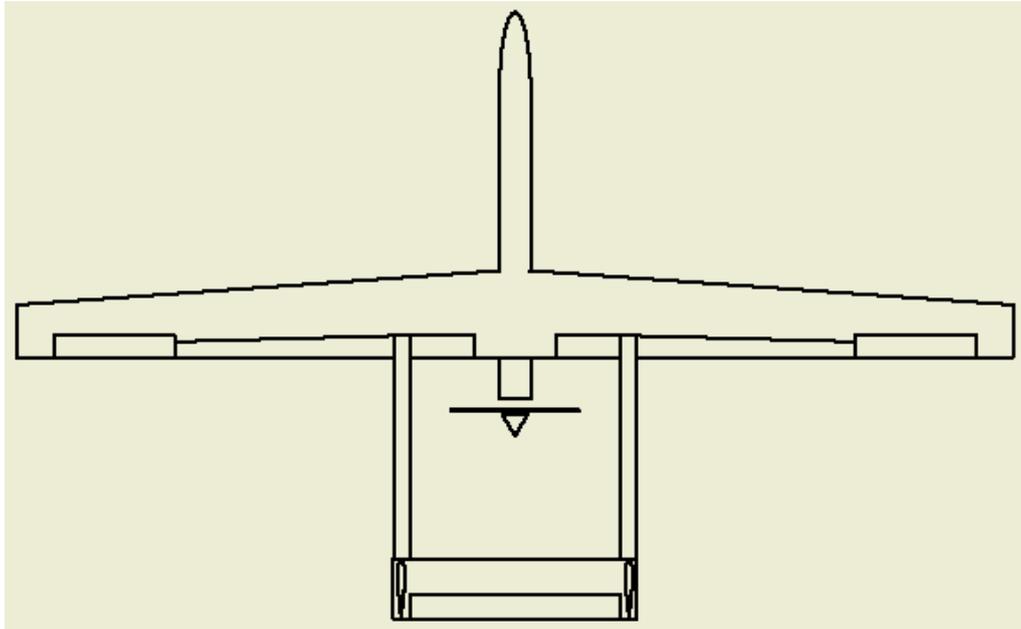
$$(c_{l\alpha})_\delta = \frac{c'}{c} * c_{l\alpha} = 1 * 5,3606 = 5,3606 \text{ 1/rad} \quad (44)$$

Proto výsledná hodnota stoupání vztlakové čáry se vztlakovou mechanizací je totožná se stoupáním vztlakové čáry křídla.

Nyní jsou k dispozici všechny parametry pro sestrojení vztlakové čáry profilu s klapkou.

Princip sestavení je stejný jako u profilu s klapkou. Nejprve je nutné určit vliv polohy klapky po rozpětí K_b . Pro stanovení vlivu polohy klapky po rozpětí je potřeba stanovit

bezrozměrnou polohu kořene klapky η_i a bezrozměrnou polohu konce klapky η_o . Není uvažováno rozdělení klapky trupem a je počítána jako celistvá klapka.



Obrázek 26 Umístění klapky na křídle

Poloha kořene klapky z_1 a konce klapky z_2 .

$$\eta_i = \frac{z_1}{l} = \frac{0,5}{\frac{12,3}{2}} = 0,081 \quad (45)$$

$$\eta_o = \frac{z_2}{l} = \frac{4,2}{\frac{12,3}{2}} = 0,683 \quad (46)$$

Z Figure 8.52 [10] jsou získány hodnoty vlivu polohy kořene a konce klapky $K_{b1} = 0,779$ a $K_{b2} = 0,106$.

Výsledný vliv polohy klapky po rozpětí K_b je stanoven na základě následující rovnice.

$$K_b = K_{b1} - K_{b2} = 0,967 - 0,199 = 0,768 \quad (47)$$

V této fázi konstrukce vztlakové čáry je potřeba si uvědomit, že se stále pohybujeme ve dvourozměrném poli. Proto je nutné určit poměr dvourozměrné a trojrozměrné účinnosti klapky $\frac{(\alpha_\delta)_{c_L}}{(\alpha_\delta)_{c_l}}$, který je odečítán z Figure 8.53 [10] závislosti poměru dvourozměrné a trojrozměrné účinnosti klapky na štíhlosti křídla.

Z tohoto grafu byla odečtena hodnota pro dvourozměrnou účinnost klapky $(\alpha_\delta)_{c_l} = 0,619$. Bohužel poměr dvourozměrné a trojrozměrné účinnosti klapky pro zvolenou štíhlost 14 není dostupný, ale na grafu je vidět, že je téměř ustálený, a proto je hodnota odhadnuta na $\frac{(\alpha_\delta)_{c_L}}{(\alpha_\delta)_{c_l}} = 1,028$.

Nyní je možné už určit přímo přírůstek vztlaku křídla vlivem vychýlení klapek Δc_{Lw}

$$\Delta c_{Lw} = K_b * \Delta c_l * \frac{c_{Law}}{c_{l\alpha}} * \frac{(\alpha_\delta)_{c_L}}{(\alpha_\delta)_{c_l}} = 0,768 * 1,15 * \frac{5,202}{6,016} * 1,028 = 0,785 \quad (48)$$

Přírůstek maximálního součinitele vztlaku křídla vlivem vychýlení klapky Δc_{Lmaxw} je určen rovnicí (49).

$$\Delta c_{Lmaxw} = \Delta c_{lmax} * \frac{S_{wf}}{S} * K_\Lambda = 0,464 * \frac{7,766}{10,8} * 0,914 = 0,305 \quad (49)$$

Kde

$K_\Lambda = 0,914$ je vliv úhlu šípů a je odečten z Figure 8.55 [10] pro úhel šípů 4° a vychází z geometrie lichoběžníkového křídla

$S_{wf} = 7,766 \text{ m}^2$ je plocha křídla s klapkou

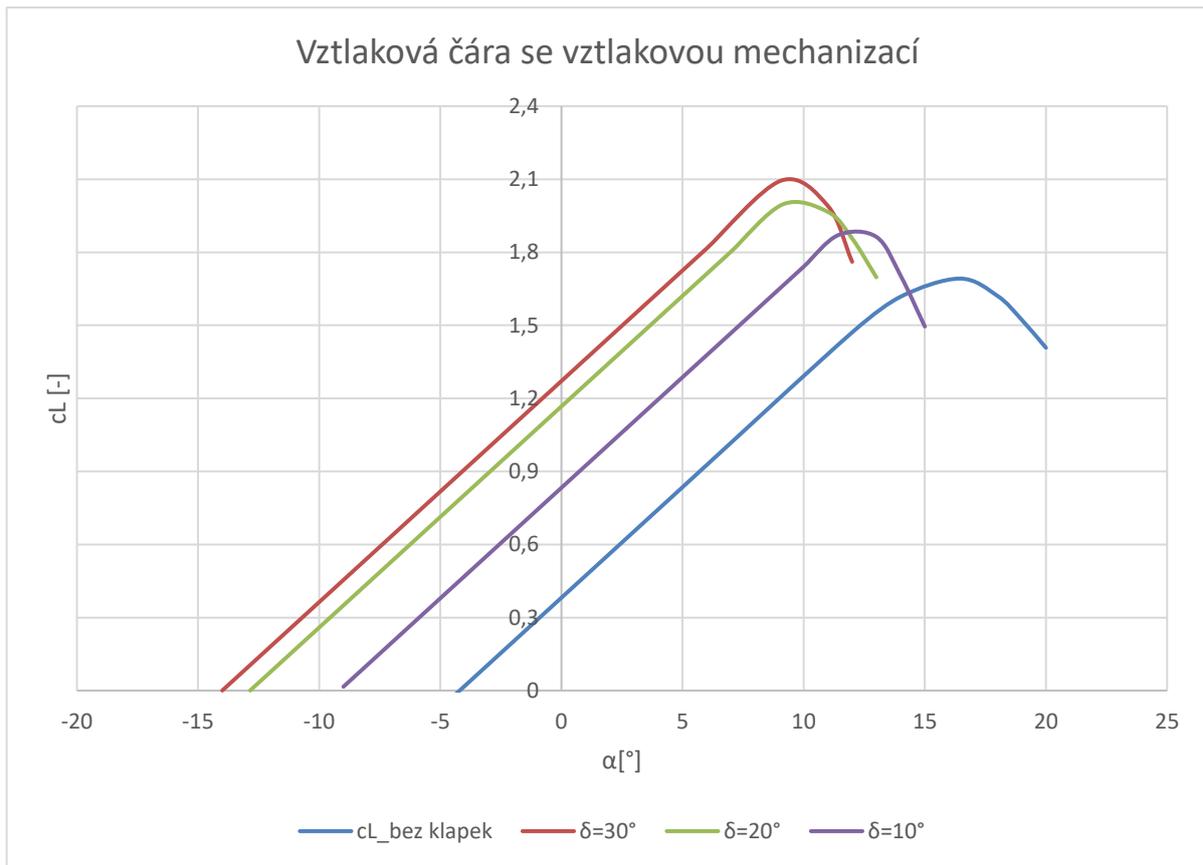
V tento okamžik je možné stanovit stoupání vztlakové čáry křídla s vychýlenou vztlakovou klapkou $(c_{Law})_\delta$ na základě rovnice (50)

$$\begin{aligned} (c_{Law})_\delta &= c_{Law} * \left[1 + \left(\frac{c'}{c} - 1 \right) * \frac{S_{wf}}{S} \right] = 5,361 * \left[1 + (1 - 1) * \frac{7,766}{10,8} \right] \\ &= 5,361 \text{ 1/rad} \end{aligned} \quad (50)$$

Tabulka obsahuje porovnání hodnot při nevychýlených klapkách a s vychýlením 10° , 20° , a 30° . Při výchylce 30° dosahujeme maximálního součinitele vztlaku téměř 2,1 [-].

Tabulka 4.1 Výsledné hodnoty přírůstku vztlaku

Výchylka klapky δ	Úhel nulového vztlaku α_0 [°]	Přírůstky vztlaku Δc_{Lmaxw} [-]	Maximální součinitel vztlaku
0°	-4,2	0	1,692
10°	-9,17	0,179	1,871
20°	-12,85	0,305	1,997
30°	-14	0,402	2,094



Graf 4.2 Vztlakové čáry vztlakové mechanizace

Reálné hodnoty budou nejspíše o něco nižší, než jaké byly spočteny, jelikož není zahrnut vliv rozdělení klapky trupem, který by měl za následek snížení celkového přírůstku. Bylo by vhodné provést detailnější zpracování. Určitý vliv bude mít zvolení pouze 25 % hloubky. Se zvýšením hloubky klapky na 30 % dosáhneme vyššího součinitele vztlaku, dojde ale ke zmenšení prostoru pro trasy řízení a také prostoru pro rezervní palivové nádrže.

Důsledkem zvýšení součinitele vztlaku se kritický úhel náběhu zmenšil s vysunutou vztlakovou mechanizací. To je vhodné pro snížení rychlosti při vzletu.

4.2 Polára

Polára je závislost součinitel vztlaku na součiniteli odporu. Pro bezpilotní letoun je celkem zásadní vytvoření aerodynamické poláry, na základě které jsou následně stanoveny letové výkony. Obzvláště chceme dosáhnout co nejlepšího poměru těchto dvou veličin pro maximální dolet. Pro nejlepší vytrvalost nás však zajímá poměr $c_l^{3/2}/c_d$.

Hlavní úlohou návrhu je minimalizovat součinitel odporu. Hlavní složkou odporu je třecí odpor, který je jen velmi těžké minimalizovat. Ovlivnit jej můžeme převážně geometrií letounu, čímž dosáhneme větší aerodynamické čistoty.

Výpočty jsou prováděné na základě [16].

4.2.1 Křídlo

Odpor křídla se skládá ze dvou složek – z profilového a indukovaného odporu. Profilový odpor odpovídá odporu křídla o nekonečném rozpětí, jelikož ale reálné křídlo je konečného rozpětí, vzniká zde indukovaný odpor vlivem vyrovnávání tlaků. Součtem těchto dvou složek získáváme celkový odpor křídla.

$$c_{Di} = c_{Dp} + c_{Di} \quad (51)$$

Rovnicí (52) získáváme profilový odpor, aby bylo do ní možné dosadit, bylo nutné odečíst z tunelových měření hodnotu minimálního odporu.

$$c_{Dp} = c_{Dpmin} * \frac{S_{net}}{S} + 0,75 * (\Delta_l c_{Dp})_{ref} * \left(\frac{c_L - c_{li}}{c_{lmax} - c_{li}} \right)^2 \quad (52)$$

Kde $c_{Dpmin} = 0,0053$, je minimální hodnota profilového odporu SD7032. Výběr tohoto profilu byl velmi vhodný, protože právě svojí malou hodnotou součinitele odporu získáváme velmi nízký třecí odpor celého křídla.

$S_{net}/S = 0,9613$ je poměr omočené plochy a celkové plochy křídla.

$(\Delta_l c_{Dp})_{ref} = 0,0265$ je přírůstek součinitele odporu vlivem vztlaku.

$c_{li} = c_{Li} = 0,494$ je součinitel vztlaku profilu s minimálním profilovým odporem.

Indukovaný odpor je možné vypočítat

$$c_{Di} = \frac{c_L^2}{\pi * \lambda * e} \quad (53)$$

Kde

c_L je součinitel vztlaku v rozsahu od -1,3 do 1,692

$\lambda = 14$ je štíhlost křídla

$e = 0,6581$ je Oswaldův koeficient letounu vypočten rovnicí (3)

4.2.2 Trup

Pro stanovení součinitele odporu, bylo nejprve nutné stanovit hodnoty interferenčního odporu křídlo – trup R_{wf} a součinitel třecího odporu c_f .

Interferenční odpor byl odečten z Figure 4.1 [10] a součinitele třecího odporu byl odečten z Figure 4.3 [10] pro hodnoty Reynoldsova a Machova vypočtených podle následujících rovnic.

$$R_{nf} = \frac{l_f * v_c}{\mu} = \frac{7,625 * 52,78}{14,61 * 10^{-6}} = 28746250 \quad (54)$$

$$M_{vc} = \frac{25,78}{340} = 0,155 \quad (55)$$

Odečtené hodnoty $c_f = 0,0037$, $R_{wf} = 1,061$.

Výpočet celkového součinitele odporu

$$c_{Df} = R_{wf} * c_f * \left[1 + \frac{60}{\left(\frac{l_f}{d_f}\right)^3} + 0,0025 * \frac{l_f}{d_f} \right] * \frac{S_{wetfus}}{S} \quad (56)$$

$$c_{Df} = 1,0329 * 0,002447 * \left[1 + \frac{60}{\left(\frac{7,625}{0,5}\right)^3} + 0,0025 * \frac{7,625}{0,5} \right] * \frac{9,1}{10,8} = 0,0044$$

Je dost možné, že reálná hodnota bude ještě o něco nižší v důsledku toho, že ve výpočtu je uvažován plný průřez trupu v celé délce, i když reálně je zadní část trupu rozdělen na dva menší trupy, které nemají stejný průřez jako jeho hlavní část.

4.2.3 Ocasní plochy

Stejně jako u trupu, bylo nejprve nutné odečíst z grafů součinitele třecího a interferenčního odporu. Aby bylo možné tyto hodnoty odečíst, bylo vypočteno Reynoldsovo číslo pro ocasní plochy.

$$R_{NVOP} = \frac{b_{VOP} * v_c}{\mu} = \frac{0,718 * 52,78}{14,61 * 10^{-6}} = 2593843 \quad (57)$$

Pro toto Reynoldsovo číslo byly odečteny hodnoty:

Interferenční faktor $R_{wfvop} = 1,061$ z Figure 4.1 [10]

Opravný koeficient na nosnou plochu $R_{LSVOP} = 1,06$ z Figure 4.2 [10]

Součinitel třecího odporu $c_{fvop} = 0,003761$ z Figure 4.3 [10].

Pro VOP je v tomto návrhu uvažován laminární profil WORTMAN FX 71-L-150/30 , a proto vliv polohy maximální tloušťky na odpor je $L'_{VOP} = 1,2$. Poloha maximální tloušťky profilu je $\left(\frac{t}{c}\right)_{VOP} = 0,339$.

$$c_{DVOP} = R_{wfvop} * R_{LSVOP} * c_{fvop} * \left[1 + L'_{VOP} * \left(\frac{t}{c}\right)_{VOP} + 100 * \left(\frac{t}{c}\right)_{VOP}^4 \right] * \frac{2 * S_h}{S} \quad (58)$$

$$c_{DVOP} = 1,061 * 1,06 * 0,003761 * \left[1 + 1,2 * 0,339 + 100 * 0,339^4 \right] * \frac{2 * 2,062}{10,8}$$

$$= 0,004405$$

Postup pro svíslé ocasní plochy je totožný, stejně tak jako pro VOP. Reynoldsovo číslo pro SOP bylo vypočteno na $R_{NSOP} = 5314126$.

Pro toto Reynoldsovo číslo byly odečteny:

Interferenční faktor $R_{wfSOP} = 1,069$ z Figure 4.1 [10]

Opravný koeficient na nosnou plochu $R_{LSSOP} = 1,06$ z Figure 4.2 [10]

Součinitel třecího odporu $c_{fSOP} = 0,003316$ z Figure 4.3 [10].

Výsledný součinitel odporu pro SOP je určen vztahem

$$c_{DSOP} = R_{wfSOP} * R_{LSSOP} * c_{fSOP} * \left[1 + L'_{SOP} * \left(\frac{t}{c}\right)_{SOP} + 100 * \left(\frac{t}{c}\right)_{SOP}^4 \right] * \frac{2 * S_v}{S} \quad (59)$$

$$c_{DSOP} = 1,079 * 1,06 * 0,003316 * [1 + 1,2 * 0,339 + 100 * 0,339^4] * \frac{2 * 1,732}{10,8}$$

$$= 0,00329$$

4.2.4 Podvozek

Jak bylo řečeno, lepší by bylo volit podvozek zatahovací, který by snížil celkový odpor. V tomto návrhu byl zvolen pevný podvozek umístěný na trupu a nekrytovaný. To má za následek zvýšení výsledného celkového odporu. Je možné konstatovat, že součinitel odporu podvozku není závislý na úhlu náběhu. Před přičtením k celkovému součiniteli odporu je nutné odpor podvozku vztáhnout k ploše křídla.

Parametry podvozku pro výpočet součinitele odporu vycházejí z (Tabulky 4, [12]), kde jsou uváděny rozměry kol pro letouny se vzletovou hmotností vyšší než 1000 kg. S ohledem na velikost a používané rozměry pro kategorii UL jsou zvolena podobně velká kola. Pro předřový podvozek je volen průměr kola 300 mm a šířce 100 mm. Hlavní podvozek s koly o průměr 350 mm a šířce 150 mm.

$$c_{Dgear} = \sum_i (c_{Dgear})_i * \frac{(S_{gear})_i}{S} \quad (60)$$

$$c_{Dgear} = 0,565 * 0,009723 + 0,52 * 0,005556 = 0,008697$$

Kde

$c_{Dgear1} = 0,565$ je součinitel odporu hlavního podvozku (Figure 4.54 [10])

$c_{Dgear2} = 0,52$ je součinitel odporu předřového podvozku (Figure 4.58 [10])

$S_{gear1}/S = 0,009723$ je plocha hlavního podvozku vztahená na plochu křídla

$S_{gear2}/S = 0,005556$ je plocha předřového podvozku vztahená na plochu křídla

4.2.5 Vliv vrtulového proudu a motorové instalace

I když je motor umístěný v zadní části letounu, neměli by být vliv vrtulového proudu a jeho instalace opomenuty ve výpočtu odporu. Jelikož je vrtule tlačná, dochází k ovlivnění hlavně ocasních ploch a minimálně ovlivňuje trup. Samotný vrtulový disk sám o sobě taktéž vyvozuje část odporu. Výpočet je provede dle [10].

$$c_{Dprop} = 33 * \frac{1}{\bar{q} * S} * \frac{P_{rated}}{U_1} \quad (61)$$
$$c_{Dprop} = 33 * \frac{1}{39,74 * 116,24} * \frac{115}{173,16} = 0,004744$$

Jelikož se jedná o anglosaský zdroj výpočtu, je nutné přepočítat do těchto jednotek i $S = 116,24 \text{ ft}^2$ je plocha křídla, $U_1 = 173,16 \text{ ft/s}$ je cestovní rychlost, $\bar{q} = 39,74 \text{ psf}$ je dynamický tlak při cestovní rychlosti a $P_{rated} = 115 \text{ HP}$ je výkon motoru.

Dále byl spočten součinitel odporu od motorové instalace [10]

$$c_{Dm} = 0,015 * b_f * h_f * \frac{1}{S} \quad (62)$$
$$c_{Dm} = 0,015 * 0,7 * 0,4 * \frac{1}{10,8} = 0,000389$$

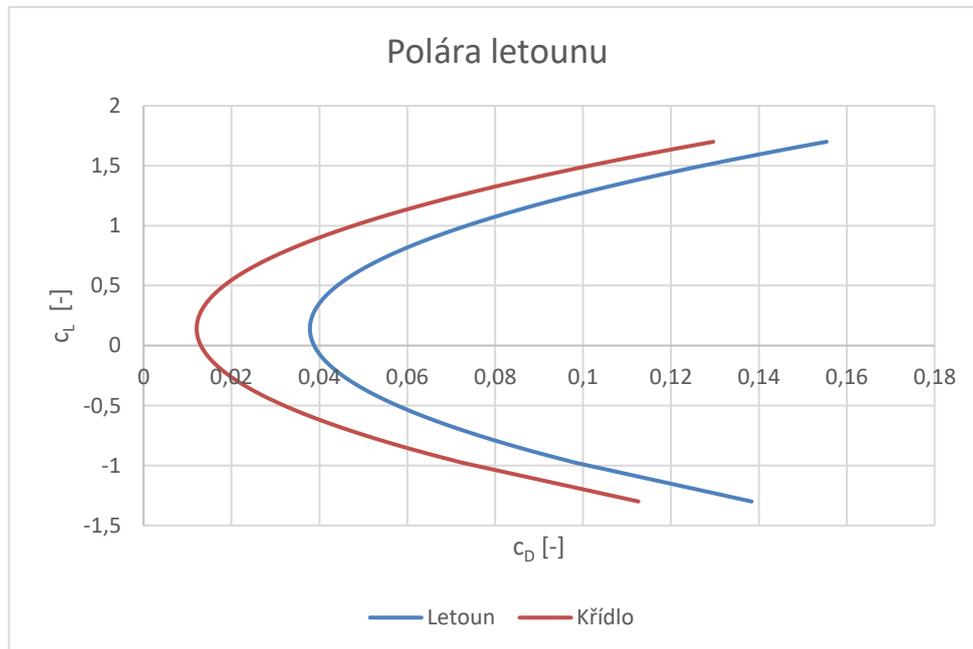
Kde

$b_f = 0,7 \text{ m}$ je výška trupu; $h_f = 0,4 \text{ m}$ je šířka trupu

Celkový součinitel odporu

$$c_D = c_{Dw} + c_{Df} + c_{DVOP} + c_{DSOP} + c_{Dgear} + c_{Dprop} + c_{Dm} \quad (63)$$

Byla sestrojena polára letounu v rozmezí součinitele vztlaku od -1,3 do 1,692 (maximální hodnoty vztlaku letounu bez vysunutých vztlakových klapek).



Graf 4.3 Polára letounu

Z grafu 4.3 můžeme vyčíst minimální součinitel odporu, jehož hodnota činí $c_{Dmin} = 0,03786$. Tato hodnota je ovlivněna pevným podvozkem, který velmi kazí aerodynamickou čistotu letounu. Tato hodnota bude velmi důležitá pro určování letových výkonů letounu.

Sestrojením tečny k poláře letounu získáme požadovaný a hledaný optimální režim letounu pro nejlepší dolet.

4.3 Momentová čára

Poslední uvedou základní aerodynamickou charakteristikou letounu v návrhu je momentová čára letounu. Klopivý moment určuje chování letounu a má také vliv na výkony letounu.

Sestavení momentové čáry letounu probíhá ve třech krocích. Nejprve je sestavena momentová čára křídla, poté momentová čára křídla s trupem a posledním krokem je sestavení momentové čáry celého letounu. Výpočet je dle literatury [10], [16].

4.3.1 Aerodynamický střed letounu

Pro následující výpočty momentových čar bude zapotřebí znát aerodynamický střed letounu. Poloha aerodynamického středu profilu křídla se uvažuje ve 25 % jeho hloubky pro nízkorychlostní letouny, mezi které je možné zařadit i návrh tohoto bezpilotního letounu. I přestože má letoun lichoběžníkové křídlo s malým úhlem šípu, můžeme považovat aerodynamický střed křídla ve čtvrtinovém bodě $(x_{ac}/b_{SAT}) = 0,25$. Vliv šípu je ve výpočtu zanedbán a tím je výpočet mírně zjednodušen.

Poloha aerodynamického středu křídla s trupem je vypočítána:

$$\left(\frac{x_{ac}}{b_{SAT}}\right)_{wf} = \left(\frac{x_{ac}}{b_{SAT}}\right)_w - \frac{1,8}{(c_{L\alpha})_{wf}} * \frac{b_f * h_f * l_{fn}}{S * b_{SAT}} + \frac{0,273}{1 + \lambda} * \frac{b_f * c_g * (l - b_f)}{b_{SAT}^2 * (l + 2,15 * b_f)} * tg\Lambda_{\frac{1}{4}} \quad (64)$$

$$\left(\frac{x_{ac}}{b_{SAT}}\right)_{wf} = 0,25 - \frac{1,8}{5,202} * \frac{0,7 * 0,4 * 3,27}{10,8 * 0,878} + 0 = 0,217$$

Kde $l_{fn} = 3,27$ m je délka trupu před křídlem

Poloha aerodynamického středu celého letounu je pak možné dopočítat podle následující rovnice (65)

$$\left(\frac{x_n}{b_{SAT}}\right) = \left(\frac{x_{ac}}{b_{SAT}}\right)_{wf} + \frac{c_{L\alpha h}}{c_{L\alpha}} * \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) * \frac{S_h}{S} * \frac{l_h}{b_{SAT}} * \frac{q_h}{q} \quad (65)$$

$$\left(\frac{x_n}{b_{SAT}}\right) = 0,217 + \frac{1,481}{5,202} * (1 - 0,269) * 0,191 * 2,619 * 0,85 = 0,314$$

Kde

$d\varepsilon/d\alpha = 0,269$ je derivace srázového úhlu a je vypočten na základě [10]

$S_h/S = 0,191$ je poměr plochy VOP a plochy křídla

$l_h/b_{SAT} = 2,619$ je poměr ramene VOP a střední aerodynamické tělivity

$q_h/q = 0,85$ je součinitel snížení dynamického tlaku

Typickým znakem je destabilizující účinek trupu na všechny charakteristiky oproti samotnému křídlu. I v tomto případě tomu tak je a aerodynamický střed je posouván směrem dopředu ve směru letu. Pro splnění podmínky podélné stability je zapotřebí mít polohy těžiště před aerodynamickým středem letounu, což je splněno.

4.3.2 Momentová čára křídla

Stanovení součinitele klopivého momentu křídla začíná stanovením klopivého momentu křídla při nulovém vztlaku c_{m0w} a stoupání momentové čáry křídla c_{mclw} . Součinitel klopivého momentu křídla při nulovém vztlaku je určen následující rovnicí. Úhel šípu spojnice čtvrtinových bodů činí $\Lambda_{c/4} = 4^\circ$. Jedná se o malý úhel a bylo by možného ho zanedbat, do výpočtu byl vzhledem k celému křídlu započítán. Křídlo není nijak kroucené a pro kořenové i koncové žebro je stejný profil SD 7032, součinitel klopivého momentu $c_{m0r} = c_{m0t} = 0,094 [-]$. Pro nekroucené křídlo dále platí $\left(\frac{\Delta c_{m0}}{\varepsilon_t}\right) \varepsilon_t = 0$.

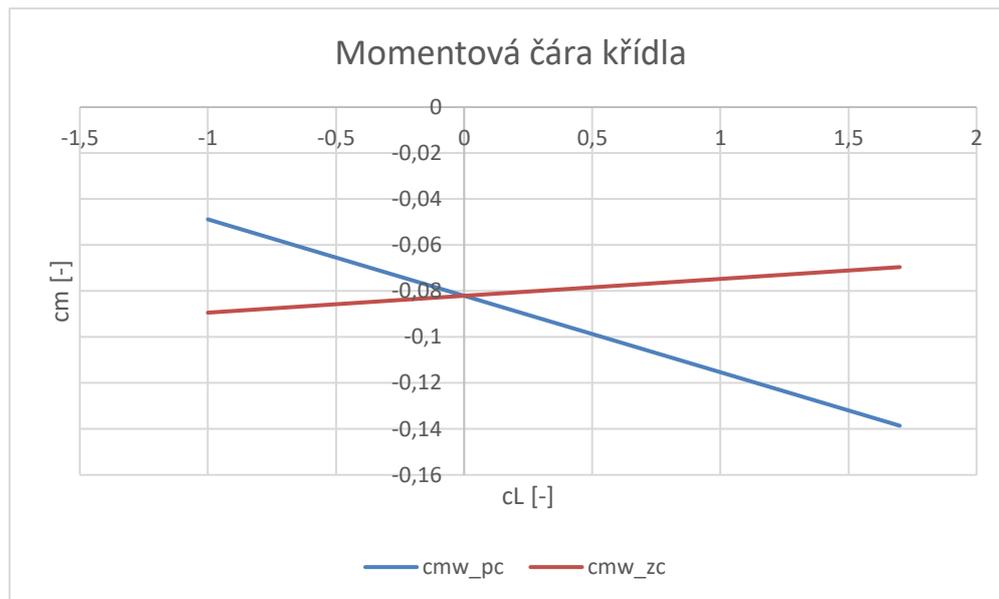
$$c_{m0w} = \frac{\lambda * \cos^2 \Lambda_{c/4}}{\lambda + 2 * \cos \Lambda_{c/4}} * \frac{c_{m0r} + c_{m0t}}{2} + \left(\frac{\Delta c_{m0}}{\varepsilon_t}\right) \varepsilon_t \quad (66)$$

$$c_{m0w} = \frac{14 * \cos^2 4^\circ}{14 + 2 * \cos 4^\circ} * (-0,094) + 0 = -0,08207$$

Stoupání momentové čáry je možné vyjádřit

$$c_{mclw_{PC}} = x_{PC} - x_{ac} = 0,2167 - 0,25 = -0,0333 \quad (67)$$

$$c_{mclw_{ZC}} = x_{ZC} - x_{ac} = 0,2573 - 0,25 = 0,0073 \quad (68)$$



Graf 4.4 Momentová čára křídla

4.3.3 Momentová čára křídla s trupem

Stejně jako u momentové čáry křídla, tak i u momentové čáry křídla s trupem je zapotřebí určit stejné veličiny. Jedná se o součinitel klopivého momentu křídla s trupem při nulovém vztlaku a stoupání momentové čáry.

$$c_{m0wf} = c_{m0w} + \Delta_f c_{mac} = (-0,08207) + (-0,01456) = -0,09663 \quad (69)$$

Kde $\Delta_f c_{mac}$ je přírůstek klopivého momentu od trupu

$$\Delta_f c_{mac} = -1,8 * \left(1 - \frac{2,5 * b_f}{l_f}\right) * \frac{\pi * b_f * h_f * l_f}{4 * S * b_{SAT}} * \frac{c_{L0}}{(c_{L\alpha})_{wf}} \quad (70)$$

$$\Delta_f c_{mac} = -1,8 * \left(1 - \frac{2,5 * 1,3}{7,625}\right) * \frac{\pi * 0,7 * 0,4 * 7,625}{4 * 10,8 * 0,87} * \frac{0,309}{5,202} = -0,01456$$

Klopivý moment je možné spočítat stejně jako pro samotné křídlo

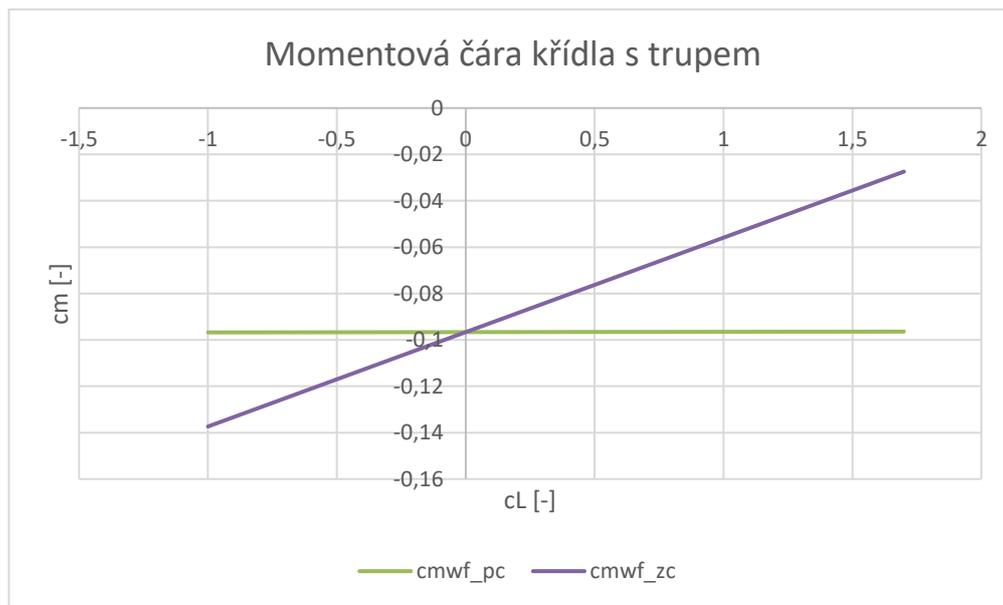
$$c_{mwf} = c_{m0wf} + c_{Lwf} * \frac{(x_{pc} - x_{acwf})}{b_{SAT}} \quad (71)$$

$$c_{mwf} = (-0,09383) + 0,3813 * (0,2167 - 0,217) = -0,09658$$

Stoupání vztlakové čáry je možné vyjádřit

$$c_{mCLwf_{PC}} = x_{PC} - x_{acf} = 0,2167 - 0,217 = -0,0003 \quad (72)$$

$$c_{mCLwf_{ZC}} = x_{ZC} - x_{acf} = 0,2573 - 0,217 = 0,0403 \quad (73)$$



Graf 4.5 Momentová čára křídla s trupem

4.3.4 Momentová čára letounu

Tak jako tomu bylo u křídla a křídla s trupem, i zde je potřeba stanovit stejné veličiny. Jedná se o stanovení součinitele klopivého momentu letounu a stoupání momentové čáry.

Pro její sestavení je nutné znát úhel nastavení VOP vůči trupu i_{hf} a úhel nastavení VOP vůči křídlu i_h .

$$(i_h)_f = \frac{c_{m0wf} + c_{L0wf} * (x_{PC} - x_{acwf})}{c_{L\alpha h} * \frac{S_h}{S} * \frac{l_h}{b_{SAT}} * \frac{q_h}{q}} + \frac{\frac{d\varepsilon}{d\alpha}}{c_{L\alpha w}} * c_{L0wf} \quad (74)$$

$$(i_h)_f = \frac{-0,09419 + 0,309 * (0,2143 - 0,217)}{3,764 * \frac{2,062}{10,8} * 2,619 * 0,85} + \frac{0,269}{5,202} * 0,309 = -0,139 \text{ rad}$$

$$= -7,9^\circ$$

$$i_h = (i_h)_f - \frac{c_{L0wf}}{c_{L\alpha}} = -0,136 - \frac{0,309}{5,396} = -0,196 \text{ rad} = -11^\circ \quad (75)$$

Tato nastavení budou mít za následek snížení rozsahu úhlů řízení a také vnášení větších sil do řízení. Jelikož se však jedná o bezpilotní letoun, budou tyto síly řešeny přes silové členy řízení a elektrickými systémy pro řízení. S největší pravděpodobností bude využito aktivního řízení, které je běžnou součástí moderních letounů.

Součinitel klopivého momentu letounu při nulovém vztlaku dle následující rovnice

$$c_{m0} = c_{m0wf} - c_{Lah} * i_h * \frac{S_h}{S} * \frac{l_h}{b_{SAT}} * \frac{q_h}{q} \quad (76)$$

$$c_{m0} = -0,08207 - 1,481 * (-0,193) * \frac{2,062}{10,8} * \frac{2,3}{0,878} * 0,85 = 0,03963$$

Výpočet momentové čáry celého letounu

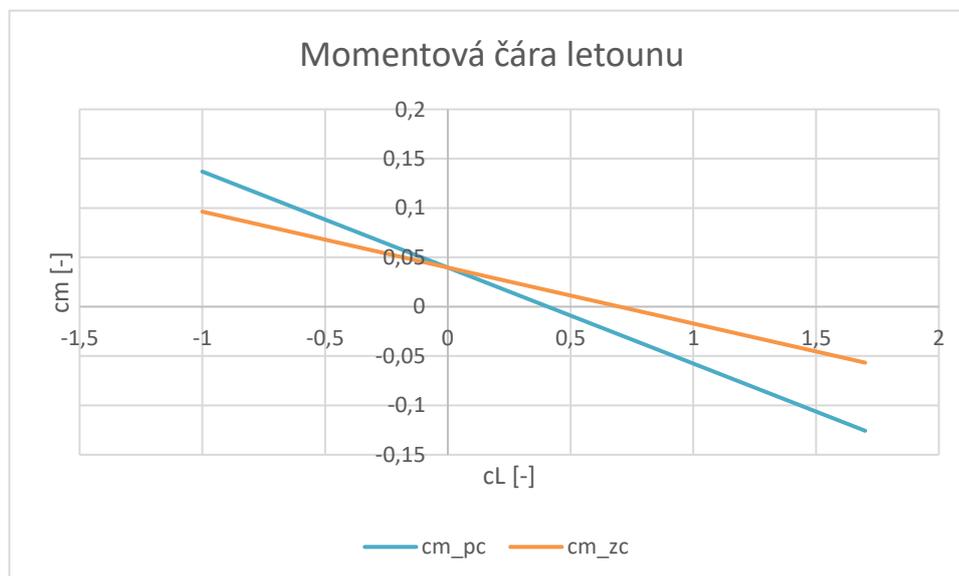
$$c_m = c_{m0} + c_L * \frac{(x_{pc} - x_n)}{b_{SAT}} \quad (77)$$

$$c_m = 0,03963 + 0,473 * (0,2167 - 0,217) = 0,03968$$

Stoupání vztlakové čáry je možné vyjádřit

$$c_{mCLwf_{PC}} = x_{PC} - x_{acn} = 0,2167 - 0,314 = -0,0973 \quad (78)$$

$$c_{mCLwf_{ZC}} = x_{ZC} - x_{acn} = 0,2573 - 0,314 = -0,0567 \quad (79)$$



Graf 4.6 Momentová čára letounu



Na grafech 4.4 a 4.5 si můžeme všimnout, že samotné křídlo i křídlo s trupem jsou pro zadní centráž nestabilní, dále je možné si všimnout na grafu 4.5, že trup pro přední centráž má malý stabilizující účinek. Na grafu 4.6 je však vidět, že celý letoun je stabilní i pro zadní centráž. Lepším rozložením hmot by se dosáhlo lepších aerodynamických vlastností, hlavně v zájmu posunutí aerodynamického středu směrem k zadní části trupu, čímž by vznikl větší rozdíl mezi zadní centráží a aerodynamickým středem letounu.

Dále by bylo vhodné změnit nastavení úhlu stabilizátoru vůči trupu a křídlu, tak aby nebyly zvolené úhly příliš velké.

5 Výkony

Letové výkony vyjadřují vlastnosti letounu a jsou jeho hlavními parametry pro jeho využití. Proto jsou také důležitou součástí celého návrhu letounu. Každý výrobce ať už pilotovaného tak bezpilotního letounu se rád chlubí dosahujícími výkony letounu, čímž zvyšují konkurenceschopnost a prodejnost svého letounu. V následujících výpočtech je zvolena motorová jednotka Rotax 914 UL, jehož maximální výkon činí 115 HP (84,4 kW) při 5800 ot/min.

5.1 Tahová křivka

Aby bylo možné sestavit tahové křivky vrtule, je potřeba znát samozřejmě její účinnost. Při zvolené vrtuli od výrobce mnohdy nalezneme hodnoty celkem s vysokou účinností, u takovýchto hodnot je dobré být poněkud skeptický a nevěřit těmto hodnotám. Reálné hodnoty budou zajisté odlišné. Pro určení tahové křivky byly využity naměřené hodnoty z NACA reportu no. 650 pro stavitelnou třílistou vrtuli s profilem Clark Y. Tento profil vrtule je běžně používaným na leteckých vrtulích.

Nejprve byl stanoven součinitel výkonu

$$c_P = \frac{P_v}{\rho * n_s^3 * D^5} = \frac{84,8 * 1000}{1,225 * 39,78^3 * 1,6^5} = 0,105 \quad (80)$$

Pro tuto hodnotu jsou odečteny hodnoty rychlostního poměru pro všechny dosažitelné hodnoty součinitele tahu z Figure 11 [13].

Poté je možné stanovit maximální tah

$$T_v = c_T * \rho * n_s^2 * D^4 = 0,12 * 1,225 * 39,78^2 * 1,6^4 = 1524,54 \text{ N} \quad (81)$$

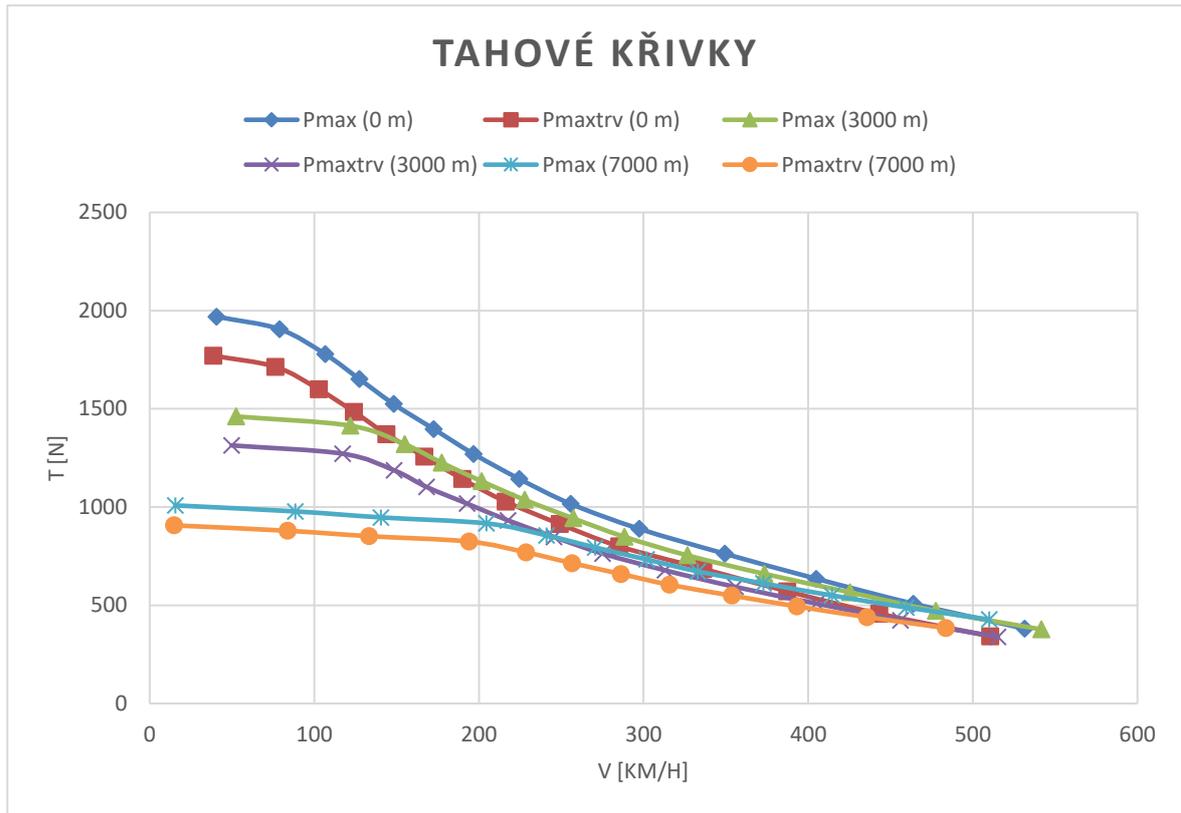
A stanovení rychlosti letu

$$v = \lambda * n_s * D = 0,647 * 39,78 * 1,6 = 41,2 \frac{\text{m}}{\text{s}} \quad (82)$$

Dále byla určena i propulzní účinnost vrtule

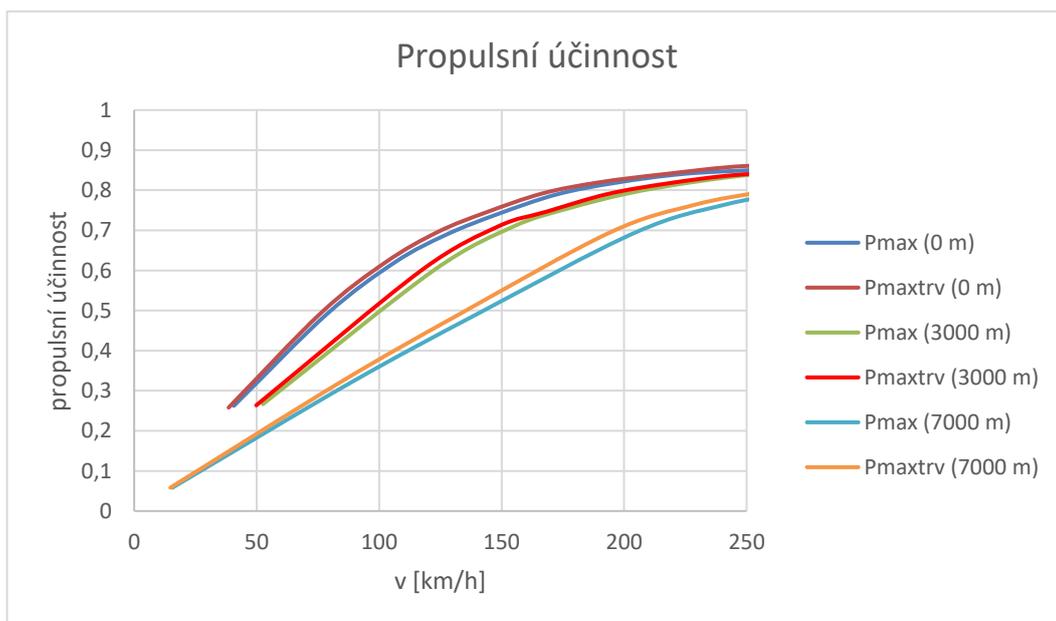
$$\eta_p = \lambda * \frac{c_T}{c_P} = 0,647 * \frac{0,12}{0,105} = 0,74 [-] \quad (83)$$

Hodnoty byly odečteny a vypočteny jak pro maximální výkon, tak pro maximální trvalý výkon ve výškách 0 m, 3000 m a 7000 m a následně vyneseny do grafu.



Graf 5.1 Tahové křivky

Z grafu 5.2 je patrné, že s rostoucí výškou klesá i tah motoru. To je z důvodu snížené hustoty vzduchu v těchto výškách a tím pádem nemá ani pohonná jednotka s vrtulí takový výkon a tah.



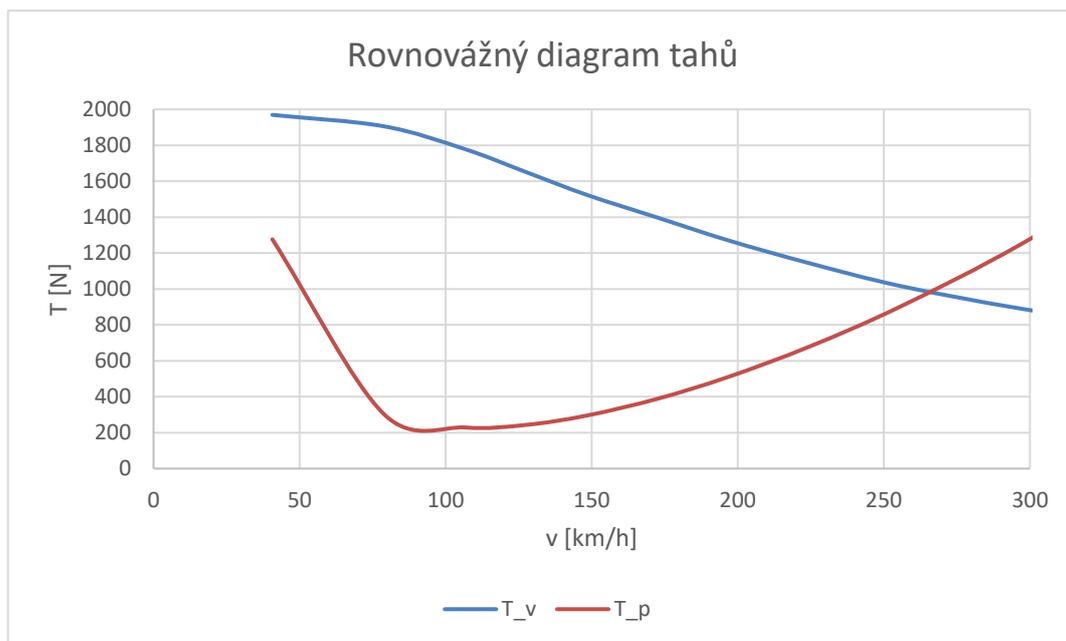
Graf 5.2 Propulsní účinnost

Na grafu 5.3 je jednoznačné, že s rostoucí výškou klesá i propulzní účinnost vrtule. Zejména v malých rychlostech dosahuje propulzní účinnost velmi nízkých hodnot, které mohou být kritické například pro rozjezd letounu. Jelikož se ale nejedná o letoun typu STOL, kde je tah nejdůležitější hlavně při nízkých rychlostech, není to takový problém při návrhu tohoto typu letounu.

5.2 Využitelný a potřebný tah a výkon

Jedná se o diagram umožňující odečíst optimální rychlost letounu, které odpovídá maximální aerodynamické jemnosti a nejvyššímu doletu. Potřebný tah je vypočítán podle rovnice (84). Součinitel odporu byl získán z poláry letounu pro součinitel vztlaku, získaný z rovnováhy vztlaku a tíhy. Z vypočtených hodnot byl sestrojen graf potřebného a využitelného tahu, z kterého byla odečtena maximální rychlost horizontálního letu.

$$T_p = D = \frac{1}{2} * \rho * v^2 * c_D * S = \frac{1}{2} * 1,225 * 41,17^2 * 0,0448 * 10,8 = 502 \text{ N} \quad (84)$$



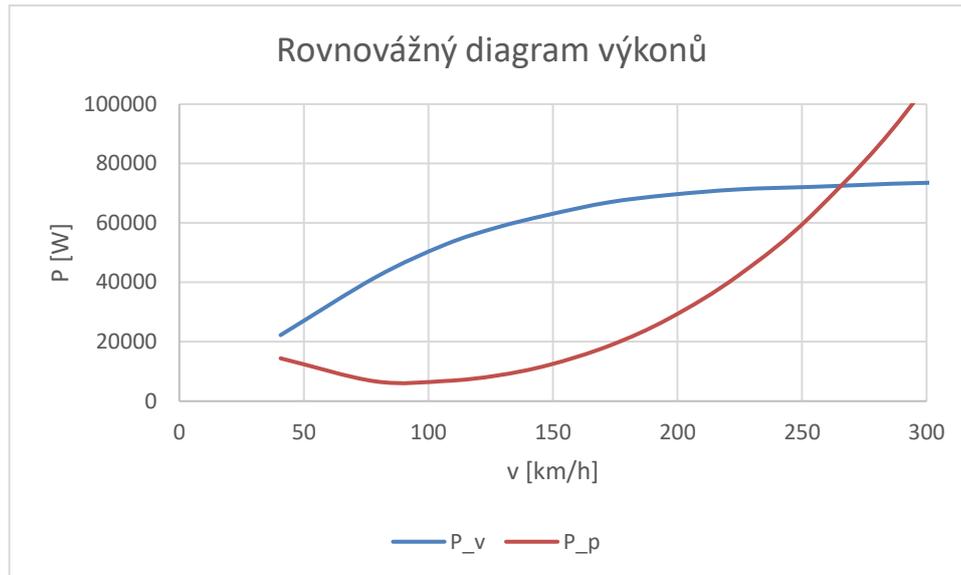
Graf 5.3 Rovnovážný diagram tahů;

Maximální rychlost letounu je $v_{\max} = 265,8 \text{ km/h}$.

Rovnovážný digram výkonů vychází z rovnováhy tahů. Výkon je tah násobený rychlostí letu.

$$P_v = T_v * v \quad (85)$$

$$P_p = T_p * v \quad (86)$$



Graf 5.4 Rovnovážný diagram výkonů

Z vypočtených hodnot byl sestrojen diagram výkonů. Z tohoto diagramu by mělo být možné odečíst ekonomickou rychlost, jenž odpovídá konfiguraci minimálního potřebného výkonu, který nám definuje maximální vytrvalost letounu.

Z grafu 5.4 je ekonomická rychlost pro tento bezpilotní letoun $v_{eko} = 127,4$ km/h.

5.3 Klouzavý let

Klouzavý let je případ letu, kdy pohonná jednotka nevyvozuje žádný tah. Tohoto režimu je možné využít pro částečnou výdrž v operační oblasti a také v případě návratu, když by docházelo palivo letounu. V takovém případě bude dobré vědět, jak dlouho a jakou vzdálenost letoun ještě uletí po vysazení pohonné jednotky.

Nejprve je nutné stanovit úhel podélného sklonu dráhy letu γ z rovnice (87)

$$\gamma = \arctan \frac{c_D}{c_L} = \arctan \frac{0,0572}{0,84} = 3,894^\circ \quad (87)$$

Dále je možné stanovit rychlost klouzavého letu. Ta je nižší oproti vodorovnému letu vlivem rozkladu vektorů sil.

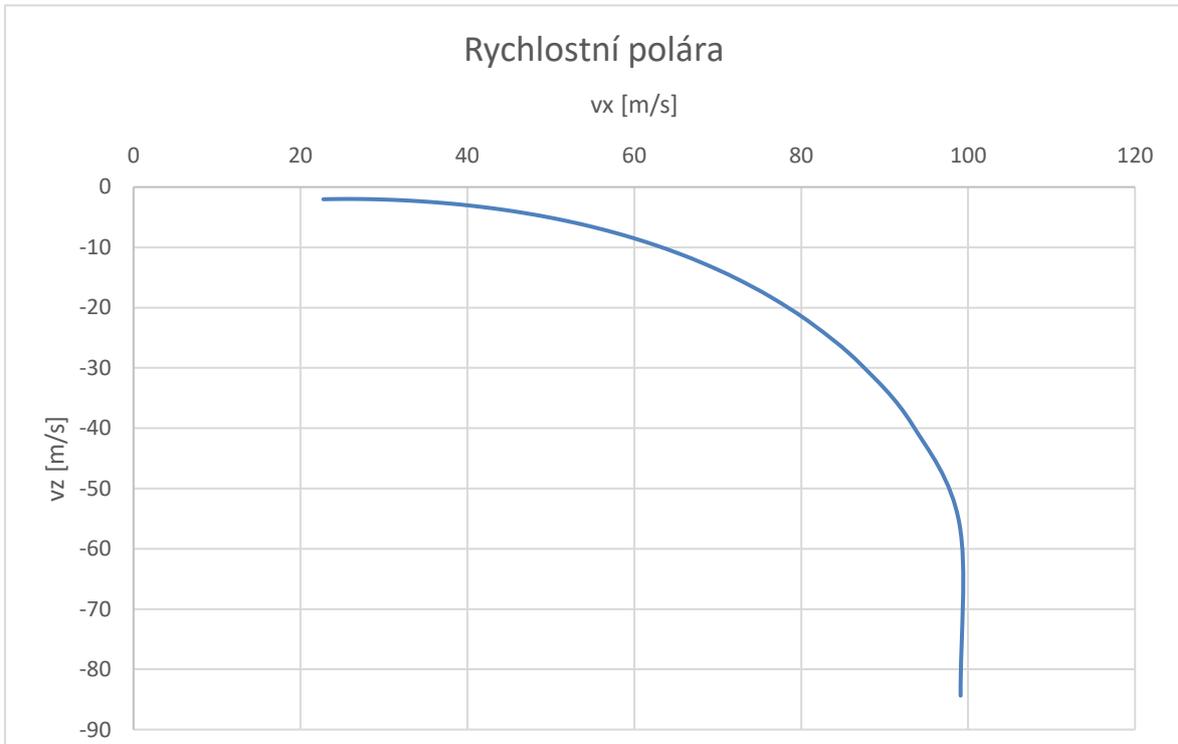
$$v_{kl} = \sqrt{\frac{2 * m * g * \cos \gamma}{\rho * S * c_L}} = \sqrt{\frac{2 * 600 * 9,81 * \cos 3,894^\circ}{1,225 * 10,8 * 0,84}} = 32,511 \text{ m/s} \quad (88)$$

Stanovení dopředné rychlosti ze vztahu

$$v_x = v_{kl} * \cos \gamma = 32,511 * \cos 3,894^\circ = 32,436 \text{ m/s} \quad (89)$$

Z rozkladu vektorů rychlosti lze analogicky dopočítat klesací rychlost

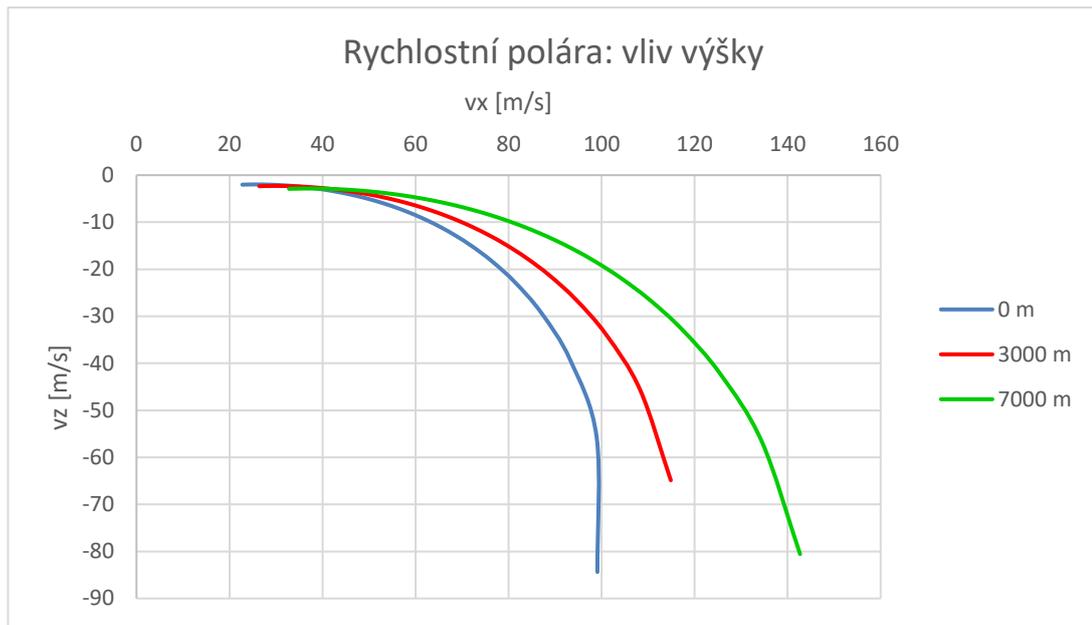
$$v_z = -v_{kl} * \sin \gamma = -32,511 * \sin 3,894^\circ = -2,208 \text{ m/s} \quad (90)$$



Graf 5.5 Rychlostní polára letounu

Z rychlostní poláry byla odečtena minimální rychlost opadání $v_z = -1,974 \text{ m/s}$ při dopředné rychlosti $v_x = 25,66 \text{ m/s}$. Také je patrné, že se zvyšující se dopřednou rychlostí dochází k prudkému nárůstu rychlosti opadání.

Vliv výšky se také musí vzít v úvahu, což znázorňuje graf 5.7. Výhodou vyšší výšky je získání větší dopředné rychlosti, naproti tomu musíme počítat i s nárůstem rychlosti opadání. Ve výšce 3000 m máme minimální rychlost opadání $v_z = -2,291 \text{ m/s}$ při dopředné rychlosti $v_x = 29,78 \text{ m/s}$, v 7000 m se dostáváme na rychlost opadání $v_z = -2,846 \text{ m/s}$ při dopředné rychlosti $v_x = 36,99 \text{ m/s}$.



Graf 5.6 Rychlostí polára v závislosti na výšce

Dále je možné stanovit maximální klouzavost letounu. Výsledné hodnoty obsahuje následující tabulka.

Tabulka 5.1 Výsledné hodnoty klouzavého letu

	minimální opadání		maximální klouzavost	
	v_x [m/s]	v_z [-]	v_x [-]	v_z [-]
0 m	25,66	-1,974	32,44	-2,208
3000 m	29,78	-2,291	37,56	-2,563
7000 m	36,99	-2,846	46,77	-3,184

5.4 Stoupavý let

Výpočet stoupavého letu je velmi podobný jako výpočet klouzavého letu. Rozdíl výpočtu je v zahrnutí tahu pohonné jednotky.

Nejprve je nutné určit přebytek tahu, který je dán rozdílem využitelného tahu a potřebného tahu. Výpočet je provede při ekonomické rychlosti $v_{eko} = 127,4$ km/h.

$$\Delta T = T_v - T_p = 1651,6 - 443,1 = 1208,5 \text{ N} \quad (91)$$

Dále je možné určit úhel sklonu dráhy ze silové rovnováhy letounu v ustáleném stoupání.

$$\gamma = \arcsin \frac{\Delta T}{m * g} = \arcsin \frac{1208,5}{600 * 9,81} = 11,8^\circ \quad (92)$$

Pro stanovení stoupací rychlosti je také potřeba znát přebytek výkonu – rozdíl využitelného a potřebného tahu

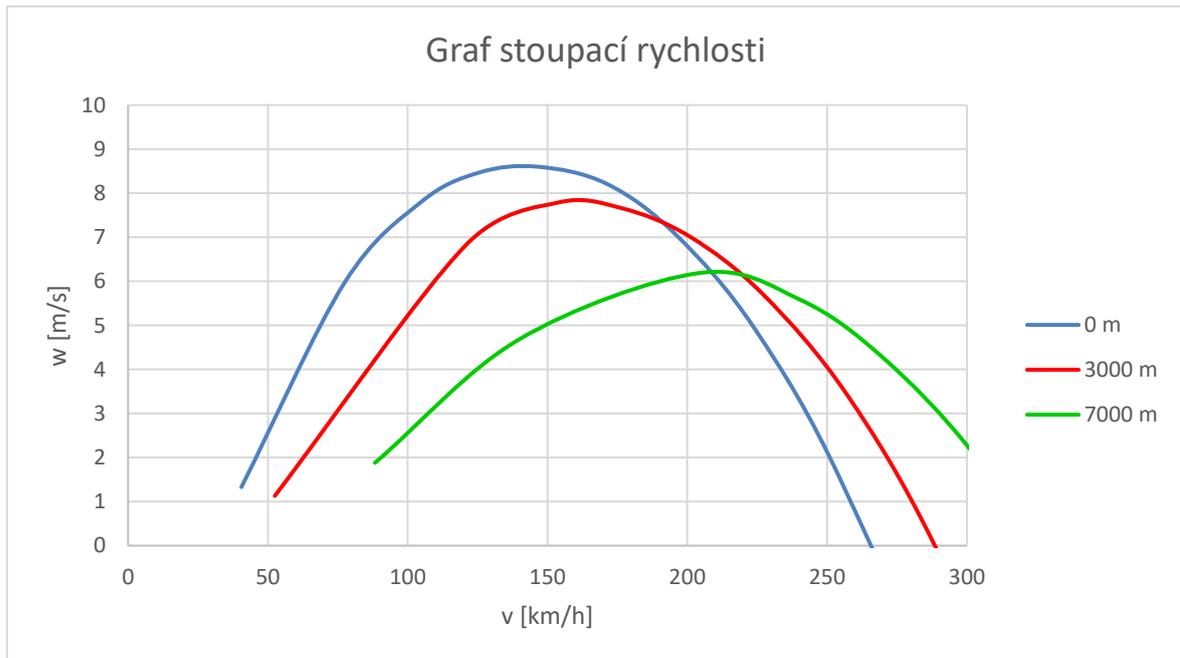
$$\Delta P = P_v - P_p = 58443,5 - 15679,8 = 42763,7 \text{ W} \quad (93)$$

Tak jako u klouzavého letu bylo možné určit rychlost opadání, v případě stoupavého letu určujeme rychlost stoupání

$$w = \frac{\Delta P}{m * g} = \frac{42763,7}{600 * 9,81} = 7,27 \text{ m/s} \quad (94)$$

Analogickým způsobem lze dopočítat i rychlost stoupavého letu

$$v_{SL} = v_{HL} * \sqrt{\cos \gamma} = 35,39 * \sqrt{\cos 11,8^\circ} = 35,01 \text{ m/s} \quad (95)$$



Graf 5.7 Graf stoupací rychlosti

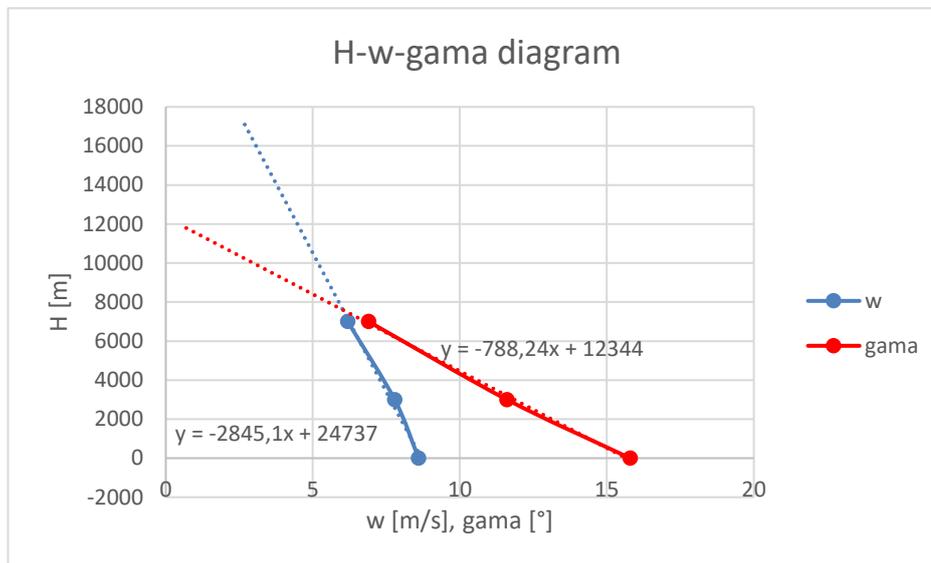
Na grafu 5.8 je dobře vidět vliv výšky na posun stoupací rychlosti. Dochází ke snížení maximální stoupací rychlosti posunu do vyšších rychlostí letu. V nulové výšce můžeme dosáhnout maximálního stoupání $15,79^\circ$, což se blíží ke kritickému úhlu náběhu.

Tabulka 5.2 Výsledné hodnoty stoupavého letu

	w_{max} [m/s]	v_{SL} [km/h]	γ [°]	v_{SL} [km/h]
0 m	8,6	148,2	15,79	78,83
3000 m	7,8	156,88	11,6	121,93
7000 m	6,2	204,62	6,89	140,46

5.5 Dostup

Z předchozí kapitoly je dále možné dopočítat dostup letounu. I když máme stanovený požadovaný dostup do 7000 m, vynesení hodnot do H-w-gama diagramu zjistíme, že by dostup letounu mohl být ještě mnohem vyšší.



Graf 5.8 H-w-gama diagram

Dané body jsou proloženy přímkami a jsou zobrazeny jejich směrnice. Jelikož se křivka pro stoupací rychlost a křivka pro úhel stoupání neprotínají v nule, je pro stanovení teoretického a praktického maximálního dostupů zvolena křivka úhlu stoupání. Ze směrnice této křivky byl určen teoretický maximální dostup.

$$H_{max_{praktický}} = -788,26 * w + 12344 = -788,26 * 0,5 + 12344 = 11949,9 \text{ m} \quad (96)$$

Tato hodnota je o 4000 m vyšší, než je požadovaná operační výška. Nepředpokládá se, že by se této výšce skutečně dosahovalo, už jen z předpokladu nedostatku výkonu motoru takovéto výšce.

5.6 Ustálená zatáčka

Ustálená zatáčka není až zase tak důležitým parametrem pro tento bezpilotní letoun, jelikož se předpokládá, že operační výška letounu bude ve více než 1000 m nad povrchem. Ale obecně chceme dosáhnout velmi obratného a dobře ovladatelného letounu. Pro kompletní určení výkonů je zde spočítána a určena třemi omezeními – omezení maximálním násobkem, maximálním součinitelem vztlaku a maximálním využitelným výkonem.

5.6.1 Omezení na maximální násobek

Jelikož legislativa pro takoveto letouny nspecifikuje provozní násobek, je v tomto případě volen vztahem z leteckého předpisu CS 23.337, tak aby došlo k podchycení nežádoucích vlivů na letounu. Rychlost je volena jako cestovní rychlost, při které se letoun bude nejčastěji pohybovat a je potřeba znát na něm manévrovatelnost.

$$n_{ult} = 2,1 + \frac{24\,000}{W + 10\,000} = 2,1 + \frac{24\,000}{1\,322,77 + 10\,000} = 4,22 \quad (97)$$

Poloměr zatáčky je poté možné spočítat podle následujícího vztahu

$$r_1 = \frac{v^2}{g * \sqrt{n_{max_1}^2 - 1}} = \frac{52,78^2}{9,81 * \sqrt{4,22^2 - 1}} = 69,26 \text{ m} \quad (98)$$

Určení maximálního úhlu příčného sklonu ϕ_{max_1}

$$\phi_{max_1} = \arccos \frac{1}{n_{max_1}} = \arccos \frac{1}{4,22} = 76,3^\circ \quad (99)$$

Minimální doba trvání zatáčky o 360° t_1 je dle následující rovnice

$$t_1 = \frac{2 * \pi * v}{g * \sqrt{n_{max_1}^2 - 1}} = \frac{2 * \pi * 52,78}{9,81 * \sqrt{4,22^2 - 1}} = 8,24 \text{ s} \quad (100)$$

5.6.2 Omezení na maximální součinitel vztlaku

Nejprve je nutné stanovit násobek při dosažení maximálního součinitele vztlaku. Do výpočtu je dopočtena pádová rychlost při MTOW bez vychýlené vztlakové mechanizace.

$$v_s = \sqrt{\frac{2 * m * g}{\rho * S * c_{Lmax}}} = \sqrt{\frac{2 * 600 * 9,81}{1,225 * 10,8 * 1,692}} = 22,93 \text{ m/s} \quad (101)$$

$$n_{max_2} = \left(\frac{v}{v_s}\right)^2 = \left(\frac{52,78}{22,93}\right)^2 = 5,297 \quad (102)$$

Pak už bylo možné stanovit poloměr zatáčky r_2 , maximální úhel příčného sklonu ϕ_{max_2} a dobu trvání zatáčky t_2 .

$$r_2 = \frac{v^2}{g * \sqrt{n_{max_2}^2 - 1}} = \frac{52,78^2}{9,81 * \sqrt{5,297^2 - 1}} = 54,59 \text{ m} \quad (103)$$

$$\varphi_{max_2} = \arccos \frac{1}{n_{max_3}} = \arccos \frac{1}{5,297} = 79,1^\circ \quad (104)$$

$$t_2 = \frac{2 * \pi * v}{g * \sqrt{n_{max_2}^2 - 1}} = \frac{2 * \pi * 52,78}{9,81 * \sqrt{5,297^2 - 1}} = 6,5 \text{ s} \quad (105)$$

5.6.3 Omezení maximálním využitelným výkonem

Posledním omezením je omezení na maximální využitelný výkon. V tomto případě je opět nejprve nutné stanovit maximální násobek, na kterém se bude letoun pohybovat

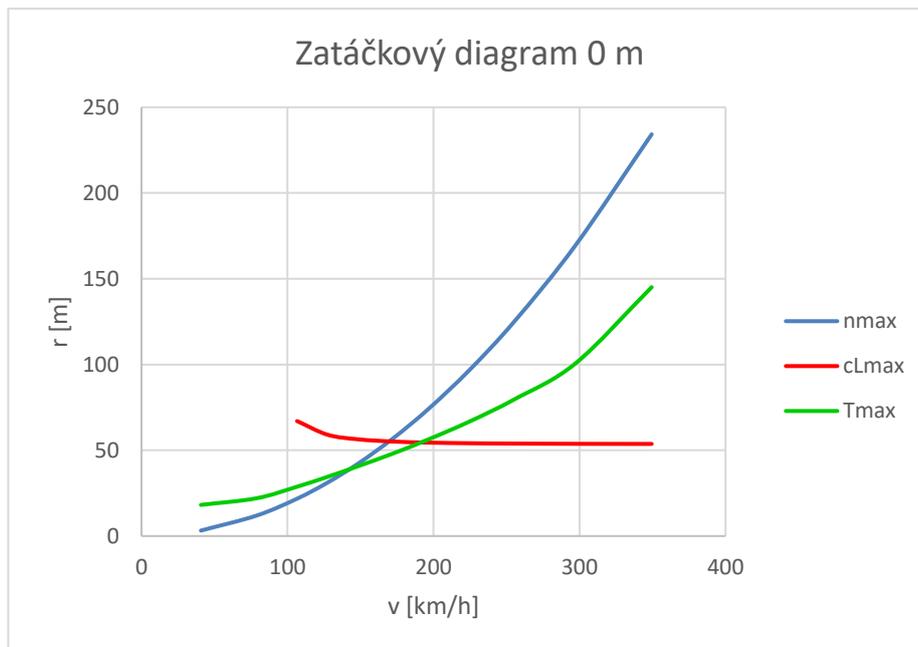
$$n_{max_3} = \frac{c_L}{c_D} * \frac{T_v}{m * g} = \frac{1,987}{0,2498} * \frac{5726,6}{2815,5 * 9,81} = 1,654 \quad (106)$$

Výpočet poloměru zatáčky r_3 , maximálního úhlu příčného sklonu φ_{max_3} a doby trvání zatáčky t_3 je totožné s předchozími omezeními.

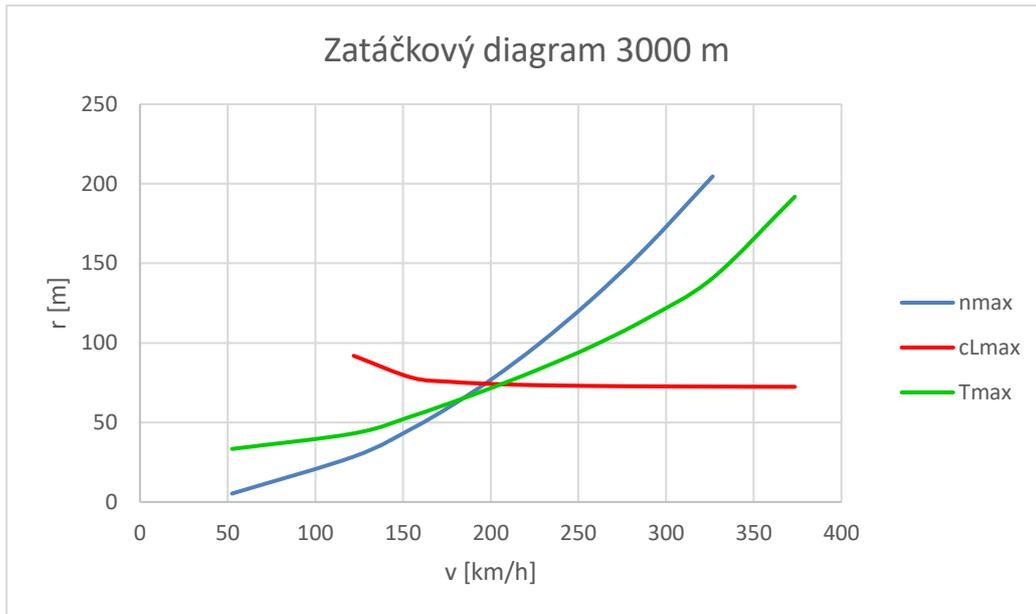
$$r_3 = \frac{v^2}{g * \sqrt{n_{max_3}^2 - 1}} = \frac{33,33^2}{9,81 * \sqrt{1,654^2 - 1}} = 86,04 \text{ m} \quad (107)$$

$$\varphi_{max_3} = \arccos \frac{1}{n_{max_3}} = \arccos \frac{1}{1,654} = 52,8^\circ \quad (108)$$

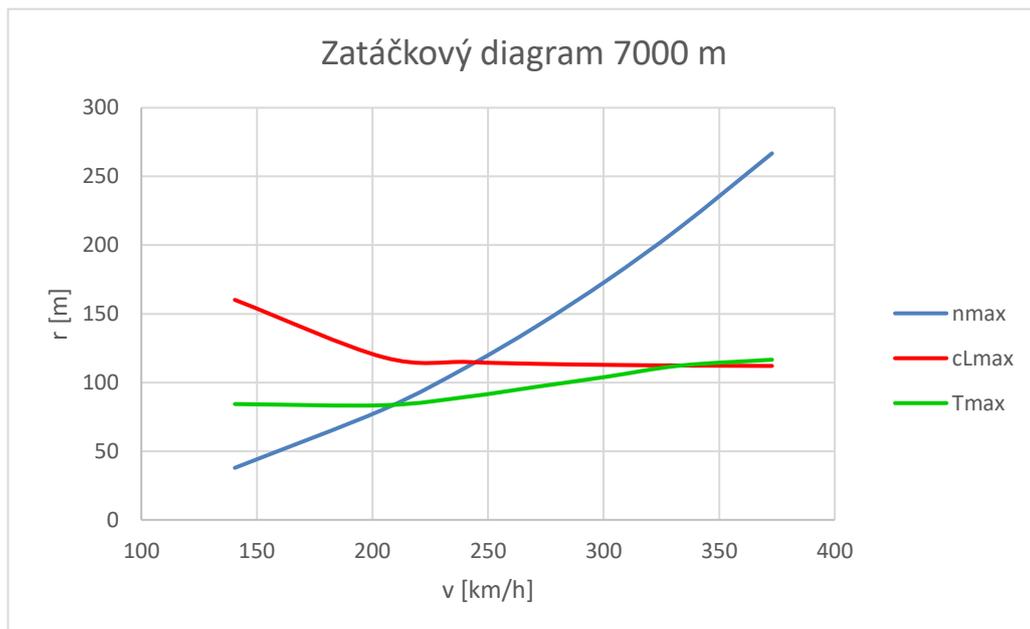
$$t_3 = \frac{2 * \pi * v}{g * \sqrt{n_{max_3}^2 - 1}} = \frac{2 * \pi * 33,33}{9,81 * \sqrt{1,654^2 - 1}} = 16,21 \text{ s} \quad (109)$$



Graf 5.9 Zatáčkový diagram pro 0 m



Graf 5.11 Zatáčkový diagram ve 3000 m



Graf 5.10 Zatáčkový diagram 7000 m

Z grafů 5.10 až 5.12 je patrné, že základní omezení bude na maximální součinitel vztlaku a omezení maximálního násobku.

Při letu blízko povrchu země se dá očekávat nejmenší poloměr zatáčky $r_{\min} = 55$ m při rychlosti $v = 197$ km/h. Ve výšce 3000 m se dá očekávat minimální poloměr zatáčky $r_{\min} = 72$ m při rychlosti okolo 200 km/h. Ve výšce 7000 m potom minimální poloměr zatáčky se pohybuje okolo 115 m a rychlosti blížíící se k 250 km/h.

5.7 Dolet

Dolet je pro tento typ letounu velmi důležitý z důvodu operačního rádiusu. Bez této informace bychom nevěděli, do jaké vzdálenosti je možné umístit pozemní operační středisko, ze kterého bude letoun řízen.

Stanovení doletu je možné provést stejným výpočtem jako pro jakýkoliv běžný letoun, a to na základě následující rovnice (110). Pro výpočet však potřebujeme znát specifickou spotřebu paliva motoru, kterou je možné vyčíst z manuálu motoru. Spotřeba motoru je 27,5 l/hod při maximálním trvalém výkonu motoru při 5500 ot/min, což činí specifickou spotřebu $q_s = 8,44 \cdot 10^{-8}$ [kg/w-s]. Propulzní účinnost vrtule při optimální rychlosti je pouze 63,1 %. Nejlepší aerodynamickou jemnost $\left(\frac{c_L}{c_D}\right)_{max}$ odečteme z poláry letounu.

$$S_{max} = \frac{\eta_p}{g * q_s} * \left(\frac{c_L}{c_D}\right)_{max} * \ln \frac{m_1}{m_2} \quad (110)$$
$$S_{max} = \frac{0,631}{9,81 * 8,44 * 10^{-8}} * 13,696 * \ln \frac{600}{435} = 3\,352\,053 \text{ m} = 3\,352 \text{ km}$$

Můžeme říct, že dolet 3 352 km je pro letoun velmi dobrou vizitkou mezi konkurenčními stroji dané velikosti a hmotnosti letounu.

5.8 Vytrvalost

Tento zásadní výkon je z hlediska použitelnosti a konkurenceschopnosti. Maximální vytrvalosti letoun dosáhne při letu v ekonomickém režimu na rychlosti minimálního opadání. Tento režim je definován poměrem $\left(\frac{c_L^2}{c_D}\right)_{max}$. Jak bylo zmíněno, tuto hodnotu je možné odečíst z aerodynamické poláry letounu. Propulzní účinnost v ekonomickém režimu je nižší než v optimálním režimu a je odečtena z grafu propulzní účinnosti 52,4 %.

$$T_{max} = \frac{\eta_p}{q_s} * \sqrt{\frac{2 * \rho * S}{m_1 * g^3}} * \left(\frac{c_L^2}{c_D}\right)_{max} * \left(\sqrt{\frac{m_1}{m_2}} - 1\right) \quad (111)$$
$$T_{max} = \frac{0,524}{8,44 * 10^{-8}} * \sqrt{\frac{2 * 1,225 * 10,8}{600 * 9,81^3}} * 14,465 * \left(\sqrt{\frac{600}{435}} - 1\right) = 106\,999 \text{ s}$$
$$= 29,72 \text{ hod}$$

Vytrvalost letounu byla vypočítána na 29,72 hod. Požadovaná hodnota vytrvalosti byla 24 h v místě operace, ke které jsou přičteny 4 h na cestu tam a zpět. Letoun tedy tento požadavek splňuje a rezerva letu je přibližně 1,72 h.

6 Návrhy na modifikace

V této kapitole uvádím několik možný úprav návrhu, které by přispěly ke zlepšení všech vlastností a výkonů letounu. Avšak během tohoto koncepčního návrhu nebylo možné se k těmto úpravám věnovat.

Prvním návrhem na modifikaci je přesnější stanovení hmotností jednotlivých celků konstrukce a jejich rozmístění. Tím bychom mohli získat například i větší užitečné zatížení v podobě až dvounásobné hmotnosti – z původních 100 kg na 200 kg, které byly i v předběžném návrhu zmíněné, nicméně se jedná o třetinu vzletové hmotnosti, a tak by bylo nutné tomu přizpůsobit celou konstrukci draku.

Druhou navrhovanou modifikací je výběr pohonné jednotky. I když v předběžném návrhu je zvolena pohonná jednotka Rotax 914 US, je z výkonů jasné, že letoun dosahuje maximální rychlosti o 265 km/h, což je o 45 km/h víc, než bylo původně předpokládáno. Dále je vidět, že i její specifická spotřeba paliva je celkem vysoká například oproti slabší pohonné jednotce Rotax 912 UL. Další možnou pohonnou jednotkou je Swift FL150 J/G, která má možnost využít i naftového paliva, čímž by došlo opět ke snížení spotřeby paliva.

Třetí modifikací, která má souvislost s pohonnou jednotkou je volba vrtule. Zvolením jiného průměru a zvýšením propulzní účinnosti vrtulového listu by došlo ke zlepšení všech letových výkonů letounu. Určitou otázkou je použití sklopné vrtule, která by se v případě klouzavého letu sklopila ve směru letu, snížil by se odpor a zvýšila aerodynamická čistota letounu.

Další modifikací je úprava rozměrů letounu, tak aby došlo ke zlepšení aerodynamických vlastností letounu. Je možné zlepšit charakteristiky letounu změnou štíhlosti křídla, čímž dojde ke změně rozpětí a plochy křídla letounu. Tím by také došlo ke snížení plošného zatížení a potřebného výkonu. Tyto úpravy vedou ke změně součinitele vztlaku a odporu.

Obecně změnou aerodynamických vlastností jako je například zvýšení aerodynamické jemnosti by zlepšilo výkony letounu. Například zvolení zatahovacího podvozku by snížilo celkový odpor letounu, což by mělo vliv například na klesací rychlost a letounu by byl schopný většího doletu, respektive vytrvalosti vlivem doletu bez pohonné jednotky.

Úpravou by měl projít i návrh vodorovné ocasní plochy, jak bylo naznačeno i v kapitole 4.3.4. Momentová čára letounu. Hlavně by šlo o její umístění a úhel nastavení vůči křídlu, který v současném návrhu snižuje rozsah úhlů ovládnutí. Tím, že je vodorovná ocasní plocha umístěna přímo ve vrtulovém proudu a konstrukčně umístěna mezi dva nosníkové trupy, volba plovoucí vodorovné ocasní plochy není na místě.

7 Závěr

Práce se zabývala koncepčním návrhem bezpilotního prostředku s dlouhou vytrvalostí. Jelikož oblast bezpilotních prostředků je obecně se vyvíjející a legislativní pokrok je o krok pozadu, bylo nutné se seznámit s touto problematikou, vymezit pojmy používané v této oblasti a provést základní rozdělení bezpilotních prostředků

Následně mohla být provedena rešerše letounů kategorie MALE UAV, tedy Medium altitude long endurance UAV. Z nichž bylo možné určit základní parametry návrhu letounu. Avšak v této kategorii jsou velmi rozdílné letouny, co se týče maximálních vzletových hmotností i velikostí.

Samotný návrh se potom skládá z návrhu pohonné jednotky na základě tahových a výkonových constrain analysis grafů. Jako pohonná jednotka byl zvolen spalovací motor Rotax 914 s třílistou stavitelnou vrtulí o průměru 1,6 m. Dále byly stanoveny hmotnosti základních celků letounu. Následoval výběr profilu křídla. Vhodný profil křídla byl dohledán v literatuře [4], [7], [8] a běžně doporučeným letounům kategorie větroň, jež jsou vhodnými kandidáty pro dlouhou vytrvalost letu. Poté následovalo stanovení teoretického obrysu a výpočet aerodynamických charakteristik letounu. Na jejich základě bylo možné spočítat všechny výkony letounu. Byly vytvořeny tahové křivky, výkony během klouzavého a stoupavého letu. Dále byl stanoven teoretický dostup z výkonu motoru, u kterého bych nepředpokládal, že ho bude možné dosáhnout. Letoun by měl být schopný dosáhnout 7000 m, které byly na začátku zvoleny pro klasifikaci letounu. S vyšším dostupem by letoun odpovídal kategorii HALE, ovšem pohonnou jednotku by bylo nutné nahradit jinou, protože by nebyla schopná v takové výšce operovat. Pro úplnost výkonu byl zde uveden i zatáčkový diagram ve všech výškách – 0 m, 3000 m a 7000 m, ve kterých se předpokládá manévrovatelnost letounu.

Nejdůležitějšími určenými výkony potom byly dolet a vytrvalost letounu. Dolet letounu je 3 352 km, což je více než dostačující. Požadovaná vytrvalost 28 h, tedy 24 h v místě operace a 4 h na přelety, byla splněna, a to s rezervou 1,72 h. Letoun při používání pohonné jednotky bez jejího zastavení je schopný vytrvalosti 29,72 h. Tato hodnota však může být navýšena při využití klouzavého letu jak v místě operace, tak v předposlední fázi letu, což je přiblížení na přistání na základně.

Na závěr práce byly navrženy možné modifikace letounu, které by stály za detailnější zpracování v budoucích závěrečných pracích a ke zlepšení celého návrhu bezpilotního prostředku s dlouhou vytrvalostí. Bylo by dobré se zamyslet nad celkovým využitím bezpilotního letounu, který je v úvodní fázi určen jako průzkumný bezpilotní prostředek. S rostoucím zájmem v soukromém sektoru by mohl být letoun využit například v zemědělství pro aplikaci mikrodávek, které jsou v současnosti v rozvoji aplikace a nebylo by nutné zvyšovat hmotnost užitečného zatížení. I u tohoto využití by dlouhá vytrvalost byla ku prospěchu práce.

8 Seznam literatury

Publikace

- [1] ICAO. ICAO Cir 328, Unmanned Aircraft Systems (UAS) [online]. INTERNATIONAL CIVIL AVIATION ORGANIZATION, 2011. ISBN 978-92-9231-751-5. Dostupné z: https://www.icao.int/Meetings/UAS/Documents/Circular%20328_en.pdf
- [2] MINISTERSTVO DOPRAVY. Letecký předpis L2 – Pravidla létání, Doplněk X – bezpilotní systémy [online]. Letecká informační služba [cit. 2022-08-12]. Dostupné z: <https://lis.rlp.cz/predpisy/predpisy/dokumenty/L/L2/data/effective/doplX.pdf>
- [3] Co je to bezpilotní letadlo, bezpilotní systém, model letadla? Úřad pro civilní letectví: Home [online]. ÚCL, 2011 [cit. 2022-08-12]. Dostupné z: <http://www.caa.cz/letadla-bez-pilota-na-palube/co-je-to-bezpilotni-letadlobezpilotni-system-model-letadla>
- [4] AUSTIN, Reg. Unmanned Aircraft Systems: UAVS Design, Development and Deployment. John &Wiley Sons, Ltd, 2010. ISBN 978-0-470-05819-0.
- [5] UAV Types & Detection. [online]. [cit. 2022-08-12]. Dostupné z <https://radausa.com/blog/uav-types>
- [6] GUDMUNDSSON, Snorri. General aviation aircraft design: applied methods and procedures. Waltham, MA: Butterworth-Heinemann, 2014. ISBN 0123973082.
- [7] Advanced UAV aerodynamics, flight stability and control: novel concepts, theory and applications. Editor Pascual MARQUÉS, editor Andrea DA RONCH. Hoboken: John Wiley & Sons, 2017. Aerospace series (Wiley). ISBN 9781118928684.
- [8] FAHLSTROM, Paul Gerin a Thomas James GLEASON. *Introduction to UAV systems*. 4th ed. Chichester: John Wiley, 2012. Aerospace series. ISBN 978-1-119-97866-4.
- [9] ROSKAM, Jan. Airplane design: part V: Component weight estimation, The University of Kansas, 1985.
- [10] ROSKAM, Jan. Airplane design: part VI: Preliminary calculation of aerodynamic thrust and power characteristic, The University of Kansas, 1987.
- [11] Precizní zemědělství. Jamcopters. [online] 2018, [cit. 2022-08-20]. Dostupné z: <https://jamcopters.cz/industry/precizni-zemedelstvi>
- [12] ŠULŽENKO, M.N. Konstrukce letadel, Státní nakladatelství technické literatury, n.p., Praha, 1954.
- [13] NACA report 650
- [14] DANĚK, Vladimír. Mechanika letu I: Letové výkony. Druhé vydání. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2019. ISBN 978-80-7623-014-9.
- [15] DANĚK, Vladimír. Mechanika letu II: Letové vlastnosti. Druhé vydání. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2021. ISBN 978-80-7623-059-0.
- [16] TORENBEEK, Egbert. Synthesis of subsonic airplane design: an introduction to the preliminary design of subsonic general aviation and transport aircraft, with emphasis on layout, aerodynamic design, propulsion and performance. Delft: Delft University Press, 1976. ISBN 90-298-2505-7.
- [17] HOERNER. Fluid dynamic drag: Practical information on aerodynamic drag and hydrodynamic resistance. 1965
- [18] STINTON, Darrol. The design of the aeroplane. BSP Professional Books, 1987.

- [19] (1982) "A New Generation of Specialised Ag-Aircraft", Aircraft Engineering and Aerospace Technology, Vol. 54 No. 7, pp. 10-13
- [20] Hoak, D., E.: USAF Stability and Control Datcom, Flight Control Division, Air Force Flight Dynamics Laboratory, WPAFB, Ohio, 1978. 73
- [21] THOMAS, Fred. *Fundamentals of Sailplane Design*. Maryland: College Park Press, 1979. ISBN 0966955307
- [22] BROŽ, Václav. *Aerodynamika nízkých rychlostí*. Praha: Editační středisko ČVUT, 1990. ISBN 80-01-00198-9.

Letouny

- [23] The 10 longest range unmanned aerial vehicles (UAVs) [online]. [cit. 2022-08-15]. Dostupné z: <https://www.airforce-technology.com/analysis/featurethe-top-10-longest-range-unmanned-aerial-vehicles-uavs/>
- [24] NASA Pathfinder – NASA [online]. [cit. 2022-08-22]. Dostupné z: <https://www.nasa.gov/centers/dryden/history/pastprojects/Erast/pathfinder.html>
- [25] IAI Heron – Wikipedia [online]. [cit. 2022-08-22]. Dostupné z: https://cs.wikipedia.org/wiki/IAI_Heron
- [26] IAI Heron [online]. [cit. 2022-08-22]. Dostupné z: <https://www.armadninoviny.cz/domains/0001/articles/original/5507.jpg>
- [27] AAI RQ-7 Shadow – ASC Army [online]. [cit. 2022-08-22]. Dostupné z: <https://asc.army.mil/web/wp-content/uploads/2014/09/2000-RQ-7B-Shadow.jpg>
- [28] Optimus Close Range UAV – Civi UAVS [online]. [cit. 2022-08-22]. Dostupné z: <http://civi-uavs.com/images/Products/Optimus/optimus2.png>
- [29] Airbus Zephyr Stratospheric – Wikipedia [online]. [cit. 2022-08-23]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/Airbus_Zephyr
- [30] Airbus Zephyr Stratospheric – Airbus [online]. [cit. 2022-08-23]. Dostupné z: <https://www.airbus.com/en/products-services/defence/uas/uas-solutions/zephyr>
- [31] Airbus Zephyr Stratospheric – Aerosociety [online]. [cit. 2022-08-23]. Dostupné z: <https://www.aerosociety.com/news/zephyr-down-but-definitely-not-out/>
- [32] Global Observer UAV – Airforce Technology [online]. [cit. 2022-08-23]. Dostupné z: <https://www.airforce-technology.com/projects/globalobserverunmann/>
- [33] Global Observer UAV – Wikipedia [online]. [cit. 2022-08-23]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/AeroVironment_Global_Observer
- [34] Global Observer UAV – NASA [online]. [cit. 2022-08-23]. Dostupné z: https://www.nasa.gov/sites/default/files/thumbnails/image/web_globalobserver_bg.jpg
- [35] United 40 (Smart Eye 2) UAV – Wikipedia [online]. [cit. 2022-08-23]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/Yabhon_United_40
- [36] United 40 (Smart Eye 2) UAV – Wikiwand [online]. [cit. 2022-08-23]. Dostupné z: https://www.wikiwand.com/en/Yabhon_United_40
- [37] United 40 (Smart Eye 2) UAV – Airforce Technology [online]. [cit. 2022-08-23]. Dostupné z: <https://www.airforce-technology.com/projects/yabhon-united-40-smart-eye-2-uav/>

- [38] United 40 (Smart Eye 2) UAV – AirTeamImages [online]. [cit. 2022-08-23]. Dostupné z: https://www.airteamimages.com/pics/137/137096_800.jpg
- [39] IAI Heron – Airforce Technology [online]. [cit. 2022-08-23]. Dostupné z: <https://www.airforce-technology.com/projects/heron-uav/>
- [40] MQ-1 Predator – Wikipedia [online]. [cit. 2022-08-23]. Dostupné z: https://cs.wikipedia.org/wiki/General_Atomics_MQ-1_Predator
- [41] MQ-1 Predator – Airforce Technology [online]. [cit. 2022-08-23]. Dostupné z: <https://www.airforce-technology.com/projects/predator-uav/>
- [42] MQ-9 Repaer – Wikipedia [online]. [cit. 2022-08-23]. Dostupné z: https://cs.wikipedia.org/wiki/General_Atomics_MQ-9_Reaper
- [43] MQ-9 Repaer – Media Defens [online]. [cit. 2022-08-23]. Dostupné z: <https://media.defense.gov/2009/Mar/17/2000608254/-1/-1/0/090127-F-7383P-001.JPG>
- [44] MQ-1 Predator – Airforce Technology [online]. [cit. 2022-08-23]. Dostupné z: <https://www.airforce-technology.com/projects/predator-uav/>
- [45] Hermes 900 – Airforce Technology [online]. [cit. 2022-08-24]. Dostupné z: <https://www.airforce-technology.com/wp-content/uploads/sites/6/2010/01/Image-2-Hermes-900-MALE-Tactical-Unmanned-Air-Vehicle.jpg>
- [46] Hermes 900 – Israeli weapons [online]. [cit. 2022-08-24]. Dostupné z: https://www.israeli-weapons.com/israeli_weapons_aircraft_uavs.htm
- [47] RQ – Global Hawk – Airforce Technology [online]. [cit. 2022-08-24]. Dostupné z: <https://www.airforce-technology.com/projects/rq4-global-hawk-uav/>
- [48] RQ – Global Hawk – Wikipedia [online]. [cit. 2022-08-24]. Dostupné z: https://cs.wikipedia.org/wiki/Northrop_Grumman_RQ-4_Global_Hawk
- [49] UAV types – Radausa [online]. [cit. 2022-08-24]. Dostupné z: <https://radausa.com/blog/uav-types>

9 Seznam obrázků

Obrázek 1 NASA Pathfinder [24]	7
Obrázek 2 IAI Heron [26]	7
Obrázek 3 AAI RQ-7 Shadow [27]	8
Obrázek 4 Optimus Close Range UAV [28]	8
Obrázek 5 Airbus Zephyr Stratospheric UAV [30]	10
Obrázek 6 Global Observer UAV [34]	11
Obrázek 7 United 40 (Smart Eye 2) [38]	11
Obrázek 8 IAI Heron [39]	12
Obrázek 9 MQ-1 Predator [40]	13
Obrázek 10 MQ-9 Reaper Hunter [43]	13
Obrázek 11 Hermes 900 [45]	14
Obrázek 12 RQ-4 Global Hawk [47]	15
Obrázek 13 Návrh trupu – pohled z boku	22
Obrázek 14 Návrh trupu - pohled shora	22

Obrázek 15 Příklady upravovaných profilů pro bezpilotní letouny [7]	23
Obrázek 16 Graf součinitele klopivého momentu profilů	24
Obrázek 17 Odporová polára profilů	25
Obrázek 18 Zpřesnění maximálního součinitele vztlaku křídla c_{Lmax} [22]	28
Obrázek 19 Návrh geometrie křídla	29
Obrázek 20 Profil WORTMANN FX 71-L-150/30	29
Obrázek 21 Křídlo s VOP a částí trupu	30
Obrázek 22 Návrh koncepce	31
Obrázek 23 Návrh rozměrů jedné SOP	32
Obrázek 24 Dimenzování podvozku	32
Obrázek 25 Polohy těžišť jednotlivých částí	36
Obrázek 26 Umístění klapky na křídle	42

10 Seznam tabulek

Tabulka 3.1 Návrhové parametry	16
Tabulka 3.2 Výsledné hodnoty rozpětí křídla l pro jednotlivé štíhlosti křídla λ	27
Tabulka 3.3 Výsledné hodnoty b_0 a b_k	27
Tabulka 3.4 Výsledné hodnoty maximálního součinitele vztlaku křídla c_{Lmax}	28
Tabulka 3.5 Vybrané parametry křídla	29
Tabulka 3.6 Hmoty a poloha těžiště	36
Tabulka 4.1 Výsledné hodnoty přírůstku vztlaku	43
Tabulka 5.1 Výsledné hodnoty klouzavého letu	59
Tabulka 5.2 Výsledné hodnoty stoupavého letu	60

11 Seznam grafů

Graf 3.1 Tahové zatížení	19
Graf 3.2 Výkonové zatížení	20
Graf 3.3 Hledaný potřebný výkon	20
Graf 3.4 Potřebný výkon na hladině moře	21
Graf 3.5 Závislost maximálního součinitele vztlaku	25
Graf 3.6 Průběh součinitele vztlaku profilů	26
Graf 3.7 Průběh maximálního součinitele vztlaku	28
Graf 3.8 Hmotová obálka	37
Graf 4.1 Vztlaková čára bez vztlakové mechanizace	39
Graf 4.2 Vztlakové čáry vztlakové mechanizace	44
Graf 4.3 Polára letounu	48
Graf 4.4 Momentová čára křídla	50
Graf 4.5 Momentová čára křídla s trupem	51
Graf 4.6 Momentová čára letounu	52



Graf 5.1 Tahové křivky	55
Graf 5.2 Propulsní účinnost.....	55
Graf 5.3 Rovnovážný diagram tahu;.....	56
Graf 5.4 Rovnovážný diagram výkonů	57
Graf 5.5 Rychlostní polára letounu	58
Graf 5.6 Rychlostí polára v závislosti na výšce	59
Graf 5.7 Graf stoupací rychlosti	60
Graf 5.8 H-w-gama diagram.....	61
Graf 5.9 Zatáčkový diagram pro 0 m.....	63
Graf 5.10 Zatáčkový diagram 7000 m	64
Graf 5.11 Zatáčkový diagram ve 3000 m	64

12 Seznam příloh

{1} Třípohledový výkres letounu

