



VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING

LETECKÝ ÚSTAV

INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

KONCEPČNÍ NÁVRH BEZPILOTNÍHO PROSTŘEDKU

CONCEPTUAL DESIGN OF UNMANNED AERIAL VEHICLE

DIPLOMOVÁ PRÁCE

MASTER'S THESIS

AUTOR PRÁCE

AUTHOR

Bc. Mikuláš Ďurovec

VEDOUCÍ PRÁCE

SUPERVISOR

Ing. Robert Popela, Ph.D.

BRNO 2022

Zadání diplomové práce

Ústav: Letecký ústav
Student: **Bc. Mikuláš Ďurovec**
Studijní program: Letecká a kosmická technika
Studijní obor: Stavba letadel
Vedoucí práce: **Ing. Robert Popela, Ph.D.**
Akademický rok: 2021/22

Ředitel ústavu Vám v souladu se zákonem č.111/1998 o vysokých školách a se Studijníma zkušebníma řádem VUT v Brně určuje následující téma diplomové práce:

Koncepční návrh bezpilotního prostředku

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Bezpilotní prostředky představují relativně mladý obor letectví a postupně pronikají do dalších aplikací. Nové možnosti autonomního řízení rozšiřují potenciální využití a vyžadují adekvátní konstrukci prostředku pro daný účel.

Cíle diplomové práce:

Koncepční návrh víceúčelového lehkého průzkumného a monitorovacího prostředku. Definice mise, návrh základních parametrů a rozměrů, výběr pohonné jednotky. Aerodynamický návrh a analýza výkonů, hmotový rozbor a centráž, konstrukční návrh zásadních konstrukčních uzlů.

Seznam doporučené literatury:

Raymer, D., P., Aircraft Design: A Conceptual Approach (AIAA Education Series) 5th Edition, American Institute of Aeronautics & Astronautics; 5th edition (August 1, 2012).

Termín odevzdání diplomové práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2021/22

V Brně, dne

L. S.

doc. Ing. Jaroslav Juračka, Ph.D.
ředitel ústavu.

doc. Ing. Jaroslav Katolický, Ph.D.
děkan fakulty

ABSTRAKT

Táto diplomová práca sa zaoberá návrhom viacúčelového bezpilotného ľahkého prieskumného a monitorovacieho prostriedku. Práca stanovuje celkovú koncepciu, základné rozmery bezpilotného prostriedku, hmotnostný a centrálny rozbor, aerodynamické vlastnosti, letové výkony a vlastnosti letúna. Ďalej sa práca zaoberá usporiadaním vnútorného vybavenia, výberom a umiestnením hlavnej pohonnej jednotky, konštrukčným návrhom konštrukcie, pevnostnou analýzou a nakoniec finančnou analýzou.

KĹŤŤOVÉ SLOVÁ

bezpilotný prostriedok, dron, návrh letúna, viacúčelový letún, armádne letectvo

ABSTRACT

This diploma thesis deals with the design of a multi-purpose unmanned light reconnaissance and monitoring tool. The work determines the overall concept, the basic dimensions of the drone, mass and center of gravity analysis, aerodynamic properties, flight performance and characteristics of the aircraft. Furthermore, the work deals with the arrangement of interior equipment, selection and location of the main power unit, structural design, strength analysis, and finally financial analysis.

KEY WORDS

drone, aircraft design, multipurpose aircraft, military aviation

BIBLIOGRAFICKÁ CITÁCIA

ŽUROVEC, Mikuláš. *Koncepční návrh bezpilotního prostředku*. Brno, 2022. Dostupné také z: <https://www.vutbr.cz/studenti/zav-prace/detail/140384>. Diplomová práce. Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, Letecký ústav. Vedoucí práce Robert Popela.

ČESTNÉ PREHLÁSENIE

Prehlasujem, že táto práca je mojím pôvodným dielom a vypracoval som ju sám pod vedením Ing. Roberta Popelu, Ph.D. a s použitím literatúry uvedenej v zozname.

V Brne dňa 20. mája 2022

.....

Bc. Mikuláš Ďurovec

POĎAKOVANIE

Touto cestou by som sa rád poďakoval v prvom rade Ing. Robertovi Popelovi, Ph.D, za pevné vedenie a cenné rady pri spracovávaní práce. Ďalej by som rád poďakoval svojim rodičom, ktorí ma finančne podporovali v tejto ťažkej dobe a verili mi, taktiež by som rád poďakoval svojej priateľke za jej psychickú podporu. Na záver by som svoju motiváciu pri písaní práce opísal citátom:

“Dreams. Each man longs to pursue his dream. Each man is tortured by this dream, but the dream gives meaning to his life. Even if the dream ruins his life, man cannot allow himself to leave it behind. In this world, is man ever able to possess anything more solid, than a dream?”

OBSAH

ÚVOD	13
1. PRIESKUM TRHU	14
2. LETOVÁ MISIA	20
3. GEOMETRICKÉ CHARAKTERISTIKY	22
3.1. Nosná sústava	22
3.1.1. Plocha krídla	22
3.1.2. Štíhlosť krídla	22
3.1.3. Zúženie krídla	23
3.1.4. Výšková poloha krídla	23
3.1.5. Profil krídla	23
3.1.6. Pôdorys krídla	25
3.1.7. Klapky	26
3.1.8. Krídielká	27
3.1.9. Pôdorys krídla so vztlakovou mechanizáciou	27
3.2. Trup	28
3.3. Chvostové plochy	29
3.3.1. Plocha vodorovných chvostových plôch	29
3.3.2. Plocha horizontálnych chvostových plôch	29
3.3.3. Rozpätie chvostových plôch	29
3.3.4. Profily chvostovej časti	30
3.3.5. Pôdorys vertikálnej chvostovej plochy	31
3.3.6. Pôdorys horizontálnej chvostovej plochy	32
3.4. Muška lietadla	33
3.5. 3D model	34
4. HMOTNOSTNÝ ROZBOR	35
4.1. Odhad maximálnej vzletovej hmotnosti	35
4.2. Výpočet hmotnosti častí konštrukcie	37
4.2.1. Hmotnosť krídla	37
4.2.2. Hmotnosť VOP	38
4.2.3. Hmotnosť SOP	38
4.2.4. Celková hmotnosť komponentov a konštrukcie	38
5. LETOVÁ OBÁLKA	39
5.1. Obratová obálka	39
5.2. Poryvová obálka	40

5.3.	Klapková obálka.....	41
5.4.	Výsledná letová obálka	42
6.	CENTRÁŽ.....	43
6.1.	Výpočet centráže	43
7.	POZDĹŽNA STATICKÁ STABILITA.....	45
7.1.	Výpočet aerodynamického stredu a mohutnosti VOP	45
8.	AERODYNAMICKÉ CHARAKTERISTIKY	48
8.1.	Momentová čiara.....	48
8.2.	Vztlaková čiara.....	50
8.3.	Odporová polára.....	51
8.3.1.	Profilový odpor krídla.....	51
8.3.2.	Indukovaný odpor krídla.....	53
8.3.3.	Profilový odpor VOP	54
8.3.4.	Indukovaný odpor VOP	54
8.3.5.	Profilový odpor SOP.....	54
8.3.6.	Škodlivý odpor trupu	55
8.3.7.	Odporová polára letúna.....	55
9.	VOĽBA POHONNEJ JEDNOTKY	57
10.	LETOVÉ VÝKONY	61
10.1.	Horizontálny let.....	61
10.1.1.	Potrebný ťah a výkon.....	61
10.1.2.	Režim minimálneho odporu.....	63
10.1.3.	Režim minimálneho potrebného výkonu	64
10.2.	Stúpavý let.....	66
10.2.1.	Stúpacie rýchlosti.....	66
10.3.	Klesavý let.....	67
10.3.1.	Uhol kĺzania a klesavá rýchlosť.....	67
10.4.	Dolet a vytrvalosť	69
10.4.1.	Dolet.....	69
10.4.2.	Vytrvalosť	70
11.	KONŠTRUKČNÝ ROZBOR.....	71
11.1.	Konštrukčný materiál	71
11.2.	Technologický postup výroby kompozitovej časti	73
11.2.1.	Kontaktné tvarovanie	73
11.2.2.	Lisovacie tvarovanie	73
11.2.3.	Vákuové tvarovanie	74

12.	TRUP	75
12.1.	Poťah trupu.....	75
12.2.	Vystuženie trupu.....	75
12.2.1.	Vystuženie okolo otvoru pre náklad	76
12.2.2.	Odnímacia kapota	76
12.2.3.	Výstuha podlahy trupu	77
12.2.4.	Uchytenie centroplánu	78
12.2.5.	Protipožiarna doska.....	79
12.3.	Výsledný 3D model trupu	80
13.	PODVOZOK.....	81
13.1.	Návrh hlavného a predného podvozku	82
13.1.1.	Hlavný podvozok	82
13.1.2.	Geometria podvozku	84
13.1.3.	Predný podvozok.....	87
13.1.4.	Geometria predného podvozku	87
13.2.	Zaťaženie podvozku	90
13.2.1.	Podmienky zaťaženia na zemi	90
13.2.2.	Zaťaženie podvozku na zemi	92
13.2.3.	Zaťaženie pri vodorovnom pristávaní.....	93
13.2.4.	Zaťaženie pri pristávaní s predným kolesom tesne nad zemou	94
13.2.5.	Zaťaženie pri pristávaní s veľkým uhlom nábehu	95
13.2.6.	Zaťaženie pri pristávaní na jedno koleso	96
13.2.7.	Zaťaženie pri pristávaní v bočnom vetre	97
13.2.8.	Zaťaženie podvozku pri brzdení	97
13.2.9.	Dodatočné zaťaženie podvozku	98
13.3.	Výsledné hodnoty zaťaženia podvozku	99
14.	KRÍDLO.....	100
14.1.	Hlavný nosník.....	101
14.1.1.	Materiál a skladba hlavného nosníka	102
14.2.	Pomocný nosník	102
14.2.1.	Materiál a skladba pomocného nosníka	103
14.3.	Rebrá krídla	103
14.4.	Závesy	103
14.5.	Poťah	103
14.6.	Technológia výroby.....	104
14.7.	Zaťaženie krídla	105

14.7.1. Požiadavky stavebných predpisov	105
14.7.2. Súčiniteľ bezpečnosti	105
14.7.3. Pevnosť a deformácia	106
14.8. Výpočet zaťaženia krídla	106
14.8.1. Rozloženie spojitého zaťaženia po rozpätí krídla	107
14.8.2. Zaťaženie od posúvajúcich síl	107
14.8.3. Zaťaženie od ohybového momentu	109
14.8.4. Rozloženie krútiaceho momentu vzťahnutého k hlavnému nosníku	110
14.9. Konštrukcia krídla	112
14.9.1. Zaťaženie v kontrolných rezoch	112
14.9.2. Veľkosť zaťaženia v hlavných rezoch	112
14.10. Výpočet hlavného nosníku	113
14.10.1. Výsledná kontrola bezpečnosti	118
14.10.2. Výsledné hodnoty pre rez B-B a C-C	119
14.11. Výpočet dvoj dutinovej konštrukcie	120
14.11.1. Ohybovo elastická osa	120
14.11.2. Výsledná elastická osa	123
14.12. Kontrola potaahu	123
14.13. Stanovenie výslednej hmotnosti krídla	125
15. CHVOSTOVÉ PLOCHY	126
15.1. Hlavný nosník VOP	127
15.2. Pomocný nosník VOP	127
15.3. Rebrá VOP	127
15.4. Potaah	127
15.5. Výpočet zaťaženia	127
15.5.1. Vyvažovacie zaťaženie	128
15.5.2. Zaťaženie pri manévroch	129
15.5.3. Zaťaženie pri poryve	131
15.5.4. Nesymetrické zaťaženie	133
15.5.5. Výsledné prípady zaťaženia	133
15.6. Priebeh zaťaženia po rozpätí VOP	133
15.6.1. Rozloženie zaťaženia po hĺbke VOP pri manévri	134
15.6.2. Rozloženie zaťaženia po hĺbke VOP pri poryve	135
15.6.3. Rozloženie posúvajúcej sily, ohybového a krútiaceho momentu	136
15.7. Konštrukcia VOP	137
15.7.1. Zaťaženie v kontrolných rezoch	138

15.8. Výpočet hlavného nosníku	138
15.9. Výpočet dvoj dutinovej konštrukcie.....	139
15.10. Stanovenie výslednej hmotnosti chvostovej konštrukcie	140
16. CENOVÁ ANALÝZA.....	141
16.1. Vstupné údaje	141
16.1.1. Hmotnosť prázdneho letúna.....	141
16.1.2. Maximálna rýchlosť letúna	141
16.1.3. Počet vyrobených kusov	141
16.1.4. Mzdy zamestnancov.....	142
16.2. Výpočet nákladov.....	142
16.2.1. Počet inžinierskych hodín	142
16.2.2. Počet hodín potrebných pre návrh prípravku.....	143
16.2.3. Počet hodín pre výrobu	143
16.2.4. Počet potrebných inžinierov.....	143
16.2.5. Priemerný čas výroby jedného kusu	144
16.2.6. Celkové náklady na inžinierske práce.....	144
16.2.7. Celkové náklady na vývojovú prácu.....	144
16.2.8. Celková cena letových skúšok	144
16.2.9. Celkové náklady na formy	144
16.2.10. Celkové náklady na výrobu.....	145
16.2.11. Náklady na kontrolu kvality	145
16.2.12. Celková cena materiálu	145
16.2.13. Celková cena certifikácie	145
16.2.14. Ceny vybavenia	145
16.3. Zhrnutie nákladov.....	146
17. ZHRNUTIE VÝSLEDKOV	147
ZÁVER	148
ZDROJE.....	150

ÚVOD

Na svetovom trhu sa momentálne nachádza viacero firiem, ktoré sa zaoberajú bezpilotnými prostriedkami, ale ani jedna neoperuje na slovenskom trhu. Túto diery na trhu sa zatiaľ nepokúsil ešte nikto vyplniť.

Práca je zameraná hlavne pre využitie v armádnom, policajnom a záchrannom odvetí a všade tam, kde je potrebné dlhodobé pozorovanie. Momentálne Slovenská Armáda operuje s izraelským bezpilotným prostriedkom MicroFalcon. Jeho rozmery a hmotnosť z neho robia ideálny pozorovací prostriedok, jednoduchý na prepravu a rýchle nasadenie. Jeho nevýhodou je nízka výdrž, ktorá je okolo 2 hodín. Práca je koncipovaná na návrh bezpilotného letúna, ktorý spĺňa podmienky nízkej hmotnosti pre jednoduchý transport, ale zároveň zvláda misie náročné na letový čas.

Jedna sa o návrh viacúčelového prieskumného a monitorovacieho bezpilotného prostriedku, ktorý by mal zaplniť spomínanú diery na trhu. Návrh sa opiera o úspešné modely bezpilotných prostriedkov na trhu, ktorými sme sa inšpirovali k počiatočným parametrom.

Začiatkom sa práca venuje štatistickému rozboru existujúcich bezpilotných prostriedkov na trhu, ďalej sa pokračuje so základnou koncepciou, rozmermi, hmotnostnou analýzou a letovou obálkou. Následne sa zistila stabilita lietadla a základné aerodynamické vlastnosti, z ktorých ďalej vychádzajú letové výkony s výberom hlavnej pohonnej jednotky. Na záver bolo zhotovené konštrukčné riešenie s pevnostnou analýzou a navrhnutá vnútorná zástavba letúna.

1. PRIESKUM TRHU

Ako prvé pri návrhu bezpilotného prostriedku, je dôležité zmapovať existujúci trh, už s dostupnými bezpilotnými prostriedkami. Zo získaných dát je následne možné navrhnúť predbežné rozmery, maximálnu vzletovú hmotnosť a hmotnosť nákladu. S takto zadefinovanými prvotnými hodnotami je možné vykonať prvotné výpočty a bližšiu aproximáciu k reálnym hodnotám. Prieskum trhu taktiež ukáže, čo by mal všetko spĺňať aby bol konkurencie schopný.

V tabuľke č.1 boli zhromaždené získané dáta, od ktorých sa práca následne odvíjala. Prieskum trhu bol zameraný na celé spektrum trhu, kde sa jedná aj o vojenské a aj civilné bezpilotné prostriedky. Z tohto dôvodu nebolo možné získať všetky potrebné dáta.

Tabuľka 1.1: Zoznam skúmaných bezpilotných prostriedkov.

	Rozmery	Max. náklad	Prázdna váha	MTOW	Plocha krídiel	Max. dolet	Max. rýchlosť	Cestovná rýchlosť	Max. dostup	Výdrž	Hlavná pohonná jednotka
	(DxŠxV) [m]	[kg]	[kg]	[kg]	[m ²]	[km]	[km/h]	[km/h]	[m]	[hr]	[-]
IAI Harpy	2.7x2.1x-	32	40	82	-	500	-	-	-	-	1x Wankel rotary engine, 28 kW (38 hp)
IAI Harop	2.5x3x-	39	-	135	-	1000	417	-	4600	9	-
SkySpirit	2.84x3.51x0.91	34	13.6	81.6	-	50	-	-	-	22	Štvortaktný motor-alternátor 3.72kW (5 HP)
CANTAS	2.4x2.8x-	11	-	63	-	150	460	-	3000	0.4	Prudový motor TJ40-G1 max 395N
L-3 BAI XPV-1 TERN	3.35x2.71x0.91	11.3	43.1	59	-	161	125	84	3050	4	Dvojtaktný motor 7.5kW (10 HP)
ST Aero Skyblade IV	1.98x3.51x-	12	-	50	-	-	148	93	4570	9	-
SaaB SHARC	2.5x2.1x-	8	-	60	-	-	320	-	-	-	AMT turbojet 0.20 kN
ISL Bosch LEARS	3.35x4.88x-	27.2	27.2	54.4	-	150	203	185	4265	30	-
DGMP	3.05x3.66x-	35	-	70	-	80	165	65	4875	3.5	-
Hud Hud I	2.95x4x0.99	6	40	60	-	450	180	120	3000	4	Dvojtaktný motor s výkonom 11.2kW (15 HP)
JARS Jordan Falcon	2.5x3.5x1.2	15	-	65	0	70	180	110	2500	6	-
Irkut Irkut-60	3.2x3.2x-	25	35	65	-	-	165	70	-	5	3-W 150cc Twin 13.4 kW (18 HP)
Tasuma CSV X0	2.5x3.28x1.1	5	35	62.5	2	-	175	155	3000	8	-
ATS Yabbon-H	2.8x5.4x0.7	20	-	90	-	150	180	120-180	5000	12	-
Orlik											

- **IAI Harpy** – jedná sa o dron kategórie *loitering munition*, so schopnosťou útočiť na nepriateľské radarové systémy a potláčať ich funkciu, tiež známe ako SEAD. Pre tento účel má dron umiestnenú nálož v prednej časti trupu. Dron je vyrábaný izraelskou leteckou firmou IAI. Jeho maximálna hmotnosť nákladu je 32 kg s maximálnym doletom 500 km.



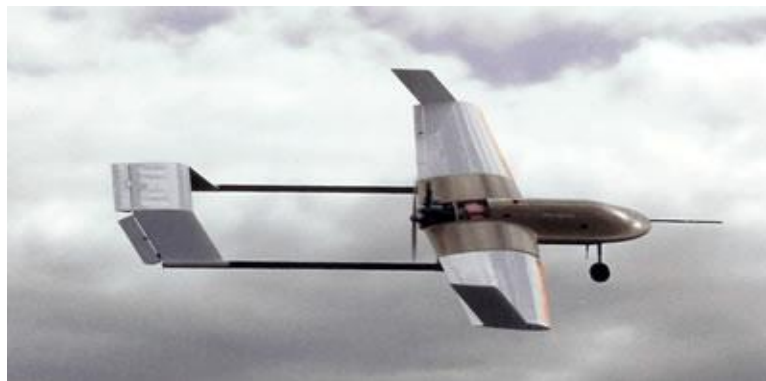
Obrázok 1.1: IAI Harpy. [16]

- **IAI Harop** – ďalší bezpilotný prostriedok z izraelskej firmy IAI, rovnakej kategórie *loitering munition*. Jedná sa o vylepšenú a väčšiu verziu IAI Harpy, s tým, že UAV má slúžiť na boj proti radarom. Letún je schopný niesť maximálnu hmotnosť nákladu 39 kg s maximálnym doletom 1000 km. Jeho celková letová výdrž dosahuje 9 hodín.



Obrázok 1.2: IAI Harop. [17]

- **SkySpirit** – bezpilotný prostriedok od firmy Lockheed Martin, ktorý je navrhnutý ako prieskumný dron pre získavanie informácií pre misie, pre hlboké prieniky za nepriateľské územie a doručovanie malých zásielok. Pri svojej maximálnej vzletovej hmotnosti 81,6 kg je schopný niesť náklad o hmotnosti 34 kg, na maximálnu výdrž 22 hodín.



Obrázok 1.3: SkySpirit. [18]

- **Cantas S** – jedná sa o bezpilotný prostriedok českej výroby. Letún je určený pre vzdušné misie vyžadujúce veľkú rýchlosť. Letún poháňa malý český prúdový motor TJ40-G1 s maximálnym ťahom 395 N. Maximálna vzletová hmotnosť činí 63 kg s maximálnou hmotnosťou nákladu 10 kg.



Obrázok 1.4: Cantas S. [19]

- **L-3 BAI XPV** – jedná sa o experimentálny UAV prostriedok americkej výroby. Letún je poháňaný dvojtaktným motorom o výkone 7,5 kW, ktorý pri maximálnej vzletovej hmotnosti 59 kg dosahuje maximálnu rýchlosť 125 km/h a výdrž 4 hodiny.



Obrázok 1.5: L-3 BAI XPV. [20]

- **SaaB SHARC** – experimentálny bezpilotný letún švédskej výroby, ktorý zohral kľúčovú rolu pri vytváraní novších bezpilotných prostriedkov.



Obrázok 1.6: SaaB SHARC. [21]

- **ST Aero Skyblade IV** – bezpilotný prostriedok navrhnutý v Singapore, pre taktické pozorovanie a delostrelecký prieskum. Letún s maximálnou vzletovou hmotnosťou 50 kg a maximálnou hmotnosťou nákladu 12 kg, dosahuje maximálnu výdrž 9 hodín. Jeho maximálna rýchlosť je 148 km/h.

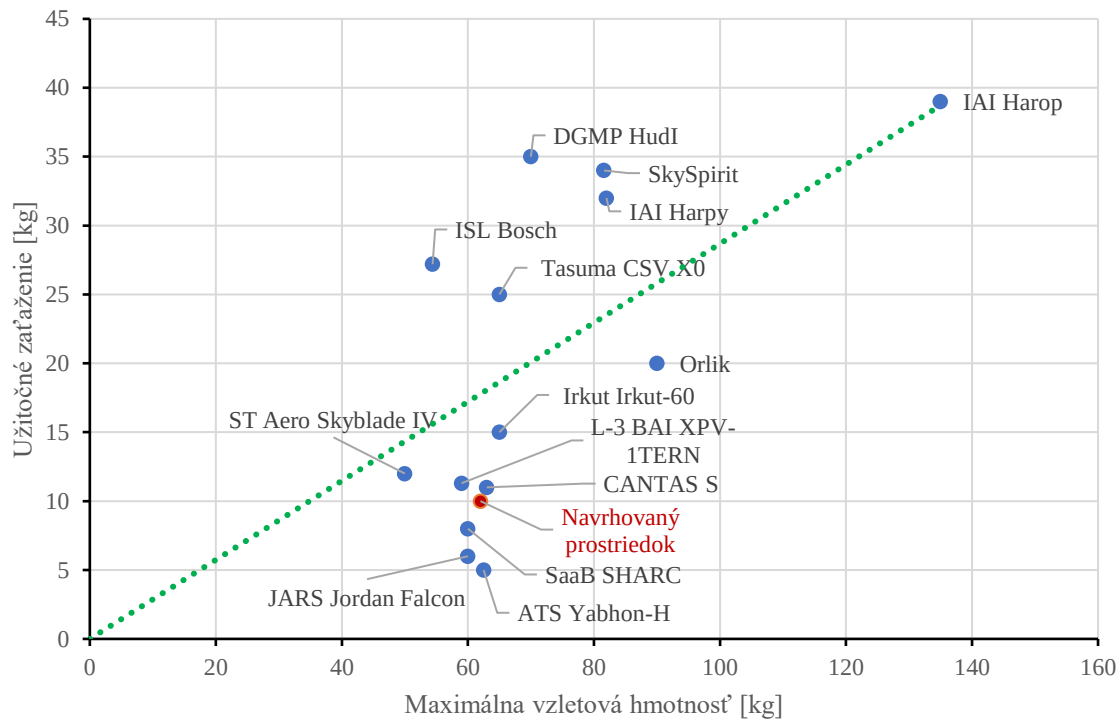


Obrázok 1.7: ST Aero Skyblade IV. [22]

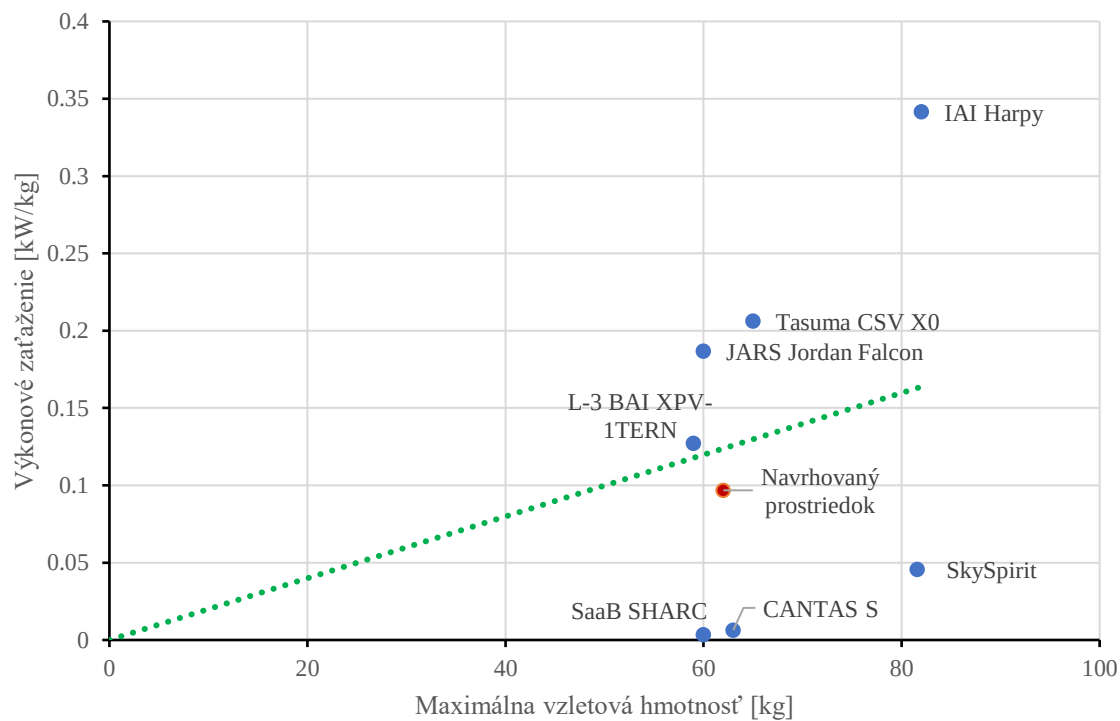
- **Orlík** – poľský bezpilotný prostriedok určený na krátky dolet pre taktický prieskum. Maximálna vzletová hmotnosť letúna je 90 kg, s tým, že v prepravnom priestore môže prepraviť náklad o maximálnej hmotnosti 20 kg. Letún má maximálnu letovú rýchlosť 180 km/h s maximálnou výdržou 12 hodín.



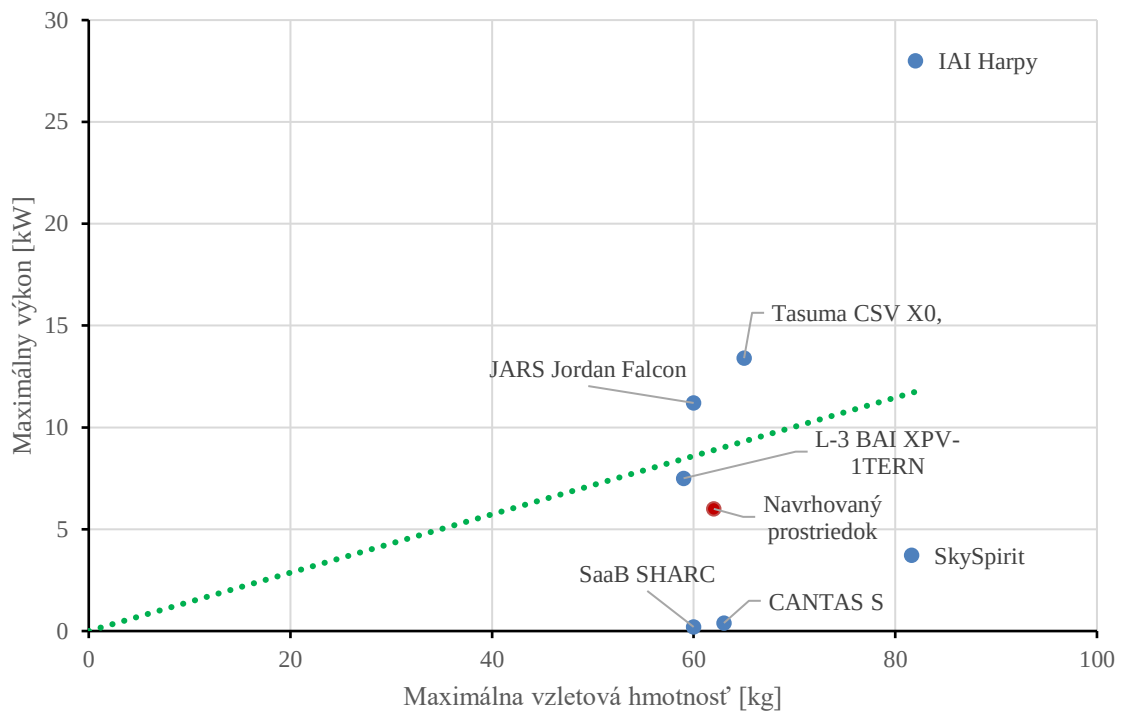
Obrázok 1.8: Orlík. [23]



Graf 1.1: Závislosť užitočnej hmotnosti na maximálnej vzletovej hmotnosti



Graf 1.2: Závislosť výkonového zaťaženia na maximálnej vzletovej hmotnosti

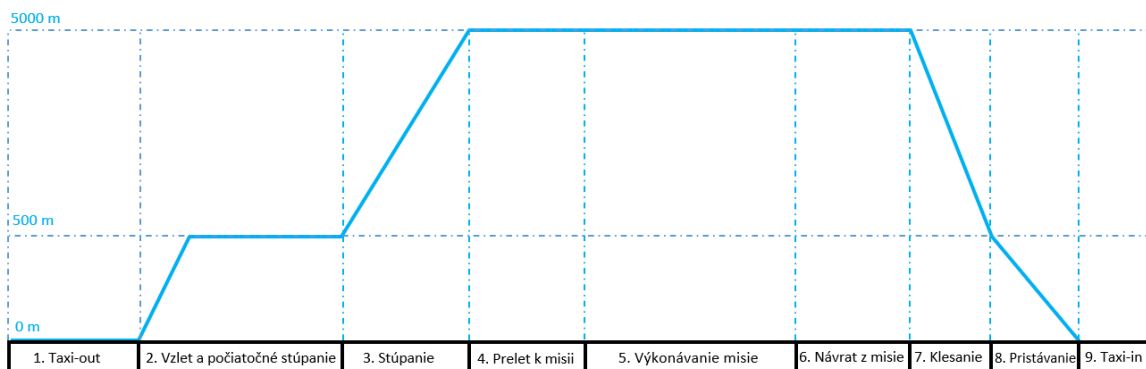


Graf 1.3: Závislosť maximálneho výkonu na maximálnej vzletovej hmotnosti

Z takto získaných závislostí je zrejmé, že navrhované počiatkové parametre sa nachádzajú v oblasti lineárnej regresie a je možné s nimi postupovať ďalej vo výpočtoch a v ďalšej aproximácii. Na základe grafu č.1.1 je zrejmé, že bezpilotné prostriedky s piestovým motorom majú vyššie užitočné zaťaženie ako bezpilotné prostriedky s prúdovým motorom. Maximálna vzletová hmotnosť pre bezpilotné prostriedky s prúdovými motormi je naopak jedna z najnižších. Taktiež z grafu 1.2 a 1.3 je možné vidieť, že bezpilotné prostriedky s prúdovým motorom (SaaB SHARC, CANTAS S) majú nižšie výkonové vlastnosti ako piestové motory.

2. LETOVÁ MISIA

Hlavná filozofia, ktorá bola využívaná pri návrhu, bola zameraná na schopnosť lietadla plniť rôzne úlohy, pri ktorých bolo predtým potrebné použiť ekonomicky nákladnejšie prostriedky a technicky náročnejšie riešenia. Podmienkou bolo, aby bolo lietadlo schopné vzlietnutia z pristávacej dráhy. Misia začína s predletovou kontrolou, prípravou dronu a jeho zahriatím. Po dosiahnutí letovej výšky, ktorá by sa mala pohybovať v rozmedzí od 500 m do 5000 m, nasleduje prelet k určenému miestu vykonania misie, kde začína najdlhšia fáza, v ktorej musí byť časové okno minimálne 12 hodín, v ktorom musí dron preletieť nad požadovanou oblasťou, s tým, že musí mať dostatok pohonných hmôt na opätovný let k pristávacej dráhe. Po návrate k pristávacej dráhe nasleduje klesanie, ktoré je opatrené časovým oknom 30 minút, ktoré zabezpečuje dostatok času k povoleniu na pristátie alebo k núdzovému vzlietnutiu a presmerovaniu na inú pristávaciu dráhu.



Obr.2.1: Model letovej misie dronu [Vlastné spracovanie]

Tab.2.1: Rozdelenie segmentov letovej misie

č.	Segment	Vzdialenosť [km]	Čas [hr]	Rýchlosť [km/s]	Výška letu [m]
1	Taxing na pristávaciu dráhu	Bez udania vzdialenosti	0,5	7,2	0
2	Stúpanie	Bez udania vzdialenosti	0,15	v pre stúpanie	5000
3	Prelet k vykonaniu misie	50+	0,3	110	5000
4	Vykonanie jednej z misie	1000+	12	90-110	500 - 5000
5	Návrat k pristávacej dráhe	50+	0,3	110	5000
6	Klesanie	Bez udania vzdialenosti	0,15	v pre klesanie	5000
7	Krúženie	Bez udania vzdialenosti	-	v pre udržanie	300
8	Taxing z pristávacej dráhy		0,5	7,2	0

Letová misia pozostáva z 9 stupňov, ktoré charakterizujú letovú misiu:

- **1 stupeň** – jedná sa o letovú kontrolu, prípravu letúna a jeho zahriatie,
- **2 stupeň** – vzlietnutie letúna a prelet do počiatkovej výšky,
- **3 stupeň** – stúpanie a zrýchlenie letúna na letovú rýchlosť,
- **4 stupeň** – letún dosiahne požadovanú výšku letovej misie a môže pokračovať na miesto určené pre vykonanie misie,
- **5 stupeň** – letún vykonáva jednu zo svojich misií – mapovanie alebo pátranie,
- **6 stupeň** – po dokončení misie alebo nedostatku pohonných hmôt sa letún vracia na pristávacie miesto,
- **7 stupeň** – začína postupné klesanie a príprava k pristátiu,
- **8 stupeň** – letún drží určitú výšku a čaká na povolenie k pristátiu/uvoľnenie pristávacej dráhy alebo k núdzovému opätovnému vzlietnutiu,
- **9 stupeň** – pristátie bolo dokončené, môže nasledovať opätovné doplnenie pohonných hmôt a pokračovanie v misii.

Letové misie by mohli byť rozdelené na dve požadované kategórie:

- **mapovanie** – hlavným aspektom misie je dôkladnosť na hladkosť a plynulosť letu, pri ktorej je mapovací systém schopný dokonalého nahrávania mapovanej oblasti. Medzi hlavné podmienky, ktoré ovplyvňujú možnosť letúna vykonávať túto misiu, je schopnosť niest' mapovacie zariadenie s možnosťou úschovy alebo odosielania dát do pozemnej stanice. Letún by mal byť schopný opakovaného preletu nad požadovanou oblasťou v meniacich sa výškach.
- **pátranie** – druhá misia si vyžaduje schopnosť niest' viacero sledovacích senzorov a kamier so schopnosťou odosielania živého prenosu do pozemnej stanice. Dôležitou schopnosťou, ktorú by mal letún plniť, je možnosť rýchleho presunu na požadovanú oblasť s možnosťou sledovania špecifického objektu.

Aby boli tieto základné misie uvedené do náležitej perspektívy, je dôležité určiť kľúčové hnacie sily návrhu pre každú misiu a to, aký vplyv môžu mať na celkovú konštrukciu dronu. Napríklad pátracia misia kladie dôraz na rýchlosť a obratnosť. Dron bude musieť byť schopný rýchleho presunu na požadované miesto a v prípade potreby na danom mieste krúžiť a sledovať okolie. Mapovacia misia si vyžaduje schopnosť pomalého letu nad požadovanou oblasťou s možnosťou rýchlej zmeny výšky. Všetky misie musia spĺňať možnosť rýchleho vzletu a minimálny letový čas 12 hodín určený na vykonanie misie.

3. GEOMETRICKÉ CHARAKTERISTIKY

Pri prvotnom návrhu letúna je ako prvé potrebné si určiť parametre pre nosnú sústavu ako aj charakteristiky letúna. Medzi hlavné parametre nosnej plochy patria rozpätie krídla, štiňlosť krídla, zúženie krídla, nosná plocha a výškové umiestnenie krídla. Na základe zvolených parametrov je možné pokračovať výberom profilu krídla. Výber profilu ovplyvňuje cestovnú rýchlosť, vzletovú a pristávaciu dráhu, pádovú rýchlosť a celkovú aerodynamickú efektivitu počas všetkých fáz letu.

Pre prvotný návrh boli určené predbežné hodnoty nosnej sústavy, ktoré boli po hmotnostnej analýze následne aproximované na reálnejšie hodnoty.

3.1. Nosná sústava

Jednou z najdôležitejších častí draku lietadla je nosná sústava, ktorá práve zabezpečuje rozhodujúci rozdiel vztlaku, ktorý je potrebný pre prekonanie gravitačných síl. Pri návrhu nosnej sústavy bolo dôležité dodržať radu potrebných parametrov ako sú aerodynamické, pevnostné, tuhostné a hmotnostné.

3.1.1. Plocha krídla

Na základe predom stanovenej hmotnosti letúna a pádovej rýchlosti, bolo možné vypočítať predbežnú plochu krídla.

$$S = \frac{2m_{TOW}g}{\rho(v_s)^2 c_L} = 3.674 \text{ m}^2 \quad (3.1)$$

3.1.2. Štiňlosť krídla

Štiňlosť krídla bola vypočítaná ako pomer štvorca rozpätia krídla a plochy krídla.

$$AR = \frac{b^2}{S} = 11.5 \quad (3.2)$$

Pri návrhu krídla bolo zvolené krídlo s veľkým rozpätím z dôvodu, aby boli získané vysoké hodnoty štiňlosti krídla. Vysoké hodnoty štiňlosti krídla zabezpečili menšie straty vztlaku a menší nárast indukovaného odporu. Týmto dizajnom boli zabezpečené vyššie hodnoty aerodynamickej jemnosti, čo zabezpečilo vyšší dolet. Záporným výsledkom takto zvolenej štiňlosti je posuv výslednice aerodynamických síl od koreňa krídla a tým narastá zaťaženie ohybovým momentom čo má za následok zvýšenie hmotnosti krídla skrz spevnenia pevnosti krídla.

3.1.3. Zúženie krídla

Podobne ako štihlosť, tak aj zúženie ovplyvňuje indukovaný odpor, zaťaženie krídla a stranovú stabilitu letúna. Hlavný prejav pri zúžení krídla nastáva pri koreňovej časti krídla, kde väčšie zaťaženie posúva výslednicu aerodynamických síl smerom ku koreňu krídla a znižuje zaťaženie ohybovým momentom. Výsledná hodnota zúženia krídla bola vybratá na základe historických údajov:

$$\eta = 0.65 \quad (3.3)$$

Zvolené zúženie krídla umožnilo priblížiť sa eliptickému krídlu, ktoré má ideálne výsledné podmienky pre návrh krídla.

3.1.4. Výšková poloha krídla

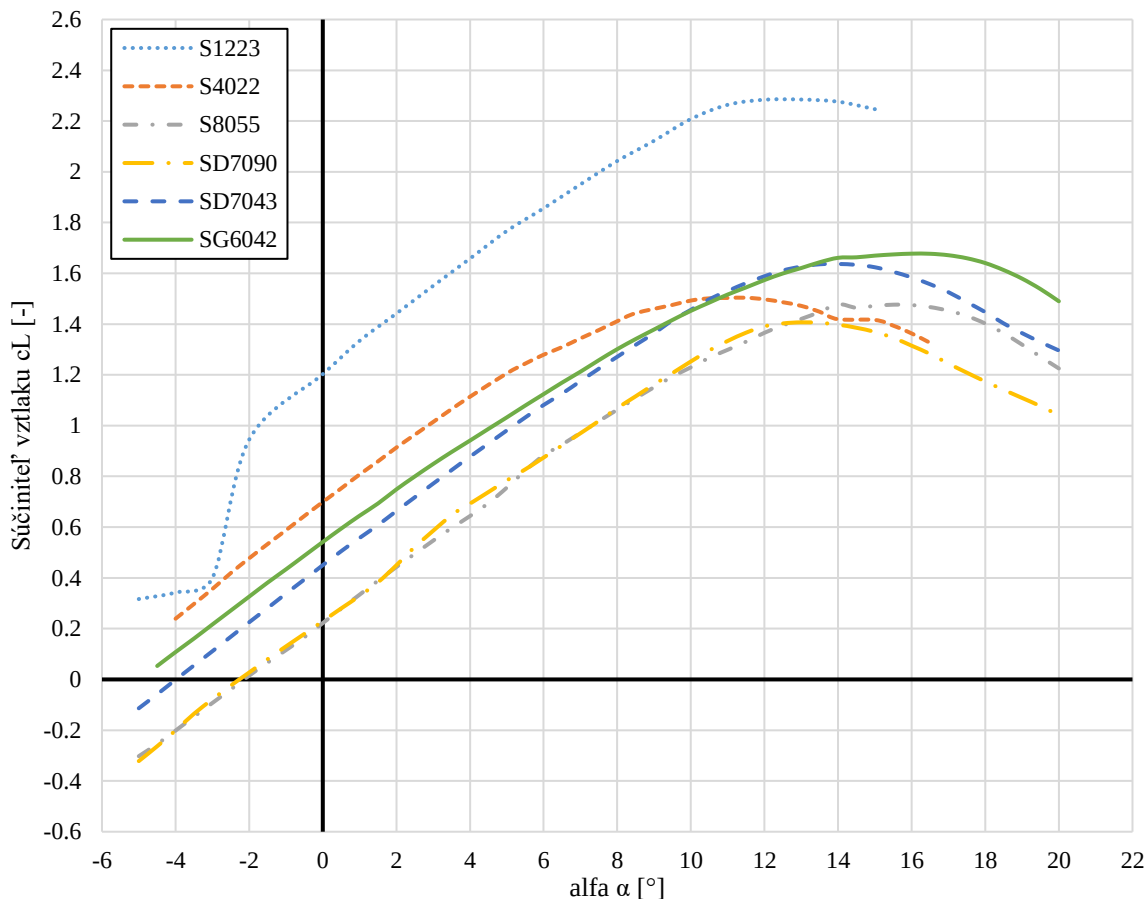
Pri voľbe umiestnenia krídla bolo možné využiť tri druhy návrhu: dolnoplošné, stredoplošné a hornoplošné. Pri návrhu bolo rozhodnuté použitie hornoplošného uloženia krídla. Výhodou tohto uloženia je, že krídlo je možné vyrobiť ako nedelené a je možné ho pomerne jednoducho uchytiť k hornej časti trupu. Pri generovaní vztlaku na krídle má toto usporiadanie za následok generovanie vyššej hodnoty vztlaku oproti ostatným usporiadaniam, nižšie hodnoty interferenčného odporu a významný príspevok ku stranevej stabilite. Nevýhodou môže byť, že príspevok ku stranevej stabilite je príliš veľký a je potrebné použitie záporného vzopätia, vykazuje príliš rýchly nárast odporu v závislosti na Machovom čísle a preto nie je vhodný pre veľmi rýchle lietadlá.

3.1.5. Profil krídla

Voľba profilu prebehla na rade kritérií, ktoré bolo nutné aby profil spĺňal. Medzi základné kritériá patria:

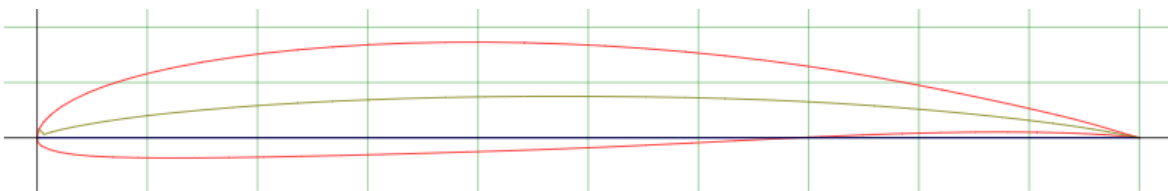
- Maximálny súčiniteľ vztlaku $C_{L_{max}}$ – najvyššia možná hodnota
- Minimálny súčiniteľ odporu $C_{D_{min}}$ – najnižšia možná hodnota, ale nie na úkor vztlaku
- Súčiniteľ klopivého momentu C_{m_0} – najbližšia hodnota nule
- Aerodynamická jemnosť $K = \frac{C_L}{C_D}$ – najvyššia možná hodnota
- Hrúbka profilu krídla $t - t \geq 10\%$

Pri výbere bolo vybrané z rady profilov: S4022, S8055, SD7043, SD7062, SD7090, SG6042 a S1223.



Graf 3.1: Porovnanie vhodných profilov pre krídlo. Výstup z programu XFLR 5.0.

Ako koreňový a koncový profil bol na základe porovnania v grafe č.3.1 zvolený profil SG 6042.



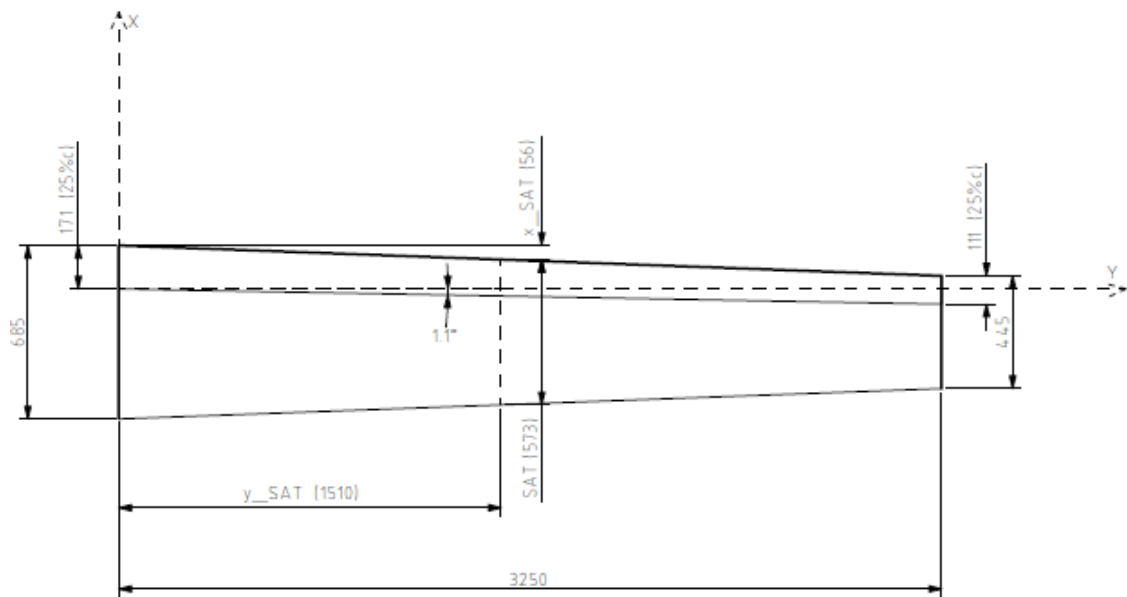
Obrázok 3.1.1: Koreňový a koncový profil SG 6042. [24]

Tabuľka 3.1.1: Základné vlastnosti profily SG 6042.

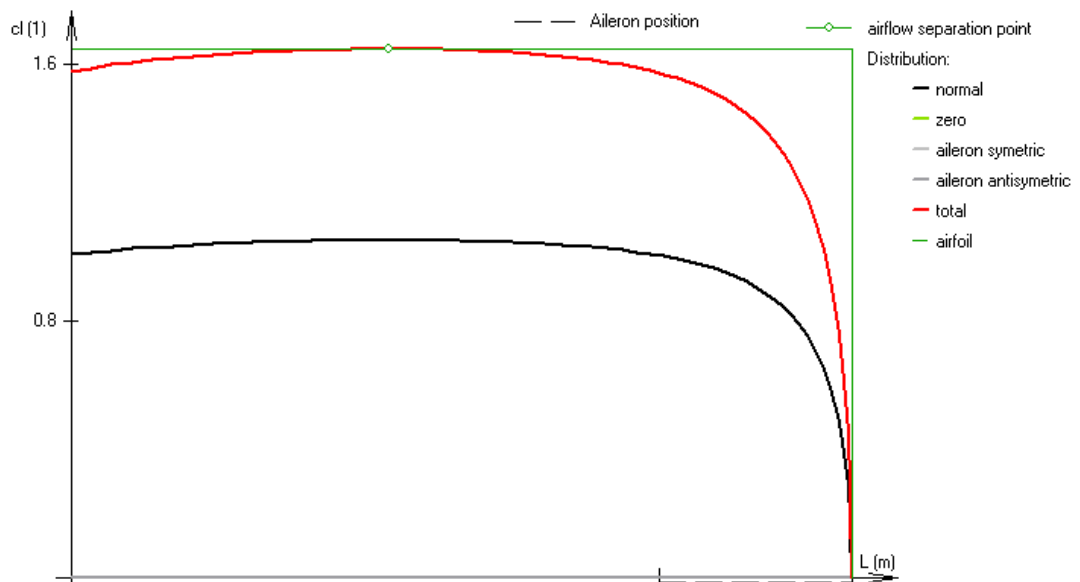
SG 6042			
Maximálny súčiniteľ vztlaku profilu	$C_{L_{max}}$	1.6485	[1]
Vztlaková čiara profilu	$C_{L_{\alpha}}$	5.458378	[1/rad]
Uhol nábehu profilu pri nulovom vztlaku	α_0	-5	[°]

3.1.6. Pôdorys krídla

Zo získaných údajov bol navrhnutý schematický náčrt krídla.



Obrázok 3.1.2: Schematický náčrt pôdorysu krídla [Vlastné spracovanie]



Obrázok 3.1.3: Rozloženie vzlaku po krídle bez vztlakovej mechanizácie s vyznačenou pozíciou krídielka. Výstup z programu Glauert III.

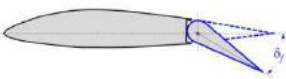
Pri rozložení vzlaku po krídle je dôležité sledovať, aby odtrhnutie prúdenia vzduchu nenastalo v oblasti krídielka. Pomocou programu Glauert bolo možné určiť výsledné parametre krídla a taktiež nájsť miesto odtrhnutia prúdenia.

Tabuľka 3.1.2: Výsledné geometrické hodnoty pre krídlo.

Krídlo			
Rozpätie krídla	b	6.500	[m]
Plocha krídla	S	3.674	[m ²]
Koreň krídla	c_0	0.685	[m]
Štíhlosť krídla	AR	11.504	[1]
Koniec krídla	c_k	0.445	[m]
Uhol skosenia nábežnej hrany	λ	1.057	[°]
Hĺbka strednej aerodynamickej tetivy (SAT)	c_{SAT}	0.574	[m]
Poloha SAT po rozpätí krídla	y_{SAT}	1.510	[m]
Poloha SAT na koreňovom profile	x_{SAT}	0.171	[m]
Maximálny súčiniteľ vzlaku krídla	$C_{L_{max_{kr}}}$	1.565	[1]
Vztlaková čiara krídla	$C_{L_{\alpha_{kr}}}$	4.653	[1/rad]
Uhol nábehu profilu pri nulovom vzlaku	$\alpha_{0_{kr}}$	0	[°]

3.1.7. Klapky

Pri výbere vhodnej vztlakovej mechanizácie je potrebné vychádzať z kritéria, aby bolo klapku jednoduché zostrojiť a zabudovať do krídla. Z tohto dôvodu bola zvolená jednoduchá klapka s maximálnou výchylkou $\pm 30^\circ$. Po prekročení vychýlenia $\pm 15^\circ$ dochádza k separácii prúdu a klesá efektívnosť klapky. Maximálnu efektívnosť umiestnenia klapky je možné nájsť v 20-30% tetivy profilu, preto pre najvyššiu efektívnosť bolo zvolené umiestnenie v 30% tetivy profilu.

Name	δ_f (degrees)	Schematic	$\Delta C_{l_{max}}$	$\Delta \alpha_{stall}$ (degrees)	ΔC_{l_0}	$\Delta C_{d_{min}}$
Plain $c_f/c=0.1$	15		0.21	-1.1	0.309	-
	30		0.35	-2.2	0.405	-
	45		0.51	-1.6	0.539	-
Plain $c_f/c=0.2$	15		0.24	-1.1	0.453	-
	30		0.48	-2.1	0.608	-
	45		0.66	-1.9	0.794	-
Plain $c_f/c=0.3$	15		0.29	0.1	0.668	-
	30		0.60	-2.2	0.750	-
	45		0.71	-2.3	0.933	-

Obrázok 3.1.4: Návod na zvolenie vztlakovej mechanizácie na odtokovej hrane. [1]

Tabuľka 2.1.3: Výsledné geometrické parametre pre klapku.

Jednoduchá klapka		
Hĺbka klapky	c_{kl}	0.3c [m]
Počiatok klapky od osi krídla	y_{kl}	0.2 [m]
Rozpätie klapky	b_{kl}	2.35 [m]
Maximálna výchylka klapky	δ_{kl}	± 30 [°]
Maximálny súčiniteľ vztaku s vychýlenou klapkou	$Cl_{max_{kl}}$	3.0754 [1]

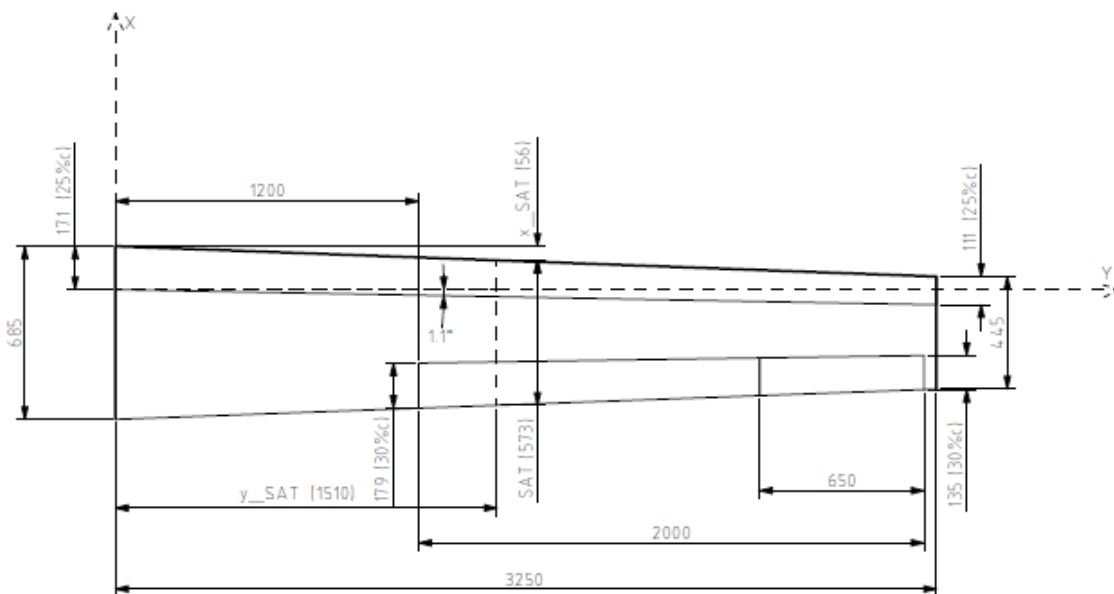
3.1.8. Krídielká

Z historických údajov sa krídielká rozprestierajú na 30-40% polorozpätia krídla a približne 30% hĺbky krídla. Pre počiatočný návrh boli zvolené krídielká zaberajúce 35% polorozpätia krídla a 30% hĺbky krídla.

Tabuľka 3.1.4: Výsledné geometrické parametre krídla.

Krídielko			
Hĺbka krídielka	c_{kr}	0.3c	[m]
Počiatok krídielka od osi krídla	y_{kr}	2.55	[m]
Rozpätie krídielka	b_{kr}	0.65	[m]
Maximálna výchylka krídielka	δ_{kr}	± 15	[°]

3.1.9. Pôdorys krídla so vztlakovou mechanizáciou



Obrázok 3.1.5: Schematický pôdorys krídla so vztlakovou mechanizáciou. [Vlastné spracovanie]

3.2. Trup

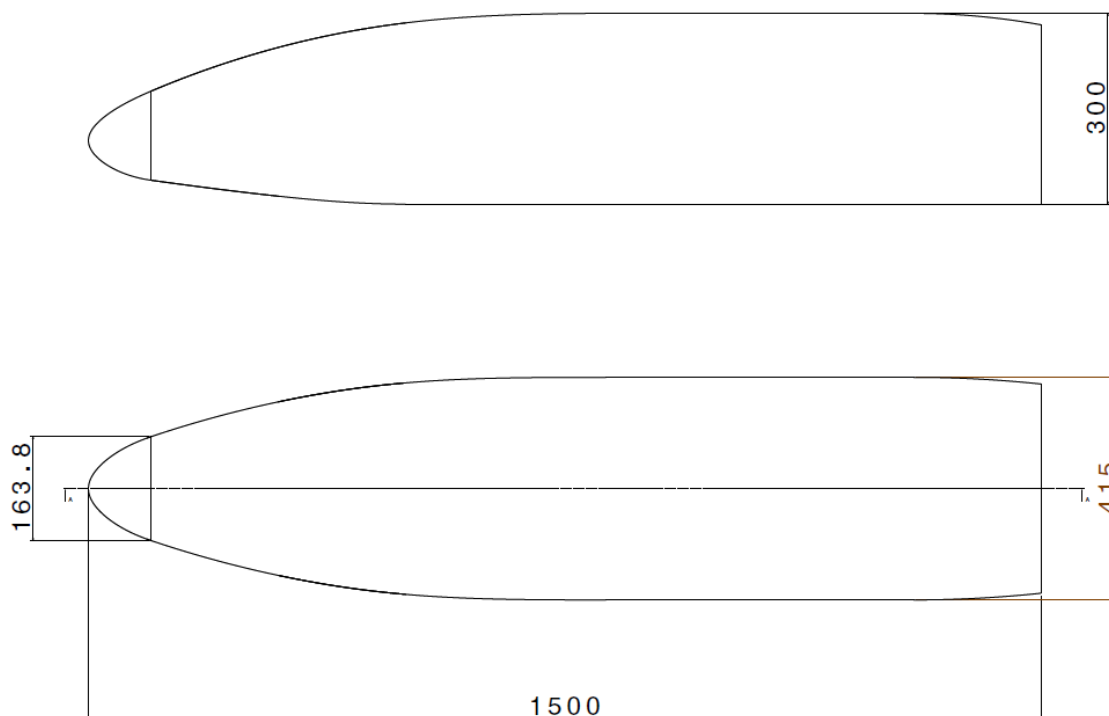
Návrh trupu bol zameraný na to, aby bolo možné doňho umiestniť všetky potrebné komponenty zabezpečujúce správne fungovanie bezpilotného prostriedku, aby mal dostatok miesta pre umiestnenie sledovacej kamery a zároveň minimalizovať čelnú a omočenú plochu trupu. Hlavným dôvodom minimalizácie prednej plochy a omočenej plochy bolo zníženie odporu.

Pri návrhu rozmerov pre trup boli brané do úvahy maximálne rozmery motora, ale zároveň miesto pre manipuláciu v prípade poruchy. Na základe historických údajov je možné vypočítať dĺžku trupu ako štiňlosť trupu krát jeho maximálna šírka. Pre subsonické lietadla sa štiňlosť trupu pohybuje v intervale 3-5. Podľa literatúry [1] bola použitá pre maximálnu šírku dronu, hrúbku steny plus jeho maximálny stavebný šírku. materiálu. Takto je možné vypočítať celkovú dĺžku trupu.

$$L_{TR} = D_{TR}AR_{TR} \quad (3.3)$$

Tabuľka 3.2.1: Výsledné geometrické parametre pre trup

Trup		
Priemer trupu	b_{TR}	0.375 [m]
Hrúbka steny trupu	d_{TR}	0.02 [m]
Štiňlosť trupu	AR_{TR}	4 [-]
Celkový priemer	D_{TR}	0.415 [m]
Dĺžka	L_{TR}	1.5 [m]



Obrázok 3.2.1: Geometrický nákres pôdorysu a bočného pohľadu na trup. [Vlastné spracovanie]

3.3. Chvostové plochy

Chvostové plochy poskytujú prostriedky pre stabilitu a kontrolu a po krídle sú najdôležitejšou súčasťou každého lietadla s pevnými krídlami. Návrh konštrukcie pochádza z predpokladu uloženia hlavnej pohonnej jednotky v zadnej časti trupu, takzvaná tlačná konfigurácia. Pri tlačnej konfigurácii nie je možné použiť konvenčné chvostové plochy a preto boli zvolené chvostové plochy na dvoch ramenách, tzv. dvojtrupová konštrukcia.

Nevýhodou tejto konfigurácie je vyššia hmotnosť oproti konvenčným chvostovým plochám a zbytočné ďalšie napájanie konštrukcie na krídlo a zvyšovanie odporu. Výhodou tejto konfigurácie je vytvorenie prekážky, ktorá sťažuje ľuďom nechtiac vkročiť do oblasti vrtule.

3.3.1. Plocha vodorovných chvostových plôch

Pre výpočet plochy vodorovných chvostových plôch, je potrebné vypočítať veľkosť ramien. Lietadlá s tlačnou konfiguráciou majú pomernú dĺžku chvostových ramien v intervale 45-50% dĺžky trupu. Po výpočte statickej stability v kapitole 5 bola dĺžka ramien upravená aby bol letún stabilný. Z literatúry [2] boli použité koeficienty objemu pre kategóriu Homebuilt.

$$S_{VOP} = \frac{c_{VOP} b S}{L_{VOP}} = 0.659 \text{ m}^2 \quad (3.4)$$

3.3.2. Plocha horizontálnych chvostových plôch

Výpočet horizontálnych chvostových plôch je obdobný ako výpočet VOP.

$$S_{SOP} = \frac{c_{SOP} b S}{L_{SOP}} = 0.053 \text{ m}^2 \quad (3.5)$$

3.3.3. Rozpätie chvostových plôch

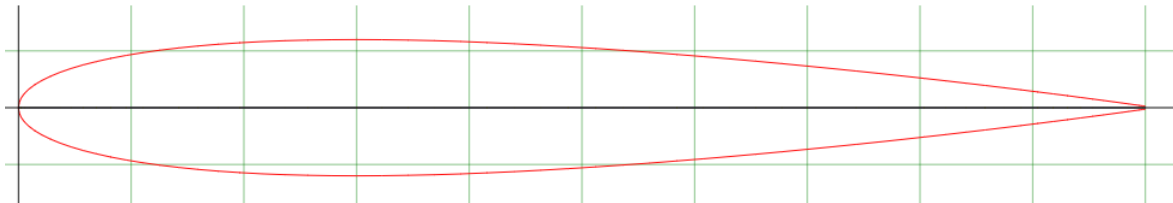
Z historických údajov konštruovania chvostových plôch s dvoma ramenami je dôležité zachovať umiestnenie ramien v 1/3 polorozpätia krídla.

3.3.4. Profily chvostovej časti

U chvostových plôch je potrebné vyvodenie síl na oboch stranách, preto sa väčšinou používajú symetrické profily. Pre chvostové plochy boli zvolené symetrické profily NACA 0012 a NACA 0009.

VOP

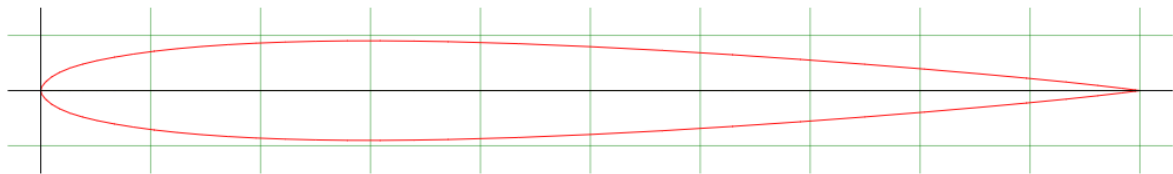
Pre VOP bol zvolený profil NACA 0012. Profil má maximálnu hrúbku 12% v 30% tetivy.



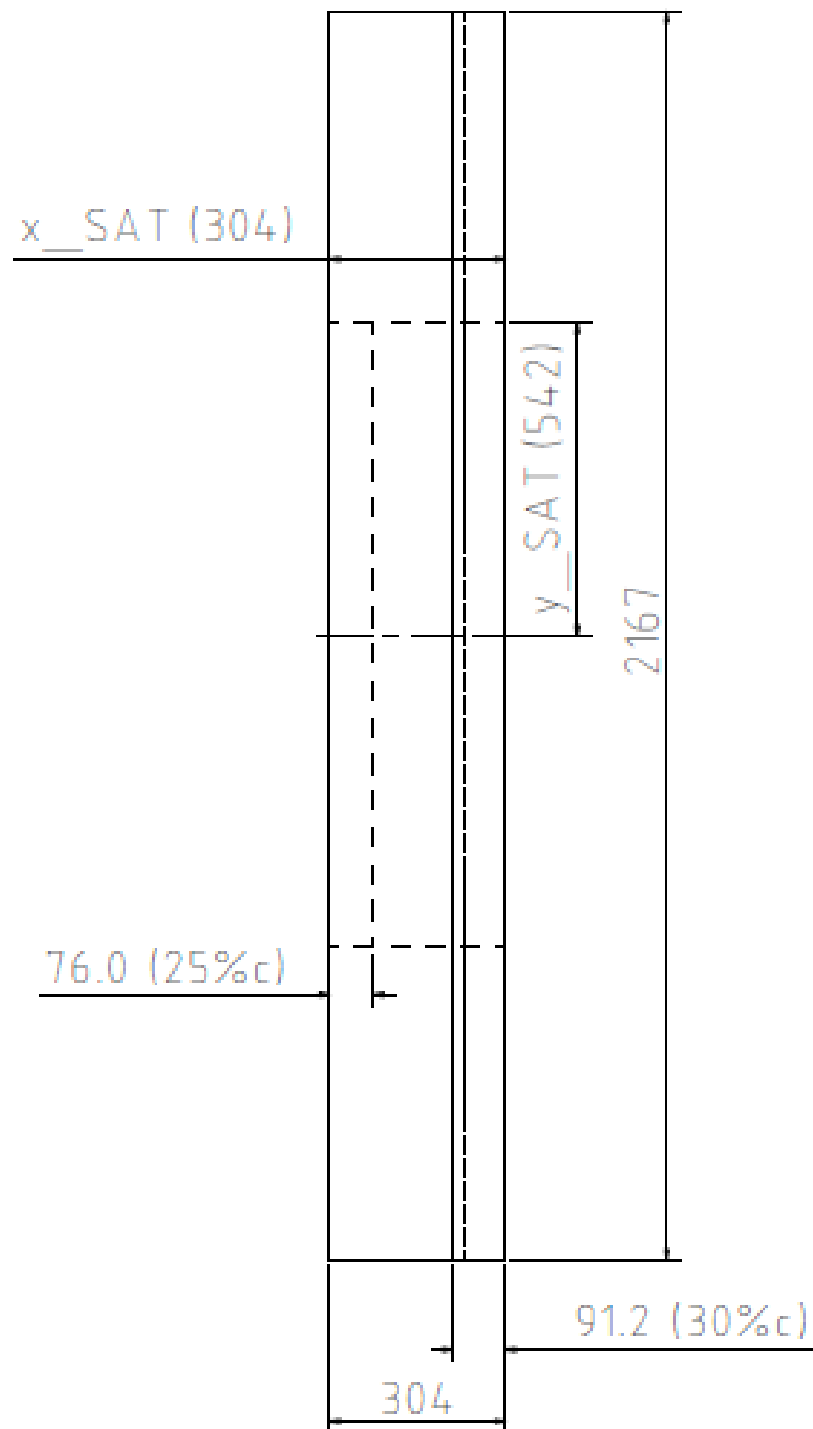
Obrázok 3.3.1: Profil NACA 0012. [25]

SOP

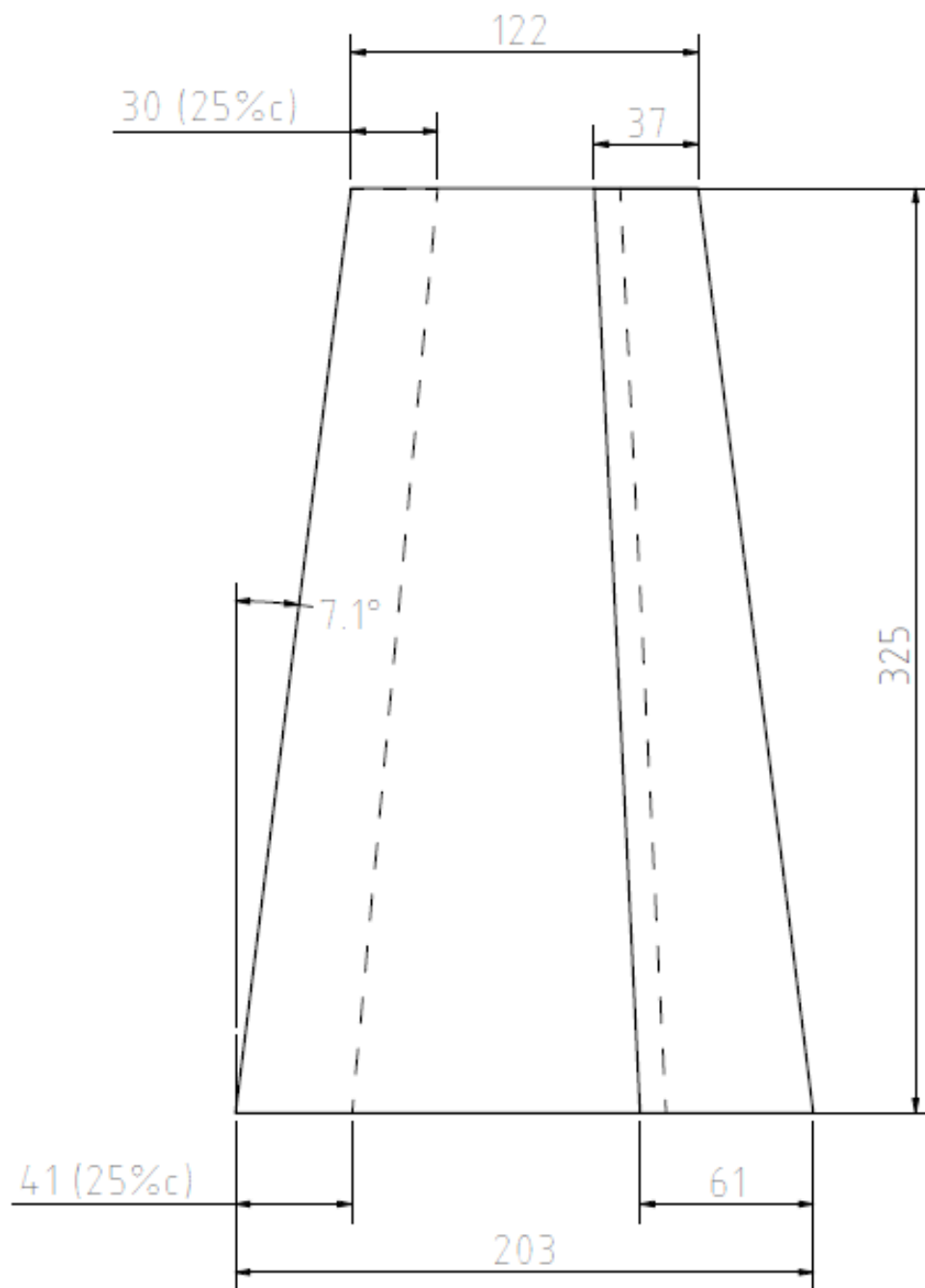
Pre SOP bol zvolený profil NACA 0009. Profil má maximálnu hrúbku 9% v 30.9% tetivy.



Obrázok 3.3.2: Profil NACA 000. [26]

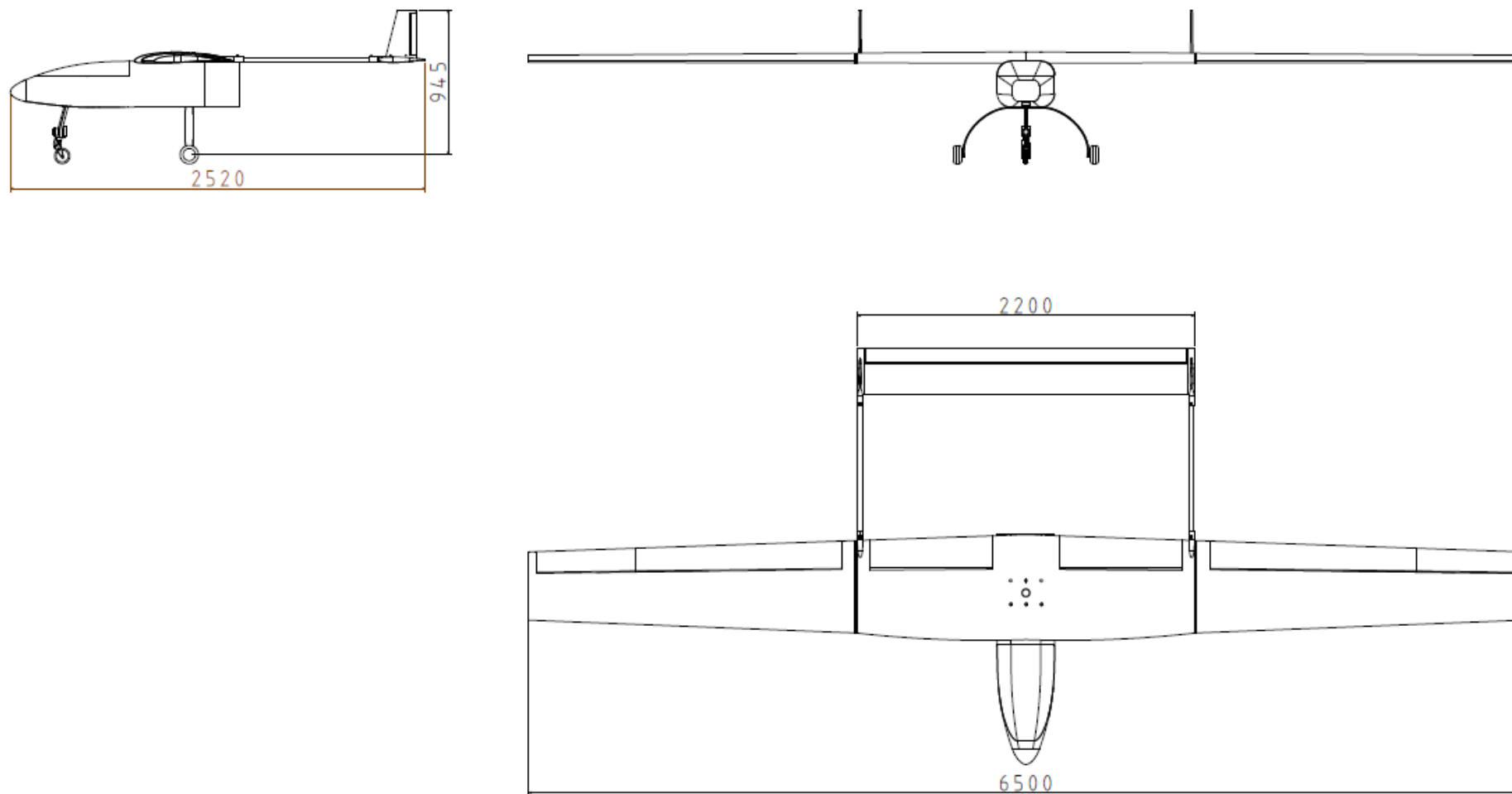
3.3.5. Pôdorys vertikálnej chvostovej plochy

Obrázok 3.3.3: Schematický pôdorys vertikálnej chvostovej plochy. [Vlastné spracovanie]

3.3.6. Pôdorys horizontálnej chvostovej plochy

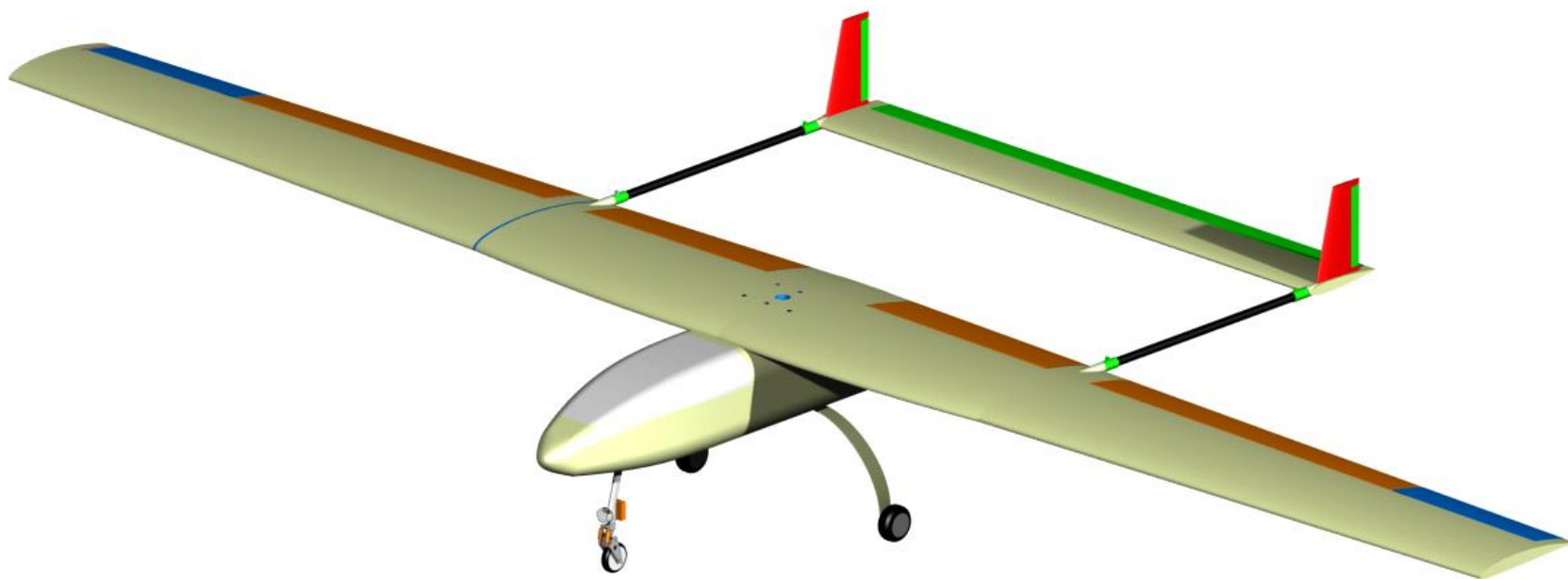
Obrázok 3.3.4: Schematický pôdorys vertikálnej chvostovej plochy. [Vlastné spracovanie]

3.4. Muška lietadla



Obrázok 3.4.1: Muška navrhovaného bezpilotného prostriedku SK14W Sokoliar. [Vlastné spracovanie]

3.5. 3D model



Obrázok 3.5.1: 3D model navrhovaného bezpilotného prostriedku SK14W Sokoliar. [Vlastné spracovanie]

4. HMOTNOSTNÝ ROZBOR

4.1. Odhad maximálnej vzletovej hmotnosti

Navrhovanú hrubú vzletovú hmotnosť je možné rozdeliť na hmotnosť:

- posádky
- užitočného zaťaženia
- paliva
- prázdnej váhy

V prípade bezpilotného prostriedku vypadáva hmotnostný člen posádky. Prázdna hmotnosť zahŕňa štruktúru, motor, podvozok, pevné zariadenia, avioniku a všetko čo sa nepovažuje za súčasť posádky, užitočného zaťaženia alebo paliva. Pre výpočet vzletovej hmotnosti sa riadi podľa vzorca:

$$W_0 = W_{\text{posádka}} + W_{\text{náklad}} + W_{\text{palivo}} + W_{\text{prázdna hmot}} \quad (4.1)$$

Pri výpočte predbežnej hmotnosti nasleduje postup iteračným procesom z literatúry [2], kde hmotnosť nákladu je známa z letovej misie a hmotnosť paliva a prázdnej váhy sú zistené pomocou literatúry [2]. Neznáme hmotnosti boli nahradené podielmi celkovej hmotnosti ku neznámym hmotnostiam a pomocou tabuľky č.4.1 boli štatisticky odhadnuté. Pre výpočet prázdnej hmotnosti boli zvolené hodnoty koeficientov pre kategóriu “Postavené doma – kompozity”.

Tabuľka 4.1: Hodnoty koeficientov pre výpočet neznámych hmotností. [2]

$W_e / W_0 = A W_0^C K_{US}$	A	C
Vetroň – bez pohonu	0.86	-0.05
Vetroň – s pohonom	0.91	-0.05
Postavené doma – kov/drevo	1.19	-0.09
Postavené doma - kompozit	0.99	-0.09
Všeobecné letectvo – jednomotorové	2.36	-0.18
Všeobecné letectvo – dvojmotorové	1.51	-0.1
Pol'nohospodárske	0.74	-0.03
Dvojturboturbové	0.96	-0.05
Lietajúce lode	1.09	-0.05
Cvičná stíhačka	1.59	-0.1
Stíhačka	2.34	-0.13
Vojenské nákladné lietadlo/bombardér	0.93	-0.07
Prúdové dopravné lietadlo	1.02	-0.06
K_{US} = variabilná konštanta sklonu = 1.04 variabilný = 1.00 if fixed sweep		

Výpočet pre hmotnosť paliva sa riadi podľa tabuľky č.4.2.

Tabuľka 4.2: : Špecifická spotreba paliva pre vrtuľový pohon. [2]

Vrtuľový $C = C_{\text{power}} V/n_p = C_{\text{bhp}} V/(550 n_p)$		
Klasický C_{bhp} : lb/hr/bhp {mg/W-s}	Cruise	Loiter
Piestový motor (pevný uhol)	0.4 {0.068}	0.5 {0.085}
Piestový motor (nastaviteľný uhol)	0.4 {0.068}	0.5 {0.085}
Turbovrtuľový	0.5 {0.085}	0.6 {0.101}

Z tabuľky boli vybraté hodnoty pre piston-prop (fixed pitch) a boli prepočítané na špecifickú spotrebu paliva pre cruise a loiter segmenty.

$$C_{\text{cruise}} = 0.068 * V_c = 0.068 * 30.56 = 2,078 \frac{\text{mg}}{\text{W-s}} \rightarrow 0,1130 \text{ l/h} \quad (4.2)$$

$$C_{\text{loiter}} = 0.085 * V_c = 0.085 * 30.56 = 2,598 \frac{\text{mg}}{\text{W-s}} \rightarrow 0,1413 \text{ l/h} \quad (4.3)$$

Pre zvyšný výpočet v iteračnom procese boli použité historické údaje z literatúry [2]. Jedná sa o koeficienty pre zahriatie a vzlet, stúpanie a pristávanie.

Nasledoval postup po segmentoch misie, pre ktoré boli spočítané potrebné hodnoty.

1. segment –

$$\frac{W_1}{W_0} = 0.97 \quad (9)$$

2. segment –

$$\frac{W_2}{W_1} = 0.985 \quad (10)$$

3. segment –

$$\frac{W_3}{W_2} = e^{-\frac{R*C}{V_c*L/D^{\text{cruise}}}} = 0.996 \quad (11)$$

4. segment –

$$\frac{W_4}{W_3} = e^{-\frac{C*t}{L/D^{\text{loiter}}}} = 1,001 \quad (12)$$

5. segment –

$$\frac{W_5}{W_4} = e^{-\frac{R*C}{V_c*L/D^{\text{cruise}}}} = 0.996 \quad (13)$$

6. segment –

$$\frac{W_6}{W_5} = e^{-\frac{C^* t}{L/D^{loiter}}} = 1.001 \quad (14)$$

7. segment –

$$\frac{W_7}{W_6} = 0.995 \quad (15)$$

$$\frac{W_7}{W_0} = \frac{W_1}{W_0} * \frac{W_2}{W_1} * \frac{W_3}{W_2} * \frac{W_4}{W_3} * \frac{W_5}{W_4} * \frac{W_6}{W_5} * \frac{W_7}{W_6} = 0.945 \quad (16)$$

Počítanie so 6% rezervou paliva:

$$\frac{W_f}{W_0} = 1,06(1 - 0,945) = 0.0587 \quad (17)$$

Z vypočítaných segmentov iteračného procesu bolo možné vypočítať celkovú predbežnú hmotnosť bezpilotného prostriedku.

Tabuľka 4.3: Výsledné hodnoty predbežnej hmotnosti.

W_e/W_0	Odhadované W_0	Vypočítané W_0
0.685	60	62.774
0.683	62	62.284
0.683	62.2	62.236
0.683	62.23	62.229

4.2. Výpočet hmotnosti častí konštrukcie

Predbežný výpočet hmotnosti pre časti konštrukcie vychádza z historických údajov podľa literatúry [2]. Treba poznamenať, že správne výsledky v určovaní hmotnosti neexistujú, pokiaľ prvé lietadlo nepoletí.

4.2.1. Hmotnosť krídla

$$W_{kridlo} = 0.036 S_{kr}^{0.758} W_{pal}^{0.0035} \left(\frac{A}{\cos \Lambda^2} \right)^{0.6} q^{0.006} \lambda^{0.04} \left(\frac{100t/c}{\cos \Lambda} \right)^{-0.3} (N_z W_{dg})^{0.49} \quad (4.13)$$

$$W_{kridlo} = 4.26 \text{ kg} \quad (4.14)$$

4.2.2. Hmotnosť VOP

$$W_{VOP} = 0.016(N_z W_{dg})^{0.414} q^{0.168} S_{SOP}^{0.896} \left(\frac{100t/c}{\cos \Lambda_{SOP}}\right)^{-0.12} \left(\frac{A}{\cos \Lambda_{SOP}^2}\right)^{0.043} \lambda_h^{-0.02} \quad (4.15)$$

$$W_{SOP} = 0.43 \text{ kg} \quad (4.16)$$

4.2.3. Hmotnosť SOP

$$W_{SOP} = 0.073 \left(1 + 0.2 \frac{H_l}{H_v}\right) (N_z W_{dg})^{0.376} q^{0.122} S_{VOP}^{0.873} \left(\frac{100t/c}{\cos \Lambda_{VOP}}\right)^{-0.49} \left(\frac{A}{\cos \Lambda_{VOP}^2}\right)^{0.357} \lambda_{vt}^{0.039} \quad (4.17)$$

$$W_{VOP} = 0.644 \text{ kg} \quad (4.18)$$

4.2.4. Celková hmotnosť komponentov a konštrukcie

Tabuľka 3.4: Hmotnosť použitých komponentov a častí konštrukcie.

č.	Predmet	Hmotnosť [kg]
1	Pohonná jednotka	8.500
2	Vrtuľa	0.300
3	PC	0.605
4	Data link	2.300
5	Batéria	4.000
6	Kamera	5.000
7	Palivo	26.000
8	Paliv. nádrž	0.830
9	Predná náprava	2.600
10	Zadná náprava	3.000
č.	Konštrukcia	Hmotnosť [kg]
1	Krídlo ľavé	2.132
2	Krídlo pravé	2.132
3	VOP	0.644
4	SOP ľavé	0.212
5	SOP pravé	0.212
6	Rameno ľavé	0.738
7	Rameno pravé	0.738
8	Trup	2.000

5. LETOVÁ OBÁLKA

Obálka zobrazuje obmedzenia rýchlosti letu, ako sú maximálne rýchlosti pre plne vychýlené riadiace plochy a ktoré letún nesmie prekročiť. Diagram V-n sa zvyčajne pripravuje v súlade s pokynmi uvedenými v leteckých predpisoch. Výpočty obálky vychádzajú z predpisu CS-VLA. Obálka bola rozdelená na obratovú, klapkovú a poryvovú obálku.

5.1. Obratová obálka

Podľa odstavca CS-VLA 335 (a) navrhovaná cestovná rýchlosť V_C nesmie byť menšia ako:

$$V_C = 2.4 \sqrt{\frac{mg}{S}} = 111.17 \text{ km/h} \quad (5.1)$$

Navrhovaná cestovná rýchlosť podľa predpisu CS-VLA 335 (b) vyšla o 1,05% viac ako je požadovaná cestovná rýchlosť.

Návrhová rýchlosť strmého letu V_D nesmie byť menšia ako $1.25V_C$.

$$V_D = 1.25V_C = 138.96 \text{ km/h} \quad (5.2)$$

Na základe odstavca CS-VLA 337 pozitívny násobok zaťaženia pri manévrovaní n nesmie byť menší ako $n = 3.8$. Negatívny násobok zaťaženia pri manévrovaní n nesmie byť menší ako $n = -1.5$.

Pádová rýchlosť lietadla vychádza z nepoužitia vztlakovej mechanizácie a v 0 m MSA.

$$V_S = \sqrt{\frac{2mg}{\rho_0 S_{kr} C_{L_{max}}}} = 47.3 \text{ km/h} \quad (5.3)$$

Obratová rýchlosť V_A vychádza z predpisu CS-VLA 335 (c):

$$V_A = V_S \sqrt{n^+} = 92.2 \text{ km/h} \quad (5.4)$$

Maximálny záporný vztlakový súčiniteľ bez použitia vztlakovej mechanizácie:

$$C_{L_{max}}^- = 0.8 C_{L_{max}} = 1.25 \quad (5.5)$$

Obratová rýchlosť na chrbte letúna:

$$V_{S1} = \sqrt{\frac{2mg}{\rho_0 S_{kr} \bar{c}_{L_{max}}}} = 52,89 \text{ km/h} \quad (5.6)$$

Návrhová obrátová rýchlosť pre pádovú rýchlosť na chrbte lietadla:

$$V_G = V_{S1} \sqrt{n^-} = 64,77 \text{ km/h} \quad (5.7)$$

5.2. Poryvová obálka

V súlade s CS-VLA 333 (1), (2) bol diagram poryvov vypočítaný pre kladné poryvy nahor a záporné poryvy nadol pre cestovnú rýchlosť V_C a rýchlosť ponoru V_D . Rýchlosť poryvu vychádza zo štatistického merania a podľa toho sa predpokladá pre lietadlo V_D rýchlosť rovnajúca sa 7,5 m/s a rýchlosť V_C rovnajúca sa 15,25 m/s. Násobky generované týmito poryvami vychádzajú zo vzťahu CS-VLA 341:

$$n = 1 + \frac{1/2 \rho_0 V C_{L\alpha} K_g U_{de}}{mg/S} \quad (5.8)$$

kde –

$$K_g = \frac{0,88 \mu g}{5,3 + \mu g} - \text{zmierňujúci súčiniteľ poryvu}$$

$$\mu g = \frac{2 \left(\frac{m}{s} \right)}{\rho_0 \bar{c} \alpha} - \text{hmotnostný pomer letúna}$$

Sklon vztlakovej čiary krídla bol odvodený v kapitole 3.1.6, pre hustotu je predpokladaná hustota v nulovej výške.

Tabuľka 5.1: Výsledné násobky poryvov.

Príslušná rýchlosť	Rýchlosť poryvu [m/s]	Násobok [-]
V_C	15.24	3.98
	-15.24	-1.98
V_D	7.62	2.86
	-7.62	-0.86

5.3. Klapková obálka

Ak sú nainštalované vztlakové klapky alebo podobné zariadenia na vztlak, ktoré sa používajú pri vzlete, priblížení alebo pristátí, predpokladá sa, že letún s vychýlením vztlakových klapiek pri hodnote V_F je vystavený symetrickým manévrom a poryvom, ktorých výsledkom je limitný koeficient zaťaženia v rámci určeného rozsahu pre kladný násobok [3]:

$$n_F^+ = +2 \quad (5.9)$$

a pre záporný násobok:

$$n_F^- = 0 \quad (5.10)$$

Následne pádová rýchlosť s vysunutou vztlakovou mechanizáciou v nulovej výške:

$$V_{SF} = \sqrt{\frac{2mg}{\rho_0 S_{kr} C_{LFmax}}} = 40.22 \text{ km/h} \quad (5.11)$$

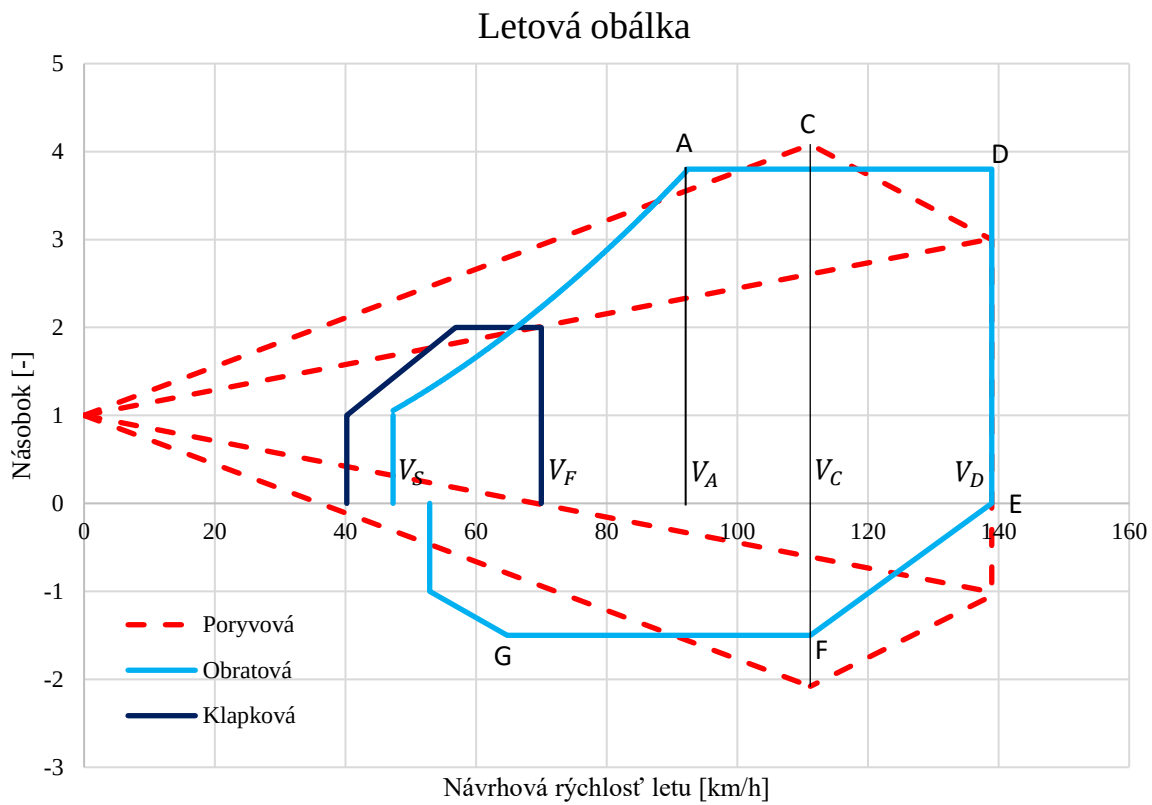
Podľa CS-VLA 345 (b) V_F nesmie byť menšia ako $1.4V_S$ alebo $1.8V_{SF}$:

$$V_F = 70 \text{ km/h} \quad (5.12)$$

Navrhovaná rýchlosť V_{AF} :

$$V_{AF} = V_{SF} \sqrt{n^+} = 56.88 \text{ km/h} \quad (5.13)$$

5.4. Výsledná letová obálka



Graf 5.1: Výsledná letová obálka. [Vlastné spracovanie]

6. CENTRÁŽ

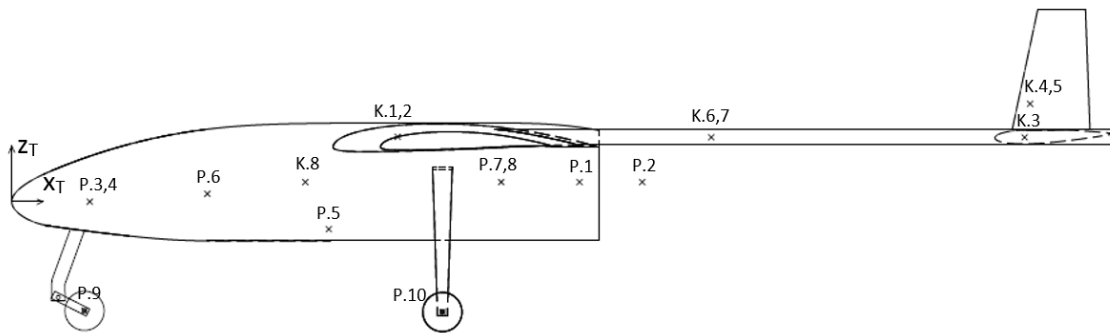
Určenie polohy centráže bolo dôležité hlavne z hľadiska určenia vlastností letúna ako stabilita a riaditeľnosť. Keďže sa jedná o bezpilotný prostriedok, ktorý je primárne určený na prieskumné a sledovacie misie, jeho náklad by mal byť nemenný. Jediná hmota, ktorá sa počas letu bude meniť je hmota paliva. Výpočet polohy bol vykonaný pre štyri možné objemy paliva a to 100%, 75%, 50% a 25%. Poloha ťažiska pre optimálne letové výkony by sa mala nachádzať v 15 – 35% strednej aerodynamickej tetivy.

6.1. Výpočet centráže

V kapitole 4.2.4 sú uvedené kompletne hmotnosti častí konštrukcie a komponentov. Na základe týchto údajov, bolo vypočítané ťažisko častí konštrukcie a komponentov. Poloha ťažiska bola počítaná k nosu trupu. V tabuľke č. 6.1 sú vypočítané polohy ťažiska na súradnici x.

Tabuľka 6.1: Výsledná poloha ťažiska pre jednotlivé časti letúna.

č.	Predmet	Hmotnosť [kg]	x_{Ti} [m]	z_{Ti} [m]
1	Pohonná jednotka	8.500	1.420	0.05
2	Vrtuľa	0.300	1.580	0.05
3	PC	0.605	0.850	0
4	Data link	2.300	0.850	0
5	Batéria	4.000	0.200	-0.07
6	Kamera	5.000	0.650	0.02
7	Palivo	26.000	1.120	0.05
8	Paliv. nádrž	0.830	1.120	0.05
9	Predná náprava	2.600	0.150	-0.281
10	Zadná náprava	3.000	1.200	-0.281
č.	Konštrukcia	Hmotnosť [kg]	x_{Ti} [m]	z_{Ti} [m]
1	Krídlo ľavé	2.132	0.986	0.1655
2	Krídlo pravé	2.132	0.986	0.1655
3	VOP	0.644	2.856	0.165
4	SOP ľavé	0.212	2.870	0.25
5	SOP pravé	0.212	2.870	0.25
6	Rameno ľavé	0.738	2.056	0.165
7	Rameno pravé	0.738	2.056	0.165
8	Trup	2.000	0.750	0.05



Obrázok 6.1: Poloha ťažísk jednotlivých komponentov a častí z tabuľky č. 6.1.

Výpočet celkovej polohy ťažiska pre x-ovú súradnicu:

$$x_T = \frac{\sum m_i x_{Ti}}{\sum m_i} \quad (6.1)$$

kde m_i je hmotnosť i-tého prvku a x_{Ti} je poloha ťažiska i-tej časti. Následne bolo celkové ťažisko vyjadrené v percentách voči strednej aerodynamickej tetive.

$$\overline{c_{SAT}} = \left(\frac{x_T - x_{CSAT}}{c_{SAT}} \right) 100 \quad (6.2)$$

Tabuľka 6.2: Výsledné hodnoty centráže pre rôzne konfigurácie hmotnosti

č.	Konfigurácia	Poloha ťažiska x_T [m]	$\overline{c_{SAT}}$ [%]
1	100% paliva	1.0477	30.29
2	75% paliva	1.0682	33.85
3	50% paliva	1.0227	25.92
4	25% paliva	1.0091	23.56

Bezpilotný letún je hlavne navrhnutý na pozorovacie a mapovacie misie, to zahŕňa výkonnú sledovaciu kameru a vysoké letové časy. Aby letún naplno využíval svoj maximálny hmotnostný potenciál, bola nevyužitá hmotnosť nákladu využitá pre ďalšie palivo. Týmto sa celková hmotnosť paliva dostáva na 26 kg. Rozsah centráže je od 23.56% do 30.29% čo spĺňa povolený rozsah centrží.

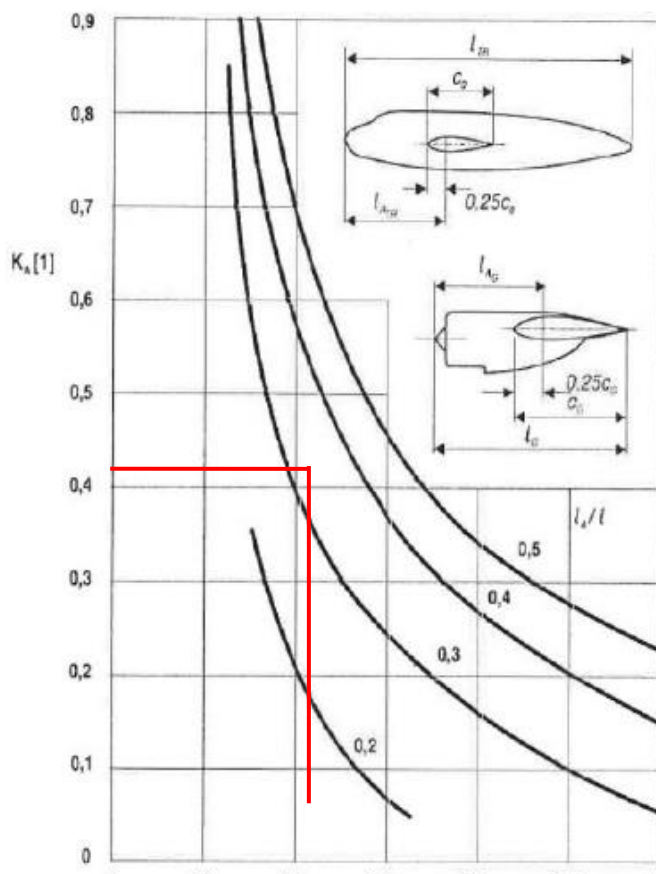
7. POZDÍŽNA STATICKÁ STABILITA

Statická stabilita je schopnosť letúna po poruche rovnovážneho režimu letu vyvodzovať vratné momenty smerujúce k obnove pôvodného režimu letu. Pozdĺžna statická stabilita sa týka zaistenia stability jedného jediného stupňa voľnosti – rotácie okolo bočnej osi letúna. Tento rotačný pohyb je nazývaný klopenie [4].

Pre správne fungovanie pozdĺžnej statickej stability bolo potrebné, aby sa statická zásoba stability s pevným riadením pohybovala v rozmedzí 5% až 7% [4]. Pre voľné riadenie nie je potreba kontroly statickej zásoby z dôvodu, že riadiace plochy budú ovládané servo motormi.

7.1. Výpočet aerodynamického stredu a mohutnosti VOP

Ako prvý bol odčítaný z grafu č.7.1 bezrozmerný parameter K_{ATR} , ktorý bol získaný výpočtom potrebných parametrov pre graf:



Obrázok 7.1: Faktor vplyvu trupu, resp. motorovej gondoly na polohu aerodynamického stredu lietadla. [4]

Z grafu bola získaná hodnota $K_{ATR} = 0,355$. Následne bol vypočítaný príspevok k trupu k posunutiu aerodynamického stredu:

$$\Delta \bar{x}_{ATR} = -K_{ATR} * \frac{b_{TR} * c_o^2}{S * c_a} = -0,03 \quad (7.1)$$

a výsledná poloha aerodynamického stredu krídlo-trup, kde $\bar{x}_{AK}$ sa rovná polohe aerodynamického stredu krídla bola získaná:

$$\bar{x}_{AKT} = \bar{x}_{AK} + \Delta \bar{x}_{ATR} = 0,22 \quad (7.2)$$

Ďalej bol vypočítaný príspevok VOP k posunutiu aerodynamického stredu, kde bolo potrebné najskôr stanoviť pre výpočet derivácie zošikmenia vzduchu v mieste VOP pomerné geometrické rameno $\bar{l}_{VOP\ 0,25}$ a $\bar{h}_{VOP}$:

$$\bar{l}_{VOP\ 0,25} = \frac{l_{VOP\ 0,25}}{b/2} = 0,477 \quad (7.3)$$

$$\bar{h}_{VOP} = \frac{h_{VOP}}{b/2} = 0,008 \quad (7.4)$$

Následne bola vypočítaná derivácia zošikmenia vzduchu zo vzťahu:

$$\frac{\delta \epsilon}{\delta \alpha} \cong 1,75 * \frac{\alpha_K}{\pi * AR * (\bar{l}_{VOP\ 0,25} * \lambda)^{\frac{1}{4}} * (1 + |\bar{h}_{VOP}|)} = 0,300 \quad (7.5)$$

Pre výpočet mohutnosti VOP bolo potrebné vypočítať rameno l_{VOP} zo vzťahu:

$$l_{VOP} = l_{VOP\ 0,25} + (0,25 - \bar{x}_{AKT}) * c_A = 1,550\ m \quad (7.6)$$

kde ďalej bola vypočítaná mohutnosť VOP:

$$\bar{V}_{VOP} = \frac{S_{VOP} * l_{VOP}}{S * c_A} = 0,484 \quad (7.7)$$

Posledný bol potrebné k výpočtom sklon vztlakovej čiary:

$$\alpha = x_{KT} + \alpha_{VOP} * k_{VOP} * \left(\frac{S_{VOP}}{S} \right) * \left(1 - \frac{\delta \epsilon}{\delta \alpha} \right) = 4,914\ rad \quad (7.8)$$

Príspevok VOP k posunutiu aerodynamického stredu bol vypočítaný ako:

$$\Delta \bar{x}_{AVOP} = \frac{\alpha_{VOP}}{\alpha} * k_{VOP} * \bar{V}_{VOP} * \left(1 - \frac{\delta \epsilon}{\delta \alpha} \right) = 0,143\ m \quad (7.10)$$

a poloha aerodynamického stredu lietadla s pevným riadením bola získaná z:

$$\bar{x}_A = \bar{x}_{AKT} + \Delta \bar{x}_{AVOP} = 0,364\ m \quad (7.11)$$

Následne bolo možné vypočítať statickú zásobu ako:

$$\sigma_A = \bar{x}_A - \bar{x}_T = 0,0608 \quad (7.12)$$

Výsledná statická zásoba má hodnotu 6,08%, čo sa nachádza v požadovaných medziach 5% až 7% statickej zásoby stability pre malé lietadlá.

8. AERODYNAMICKÉ CHARAKTERISTIKY

Z aerodynamických charakteristík sú pre rozbor stability a riaditeľnosti najdôležitejšie integrálne aerodynamické charakteristiky, teda priebehy súčiniteľu aerodynamických síl a momentov nie len letúna ako celku, ale tiež jeho časti a ich kombinácií, z ktorých je veľmi dôležitá kombinácia krídlo-trup.

8.1. Momentová čiara

Celková momentová čiaru lietadla bola vypočítaná zo vzťahu:

$$C_m = C_{mKT} + C_{mVOP} \quad (8.1)$$

člen momentovej čiary pre krídlo-trup bol vypočítaný ako:

$$C_{mKT} = (C_{mKT})_{\alpha_{KT}=0} + (C_{m\alpha})_{KT} * \alpha_{KT} \quad (8.2)$$

kde sklon momentovej čiary krídlo-trup bol získaný zo vzorca:

$$(C_{m\alpha})_{KT} = \alpha_{KT} * (\bar{x}_T - \bar{x}_{AK}) = \alpha_K * (\bar{x}_T - \bar{x}_{AK}) = 0,563 \text{ rad}^{-1} \quad (8.3)$$

Ako ďalšie bolo možné vypočítať momentovú čiaru VOP, kde bol najskôr určený zrázový uhol pri nulovom súčiniteli vztlaku, s hodnotou $\varepsilon_0 = 1$. Táto hodnota bola vybratá z intervalu 0,5-1,5. Nastavenie uhlu VOP voči čiare nulového súčiniteľa vztlaku bolo získané:

$$\varphi_{VOP}^* = \varphi_{VOP} - \varphi_{KT} = -2^\circ \quad (8.4)$$

Následne bolo potrebné rameno k ťažisku:

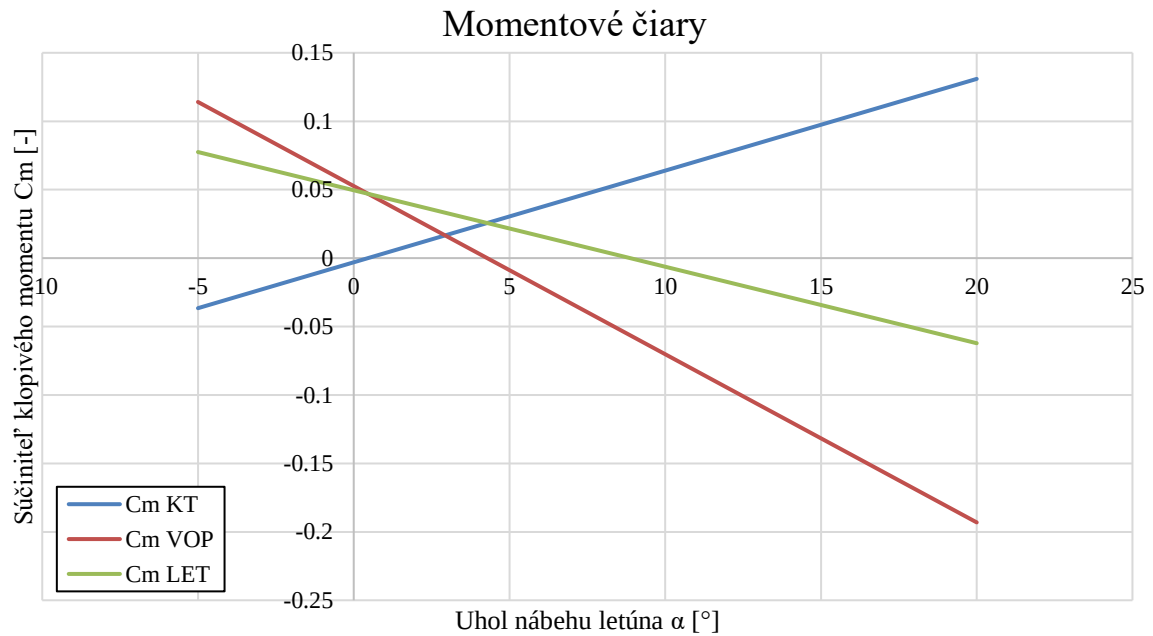
$$\tilde{l}_{VOP} = l_{VOP} * (\bar{x}_{AK} - \bar{x}_T) c_A = 1.468 \text{ m} \quad (8.5)$$

Z obdržaných hodnôt bolo možné vypočítať súčiniteľ momentu VOP pri AoA 10° krídlo-trup:

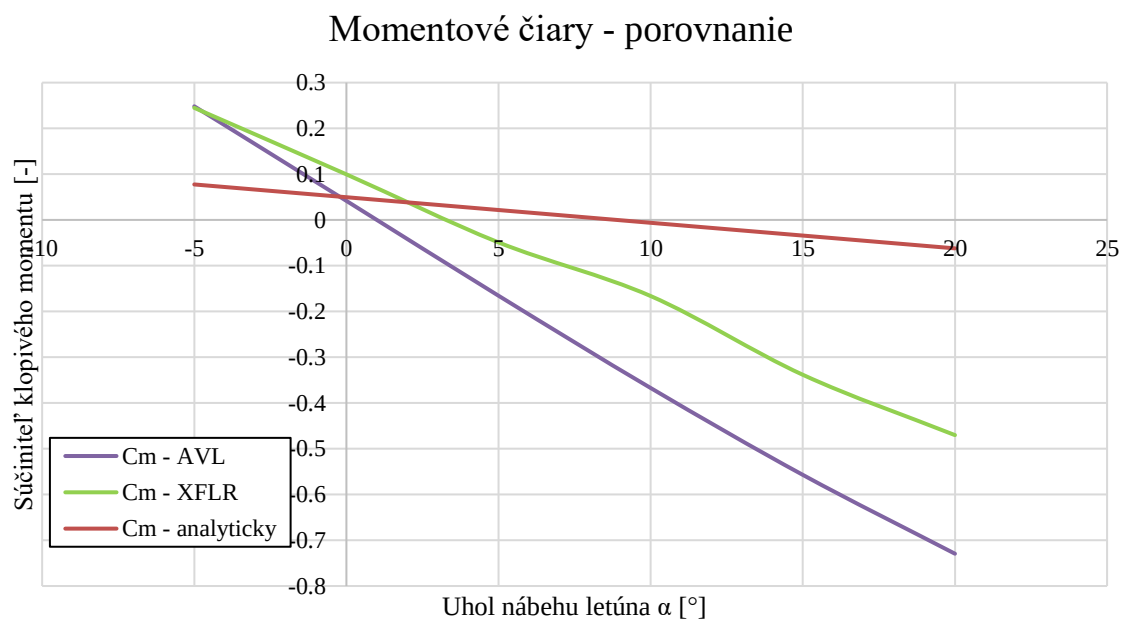
$$(C_{mVOP}^*)_{\alpha_{KT}=0} = -\alpha_{VOP} * k_{VOP} * \left(\frac{S_{VOP} * \tilde{l}_{VOP}}{S * c_A} \right) * (\varphi_{VOP}^* - \varepsilon_0) = -0,066 \quad (8.6)$$

Posledná hodnota pre výpočet celkovej momentovej čiary bol sklon momentovej čiary VOP krídlo-trup:

$$(C_{m\alpha})_{VOP} = \alpha_{KT} * (\bar{x}_T - \bar{x}_{A,KT}) - \alpha_{VOP} * k_{VOP} * \tilde{V}_{VOP} * \left(1 - \frac{\delta\varepsilon}{\delta\alpha} \right) = -0,704 \text{ rad}^{-1} \quad (8.7)$$



Graf 8.1: Vykreslené momentové čiary pre analytický výpočet.



Graf 8.2: Porovnanie momentových čiar pre analytický výpočet, XFLR programu a AVL programu.

8.2. Vztlková čiara

Celková vztlková čiara pre lietadlo bola vypočítaná ako:

$$C_L = C_{LKT} + C_{LVOP} \quad (8.8)$$

kde ako prvý bol vypočítaný člen vztlkovej čiary krídlo-trup, kde platí, že súčiniteľ vztlaku krídlo-trup je považovaný za nulový pri $\text{AoA} = 0^\circ$.

$$(C_{LKT})_{\alpha_{KT}=0} = 0 \quad (8.9)$$

a následne bolo upravené značenie sklonu vztlkovej čiary krídlo-trup podľa predpokladov:

$$(C_{L\alpha})_{KT} = \alpha_{KT} = \alpha_K \quad (8.10)$$

Pri výpočte vztlkovej čiary pre VOP bol vybratý zrázový uhol z rozpätia 0,5-1,5, kde bola vybratá hodnota $\varepsilon_0 = 1$, kde následne bolo možné vypočítať uhol nastavenia VOP voči čiare nulového súčiniteľa vztlaku v sústave krídlo-trup ako:

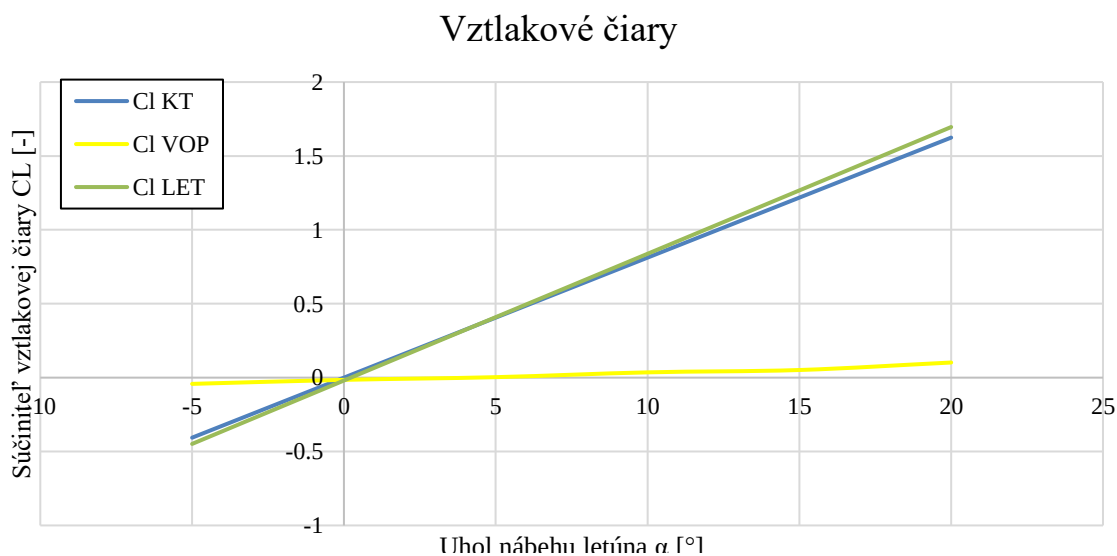
$$\varphi_{VOP}^* = \varphi_{VOP} - \varphi_{KT} = 0^\circ \quad (8.11)$$

Súčiniteľ vztlaku VOP pri $\text{AoA } 0^\circ$ pre krídlo-trup bol vypočítaný ako:

$$(C_{LVOP}^*)_{\alpha_{KT}=0} = \alpha_{VOP} * k_{VOP} * \left(\frac{S_{VOP}}{S}\right) * (\varphi_{VOP}^* - \varepsilon_0) = -0,019 \quad (8.12)$$

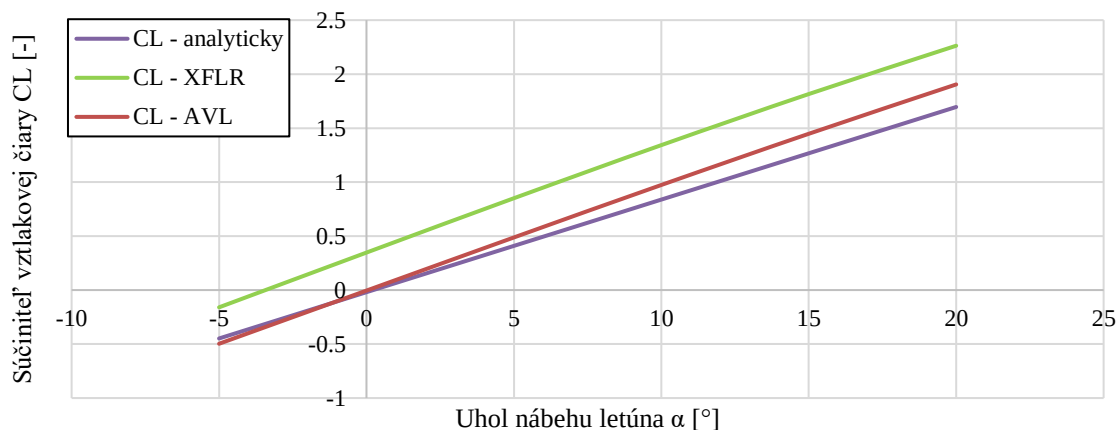
a výsledný vzťah pre vztlkovú čiaru VOP bol získaný z:

$$C_{LVOP} = (C_{LVOP}^*)_{\alpha_{KT}=0} + (C_{L\alpha})_{VOP} * \alpha_{KT} \quad (8.13)$$



Graf 8.3: Výsledné vztlkové čiary pre analytický výpočet.

Vztlakové čiary - porovnanie



Graf 8.4: Porovnanie výsledných vztlakových čiar pre analytický výpočet, XFLR program a AVL program.

8.3. Odporová polára

Jedným z najdôležitejších parametrov pre návrh letúna je odhad odporu. Bolo dôležité aby jeho hodnota bola čo najmenšia, keďže priamo ovplyvňuje letové výkony a hlavne spotrebu paliva, celkový dolet a vytrvalosť.

Výpočet odporu bol počítaný ako model odporovej poláry. Jedná sa o závislosť súčiniteľa odporu na súčiniteli vzlaku. Pri výpočte nebola použitá vztlaková mechanizácia, kamera bola zasunutá, predný a zadný podvozok zostal vysunutý.

Celkový výpočet odporu sa skladá z troch častí:

- **Profilový odpor** – C_{D0}
- **Trecí odpor** – C_{Df}
- **Indukovaný odpor** – C_{Di}

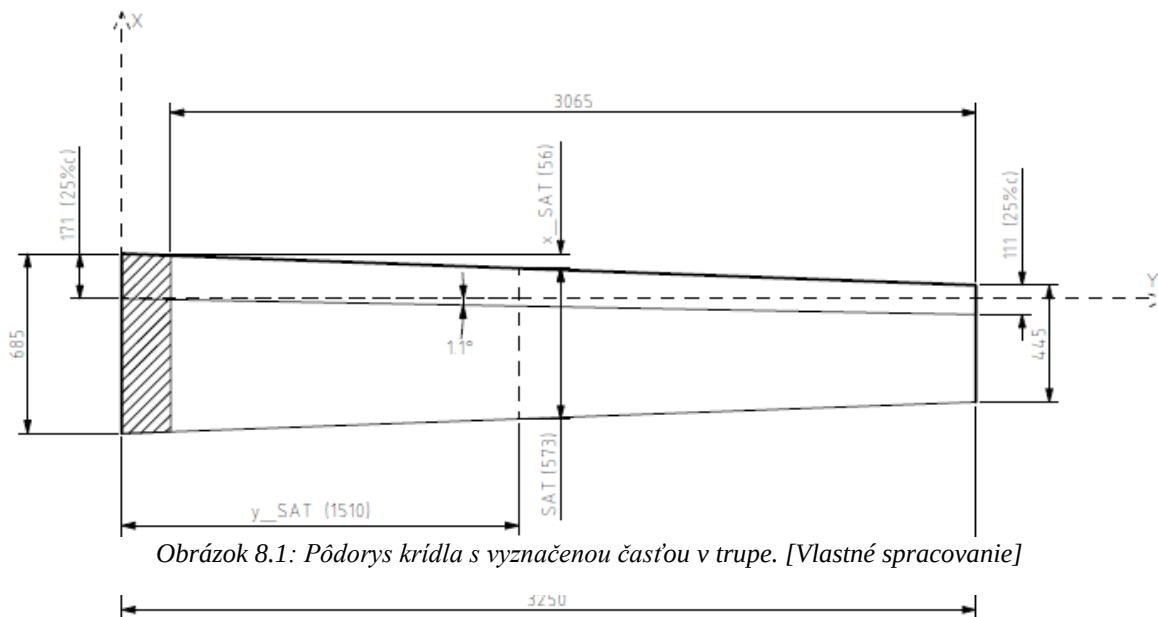
$$C_D = C_{D0} + C_{Df} + C_{Di} \quad (8.14)$$

Pre zjednodušenie celkového odporu bol indukovaný odpor nahradený kvadratickým modelom:

$$C_D = C_{D0} + C_{Df} + \frac{C_L^2}{\pi A e} \quad (8.15)$$

8.3.1. Profilový odpor krídla

Pri výpočte vplyvu krídla na odpor bola použitá neprekrytá časť krídla trupom.



Následne podľa vzorca 8.16 bol vypočítaný príspevok odporu od krídla:

$$C_{D0,krídlo} = R_{KT} R_{LS} C_f \left[1 + L' \frac{t}{c} + 100 \left(\frac{t}{c} \right)^4 \right] \frac{S_{om,krídla}}{S} \quad (8.16)$$

kde:

- R_{KT} – vplyv interferencie medzi krídlom a trupom
- R_{LS} – súčiniteľ zahrňujúci vplyv šípu spojnice maximálnych hrúbok profilu
- C_f – trecí koeficient rovnej dosky pri turbulentnom prúdení
- L' – parameter zohľadňujúci polohu maximálnej hrúbky profilu po hĺbke
- $\frac{t}{c}$ – pomerná hrúbka profilu v mieste SAT
- $S_{om,krídla}$ – omočená plocha krídla
- S – plocha krídla

Trecí koeficient rovnej dosky pri turbulentnom prúdení:

$$C_f = \frac{0.455}{(\log Re)^{2.58}} \quad (8.17)$$

kde Re – Reynoldsovo číslo bolo vypočítané:

$$Re = \frac{\rho V c_{SAT}}{\mu} \quad (8.18)$$

Tabuľka 8.1: Hodnoty pre výpočet súčiniteľa odporu krídla.

Vstupné hodnoty	Označenie	Hodnota	Jednotka
Vplyv interferencie krídlo trup [5]	R_{KT}	1.06	[-]
Súčiniteľ zahrnujúci vplyv šípu [5]	R_{LS}	1.08	[-]
Trecí koeficient rovnej dosky	C_f	0.0043	[-]
Parameter zohľadňujúci max. hrúbku [5]	L'	1.2	[-]
Pomerná hrúbka profilu v mieste SAT	t/c	0.119	[-]
Omočená plocha úseku krídla	$S_{om,krídla}$	3.673	[m ₂]
Reynoldsovo číslo	Re	1200272	[-]
Dynamická viskozita	μ	1.789e-5	[Ns/m ₂]
Výsledný odpor krídla	$C_{D0,krídlo}$	0.00495	[-]

8.3.2. Indukovaný odpor krídla

Bol vypočítaný zo vzťahu:

$$C_{Di_{krídlo}} = \frac{C_{L_{krídlo}}^2}{\pi A e} (1 + \delta) \quad (8.19)$$

kde δ je Glauertov opravný súčiniteľ získaný z programu Glauert:

$$\delta = 0.0512 \quad (8.20)$$

8.3.3. Profilový odpor VOP

$$C_{D0,VOP} = R_{LS,VOP} C_{f,VOP} \left[1 + L' \frac{t}{c} + 100 \left(\frac{t}{c} \right)^4 \right] \frac{S_{om,VOP}}{S} \quad (8.21)$$

Tabuľka 8.2: Hodnoty pre výpočet súčiniteľa odporu VOP.

Vstupné hodnoty	Označenie	Hodnota	Jednotka
Súčiniteľ zahrňujúci vplyv šípu	R_{LS}	1.07	[-]
Súčiniteľ zahrňujúci vplyv šípu [5]	C_f	0.0049	[-]
Trecí koeficient rovnej dosky	L'	1.2	[-]
Parameter zohľadňujúci max. hrúbku [5]	t/c	0.12	[-]
Pomerná hrúbka profilu v mieste SAT	$S_{om,VOP}$	0.66	[m ²]
Omočená plocha úseku krídla	Re	635988.6	[-]
Reynoldsovo číslo	μ	1.79E-05	[Ns/m ²]
Výsledný odpor VOP	$C_{D0,VOP}$	0.001	[-]

8.3.4. Indukovaný odpor VOP

Bol vypočítaný na základe vzťahu:

$$C_{DiVOP} = \frac{C_{LVOP}^2}{\pi A_{VOP} e_{VOP}} \frac{S_{VOP}}{S} \quad (8.22)$$

8.3.5. Profilový odpor SOP

Príspevok súčiniteľa odporu od SOP bol vypočítaný ako:

$$C_{D0,SOP} = R_{LS,SOP} C_{f,SOP} \left[1 + L' \frac{t}{c} + 100 \left(\frac{t}{c} \right)^4 \right] \frac{S_{om,SOP}}{S} \quad (8.23)$$

Tabuľka 8.3: Hodnoty pre výpočet súčiniteľa odporu SOP.

Vstupné hodnoty	Označenie	Hodnota	Jednotka
Súčiniteľ zahrňujúci vplyv šípu	R_{LS}	1.08	[-]
Súčiniteľ zahrňujúci vplyv šípu [5]	C_f	0.0055	[-]
Trecí koeficient rovnej dosky	L'	1.2	[-]
Parameter zohľadňujúci max. hrúbku [5]	t/c	0.11	[-]
Pomerná hrúbka profilu v mieste SAT	$S_{om,VOP}$	0.05	[m ²]
Omočená plocha úseku krídla	Re	346667.8	[-]
Reynoldsovo číslo	μ	1.79E-05	[Ns/m ²]
Výsledný odpor SOP	$C_{D0,SOP}$	1.70E-04	[-]

8.3.6. Škodlivý odpor trupu

Súčiniteľ odporu pre trup bol vypočítaný ako:

$$C_{D0,trup} = R_{KT,trup} C_{f,trup} \left[1 + \frac{60}{(l_{tr}/d_{tr})^3} + 0,0025(l_{tr}/d_{tr}) \right] \frac{S_{om,trup}}{S} \frac{S_{tr}}{S} \quad (8.24)$$

kde:

S_{tr} – čelná plocha trupu

l_{tr} – dĺžka trupu

d_{tr} – ekvivalentný priemer trupu

$$d_{tr} = \sqrt{\frac{4}{\pi} S_{tr}} \quad (8.25)$$

Tabuľka 8.4: Hodnoty pre výpočet súčiniteľa odporu trupu.

Vstupné hodnoty	Označenie	Hodnota	Jednotka
Plocha trupu	S_{tr}	0.135	[m ²]
Ekvivalentný priemer trupu	d_{tr}	0.415	[m]
Vplyv interferencie krídlo trup [5]	R_{KT}	1.06	[-]
Dĺžka trupu	l_{tr}	1.5	[m]
Omočená plocha trupu	S_{om}	1.48	[m ²]
Reynoldsovo číslo	Re	3138849	[-]
Treťí koeficient rovnej dosky	C_f	0.00418	[Ns/m ²]
Výsledný odpor trupu	$C_{D0,trup}$	0.0078	[-]

8.3.7. Odporová polára letúna

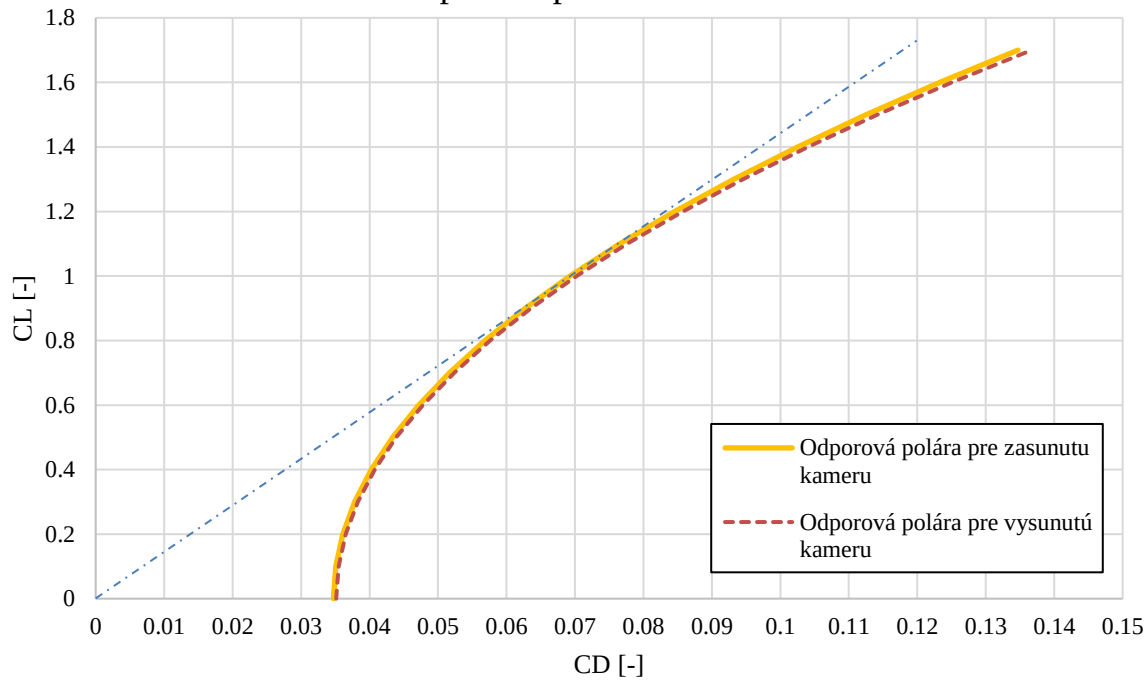
Výsledný odpor v čistej konfigurácii:

$$C_{DLET} = C_{D0,kridlo} + C_{Di,kridlo} + C_{D0,VOP} + C_{Di,VOP} + C_{D0,SOP} + C_{D0,trup} \quad (8.26)$$

Výsledný odpor s vysunutou kamerou:

$$C_{DLET+kam} = C_{D0,kridlo} + C_{Di,kridlo} + C_{D0,VOP} + C_{Di,VOP} + C_{D0,SOP} + C_{D0,trup} + C_{D0,kam} \quad (8.27)$$

Odporová polára lietadla



Graf 8.1: Výsledná odporová polára pre bezpilotný prostriedok.

Tabuľka 4: Výsledné hodnoty pre odporovú poláru.

	Označenie	Hodnota	Jednotka
Súčiniteľ celkového odporu v čistej konfigurácii	$C_{D_{LET}}$	0.034722	[-]
Maximálna klzávosť	$(L/D)_{max}$	14.069	[-]
Súčiniteľ celkového odporu s vysunutou kamerou	$C_{D_{LET+kam}}$	0.035128	[-]
Maximálna klzávosť	$(L/D)_{max}$	13.883	[-]

9. VOĽBA POHONNEJ JEDNOTKY

Pohonná jednotka ako jedna z najdôležitejších súčastí celého letúna je potrebná, aby disponovala dostatočne dlhým časom medzi generálnymi opravami (TBO), dostupným servisom a prijateľnou cenou. Zároveň, ako prieskumný a sledovací letún, bude požiadavka na dlhý letový čas, preto treba vybrať pohonnú jednotku s čo najnižšou spotrebou, ale zároveň dostatočným výkonom.

Pri výbere bolo preskúmaných 7 benzínových pohonných jednotiek.

Porovnanie pohonných jednotiek:

Fiala Motors FM 170 – B2 – FS

Štvorvalcový benzínový motor, navrhnutý priamo pre UAV účely. Motor je osadený mikroprocesorom pre lepšie štartovanie a hladký chod motora vo pri jeho všetkých rýchlostiach.

Parametre:

- Maximálny výkon: 6,8 kW
- Nominálny výkon: 4,5 kW
- Maximálne otáčky: 6 000 RPM
- Hmotnosť: 8,5 kg
- Spotreba paliva: 0,32 kg/kWh
- TBO: 250 hod
- Cena: 8 030 €



Obrázok 9.9: FM 170 - B2 -FS. [27]

DF 140LC

Štvorvalcový motor, ktorý môže fungovať ako na benzín tak aj na ťažké paliva. Motor je chladený pomocou kvapaliny.

Parametre:

- Maximálny výkon: 6,8 kW
- Nominálny výkon: 4,5 kW
- Maximálne otáčky: 6 000 RPM
- Hmotnosť: 8,5 kg
- Spotreba paliva: 0,33 kg/kWh
- TBO: 500 hod
- Cena: 41 734 €



Obrázok 9.10: DF 140LC. [28]

3W-International SP-170 TS ROS

Dvojtaktný dvojvalec určený pre lietadla od 60 do 80 kg. Motor môže byť opatrený štartovacím generátorom, ktorý umožňuje hybridné funkcie zvyšujúce prevádzkovú kapacitu motora.

Parametre:

- Maximálny výkon: 9,53 kW
- Nominálny výkon: 6,67 kW
- Maximálne otáčky: 10 000 RPM
- Hmotnosť: 8,5 kg
- Spotreba paliva: 0,32 kg/kWh
- TBO: - hod
- Cena: 3 300 €



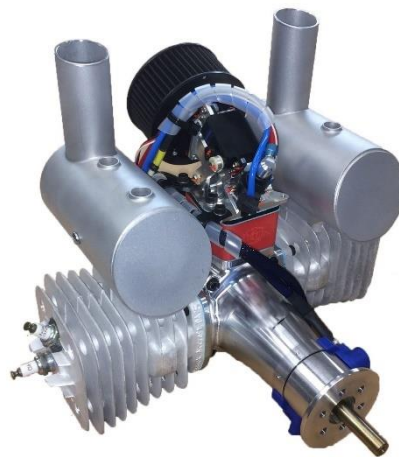
Obrázok 9.11: SP-170 TS ROS. [29]

Power4flight B150i EFI:

Dvojtaktný benzínový motor chladený vzduchom. Motor primárne určený pre používanie v UAV operáciách.

Parametre:

- Maximálny výkon: 7,5 kW
- Nominálny výkon: 4,3 kW
- Maximálne otáčky: 7 000 RPM
- Hmotnosť: 5,7 kg
- Spotreba paliva: 0,47 kg/kWh
- TBO: - hod
- Cena: - €



Obrázok 9.12: B150i EFI. [30]

ROTO 170 FS AL

Štvorvalcový štvortaktný motor typu boxer, českej výroby.

Parametre:

- Maximálny výkon: 6,9 kW
- Nominálny výkon: 4,1 kW
- Maximálne otáčky: 6 500 RPM
- Hmotnosť: 5,24 kg
- Spotreba paliva: 0,16 kg/kWh
- TBO: 200 hod
- Cena: 2 499 €



Obrázok 9.13: ROTO 170 FS AL. [31]

MVVS 190 CN4

Štvorvalcový motor stavby boxer so spodným nasávaním, riadený klapkovým ventilom, ktorý zaisťuje rovnaké dávkovanie zmeny pre každý valec.

Parametre:

- Maximálny výkon: 15,3 kW
- Nominálny výkon: 12,5 kW
- Maximálne otáčky: 6 500 RPM
- Hmotnosť: 6 kg
- Spotreba paliva: 0,46 kg/kWh
- TBO: 80 hod
- Cena: 2980 €



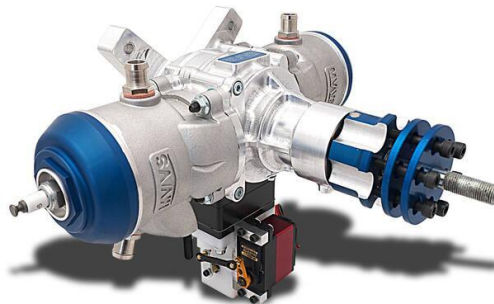
Obrázok 9.14: MVVS 190 CN4. [32]

MVVS 116 NP LC INJ

Vodou chladený dvojtaktný motor boxer s elektronickým vstrekovaním paliva pre lepší chod motoru.

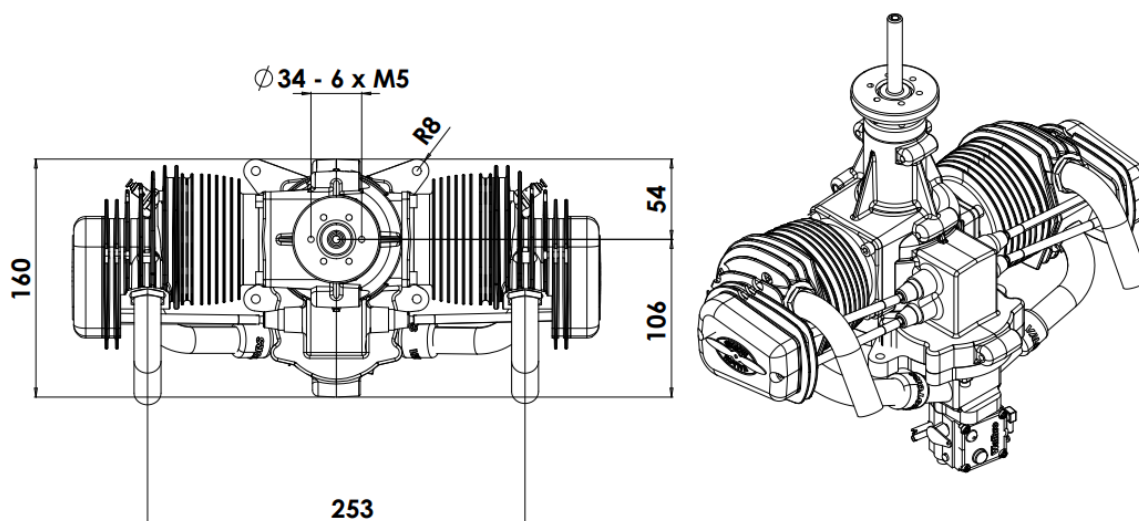
Parametre:

- Maximálny výkon: 8,4 kW
- Nominálny výkon: 5,9 kW
- Maximálne otáčky: 7 000 RPM
- Hmotnosť: 4,2 kg
- Spotreba paliva: 0,34 kg/kWh
- TBO: 80 hod
- Cena: 1695 €



Obrázok 9.15: MVVS 116 LC INJ. [32]

Z pomeru výkon ku hmotnosti je najvyhovujúcejšia pohonná jednotka MVVS 190 CN4. So svojim nominálnym výkonom 12,3 kW ma dostatočný výkon pre navrhovaný letún. S pohľadu spotreby má motor jednu z najvyšších a zároveň najnižší čas medzi generálnymi opravami zo všetkých motorov. Druhou najlepšou variantou pohonnej jednotky je ROTO 170 FS AL so svojou najnižšou spotrebou 0,16 kg/kWh a dostatočným nominálnym výkonom 4,1 kW. Ako aj predošlý motor je problém s jeho extrémne nízkym TBO. Najlepšie celkové výsledky dosahuje z vyššie uvedených pohonných jednotiek v pomere výkon, spotreba a TBO motor DF 140LC, s tým že motor dosahuje nominálny výkon o hodnote 6,03 kW so spotrebou 0,33 kg/kWh a s TBO 500 hodín. Motor bol vyradený z výberu z dôvodu konštrukčnej chyby, ktorá pozastaví výrobu motoru až do roku 2023. Preto ako pohonná jednotka bol nakoniec vybratý motor FM 170 – B2 – FS, s nominálnym výkonom motoru 4,5 kW a so spotrebou 0,32 kg/kWh. Čas medzi generálnymi opravami dosahuje 250 hodín, s tým že motor sa vyrába v Českej Republike a tým pádom bude mať zabezpečenú dobrú servisnú dostupnosť ako aj náhradné diely. K motoru bola zvolená odporúčaná dvojlistá vrtuľa 27x14 od firmy Fiala Motors.



Obrázok 9.16: Rozmery pohonnej jednotky FM 170 - B2 – FS. [27]

10.LETOVÉ VÝKONY

Každý let môže byť rozdelený do fáz, ktoré sú od seba rozličné. Tieto segmenty môžeme deliť na:

- vzlet
- stúpanie
- horizontálny let
- klesanie
- pristátie

V nasledujúcej kapitole boli použité poznatky a postupy z literatúry [6] pri výpočte letových výkonov.

Parametre získané k výpočtom letových výkonov boli určené v kapitole 10.

10.1. Horizontálny let

Za horizontálny let sa všeobecne považuje let v konštantnej výške nad vzťažným povrchom planéty priamym smerom [6].

10.1.1. Potrebný ťah a výkon

Pri výpočte ťahu a výkonu bolo vychádzané z rovníc rovnováhy, kde v ustálenom horizontálnom lete platia celkovo elementárne rovnosti.

$$F - D = 0 \quad (9.1)$$

$$G - L = 0 \quad (9.2)$$

Vo vodorovnom smere sa ťah pohonnej jednotky rovná odporu letúna a vztlak sa rovná tiažovej sile letúna.

$$F = D = C_D \frac{1}{2} \rho V^2 S \quad (9.3)$$

$$G = L = C_L \frac{1}{2} \rho V^2 S \quad (9.4)$$

Pri zadanej rýchlosti ustáleného vodorovného priamočiareho letu je treba pre prekonanie odporu letúna vyvodzovať určitý ťah, tzn. silu rovnako veľkú ako odpor, ale opačne orientovanú. Potrebný ťah je práve rovný odporu letúna, ale iba v horizontálnom lete. Pre iný režim to neplatí [6].

$$F_p = C_D \frac{1}{2} \rho V^2 S \quad (9.5)$$

kde súčiniteľ odporu bol stanovený v predošlej kapitole 8.3.

Potrebný výkon bol určený prenásobením potrebného ťahu rýchlosti letu.

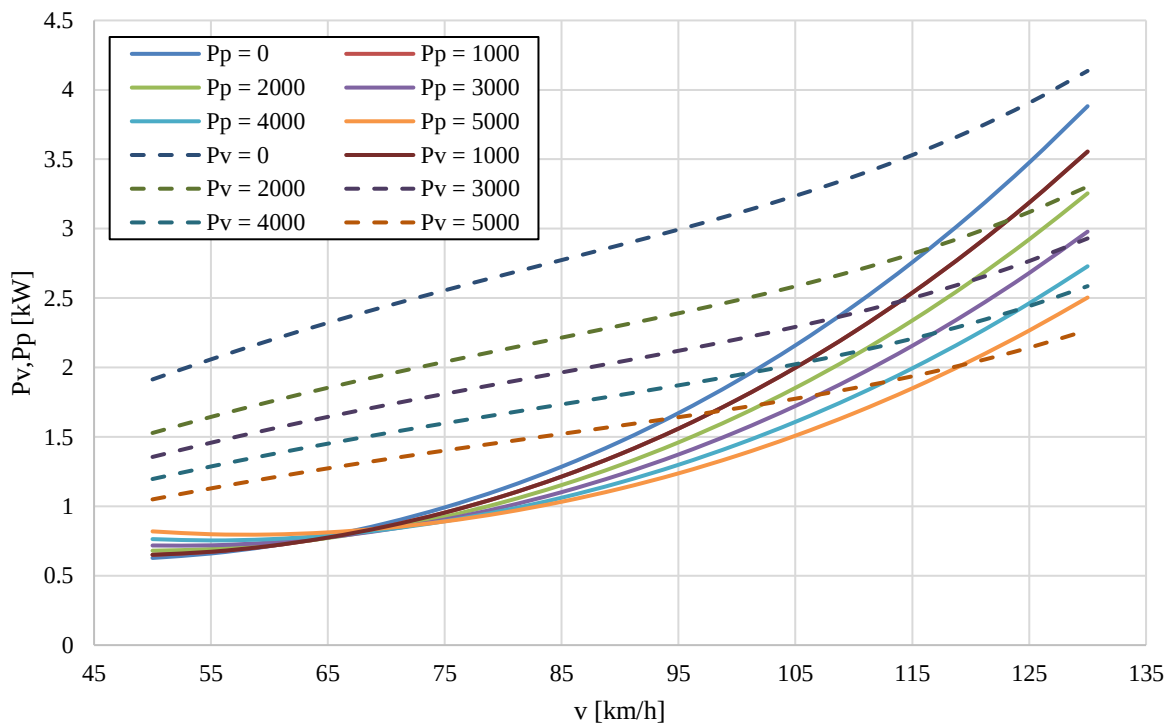
$$P_p = F_p V \quad [9.6]$$

Tabuľka 10.1: Maximálny výkon motoru v závislosti na výške.

H [m]	0	1000	2000	3000	4000	5000
ρ [kg/m ³]	1.225	1.112	1.007	0.9093	0.8194	0.7364
Pmax [W]	4500	4030.10	3593.48	3187.20	2813.37	2468.22

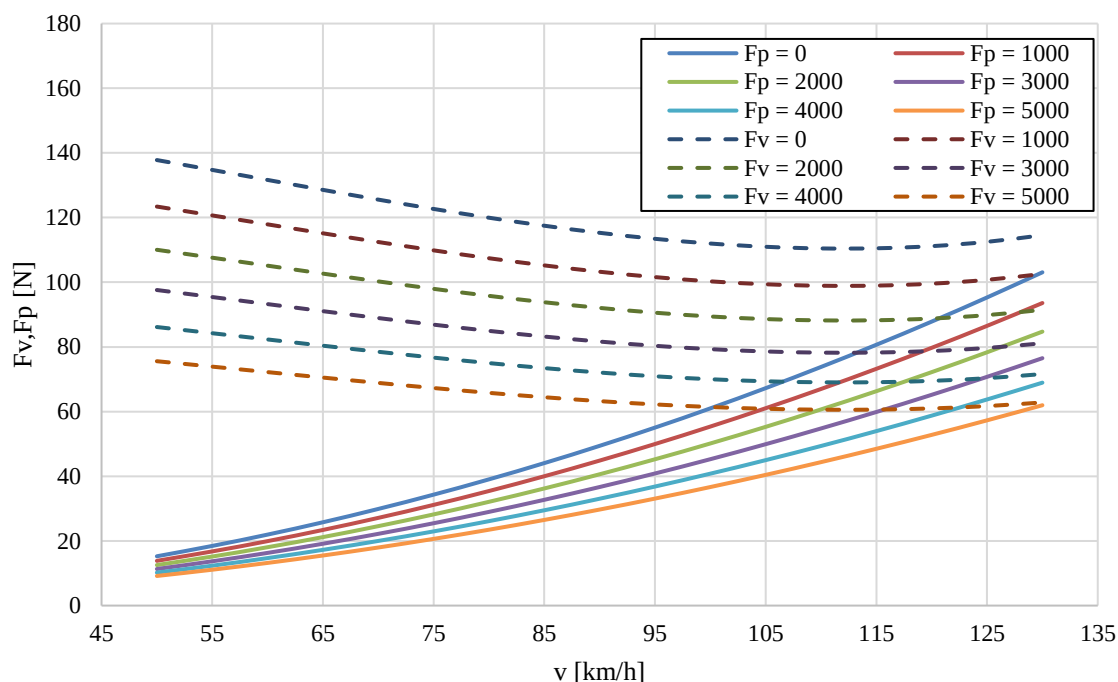
Následne boli určené ostatné tabuľkové hodnoty (účinnosť pevnej vrtule, využitelný výkon, využitelný ťah, súčiniteľ vztlaku, súčiniteľ odporu, potrebný ťah a potrebný výkon) pre interval od 50 km/h do 130 s krokom 5 km/h, ktoré boli vynesené do grafov 9.1 pre výkon a 9.2 ťah.

Výkonnostné charakteristiky



Graf 10.1: Krivky potrebného výkonu a využitelného výkonu.

Ťahové charakteristiky



Graf 10.2: Krivky potrebného a využiteľného ťahu.

10.1.2. Režim minimálneho odporu

Z najdôležitejších režimov ustáleného horizontálneho letu je režim, v ktorom má letún najmenší aerodynamický odpor. Tento režim býva alternatívne nazývaný tiež ako režim minimálneho potrebného ťahu [6].

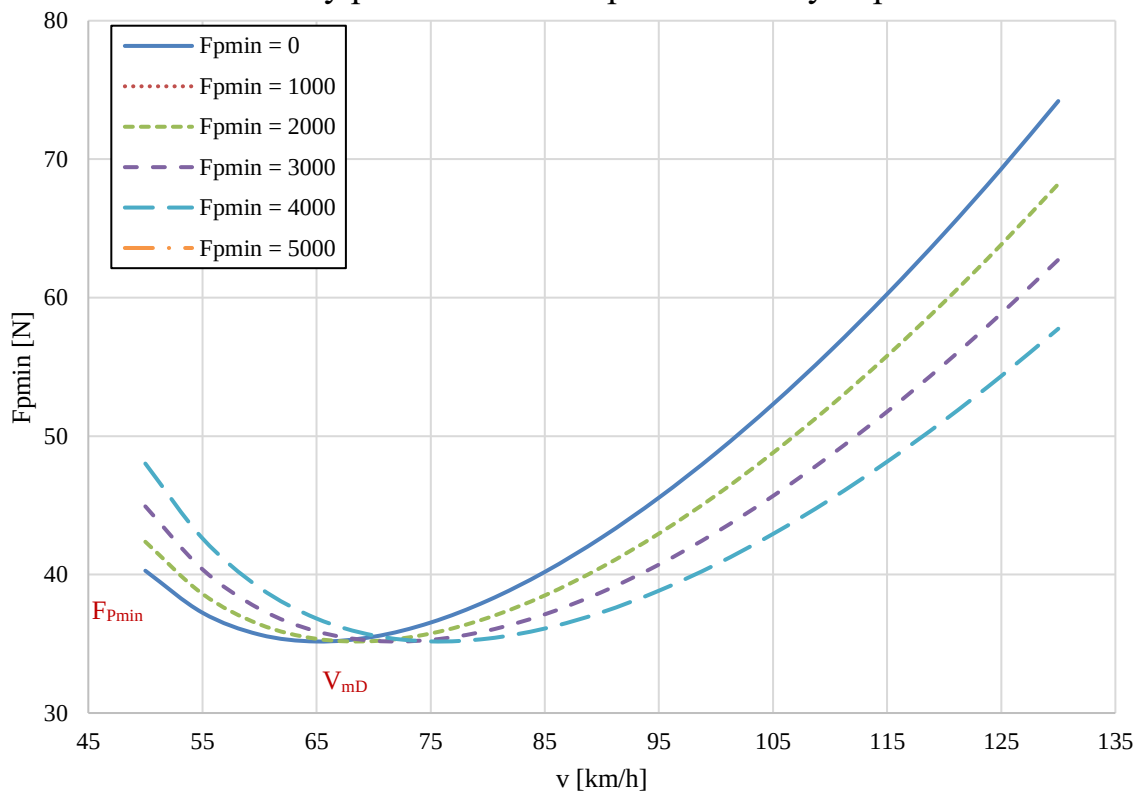
Potrebný ťah je vypočítaný ako:

$$F_P = \frac{C_D}{C_L} G \quad (9.7)$$

Pre danú tiažovú silu letúna bude najmenší potrebný ťah pri takom súčiniteli vztlaku, pri ktorom bude minimálny pomer súčiniteľa odporu k súčiniteľu vztlaku $(C_D/C_L)_{min}$. Z aerodynamiky je známe, že obrátený pomer C_L/C_D sa nazýva kĺzavosť. Z toho vyplýva, že pre danú tiažovú silu letúna bude najmenší potrebný ťah pri takom súčiniteli vztlaku, pri ktorom bude maximálna kĺzavosť. Maximálna kĺzavosť bola určená v kapitole 8.3.

$$F_{Pmin} = G \left(\frac{C_D}{C_L} \right)_{min} = \frac{G}{K_{max}} \quad (9.8)$$

Krivky potrebného ťahu pre minimálny odpor



Graf 10.3: Krivky potrebného ťahu pre režim minimálneho odporu.

Tabuľka 10.2: Výsledné minimálne rýchlosti pre minimálny potrebný ťah v režime minimálneho odporu.

H [m]	V_{md} [km/h]	F_{pmin} [N]
0	65	35.165
1000	70	35.197
2000	70	35.219
3000	75	35.172
4000	80	35.165
5000	85	35.171

10.1.3. Režim minimálneho potrebného výkonu

Ďalším významným režimom ustáleného horizontálneho letu je režim, pri ktorom je k prekonávaniu odporu potrebný najmenší výkon.

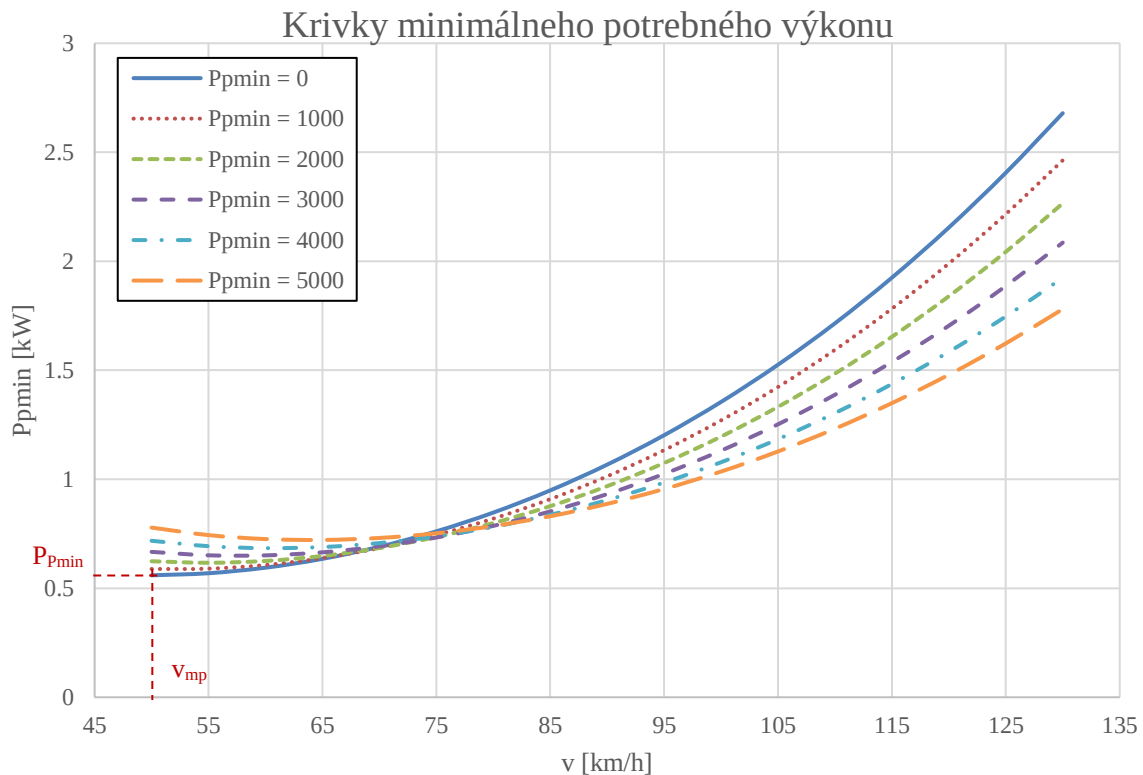
Výraz pre stanovenie minimálneho potrebného výkonu:

$$P_{pmin} = \left(\frac{C_D}{C_L^{3/2}} \right)_{min} \sqrt{\frac{2G^3}{\rho S}} \quad (9.9)$$

Pre ďalšie rozbory bolo vhodné použiť maximálny pomer $(C_L^{3/2}/C_D)_{max}$.

Vďaka jednoduchej väzbe medzi výkonom a ťahom je možné na krivke potrebného výkonu definovať taktiež režim minimálneho odporu. Minimálny potrebný ťah je možné určiť pomocou minimálneho pomeru potrebného výkonu a rýchlosti.

$$F_{Pmin} = \left(\frac{P_P}{v}\right)_{min} \quad (9.10)$$



Graf 10.4: Krivky potrebného výkonu pre režim minimálneho odporu.

Tabuľka 10.3: Výsledné minimálne rýchlosti pre minimálny potrebný ťah v režime minimálneho odporu.

H [m]	V_{mp} [km/h]	P_{Pmin} [kW]
0	50	0.559
1000	50	0.588
2000	55	0.616
3000	60	0.650
4000	60	0.683
5000	65	0.721

10.2. Stúpavý let

Stúpavý let je režim letu, pri ktorom letún zväčšuje výšku letu a vďaka tomu zvyšuje svoju potenciálnu energiu. Pri výpočtoch sa rátalo s ustáleným priamočiarym letom bez vybočenia s konštantnou rýchlosťou.

Pri výpočte sa vychádzalo zo základných rovníc rovnováhy:

$$F - D - G \sin \gamma = 0 \quad (9.11)$$

$$-L + G \cos \gamma = 0 \quad (9.12)$$

10.2.1. Stúpacie rýchlosti

Jedná sa o vertikálnu zložku rýchlosti letu letúna. Zložka rýchlosti je delená:

$$u = V \cos \gamma \quad (9.13)$$

$$w = V \sin \gamma \quad (9.14)$$

Po úprave rovníc je získaná výsledná rovnica pre stúpajúcu rýchlosť v ustálenom priamočiarom stúpaní ako podiel prebytku výkonu a tiažovej sily.

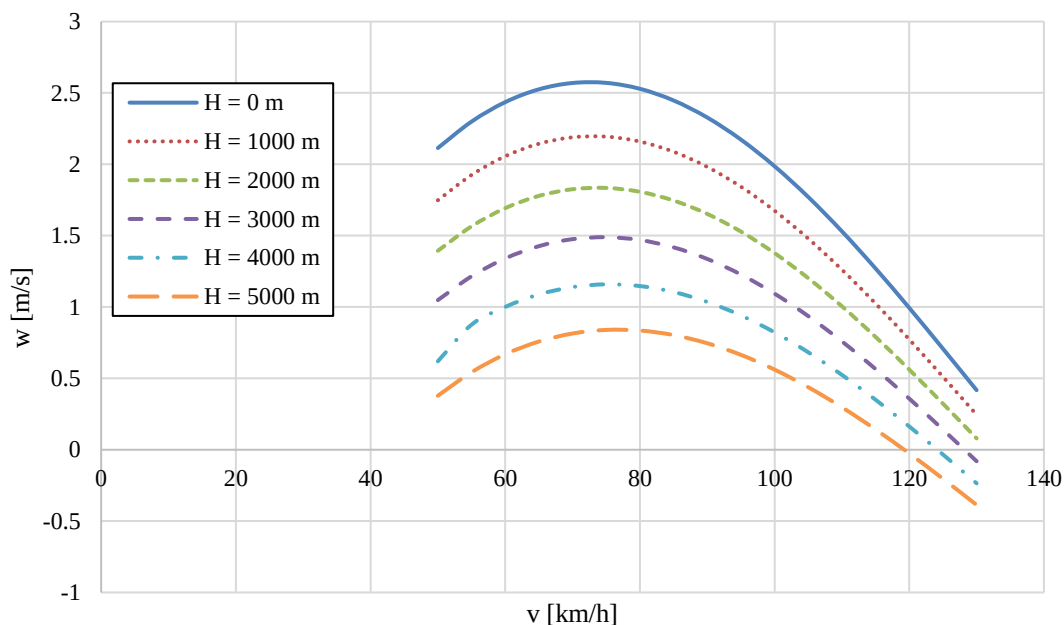
$$w = \frac{\Delta P}{G} \quad (9.15)$$

Uhol stúpania, čiže kladný sklon dráhy letu sa dá stanoviť v radiánoch ako:

$$\gamma = \arcsin\left(\frac{\Delta F}{G}\right) \quad (9.16)$$

Na grafe č. 9.5 sú zobrazené stúpacie krivky pre všetky operačné výšky, kde na krivke pre výšku v 0 MSA je zobrazená maximálna stúpajúca rýchlosť a maximálny uhol stúpania.

Stúpacie rýchlosti



Graf 10.4: Závislosť stúpacej rýchlosti na rýchlosti letu pre rôzne operačné výšky s vyznačenými maximálnymi základnými veličinami.

Tabuľka 10.5: Výsledné hodnoty pre maximálne stúpacie rýchlosti a maximálny uhol stúpania.

Výška [m]	0	1000	2000	3000	4000	5000
$w_{\max}$ [m/s]	3.709	3.310	2.939	2.594	2.277	1.983
$\gamma_{\max}$ [°]	12.984	11.596	10.312	9.123	8.032	7.027

10.3. Klesavý let

Je režim, ktorý sa používa pre zníženie výšky letu. Pri klesavom lete letún stráca potenciálnu energiu úmerne znižovaniu výšky letu. Pri výpočte klesavého letu bol braný do úvahy ustálený klesavý priamočiary let s konštantnou rýchlosťou.

10.3.1. Uhol kĺzania a klesavá rýchlosť

Pre kĺzavý let bolo vychádzané z rovníc rovnováhy 9.17 a 9.18, kde bol definovaný záporný uhol klesania $\bar{\gamma} = -\gamma$.

$$-D + G \sin \bar{\gamma} = 0 \quad (9.17)$$

$$-L + G \cos \bar{\gamma} = 0 \quad (9.18)$$

Základnou veličinou klesavej rychlosti je klízavost'. Všeobecně je možné klízavost' definovat' ako vzdialenosť, ktorú lietadlo uletí z jednotkovej výšky.

$$K = \frac{x}{H} = \frac{C_L}{C_D} \quad (9.19)$$

Uhol klízania je definovaný ako uhol, ktorý zvierá priamočiara dráha ustáleného klízavého letu s horizontálnou rovinou.

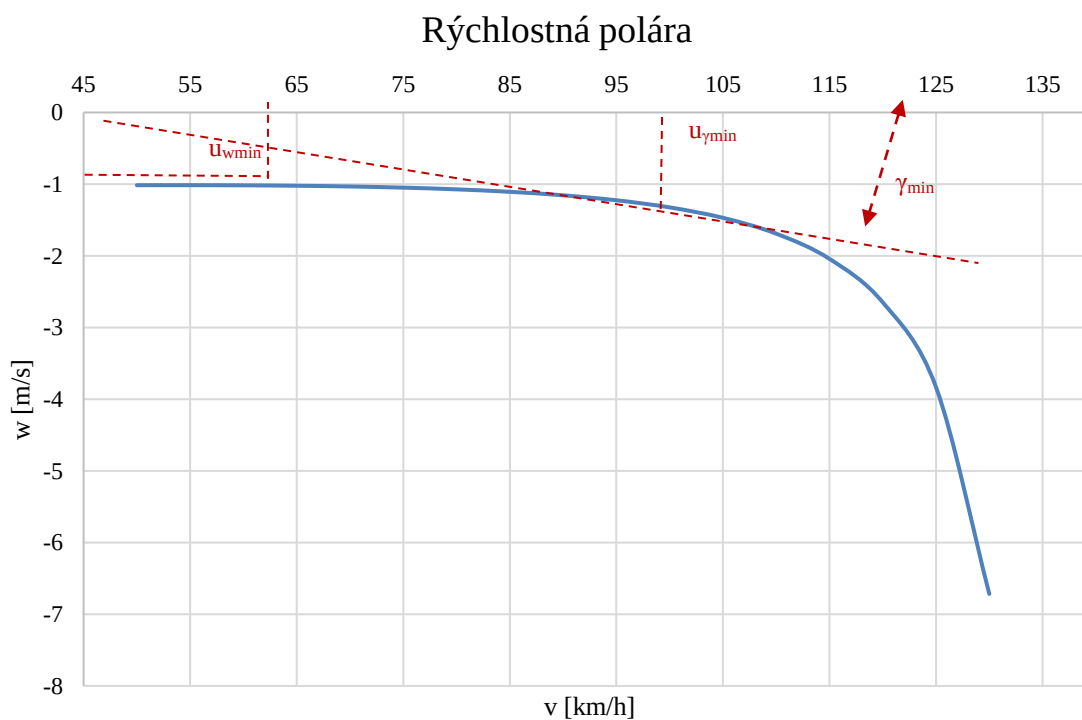
$$\bar{\gamma} = \arctan\left(\frac{1}{K}\right) \quad (9.20)$$

Rýchlosť klízavého letu V je rýchlosť pohybu ťažiska letúna po priamočiarej dráhe letu sklonenej o uhol klízania.

$$V = \frac{1}{(C_L^2 + C_D^2)^{1/4}} \sqrt{\frac{2}{\rho} \left(\frac{G}{S}\right)} \quad (9.21)$$

Klesavá rýchlosť w bola vyjadrená ako

$$w \doteq -\left(\frac{C_D}{C_L^{3/2}}\right) \sqrt{\frac{2}{\rho} \left(\frac{G}{S}\right)} \quad (9.22)$$



Graf 10.10.5: Rýchlostná polára pre letovú výšku 0 MSA.

10.4. Dolet a vytrvalost'

10.4.1. Dolet

Dolet je definovaný ako vzdialenosť, ktorú je letún schopný s daným množstvom paliva uletieť za daných podmienok a v danej cestovnej konfigurácii letúna bez dopĺňovania paliva za letu.

Teoreticky je možné rozlišovať nasledujúce druhy doletu:

- **Technický dolet** – vzdialenosť, ktorú je letún schopný uletieť pri spotrebovaní všetkého využiteľného paliva neseného na jeho palube.
- **Praktický dolet** – vzdialenosť, ktorú letún uletí pri spotrebovaní všetkého neseného paliva s výnimkou tzv. bezpečnostnej zásoby. Táto zásoba predstavuje množstvo paliva zpravidla na 30 až 45 minút pre diverziu na záložné letisko.

Pre výpočet doletu boli zadané počiatočné parametre ako:

- Nemenná konfigurácia letúna
- Konštantná spotreba paliva pre motor $C_{eP} = 0.32 \text{ kg/kWh}$
- Konštantné rýchlosti letu
- Režim bez zmeny výskytu pre 0m MSA, 1000m MSA, 2000m MSA, 3000m MSA, 4000m MSA a 5000m MSA

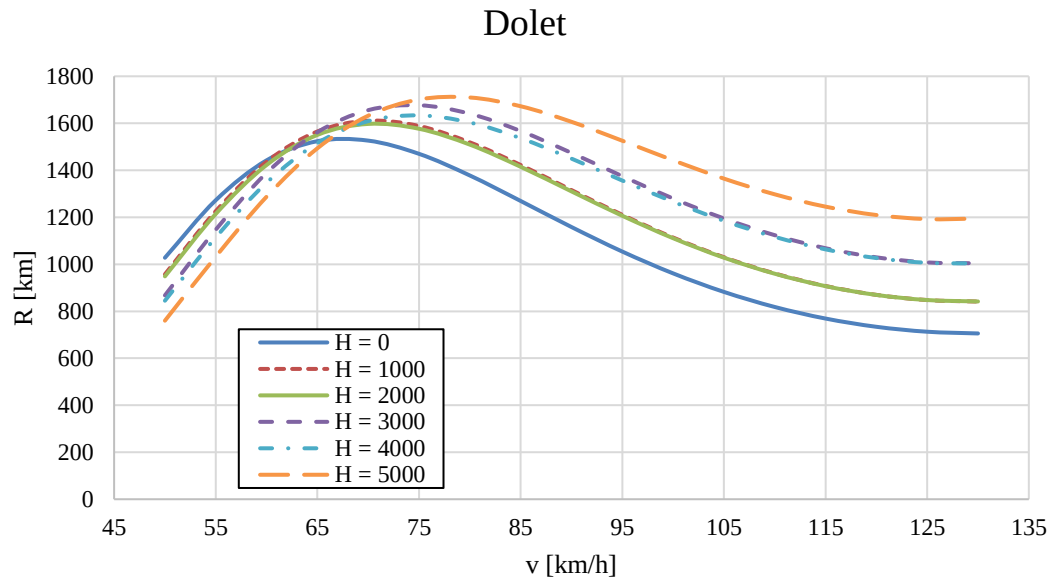
Následne boli tieto predpoklady vyjadrené zo vzorca:

$$R_C = \frac{\eta}{g C_{eP}} \frac{C_L}{C_D} \ln \frac{m_1}{m_2} \quad (9.23)$$

kde:

m_1 – počiatočná hmotnosť letúna

m_2 – koncová hmotnosť letúna



10.4.2. Vytrvalosť

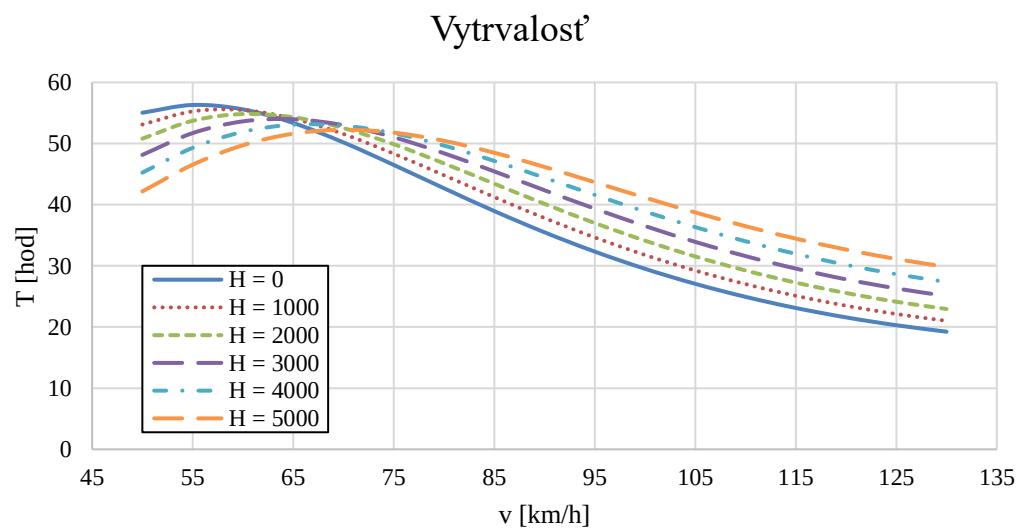
Vytrvalosť bola vypočítaná ako podiel maximálnej hmotnosti paliva a hodinovej spotreby letúna:

$$T = \frac{m_{pal}}{c_h} \quad (9.24)$$

kde:

m_{pal} – hmotnosť paliva

c_h – hodinová spotreba paliva



11.KONŠTRUKČNÝ ROZBOR

Pri konštrukčnom návrhu a technológii výroby bolo potrebné zvážiť viaceré problémy. Konštrukcia letúna musí byť dostatočne pevná aby zniesla vypočítané zaťaženia, s relatívne nízkou hmotnosťou a jednoduchosťou na výrobu. Keďže sa jedná o relatívne malý letecký prostriedok, je možné využiť celokompozitovú stavbu letúna. Tento spôsob konštrukcie zaručuje nízku hmotnosť, vysokú pevnosť, únosnosť a zároveň jednoduchú výrobu potrebných dielov.

11.1. Konštrukčný materiál

Kompozitný materiál je materiál skladajúci sa z dvoch alebo viacerých častí s rozlíšiteľným vzájomným rozhraním. Základnou osnovou kompozitového materiálu prenášajúce zaťaženie sú vystužujúce vlákna. Ich vlastnosti majú dominantný vplyv na chovanie kompozitov. V letectve sa hlavne používajú sklenené, bórové, aramidové a uhlíkové vlákna [7].

- **Sklenené vlákna** – sklenené vlákna sa vyrábajú ťahaním skla (kremík + uhličitan sodný a uhličitan vápenatý) pri teplote viac ako 1000 °C, cez malé otvory vyhrievanej platne vyrobenej zo zliatiny platiny. V letectve sa hlavne používa bezalkalické sklo E-sklo a vysokopevnostné S-sklo. Pre lepšie oteruvzdorné vlastnosti sú vlákna potáhané lubrikačnou vrstvou, ktorá ich chráni. Výhodou sklenených vlákien je ich nízka cena v porovnaní s ostatnými vláknami. Nevýhodou je malý modul pružnosti.
- **Aramidové vlákna** – tiež nazývané kevlarové vlákna patentované firmou DuPont. Vlákna sa vyrábajú so žltkastou farbou, pomocou aromatických polyamidov (PA) získaných syntézou pri -10 °C. Následne sú spriadané a ťahané, aby získali vysoký modul pružnosti v smere vlákna. Aramidové vlákna sa vyznačujú vysokou pevnosťou k svojej hmotnosti, odolnosťou a samo zhasínaním voči plameňom a chemickou odolnosťou. Nevýhodou sú horšie vlastnosti v tlaku a preto sa nepoužívajú pre vysoko namáhané diely.
- **Uhlíkové vlákna** – vlákna z polyakrylonitrilu alebo smoly (získané zo zvyškov ropných produktov) sa oxidujú pri vysokých teplotách (300 °C) a potom sa zahrievajú na 1500 °C v atmosfére dusíka. Takto zostanú iba čierne a svetlé vlákna šesťuholníkových uhlíkových reťazcov. Uhlíkové vlákna sa vyznačujú vysokým modulom pružnosti a vysokou pevnosťou. Vďaka svojim dobrým mechanickým vlastnostiam sa uhlíkové vlákna radia medzi najpoužívanejšie materiály pri konštrukcii primárnych leteckých konštrukcií.

- **Bórové vlákna** – pri získavaní bórového vlákna sa volfrámové vlákno o priemere 12 μm používa na katalýzu reakcie medzi chloridom boritým a vodíkom pri teplote 1200 °C. Takto získané vlákna majú priemer okolo 100 μm . Bórové vlákna sa vyznačujú dobrými mechanickými vlastnosťami ako je vysoká pevnosť a tuhosť, odolnosť voči teplotnému namáhaniu. Nevýhodou bórového vlákna je jeho vysoká cena.

Reinforcements (fibers)	Fiber Diameter, d (μm)	Density, ρ (kg/m^3)	Modulus of Elasticity, E (MPa)	Shear Modulus, G (MPa)	Poisson Ratio, ν	Tensile Strength, σ_{rupture} (MPa)	Elongation, A (%)	Coefficient of Thermal Expansion, α ($^{\circ}\text{C}^{-1}$)	Coefficient of Thermal Conductivity, λ (W/m $^{\circ}\text{C}$)	Heat Capacity, c (J/kg $^{\circ}\text{C}$)	Temperature Limit for Use, T_{max} ($^{\circ}\text{C}$)	Price (\$/kg)
"R" glass, high performance	10	2500	86,000		0.2	3200	4	0.3×10^{-5}	1	800	700	14
"E" glass, common applications	16	2600	74,000	30,000	0.25	2500	3.5	0.5×10^{-5}	1	800	700	2
Kevlar 49	12	1450	130,000	12,000	0.4	2900	2.3	-0.2×10^{-5}	0.03	1400		70
HR graphite, high strength	7	1750	230,000	50,000	0.3	3200	1.3	0.02×10^{-5}	200 (20 $^{\circ}\text{C}$); 60 (800 $^{\circ}\text{C}$)	800	>1500	60–200
HM graphite, high modulus	6.5	1800	390,000	20,000	0.35	2500	0.6	0.08×10^{-5}	200 (20 $^{\circ}\text{C}$); 60 (800 $^{\circ}\text{C}$)	800	>1500	
Boron	100	2600	400,000			3400	0.8	0.4×10^{-5}			500	500
Alumina	20	3700	380,000			1400	0.4	0.8×10^{-5}	50 (20 $^{\circ}\text{C}$); 7 (800 $^{\circ}\text{C}$)	900	>1000	
Alumina silicate	10	2600	200,000			3000	1.5					
Silicon carbide	14	3000	400,000		0.14	2800	1.3	0.4×10^{-5}	120	750	1300	600
Polyethylene	12	960	100,000			2400	3.5	1.3×10^{-5}	20		70	

Obrázok 11.1: Vlastnosti bežne používaných výstuží. [33]

Pre úplne využitie kompozitových vlákien je potrebné vlákna spojiť pomocou pojív. Namáhaná súčiastka vďaka pojivu prenáša všetko zaťaženie do kompozitových vlákien a chráni ich pred poškodením. Pojivá sa delia na polymérne matrice, minerálne matrice a metalické matrice.

- **Polymérne matrice** – tieto pojivá sa ďalej delia na termosety a termoplasty:
 - **termosety** – polyester, fenoly, melamíny, silikóny, polyuretány a epoxidy.
 - **termoplasty** – polypropylény (PP), polyfenylensulfony (PPS), polyamidy (PA), polyetereterketony (PEEK).
- **Minerálne matrice** – karbid kremíku, uhlík.
- **Metalické matrice** – zliatiny hliníka a zliatiny titánu.

Resins	Density, ρ (kg/m^3)	Elastic Modulus, E (MPa)	Shear Modulus, G (MPa)	Poisson Ratio, ν	Tensile Strength, σ_{rupture} (MPa)	Elongation, A (%)	Coefficient of Thermal Expansion, α ($^{\circ}\text{C}^{-1}$)	Coefficient of Thermal Conductivity, λ (W/m $^{\circ}\text{C}$)	Heat Capacity, c (J/kg $^{\circ}\text{C}$)	Temperature Limit for Use, T_{max} ($^{\circ}\text{C}$)	Price (\$/kg)
Thermosets											
Epoxy	1200	4,500	1600	0.4	130	2 (100 $^{\circ}\text{C}$); 6 (200 $^{\circ}\text{C}$)	11×10^{-5}	0.2	1000	90–200	6–20
Phenolic	1300	3,000	1100	0.4	70	2.5	1×10^{-5}	0.3	1000	120–200	
Polyester	1200	4,000	1400	0.4	80	2.5	8×10^{-5}	0.2	1400	60–200	2.4
Polycarbonate	1200	2,400		0.35	60		6×10^{-5}		1200	120	
Vinylester	1150	3,300			75	4	5×10^{-5}			>100	4
Silicone	1100	2,200		0.5	35					100–350	40
Urethane	1100	700–7,000			30	100				100	4
Polyimide	1400	4,000–19,000	1100	0.35	70	1	8×10^{-5}	0.2	1000	250–300	
Thermoplastics											
PP	900	1,200		0.4	30	20–400	9×10^{-5}		330	70–140	2
PPS	1300	4,000			65	100	5×10^{-5}			130–250	
PA	1100	2,000		0.35	70	200	8×10^{-5}		1200	170	6
Polyether sulfone (PES)	1350	3,000			85	60	6×10^{-5}			180	25
Polyetherimide (PEI)	1250	3,500			105	60	6×10^{-5}	0.2		200	20
PEEK	1300	4,000			90	50	5×10^{-5}	0.3		140–250	96

Obrázok 11.2: Vlastnosti bežne používaných matric. [33]

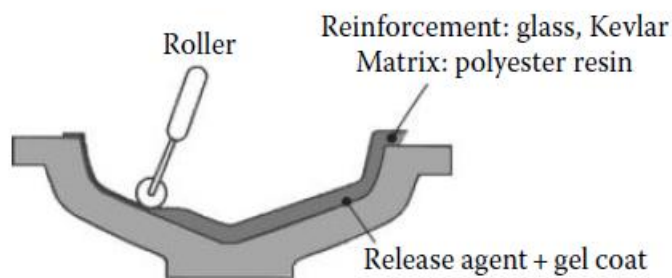
11.2. Technologický postup výroby kompozitovej časti

Technológia výroby spočíva v zmiešaní výstuže (vlákna) a matrice v danom pomere. Následne dochádza k vytvrdzovaniu matrice, vďaka čomu vyrábaný diel získa svoj stály tvar. V prípade kompozitov s polymérnou matricou, napríklad polyesterovej živice, musí byť polyesterová živica polymerizovaná. Počas procesu tuhnutia prechádza z kvapalného do tuhého stavu kopolymerizáciou s monomérom zmiešaným so živcou. Tento jav vedie k vytvrdzovaniu. To sa dá dosiahnuť buď teplom alebo chemickým urýchľovačom.

Výroba kompozitovej súčasti prebieha ako tvarovací proces a závisí na charaktere dielu, počte dielov a nákladoch na výrobu. Materiál formy môže byť vyrobený z kovu (oceľ, hliník, invar), polyméru, dreva alebo sadry. V nasledujúcej kapitole sú popísané iba tie najvhodnejšie metódy výroby.

11.2.1. Kontaktné tvarovanie

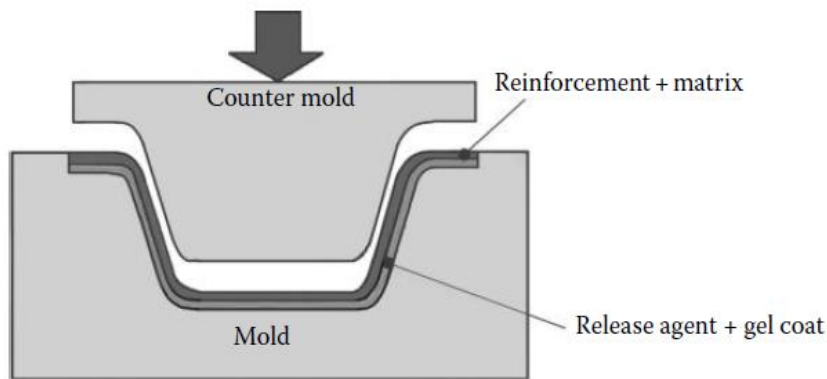
Otvorený proces tvarovania, kde existuje iba jedna forma buď pozitív alebo negatív. Vrstvy vlákien impregnovaných živcou a urýchľovačom sú umiestnené na forme. Zhutnenie materiálu sa vykonáva pomocou valca alebo vákua, vďaka čomu sa vytlačia zvyšné vzduchové bubliny. Doba tvrdnutia živice sa mení v závislosti od množstva urýchľovača a teploty a to od niekoľkých minút do niekoľkých hodín. Týmto spôsobom je možné vyrábať diely veľkých rozmerov rýchlosťou asi 2 – 4 za deň a na jednu formu, v závislosti od ich zložitosti v štádiu kladenia.



Obrázok 11.3: Proces kontaktného tvarovania kompozitovej časti. [33]

11.2.2. Lisovacie tvarovanie

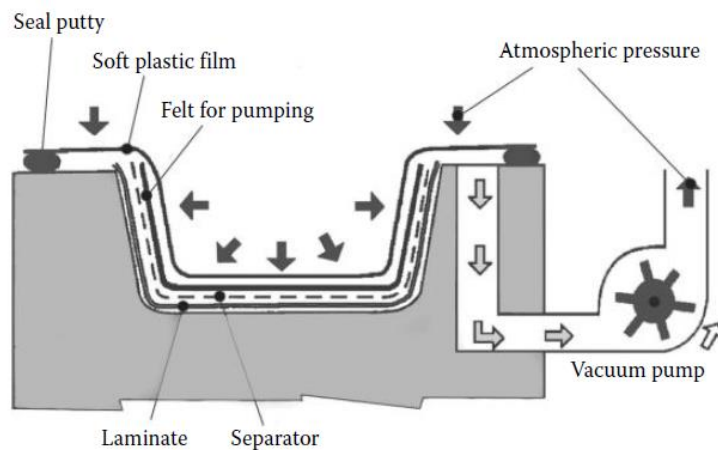
Pri lisovaní proti forma uzavrie formu po vložení impregnovaných výstuh. Celá zostava je umiestnená v lise, ktorý dokáže vyvinúť tlak 1–2 bar. Polymerizácia prebieha buď pri teplote okolia alebo vyššej. Proces je vhodný pre stredne veľké série: je možné vyrobiť niekoľko desiatok dielov denne (až 200 s ohrevom, v závislosti od ich zložitosti vo fáze kladenia). Používa sa na sekundárne diely pre automobilový a letecký priemysel.



Obrázok 17.4: Proces tvarovania pomocou lisovania. [33]

11.2.3. Vákuové tvarovanie

Rovnako ako v prípade vyššie opísaného kontaktného tvarovania sa na tento proces používa otvorená forma, na ktorú sú umiestnené impregnované výstuhy. Niektoré jadrá pre sendvičové materiály možno umiestniť do formy. Na utesnenie sa používa jeden list mäkkého plastu. Lepí sa po obvodu formy pomocou tesniaceho tmelu. Pod plastovou fóliou sa aplikuje vákuum. Diel sa potom pôsobením atmosférického tlaku zhutní a vzduchové bubliny sa eliminujú. Porézna plst' absorbuje prebytočnú živicu. Celý materiál sa polymerizuje v peci alebo autokláve pod tlakom (7 barov v prípade uhlíka/epoxidu, aby sa získali lepšie mechanické vlastnosti), alebo za tepla, alebo pomocou elektrónového lúču alebo röntgenového žiarenia. Tento proces má aplikácie pre letecké konštrukcie s rýchlosťou niekoľkých častí za deň (v závislosti od ich zložitosti vo fáze kladenia).



Obrázok 11.5: Proces vákuového tvárnenia. [33]

12. TRUP

Pri návrhu konštrukcie trupu sa riadilo viacerými podmienkami. Trup musí byť dostatočne pevný aby odolal nárazom od pristátia a vztlakovým silám od krídla. Zároveň musí byť dostatočne ľahký a jeho konštrukcia a tvar musí byť jednoduchý na výrobu.

Z týchto požiadavok vznikla konštrukcia, ktorá je vyrábaná metódou kontaktného tvarovania, kde sa z polyuretánovej peny vyfrézuje pozitív trupu, ten sa povrchovo upraví a pripraví na lamináciu. Poťah trupu je vyrobený z uhlíkových vlákien a jeho vnútro je vystužené uhlíkovými prekážkami a sendvičovými doskami.

12.1. Poťah trupu

Na stavbu poťahu sa použije uhlíková keprová tkanina [± 45] 12K s hustotou 200g/m² značky HexTow [8]. Celková hrúbka poťahu bude 0,931 mm, s tým, že v mieste spojenia trup – centroplán, bude kvôli zvýšenému zaťaženiu zosilnená vrstva na 1,49 mm.

Fabric Construction

Fibre Type: Carbon
Construction: $-45/+45$
Fabric Weight: 204 gsm $\pm 5\%$

Stitching Fibre

Stitching Thread: Texturised Polyester BI
Stitch DTex: 35
Stitch Gauge: 6.0 gg
Stitch Length: 2.12 mm
Stitch Type: Pillar
Stitch Weight: 4 gsm

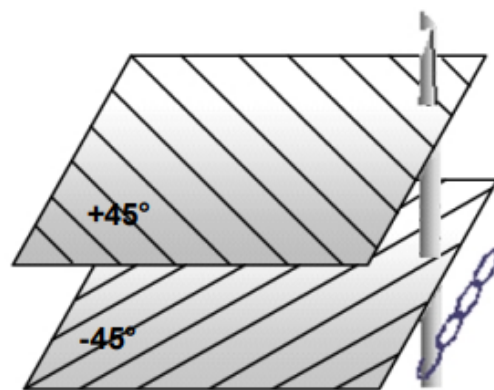
Ply Construction

$+45^\circ$

Fibre Specification: Carbon
Fibre Tex: 800 tex
Gauge: 2.23 gg
Ply Weight: 99 gsm

-45°

Fibre Specification: Carbon
Fibre Tex: 800 tex
Gauge: 2.23 gg
Ply Weight: 99 gsm



Obrázok 12.1: Stavba zvoleného materiálu na poťah. [8]

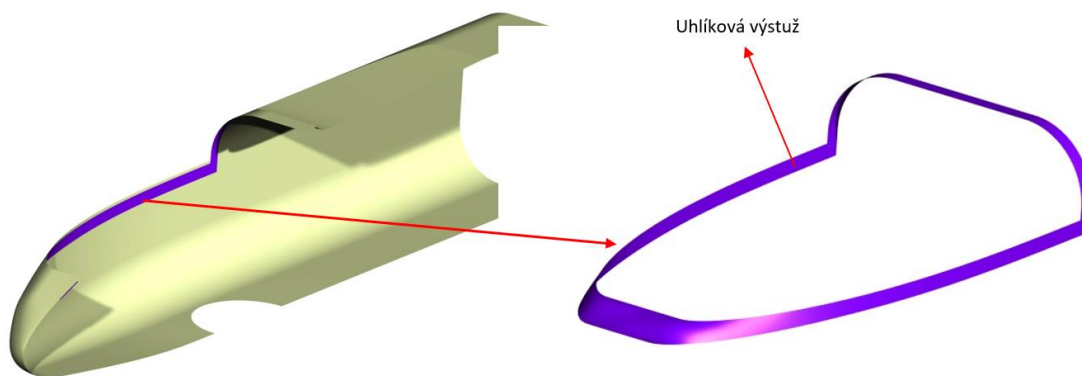
Poťah bude vyrábaný pomocou technológie kontaktného vákuového tvarovania popísaného v kapitole č.11.2.3.

12.2. Vystuženie trupu

Pre celkovú lepšiu pevnosť a prenesenie externého zaťaženia, ktoré bude pôsobiť na trup letúna, boli v trupe použité rôzne druhy vystuženia.

12.2.1. Vystuženie okolo otvoru pre náklad

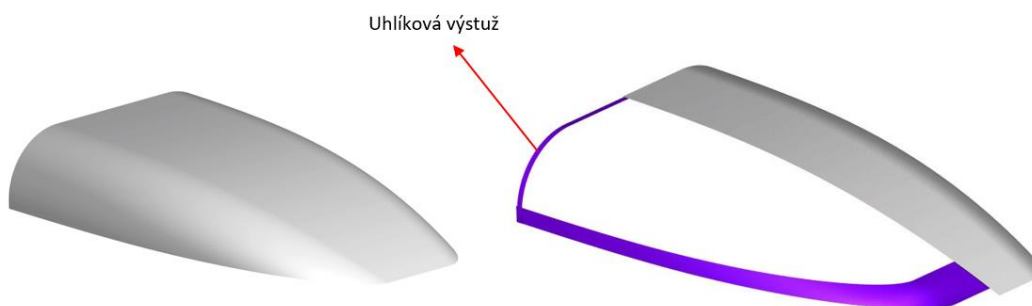
Najväčšie prerušenie trupu dochádza v prednej oblasti letúna, kde je potrebné sa fyzicky jednoducho dostať k nákladu, avionike atď. Síce bude trup počas letu uzatvorený pomocou odnímateľnej kapoty, je nutné prerušenie v trupe vystužiť. Na vystuženie predného otvoru bude použitá uhlíková jednosmerná tkanina s hustotou 200g/m^2 12K s orientáciou $[0/90]$, ktorá bude zalaminovaná v priebehu výroby trupu. Toto vystuženie bude taktiež fungovať ako uchytenie pre skrutky upínajúce kapotu k trupu. Zároveň po vnútornom obvode nad výstužou je umiestnená tesniaca guma, ktorá má zabrániť prieniku prachu a vody do vnútorných priestorov.



Obrázok 12.2: Infografické znázornenie vystuženie prednej časti trupu. [Vlastné spracovanie]

12.2.2. Odnímacia kapota

Pre jednoduchý a rýchly prístup do tela trupu, je na prednej časti letúna navrhnutá odnímacia kapota, ktorá je pripevnená pomocou 10 rýchlo upínacích úchytovej – dzus úchyty. Kapota je taktiež vystužená po vnútornom obvode ako otvor v trupe.



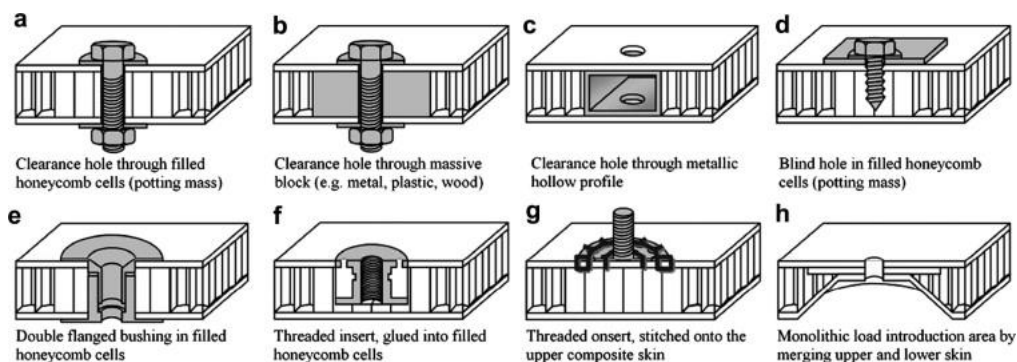
Obrázok 12.3: Infografické zobrazenie prednej kapoty s uhlíkovou výstužou po vnútornom obvode. [Vlastné spracovanie]



Obrázok 12.4: Rýchlo upínacie úchyty typu dzus. [34]

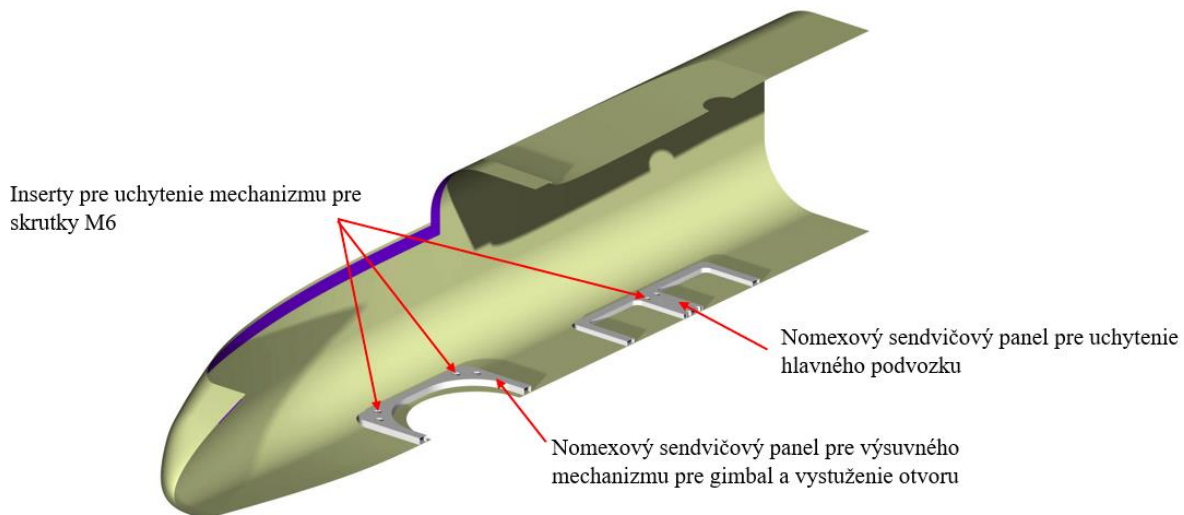
12.2.3. Výstuha podlahy trupu

Z dôvodu vysúvacej konštrukcie kamery je potrebné mať v trupe dostatočne veľký výrez pre celý gimbal. Tento otvor narušuje integritu potahu a preto je nutné vystuženie. Pre vystuženie otvoru na gimbal bol použitý nomexový sendvičový panel hrúbky 15 mm a potiahnutý prepregom XC 130 s gramážou 210 g/m² s hrúbkou jednej vrstvy 0.45 mm [9]. Panel je prilepený pomocou Methyl Methakrylátového lepidla [10]. Zároveň toto vystuženie slúži ako uchytenie pre konštrukciu, ktorá bude mať za úlohu vysúvať a zasúvať gimbal. Vysúvacia konštrukcia bude upevnená v sendvičovom paneli pomocou takzvaných insertov. Otvor pre kameru bude uzatvorený pomocou výkyvných dvierok, ktoré sa budú otvárať vysunutím kamery a zatvárať pomocou pružín, zároveň tieto dvierka budú opatrené izolačnou gumou po vnútornom obvode, k zabráneniu prenikaniu prachu a vody do trupu.



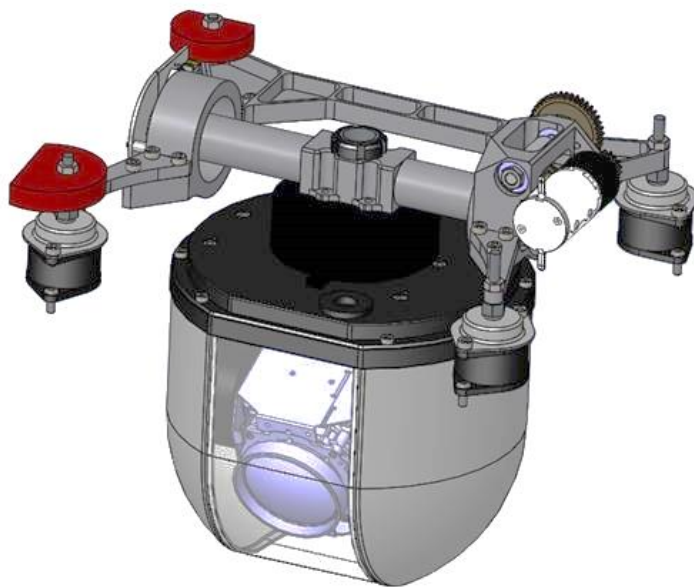
Obrázok 12.5: Rôzne spôsoby a druhy insertov v sendvičovom paneli. [35]

Zároveň pre upevnenie hlavného podvozku je použitý nomexový sendvičový panel v zadnej časti trupu. Uchytenie slúži ako aj vystuženie trupu pred nárazmi pri pristátí, ale aj ochrana a uchytenie hlavnej palivovej nádrže.



Obrázok 12.6: Infografický popis vystuženia podlahy trupu. [Vlastné spracovanie]

Uchytenie pre mechanizmus na vysúvanie kamery by malo byť navrhnuté tak, aby sa dalo prispôbiť väčšine dostupných mechanizmov na trhu.

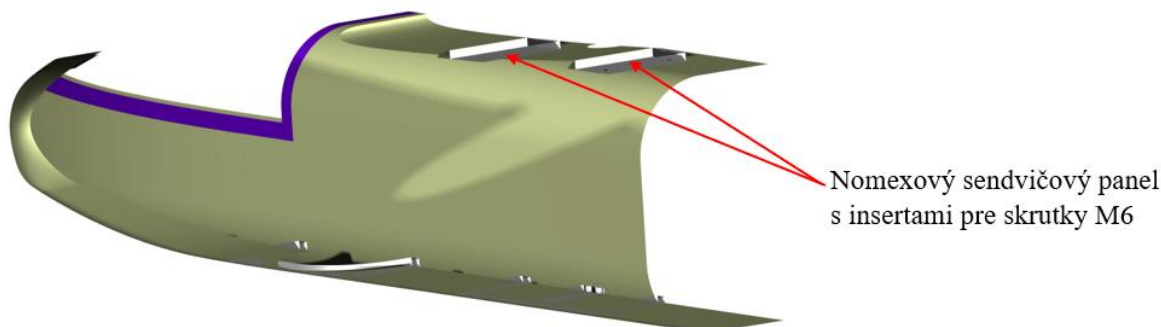


Obrázok 12.7: Vysúvací mechanizmus firmy UAV Factory. [36]

12.2.4. Uchytenie centrolánu

V počiatočných podmienkach návrhu bolo požadované, aby sa dal letún jednoducho prepravovať a uskladňovať a je nutné aby sa dali trup a krídlo jednoducho a rýchlo skladať a rozkladať. Za týmto účelom, je vrchná časť trupu vystužená nomexovým sendvičovým panelom, ktorý je potiahnutý prepregom XC 130 s gramážou 210 g/m² s hrúbkou jednej

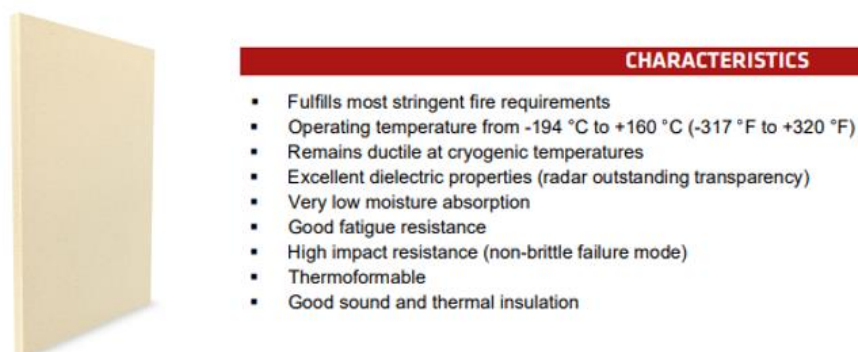
vrstvy 0.45 mm [9]. Výsledný panel je opatrený insertami, ktoré slúžia k upevneniu krídla k trupu. Nomexový sendvičový panel, je pripevnený rovnakým spôsobom ako aj v predošlej kapitole. Zároveň je v hornej časti trupu otvor, pre priechod na tankovanie, ktorý je vystužený pomocou uhlíkových vlákien ako aj pri vystužení v kapitole č.12.2.1.



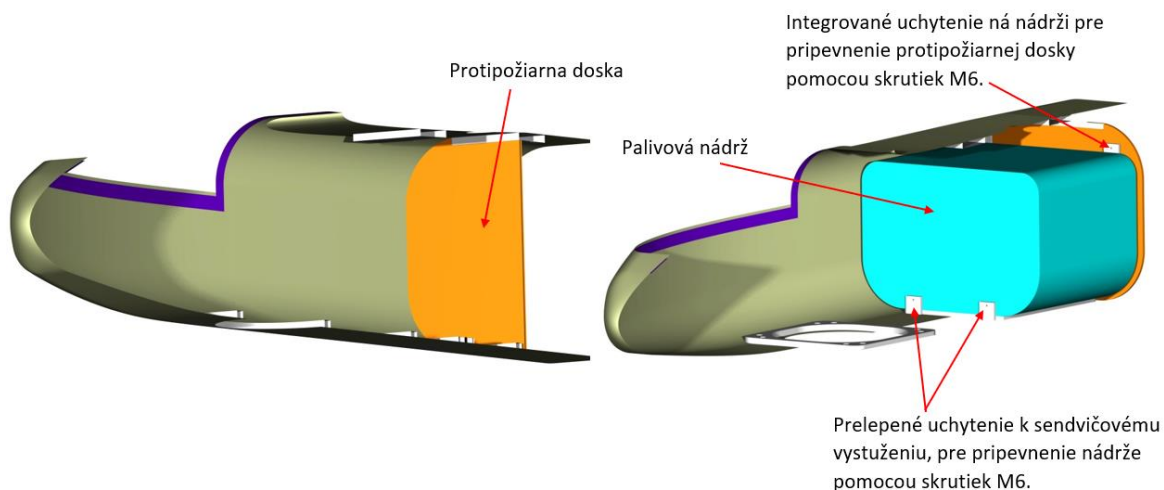
Obrázok 12.8: Infografické znázornenie uchytenia krídla k trupu. [Vlastné spracovanie]

12.2.5. Protipožiarna doska

Z možného dôvodu vzniku požiaru v časti trupu s motorom, je potrebné ochrániť ostatné komponenty, ktoré sa nachádzajú v trupe. Preto je v trupe umiestnená protipožiarna doska, ktorá má zabrániť k preniknutiu požiaru k nádrži a postupovať ďalej. Samotná protipožiarna doska bude vyrobená z jadra materiálu Airex R82 o hrúbke 10mm a potiahnutá z oboch strán pomocou dvoch vrstiev prepregu XC 130 s gramážou 210 g/m² s hrúbkou jednej vrstvy 0.45 mm [9]. Zároveň doska bude slúžiť ako uchytenie pre nádrž, pohonnú jednotku a vystuženie trupu. Protipožiarna doska bude nasunutá zo zadnej strany trupu a upevnená pomocou skrutiek M6 k nádrži.



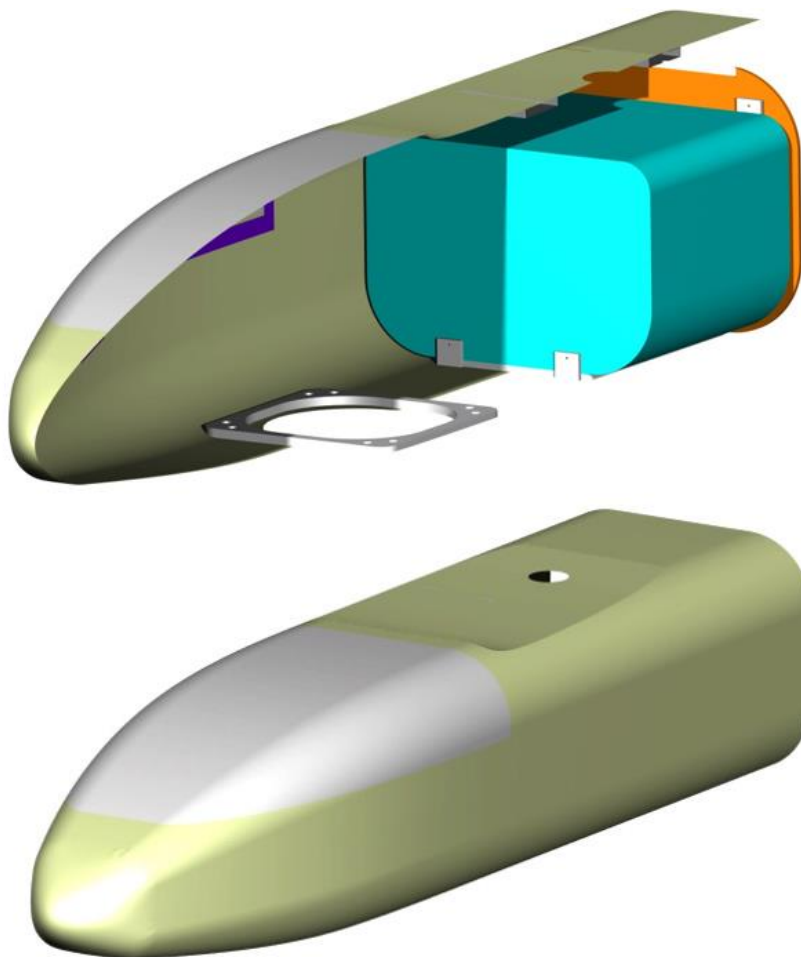
Obrázok 12.9: Materiál na protipožiarnu dosku s charakteristikou materiálu. [37]



Obrázok 12.10: Infografické znázornenie umiestnenia protipožiarnnej dosky a palivovej nádrže. [Vlastné spracovanie]

Letún je osadený palivovou nádržou, ktorá kvôli špecifickému tvaru bude odliata na zákazku z polypropylénu z dôvodu nízkej ceny a jednoduchosti na výrobu.

12.3. Výsledný 3D model trupu

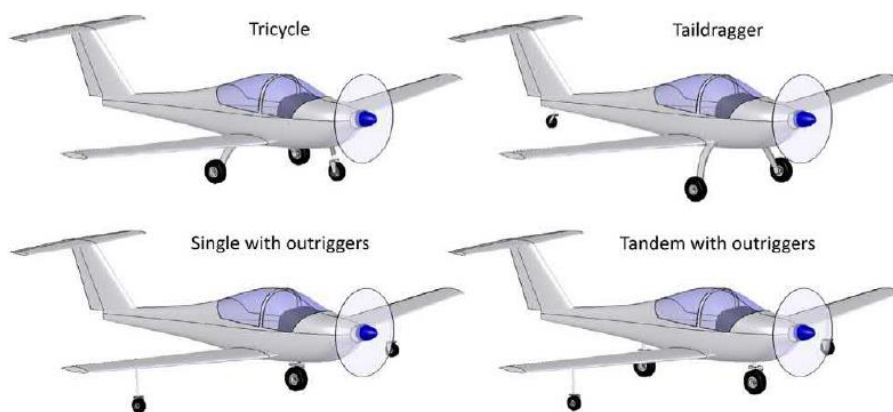


Obrázok 12.11: Celkový 3D model trupu. [Vlastné spracovanie]

13. PODVOZOK

Pri návrhu pristávacieho zariadenia pre bezpilotné lietadla nie je vždy možné uplatnenie štandardných predpisov a zaužívaných praktík z návrhu pristávacích zariadení pre veľké lietadla. V závislosti od mierky, môže byť návrh podvozku UAV zvažovaný medzi návrhom systému pre modely lietadiel na diaľkové ovládanie a ultraľahkých lietadiel. Povaha týchto lietadiel v niektorých prípadoch predpokladá vlastný dizajn v závislosti od konkrétnej misie a dráhy, na ktorej bude lietadlo pôsobiť. Každopádne letún bude tiež potrebné certifikovať a preto je potrebné aby návrh podvozku spĺňal základné parametre podľa predpisu CS-VLA – veľmi ľahké lietadla.

Prvé rozhodnutie týkajúce sa podvozku je usporiadanie. Počas histórie letectva sa používalo mnoho rôznych typov podvozkov. Obrázok 13.1 zobrazuje štyri najbežnejšie usporiadania, medzi tými najbežnejšími sú trojkolka a taildragger.



Obrázok 13.1: Príklady usporiadania pristávacieho podvozku. [1]

Trojkolové pristávacie zariadenie

Výhody

- Dynamicky stabilné na zemi, takže sa s ním ľahšie manévruje.
- Dobrá kontrola na zemi pri bočnom vetre.
- Vrtuľa je lepšie chránená pred pozemným nárazom.
- Prudké brzdenie na hlavných kolesách nemôže spôsobiť prevrátenie lietadla.
- Menší odraz po dotyku.
- Dobré zrýchlenie počas T-O vďaka nižšiemu uhlu nábehu.

Nevýhody

- Vyžaduje minimálnu rýchlosť letu, aby bolo možné lietadlo otočiť pre T-O.
- Vyššia konštrukčná hmotnosť vďaka trom vysoko zaťaženým podvozkovým nohám.
- Vyšší aerodynamický odpor pre konfiguráciu s pevným prevodom.
- Tri podvozkové nohy zhoršujú jazdu na nerovnom povrchu.
- Zložitejší mechanizmus riadenia.

Dvojkolový pristávací podvozok

Výhody	Nevýhody
• Menšia konštrukčná hmotnosť vďaka iba dvom vysoko zaťaženým podvozkovým nohám. • Menší aerodynamický odpor pre pevný podvozok v porovnaní s trojkolovým pristávacím podvozkom. • Dve podvozkové nohy zlepšujú jazdu na nerovnom povrchu. • Konštrukčne jednoduchšie uchytenie trupu alebo krídla. • Jednoduchý mechanizmus riadenia.	• Dynamicky menej stabilné na zemi, čo vyúsťuje v ťažšie manévrovanie. • Tendencia k zemnej slučke. • Slabé smerové ovládanie pri silnom bočnom vetre. • Pri prudkom brzdení môže dôjsť k tlačeniu nosu k zemi a tým k poškodeniu vrtule.

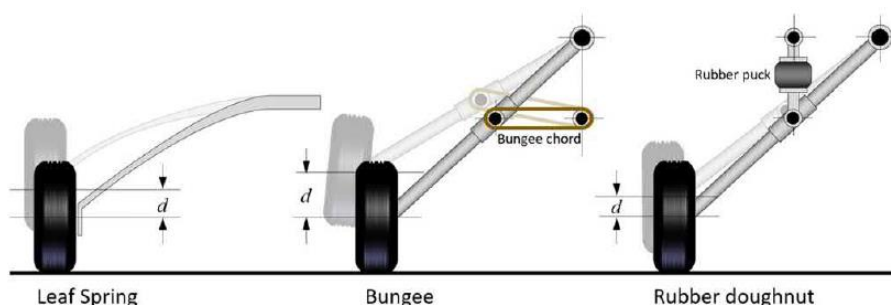
13.1. Návrh hlavného a predného podvozku

Pri návrhu podvozku je potrebné dodržať minimálnu vzdialenosť vrtule od podvozku podľa predpisu CS-VLA 925 (a):

*There must be a clearance of at least **180 mm** (for each aeroplane with nose wheel landing gear) or 230 mm (for each aeroplane with tail wheel landing gear) between each propeller and the ground with the landing gear statically deflected and, in the level, normal takeoff, or taxiing attitude, whichever is most critical. In addition, for each aeroplane with conventional landing gear struts using fluid or mechanical means for absorbing landing shocks, there must be positive clearance between the propeller and the ground in the level take-off attitude with the critical tyre completely deflated and the corresponding landing gear strut bottomed. Positive clearance for aeroplanes using leaf spring struts is shown with a deflection corresponding to 1.5 g.*

13.1.1. Hlavný podvozok

Jednou z najdôležitejších schopností podvozku je spôsob, akým absorbuje náraz pri pristátí. V lietadlách všeobecného letectva (GA) sa bežne používajú listové pružiny, gumené šišky, gumené objímky, vinuté oceľové pružiny a oleopneumatické tlmiče.



Obrázok 13.2: Schéma fungovania tlmenia pre listové pružiny, gumové uchytenie a gumové šišky. [1]

Pre tento návrh bude použitý podvozok s listovými pružinami. Podvozok s listovými pružinami pozostáva z plochého, ale tuhého konzolového nosníka, ktorý reaguje na pristávacie zaťaženie v ohybe. Medzi jeho hlavné výhody patrí nízka cena, robustnosť, odolnosť a jednoduchá inštalácia. Primárne nevýhody zahŕňajú vysoké reakčné zaťaženie v draku lietadla, pretože pružinový nosník má tendenciu mať veľké momentové rameno. Tento moment vytvára vysoké ohybové napätie, ktoré si vyžaduje materiál s vysokou pevnosťou.

Aby hlavný podvozok spĺňal hlavnú podmienku a to nízku konštrukčnú hmotnosť a zároveň vysokú pevnosť, na výber je z kompozitovej alebo hliníkovej konštrukcie.

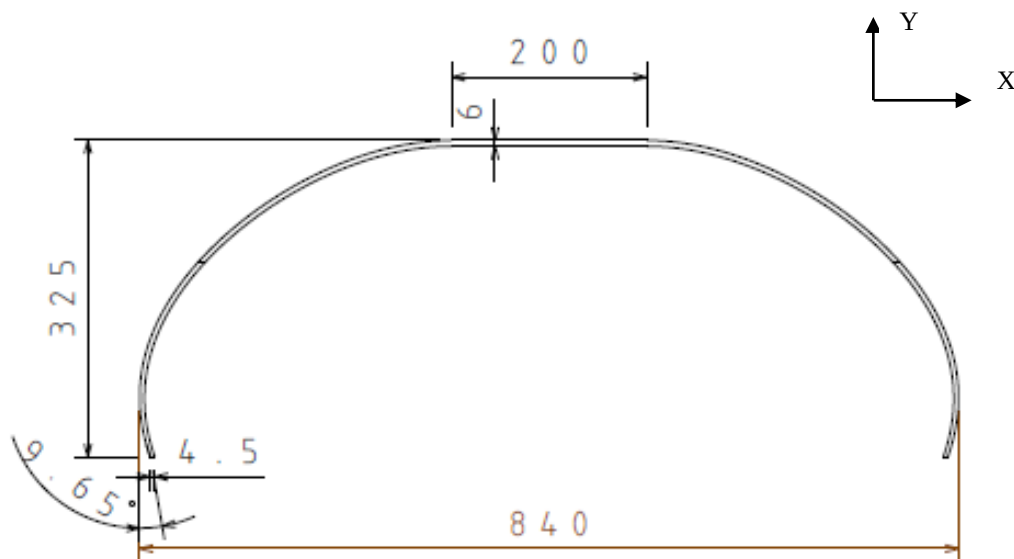
Kompozitová konštrukcia	Hliníková konštrukcia
+ Vysoká pevnosť a tuhosť	+ Nízka hmotnosť
+ Nízka hmotnosť	+ Jednoduchá výroba
+ Potrebná jedna forma na tvarovanie	+ Nízka cena
	+ Koroziuodpornosť
– Zložité a zdĺhavé na konštrukciu	– Nižšia pevnosť a tuhosť
– Vysoká cena	– Horšia zvarateľnosť
– Jednoduchšie na poškodenie	
– Zložité na opravu	

Po zvážení všetkých plusov a mínusov sa použila hliníková konštrukcia, hlavne kvôli nízkej cene, jednoduchosti výroby a relatívne dostatočnej pevnosti a tuhosti. Ako materiál bol zvolený hliník 7075-T6.

Tabuľka 13.1: Mechanické vlastnosti hliníka 7075-T6. [11]

7075-T6		
Hustota	2810	[kg/m ³]
Pevnosť v ťahu	572	[MPa]
Medza sklzu v ťahu	503	[MPa]
Youngov modul	71.7	[GPa]
Pevnosť v šmyku	331	[MPa]

13.1.2. Geometria podvozku



Obrázok 13.3: Základné rozmery hlavného podvozku. [Vlastné spracovanie v programe Catia V5]

Hlavný podvozok funguje zároveň ako tlmenie, čiže materiál musí byť dostatočne hrubý a pevný aby vydržal zaťaženie pri pristátí. Podvozok bol podrobený analytickému výpočtu, kde bol vypočítaný maximálny priehyb listovej pružiny v hrúbkach materiálu 5,6,7,8 a 9 mm. V tabuľke č.13.2 je možné vidieť výsledné hodnoty pre posun v smere X a Y.

Posun v smere X:

$$w_a = \int \frac{M_o}{EJ} \frac{\partial M_o}{\partial F_{d2}} ds = \frac{1}{EJ} \left\{ \int_0^a dx + \int_0^{\pi/2} -Fa \left(\frac{a}{2} + r \sin \varphi \right) [-r(1 - \cos \varphi)] r d\varphi \right\}$$

Posun v smere Y:

$$v_a = \int \frac{M_o}{EJ} \frac{\partial M_o}{\partial F_{d1}} ds = \frac{1}{EJ} \left\{ \int_0^a -\frac{Fx}{2} (-x) dx + \int_0^{\pi/2} -Fa \left(\frac{a}{2} + r \sin \varphi \right) [-(a - r \sin \varphi)] r d\varphi \right\}$$

Tabuľka 13.2: Deformácia podvozku v smere osi X a Y.

Posun v smere x - w_a						
Násobok	Hrúbka materiálu					
	F	5	6	7	8	9
	[N]	[mm]	[mm]	[mm]	[mm]	[mm]
G = 1	608.22	7.14	4.13	2.60	1.74	1.22
G = 1.5	912.33	10.70	6.19	3.90	2.61	1.84
G = 2.5	1520.55	17.84	10.32	6.50	4.35	3.06
G = 3	1824.66	21.41	12.39	7.80	5.23	3.67

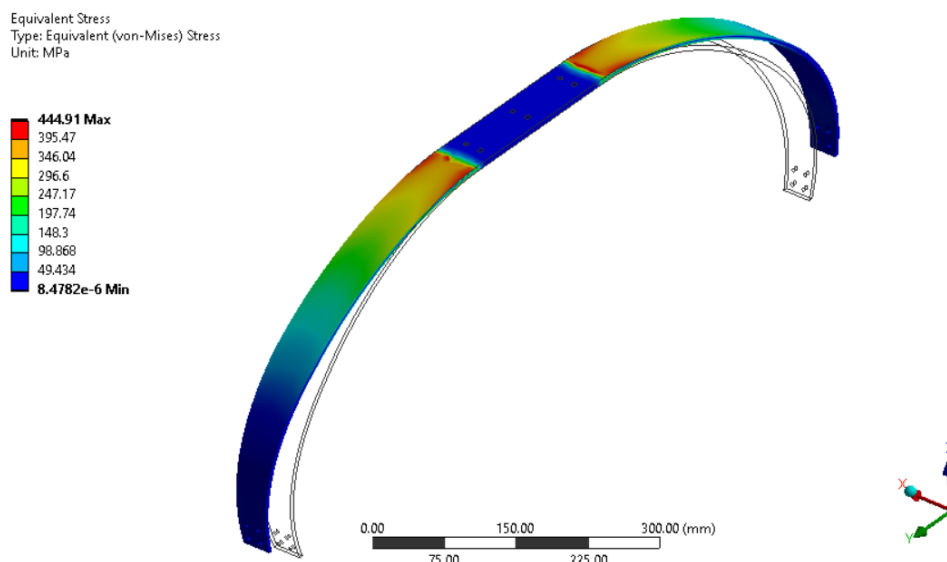
Násobok	Posun v smere y - v _a					
	Hrúbka materiálu					
	F	5	6	7	8	9
	[N]	[mm]	[mm]	[mm]	[mm]	[mm]
G = 1	608.22	68.89	39.87	25.10	16.82	11.81
G = 1.5	912.33	101.99	59.02	37.17	24.90	17.49
G = 2.5	1520.55	168.20	95.34	61.30	41.07	28.84
G = 3	1824.66	201.31	116.50	73.36	49.15	34.52

Deformácia bola vypočítaná pre 4 prípady, kde násobok zaťaženia začínal statickým zaťažením, pri státi na vozovke a končil zaťažením pri tvrdom pristátí. Podľa predpisu CS-VLA 925 (a) je nutné, aby podvozok spĺňoval podmienku minimálnej vzdialenosti vrtule od zeme 180 mm pri násobku preťaženia 1,5 g. Pri hrúbke materiálu 5 mm táto vzdialenosť dosahuje minimálnu vzdialenosť 174,28 mm, preto nemôže byť použitá. Nasledujúca hrúbka materiálu 6 mm preyšuje minimálnu potrebnú vzdialenosť o 37,42 mm, čo spĺňa podmienku predpisu. Preto bola zvolená hrúbka 6 mm, pre ktorú bola vykonaná MKP skúška v programe ANSYS 2022R.

Tabuľka 13.3: Výsledky z MKP analýzy.

Hliník - 7075-T6 - t = 6 mm				
Zaťaženie	w _a	σ _{MAX}	Δw _a	Minimálna vzdialenosť
[N]	[mm]	[MPa]	[%]	[mm]
1824.66	106.16	444.9	9.74	170.462
1520.55	88.846	383.8	9.56	187.776
912.33	53.2	230.8	10.95	223.422
608.22	35.5	154.7	12.30	241.122

Z tabuľky č.13.3 je vidieť, že analytický výpočet deformácie a deformácia počítaná pomocou MKP simulácie sa líšia o 10,64%.



Obrázok 13.4: Zobrazenie maximálneho zaťaženia. [Vlastné spracovanie]

Jednoduchosť a náklady na konštrukciu podvozku sa riadia dostupnosťou štandardných komponentom pre aplikáciu UAV a ultraľahkých lietadiel. Hlavné komponenty dopĺňajúce podvozok zahŕňajú pneumatiky, disky, brzdy a tlmiče.

Pneumatika má za úlohu podopierať konštrukciu lietadla na zemi, absorbovať nárazy od vozovky, prenášať zrýchlenie zo zeme na konštrukciu podvozku a brzdné sily na povrchu dráhy. Hlavné parametre, ktoré riadia výber pneumatiky sú vonkajší geometrický priemer, šírka a statické zaťaženie, ktoré sa očakáva od podvozku a maximálna rýchlosť.

Tabuľka 13.4: Prehľad vhodných pneumatík pre UAV aplikácie a ultraľahké lietadla. [12]

	AeroClassic6350	TIRT6x2ASY	
			
Typ	Bezdušové	S dušou	[-]
Vonkajší priemer	152.4	152.4	[mm]
Šírka	50.8	50.8	[mm]
Maximálne statické zaťaženie	204	113.4	[kg]
Rýchlostné hodnotenie	75	-	[km/h]
Hmotnosť	0.23	0.32	[kg]

Na základe údajov z tabuľky č.13.4 bola zvolená pneumatika AeroClassic 6350, ktorá disponuje vyšším statickým zaťažením, nižšou hmotnosťou a absenciou duše. V prípade disku bol zvolený disk odporúčaný pre pneumatiku AeroClassic 6350. Pri brzdách je možné použiť pneumatické, elektromagnetické alebo hydraulické brzdy, či už pre ultraľahké lietadla alebo brzdné systémy z bicyklov, motoriek alebo štvorkoliek. V takto navrhnutom podvozku odpadá potreba externého tlmiča, z dôvodu kde hlavná konštrukcia plní túto funkciu v podobe listovej pružiny. Výsledná hmotnosť celkovej konštrukcie hlavného podvozku je v tabuľke č.13.5.

Tabuľka 13.5: Výsledné hmotnosti pre hlavnú podvozkovú konštrukciu.

Celková hmotnosť		
Konštrukcia podvozku	0.969	[kg]
Pneumatika	0.23	[kg]
Disk	0.42	[kg]
Brzda	0.5	[kg]
Celková hmotnosť	3.269	[kg]

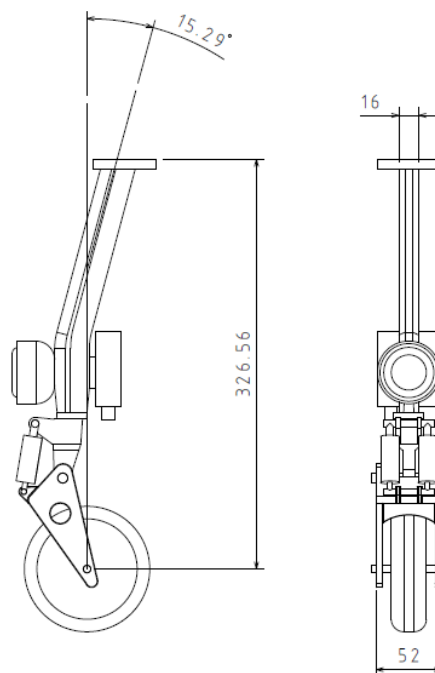
13.1.3. Predný podvozok

Druhým, ale nie menej dôležitým komponentom trojkolového podvozku je zostava predného podvozku. Pri návrhu predného podvozku treba brať do úvahy umiestnenie a vplyv na sledovaciu kameru. Tento problém môže byť vyriešený buď zaťahovacím predným podvozkom, alebo kompromisom čo sa týka zorného poľa kamery.

Zaťahovací predný podvozok	Pevný predný podvozok
+ Lepšia viditeľnosť pre kameru	+ Jednoduchá konštrukcia
+ Nižší odpor za letu	+ Nižšia cena
	+ Jednoduchý servis
– Vyššia hmotnosť	+ Nižšia hmotnosť
– Komplikovaná konštrukcia	
– Vyššia cena	– Vyšší odpor za letu
– Náročnejší na servis	– Prekážka pre kameru

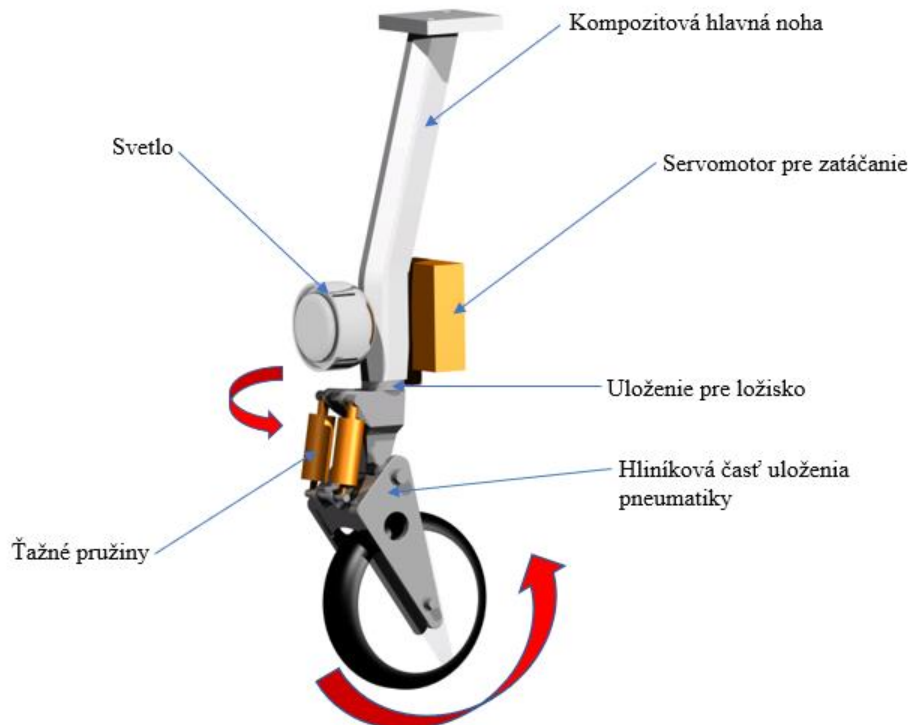
Po zvážení plusov a mínusov pre obe koncepcie, bola zvolená koncepcia s pevným predným podvozkom. Hlavným dôvodom bola jednoduchosť konštrukcie a zároveň argument, kde sa letún bude nakláňať za sledovacím objektom a preto nebude predný podvozok robiť až taký problém pre jej viditeľnosť.

13.1.4. Geometria predného podvozku



Obrázok 13.5: Geometria predného podvozku.[Vlastné spracovanie]

Konštrukcia predného pristávacieho podvozku sa skladá z dvoch častí. Prvá kompozitová hlavná noha a druhá hliníková časť, ktorá ubytováva pneumatiku. Tento koncept zaručuje vysokú pevnosť pre hlavnú nohu, nízku hmotnosť a zároveň jednoduchšiu výrobu zložitých tvarov. Spodná časť z hliníka zabezpečuje jednoduchšie spájanie medzi komponentami.

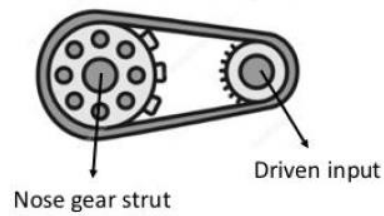


Obrázok 13.6: Infografika predného pevného podvozku. [Vlastné spracovanie]

Hliníková časť podvozku bude vyrobená taktiež z hliníka 7075-T6 ako aj hlavný pristávací podvozok. Vrchná kompozitová časť bude vyrobená z uhlíkových vlákien ako aj zvyšné kompozitové časti lietadla.

Ako aj pri hlavnom pristávacom podvozku, problém bol s výberom vhodnej pneumatiky. Nakoniec bola vybratá pneumatika s rozmermi 101,6x28 mm, ktorá sa bude podieľať na prenose 13,15 % statického zaťaženia.

Na predný podvozok je kladená požiadavka aby bol schopný riadenia. Tento úkon zabezpečuje servomotor, ktorý je schopný otáčať koleso v rozsahu $-46^{\circ} - 0 - +46^{\circ}$, pomocou remeňového prevodu na obrázku č.13.7. Tlmenie nárazov je zabezpečené pomocou výkyvného mechanizmu, ktorý je tlmený pomocou dvoch ťažných pružín.

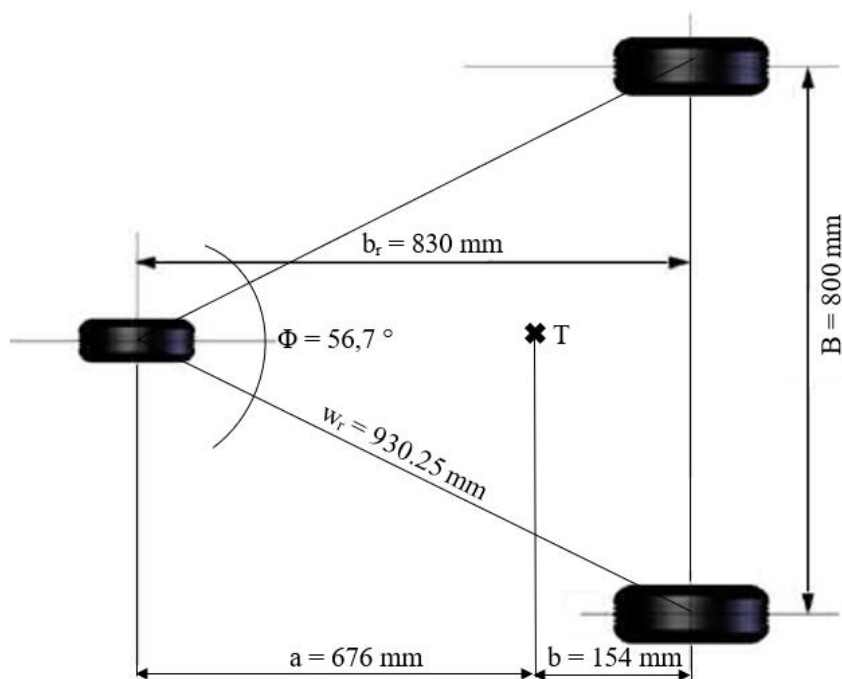


Obrázok 13.7: Remeňový prevod pre zatáčanie. [12]

Výsledná hmotnosť predného pevného podvozku bola vynesená do tabuľky č.13.6.

Tabuľka 13.6: Výsledné hmotnosti predného pevného podvozku.

Celková hmotnosť		
Konštrukcia podvozku	0.5	[kg]
Pneumatika + disk	0.25	[kg]
Svetlo	0.3	[kg]
Servomotor	0.6	[kg]
Pružiny	0.1	[kg]
Celková hmotnosť	1.85	[kg]



Obrázok 13.8: Výsledná konfigurácia podvozku. [Vlastné spracovanie]

13.2. Zaťaženie podvozku

Podvozok musí byť spoľahlivo navrhnutý tak, aby zvládal preniesť najväčšie zaťaženie, ktoré počas prevádzky vznikne. Najväčšie zaťaženie podvozku vzniká v priebehu pristávania, v okamihu keď sa kolesá dotknú vozovky. Po následnom pristátí, prechádza letún do fázy dojazdu a na pneumatiky začína pôsobiť zaťaženie od brzdenia.

Výpočet zaťaženia musí spĺňať požiadavky podľa predpisu CS-VLA 471, kde sa počíta s maximálnym zaťažením letúna.

The limit ground loads specified in this subpart are considered to be external loads and inertia forces that act upon an aeroplane structure. In each specified ground load condition, the external reactions must be placed in equilibrium with the linear and angular inertia forces in a rational or conservative manner.

13.2.1. Podmienky zaťaženia na zemi

Pri výpočte sa ráta s maximálnou vzletovou hmotnosťou 62 kg. Podľa predpisu CS-VLA 473 (b):

The selected limit vertical inertia load factor at the centre of gravity of the aeroplane for the ground load conditions prescribed in this subpart may not be less than that which would be obtained when landing with a descent velocity (V), in metres per second, equal to $0,51(mg/S)^{0.25}$ except that this velocity need not be more than 3.05 m/s and may not be less than 2.13 m/s.

$$v_{kl} = 0,51 \left(\frac{mg}{S} \right)^{0.25} = 1.83 \text{ m/s} \quad (13.1)$$

Vztlak letúna počas pristávania:

CS-VLA 473 (c): *Wing lift not exceeding two-thirds of the weight of the aeroplane may be assumed to exist throughout the landing impact and to act through the centre of gravity. The ground reaction load factor may be equal to the inertia load factor minus the ratio of the above assumed wing lift to the aeroplane weight.*

$$L = \frac{2}{3}mg = 405.45 \text{ N} \quad (13.2)$$

Reakcia tlmiacej soustavy:

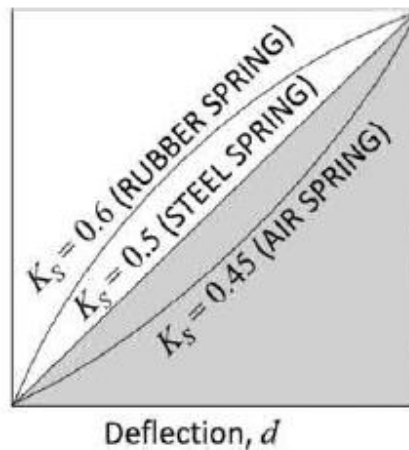
Väčšinu vzniknutej energie pri pristátí pohltí listová pružina, ale určitú časť pohltia aj pneumatiky. Predpovedať deformáciu pneumatiky je príliš zložité, preto sa ráta s 35% stlačením pneumatiky.

Stlačenie pneumatiky: $h_{pN} = 0,0534 \text{ m}$

Stlačenie listovej pružiny: $h_{LP} = 0,116 \text{ m}$

Celkové stlačenie soustavy: $h = 0,169 \text{ m}$

Súčiniteľ účinnosti pre listové pružiny $\eta = 0.5$.



Obrázok 13.9: Účinnosť tlmičov. [1]

Kinetická energia pristávacieho razu:

$$E_k = \frac{1}{2} m v_{kl}^2 = \mathbf{103.75 \text{ J}} \quad (13.3)$$

Z rovnice 13.2 bola zistená sila akú pohltí vztlaková sila a ktorú nebude musieť pohltiť podvozok v podobe potenciálnej energie.

Potenciálna energia:

$$E_p = \frac{1}{3} m g h = \mathbf{34.44 \text{ J}} \quad (13.4)$$

Celková energia vyvinutá pri pristaní:

$$E_c = E_k + E_p = \mathbf{138.18 \text{ J}} \quad (13.5)$$

Sily v podvozkových nohách:

$$F = \frac{E_c}{h\eta} = \mathbf{1624 \text{ N}} \quad (13.6)$$

Prevádzkový násobok zaťaženia:

CS-VLA 743 (e): No inertia load factor used for design purposes may be less than 2.67, nor may the limit ground reaction load factor be less than 2.00 at design maximum weight, unless these lower values will not be exceeded in taxiing at speeds up to take-off speed over terrain as rough as that expected in service.

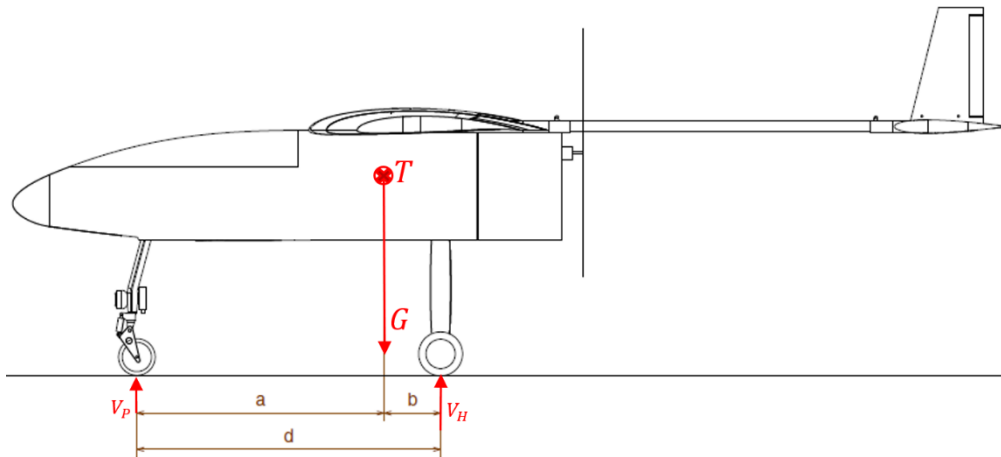
$$n_{1z} = \frac{2F}{mg} = \frac{\frac{1}{3}h + \frac{1}{2}\frac{v_{kl}^2}{g}}{h\eta} = \mathbf{2.68 > 2.67} \quad (13.7)$$

Prevádzkový násobok zotrvačných síl:

$$n_{1s} = n_{1z} + \frac{2}{3} = 3,34 > 2 \quad (13.8)$$

13.2.2. Zaťaženie podvozku na zemi

Statické zaťaženie podvozku na zemi je celková hmotnosť letúna, rozdelená medzi podvozkové nohy, v našom prípade medzi 3 podvozkové nohy. Na obrázku č.13.10 sú znázornené pôsobiska síl.



Obrázok 13.10: Statické zaťaženie podvozku. [Vlastné spracovanie]

Celkové statické zaťaženie:

$$G = mg = 608,22 \text{ N} \quad (13.9)$$

Väčšinu zaťaženia preberie hlavný podvozok:

$$V_H = \frac{a}{d} G = 495,08 \text{ N} \quad (13.10)$$

Zaťaženie hlavného podvozku na jednu nohu:

$$V_{H1} = \frac{V_H}{2} = 247,54 \text{ N} \quad (13.11)$$

a zaťaženie predného podvozku:

$$V_P = G - V_H = 113,14 \text{ N} \quad (13.12)$$

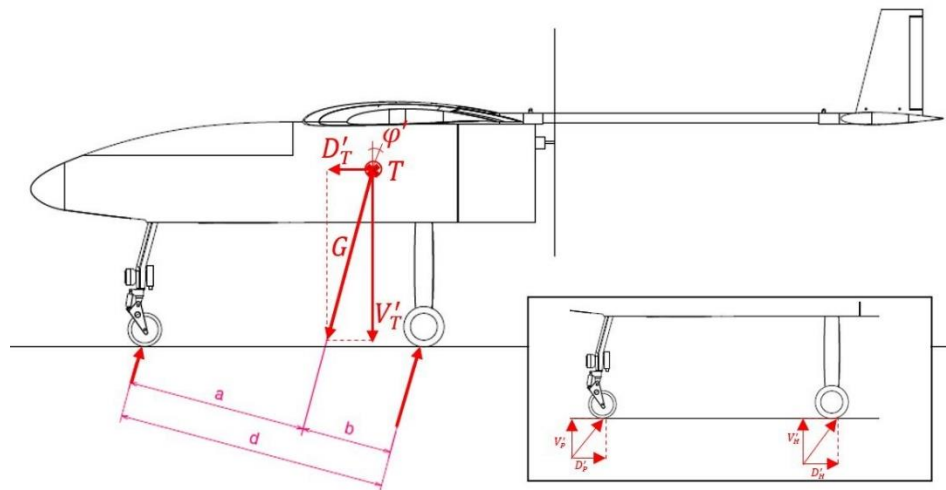
13.2.3. Zat'azenie pri vodorovnom pristavaní

CS-VLA 479 (a):

For a level landing, the aeroplane is assumed to be in the following attitudes:

- (1) For aeroplanes with tail wheels, a normal level flight attitude.
- (2) For aeroplanes with nose wheels, attitudes in which –
 - The nose and main wheels contact the ground simultaneously; and
 - The main wheels contact the ground and the nose wheel is just clear of the ground.

The attitude used in sub-paragraph (a)(2)(i) of this paragraph may be used in the analysis required under sub-paragraph (a)(2)(ii) of this paragraph.



Obrázok 13.11: Zat'azenie podvozku pri vodorovnom pristátí. [Vlastné spracovanie]

Parametre pre výpočet sú rovnaké ako v prípade statického zat'azenia. Zároveň podľa predpokladu, že predný a hlavný podvozok pristávajú zároveň, použije sa koeficient $K = 0,25$.

Vertikálna zložka v ťažisku:

$$V'_T = n_{s1} G = \mathbf{2032.68\ N} \quad (13.13)$$

Horizontálna zložka v ťažisku:

$$D'_T = K n_{s1} G = \mathbf{508.17\ N} \quad (13.14)$$

Predný podvozok

Vertikálna zložka zat'azenie predného podvozku:

$$V'_P = \frac{(n_{s1} - \frac{2}{3}) G b}{d} = \mathbf{302.70\ N} \quad (13.15)$$

Odporová zložka predného podvozku:

$$D'_T = \frac{Kn_{s1}Gb}{d} = \mathbf{94.53\ N} \quad (13.16)$$

Hlavný podvozok

Vertikálna zložka zaťaženia hlavného podvozku:

$$V'_H = \frac{(n_{s1} - \frac{2}{3})Ga}{d} = \mathbf{1324.50\ N} \quad (13.17)$$

Zaťaženie hlavného podvozku na jednu nohu:

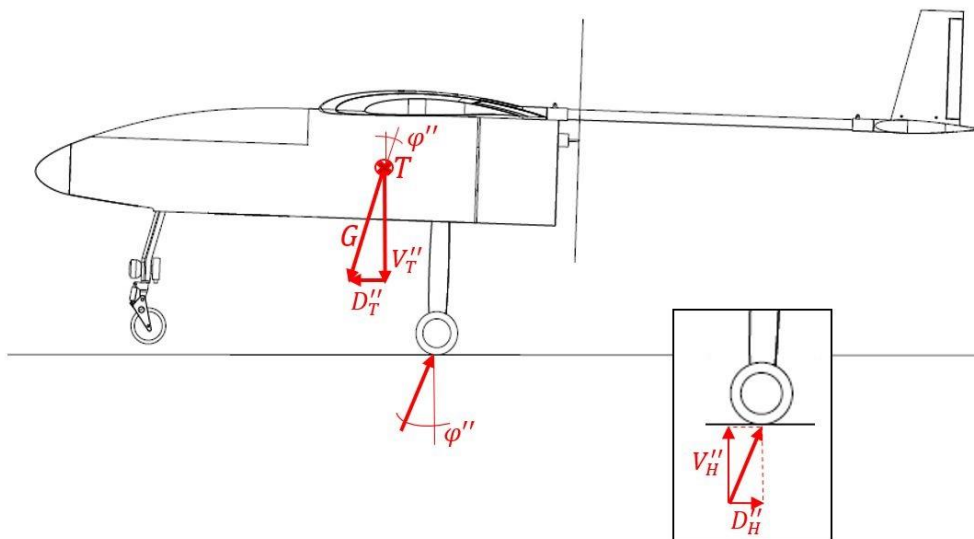
$$V'_{H1} = \frac{V'_H}{2} = \mathbf{662.25\ N} \quad (13.18)$$

Odporová zložka hlavného podvozku:

$$D'_T = \frac{Kn_{s1}Ga}{d} = \mathbf{413.64\ N} \quad (13.19)$$

13.2.4. Zaťaženie pri pristávaní s predným kolesom tesne nad zemou

Prípád pri ktorom je maximálne zaťažený hlavný podvozok, z dôvodu pohltienia všetkej nárazovej energie.



Obrázok 13.12: Zaťaženie hlavného podvozku pri pristávaní s predným kolesom tesne nad zemou. [Vlastne spracovanie]

Vertikálna zložka v ťažisku:

$$V''_T = n_{s1}G = \mathbf{2032.68\ N} \quad (13.20)$$

Horizontálna zložka v ťažisku:

$$D_T'' = Kn_{s1}G = \mathbf{508.17\ N} \quad (13.21)$$

Hlavný podvozok

Vertikálna zložka zaťaženia hlavného podvozku:

$$V_H'' = \frac{(n_{s1} - \frac{2}{3})Ga}{d} = \mathbf{1627.20\ N} \quad (13.22)$$

Zaťaženie hlavného podvozku na jednu nohu:

$$V_{H1}'' = \frac{V_H''}{2} = \mathbf{813.60\ N} \quad (13.23)$$

Odporová zložka hlavného podvozku:

$$D_T'' = \frac{Kn_{s1}Ga}{d} = \mathbf{413.64\ N} \quad (13.24)$$

13.2.5. Zaťaženie pri pristávaní s veľkým uhlom nábehu

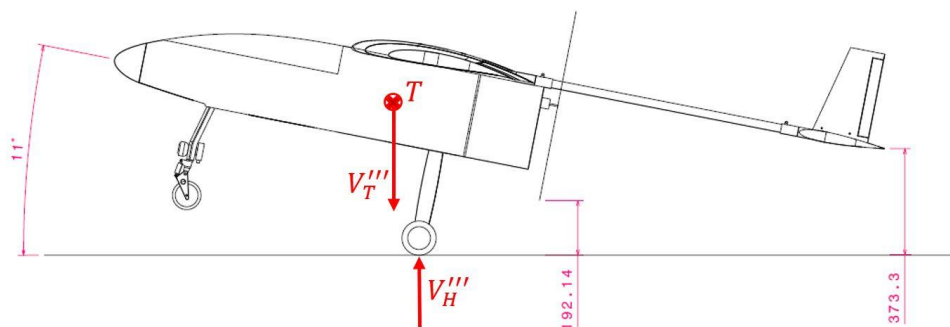
CS-VLA 481 (a), (b):

(a) For a tail-down landing, the aeroplane is assumed to be in the following attitudes:

- (1) For aeroplanes with tail wheels, an attitude in which the main and tail wheels contact the ground simultaneously.
- (2) For aeroplanes with nose wheels, a stalling attitude, or the maximum angle allowing ground clearance by each part of the aeroplane, whichever is less.

(b) For aeroplanes with either tail or nose wheels, ground reactions are assumed to be vertical, with the wheels up to speed before the maximum vertical load is attained.

Maximálny zvolený pristávací uhol zodpovedá uhlu nábehu pre pádovú rýchlosť.



Obrázok 13.13: Zaťaženie pri pristávaní s veľkým uhlom nábehu. [Vlastne spracovanie]

Vertikálna zložka v ťažisku:

$$V_T''' = n_{s1} G = \mathbf{2032.68\ N} \quad (13.25)$$

Horizontálna zložka v ťažisku:

$$D_T''' = K n_{s1} G = \mathbf{0\ N} \quad (13.26)$$

Hlavný podvozok

Vertikálna zložka zaťaženia hlavného podvozku:

$$V_H''' = \frac{(n_{s1} - \frac{2}{3}) G a}{d} = \mathbf{1627.20\ N} \quad (13.27)$$

Zaťaženie hlavného podvozku na jednu nohu:

$$V_{H1}''' = \frac{V_H'''}{2} = \mathbf{813.60\ N} \quad (13.28)$$

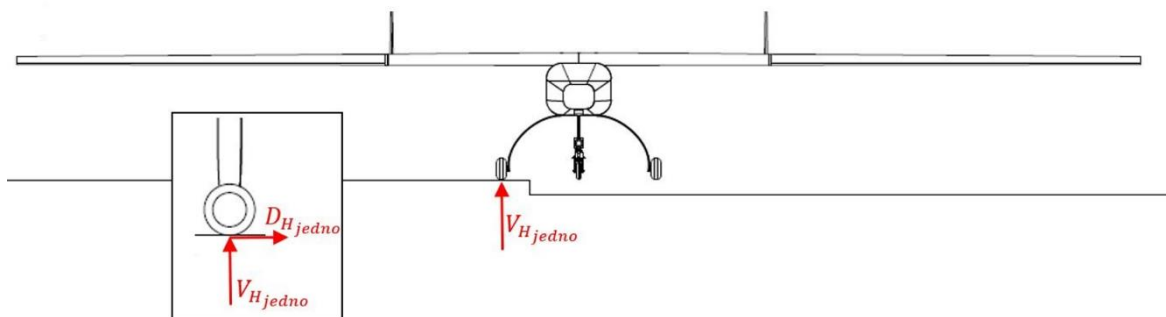
Odporová zložka hlavného podvozku:

$$D_T''' = \frac{K n_{s1} G a}{d} = \mathbf{0\ N} \quad (13.29)$$

13.2.6. Zaťaženie pri pristávaní na jedno koleso

CS-VLA 483:

For the one-wheel landing condition, the aeroplane is assumed to be in the level attitude and to contact the ground on one side of the main landing gear. In this attitude, the ground reactions must be the same as those obtained on that side under CS-VLA 479.



Obrázok 13.14: Zaťaženie pri pristávaní na jedno koleso. [Vlastné spracovanie]

Vertikálna zložka zaťaženia podvozku:

$$V_T''' = n_{s1} G = \mathbf{662.25\ N} \quad (13.30)$$

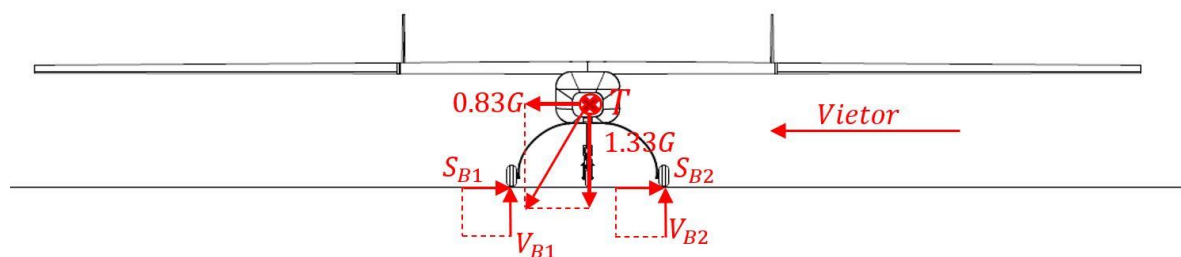
Horizontálna zložka zaťaženia podvozku:

$$D_T''' = K n_{s1} G = \mathbf{206.82\ N} \quad (13.31)$$

13.2.7. Zatáženie pri pristávaní v bočnom vetre

CS-VLA 485:

- (a) For the side load condition, the aeroplane is assumed to be in a level attitude with only the main wheels contacting the ground and with the shock absorbers and tyres in their static positions.
- (b) The limit vertical load factor must be 1.33, with the vertical ground reaction divided equally between the main wheels.
- (c) The limit side inertia factor must be 0.83, with the side ground reaction divided between the main wheels so that -
- (1) 0.5 (Mg) is acting inboard on one side; and
 - (2) 0.33 (Mg) is acting outboard on the other side.



Obrázok 13.15: Zatáženie pri pristávaní v bočnom vetre. [Vlastné spracovanie]

Vertikálna zložka zatáženia podvozku:

$$V_{B1} = V_{B2} = V_B = 1.33 \frac{G}{2} = \mathbf{404.47\ N} \quad (13.32)$$

Bočná zložka zatáženia podvozku:

$$S_{B1} = 0.5G = \mathbf{304.11\ N} \quad (13.33)$$

$$S_{B2} = 0.33G = \mathbf{200.71\ N} \quad (13.34)$$

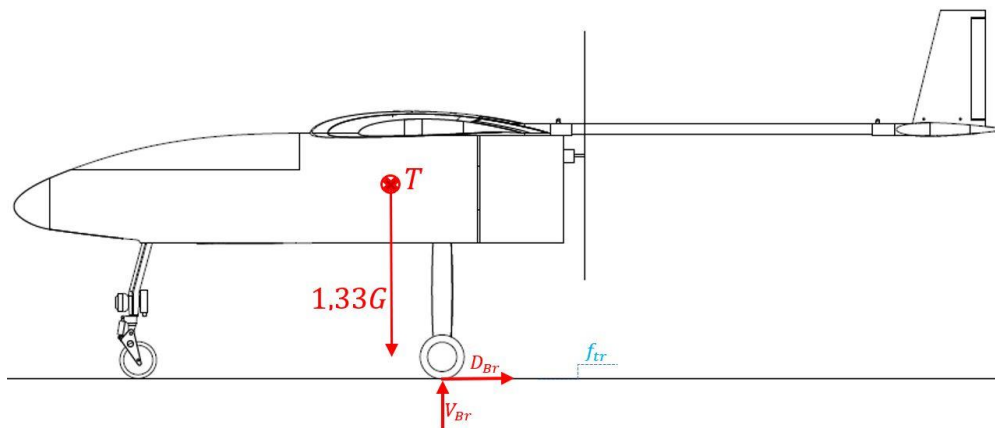
13.2.8. Zatáženie podvozku pri brzdení

CS-VLA 493 (a), (b), (c):

Under braked roll conditions, with the shock absorbers and tyres in their static positions, the following apply:

- (a) The limit vertical load factor must be 1.33.
- (b) The attitudes and ground contacts must be those described in CS-VLA 479 for level landings.
- (c) A drag reaction equal to the vertical reaction at the wheel multiplied by a coefficient of friction of 0.8 must be applied at the ground contact point of each wheel with brakes, except that the drag reaction need not exceed the maximum value based on limiting brake torque.

Letún obsahuje dve brzdy na hlavnom podvozku, ktoré pri brzdení vyvodzujú odporovú silu so súčiniteľom trenia 0.8.



Obrázok 13.16: Zaťaženie podvozku pri brzdení. [Vlastní spracovanie]

Zaťaženie jedného brzdneho kolesa na hlavnom podvozku

Vertikálna zložka zaťaženia podvozku:

$$V_{Br} = 1.33 \frac{G}{2} = 404.47 \text{ N} \quad (13.35)$$

Odporová zložka zaťaženia podvozku:

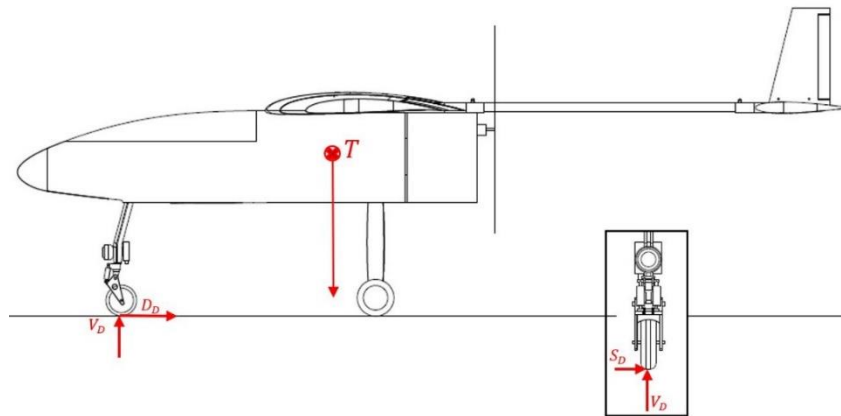
$$D_{Br} = f_{tr} V_{Br} = 323.57 \text{ N} \quad (13.36)$$

13.2.9. Dodatočné zaťaženie podvozku

CS-VLA 499 (a), (b), (c):

In determining the ground loads on nose wheels and affected supporting structures, and assuming that the shock absorbers and tyres are in their static positions, the following conditions must be met:

- (a) *For aft loads, the limit force components at the axle must be -*
 - (1) *A vertical component of 2.25 times the static load on the wheel; and*
 - (2) *A drag component of 0.8 times the vertical load.*
- (b) *For forward loads, the limit force components at ground contact must be –*
 - (1) *A vertical component of 2.25 times the static load on the wheel; and*
 - (2) *A forward component of 0.4 times the vertical load.*
- (c) *For side loads, the limit force components at the axle must be -*
 - (1) *A vertical component of 2.25 times the static load on the wheel; and*
 - (2) *A side component of 0.7 times the vertical load.*



Obrázok 13.17: Dodatočné zaťaženie predného podvozku. [Vlastné spracovanie]

Vertikálna reakcia

$$V_{Dzad} = V_{Dpred} = V_{Dbočné} = 2.25V_P = \mathbf{254.57\ N} \quad (13.37)$$

Odporová reakcia

$$D_{Dzad} = 0.8V_{Dzad} = \mathbf{203.66\ N} \quad (13.38)$$

$$D_{Dpred} = 0.4V_{Dpred} = \mathbf{101.83\ N} \quad (13.39)$$

Bočné zaťaženie

$$S_{Dbočné} = 0.7V_{Dbočné} = \mathbf{178.20\ N} \quad (13.34)$$

13.3. Výsledné hodnoty zaťaženia podvozku

V tabuľke č.13.7 boli vynesené výsledky prevádzkových zaťažení pre všetky pristávacie prípady.

Tabuľka 13.7: Súhrn výsledných prevádzkových zaťažení pri prestávaní.

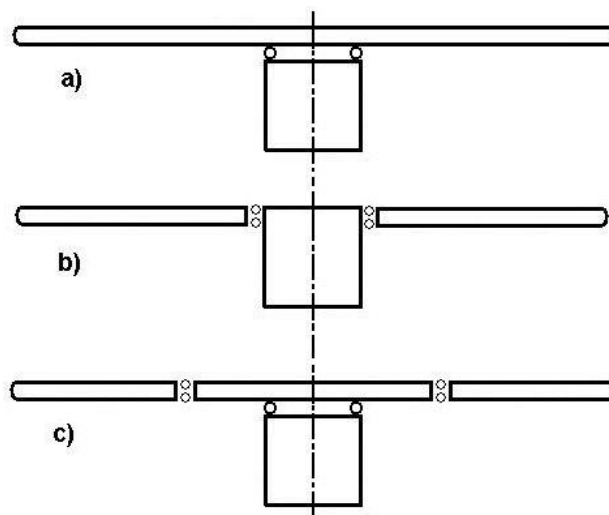
Prípado zaťaženia	Prevádzkové zaťaženie		
	Vertikálna zložka	Horizontálna zložka	Bočná zložka
Maximálne zaťaženie pre jednu nohu hlavného podvozku			
Statické zaťaženie	247.54 N	-	-
Vodorovné pristátie	662.25 N	206.82 N	-
Pristátie s predným kolesom tesne nad zemou	813.60 N	254.08 N	-
Pristátie s veľkým uhlom nábehu	813.60 N	-	-
Pristátie na jedno koleso	662.25 N	206.82 N	-
Pristávanie v bočnom vetre	404.46 N	-	304.11 N 200.71 N
Brzdenie podvozku	404.46 N	323.57 N	-
Maximálne zaťaženie predného podvozku			
Statické zaťaženie	113.14 N	-	-
Vodorovné pristátie	302.7 N	94.53 N	-
Dodatočné zaťaženie	254.57 N	203.66 N 101.83 N	178.20 N

14.KRÍDLO

Jedna z najzakladanejších častí draku a preto musí byť v rámci konštrukčného návrhu venovaná maximálna pozornosť. Je potrebné, aby navrhnutá konštrukcia spĺňala všetky základné požiadavky, ale hlavne aby vykazovala vysokú úroveň spoľahlivosti. Taktiež je dôležité, aby konštrukcia mala dostatočnú pevnosť a zároveň nízku hmotnosť.

Aerodynamické vlastnosti krídla boli stanovené v kapitole č.3, v nasledujúcej kapitole nasleduje čisto konštrukcia krídla. Pre tento prípad bolo zvolené priame krídlo s delenou konštrukciou. Týmto konceptom je zabezpečený jednoduchý transport a uskladnenie v malých priestoroch.

Delené krídla zabezpečujú možnosť jednoduchšej výroby a montáže, ale každé delenie znamená zvýšenie hmotnosti, nebezpečie vzniku únavových porúch, nutnosť delenia ďalších systémov – elektrického, palivového a hydraulického. Krídlo po rozpätí sa môže deliť na 3 časti, ktoré sú zobrazené na obrázku č.14.1.



Obrázok 14.1: Typy delenia nosného krídla po jeho rozpätí. [1]

Jedná sa o delenie v rovine symetrie letúna, u trupu letúna a na konci centropoplánu.

- **rovina symetrie letúna** –
- **u trupu letúna** – jedná sa o delené nosníkové krídlo, kde prepojenie na hornú a dolnú pásnicu každého nosníka prenáša ohybový moment. Tento ohybový moment sa ďalej prenáša do konštrukcie trupu, kde nosníky krídla sú zavesené na nosníky trupu. Kovanie spájajúce pásnice je podstatne masívnejšie ako kovanie priebežného krídla, pretože sily v pásniciach bývajú 7-12krát väčšie.
- **delené na konci centropoplánu** – obľúbený koncept pre lietadlá so špecifickými potrebami. Centropoplán môže byť zastavaný do trupu ako integrálna súčasť, čo má za následok nižšiu hmotnosť a absenciu potreby závesov centropoplánu na trup.

Priame krídla, určené hlavne pre hlboko podzvukové letúny, je možno z hľadiska konštrukcie rozdeliť do nasledujúcich skupín [13]:

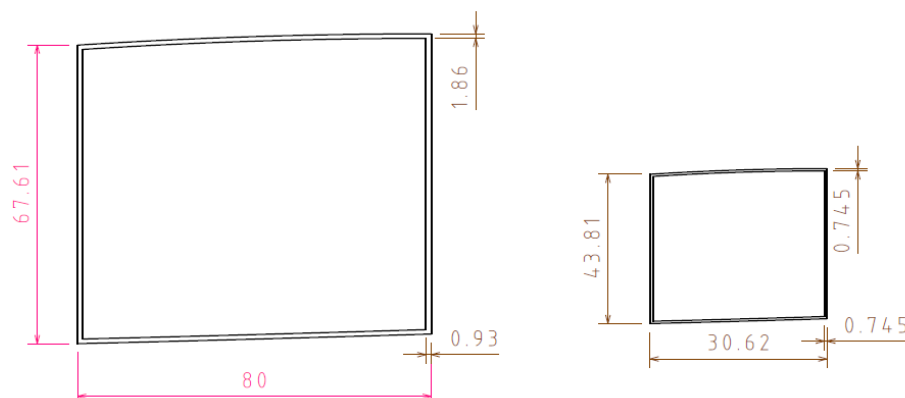
- a) nosníkové krídla
 - a. jednonosníková konštrukcia s pomocným nosníkom
 - b. dvojnosičková dvojduťová konštrukcia
 - c. viacnosníková
- b) nosníkové polo škrupiny
- c) polo škrupina

V tomto prípade bola zvolená koncepcia jednonosičkovej dvojduťovej konštrukcie s nosným potťahom, kde v najväčšej hrúbke profilu je umiestnený hlavný nosník. Toto umiestnenie umožňuje optimálne využitie mechanických vlastností materiálu pásnic nosníku a dosiahnutie najvyššej možnej efektívnej výšky nosníku. Nevýhodou nosníku v tejto polohe je rozbitie vnútorného priestoru krídla a komplikácia pri jeho využívaní napríklad pre palivovú sústavu. V tomto prípade je palivová nádrž umiestnená v trupe lietadla, takže nevedí rozbitie vnútorného priestoru. Zadný pomocný nosník, ktorý je uložený v 65% profilu slúži hlavne na vystuženie krídla, kvôli vztlakovej mechanizácii. Ohybový moment, ktorým je zaťažené krídlo je prenášaný následne na oba nosníky v pomere ich tuhosti.

14.1. Hlavný nosník

Ako bolo vyššie spomenuté, najlepšie umiestnenie hlavného nosníka je v najväčšej hrúbke profilu. Zvolený profil SG6042 dosahuje najvyššiu hrúbku v 33,5% tetivy profilu. Takto umiestnený nosník dosahuje vzdialenosť od nábežnej hrany pre koreňový profil 231.55 mm a pre koncový profil 148.87 mm.

Hlavný nosník je obdĺžnikového prierezu aby bolo možné lepšie spojiť centroplán s trupom a centroplán s delenou časťou krídla. Pásnica prenáša skoro celý ohybový moment, preto je z pohľadu konštrukcie mohutnejšia. Pre jednoduchšiu výrobu nosníku, je horná a dolná pásnica rovnakej hrúbky. Nosník bude vyrobený z dvoch C častí, ktoré budú spojené dokopy a zalaminované do krídla.



Obrázok 14.2: Geometria hlavného nosníka v koreňovom a koncovom profile.
[Vlastné spracovanie]

14.1.1. Materiál a skladba hlavného nosníka

Hlavný nosník je tvorený dvomi polovicami C, ktoré sa spolu zalaminujú. Aby bol nosník dostatočne ľahký, pevný a nekomplikovaný na výrobu, bolo zvolené použitie jednosmernej uhlíkovej tkaniny s hmotnosťou 200g/m² 12K značky HexTow IM10. Jedna sa o uhlíkové vlákno s najvyššou komerčne dosiahnutou pevnosťou v ťahu.

Typical Fiber Properties	U.S. Units	SI Units
Tensile Strength	990 ksi	6826 MPa
Tensile Modulus (Chord 6000-1000)	45.4 Msi	313 GPa
Ultimate Elongation at Failure	2.0%	2.0%
Density	0.0647 lb/in ³	1.79 g/cm ³
Weight/Length (12K)	18.1 x 10 ⁻⁶ lb/in	0.324 g/m
Approximate Yield (12K)	4,594 ft/lb	3.09 m/g
Tow Cross-Sectional Area (12K)	2.81 x 10 ⁻⁴ in ²	0.18 mm ²
Filament Diameter	0.173 mil	4.4 microns
Carbon Content	95%	95%
Twist	Never Twisted	Never Twisted

Obrázok 14.3: Mechanické vlastnosti uhlíkových vlákien HexTow IM10. [15]

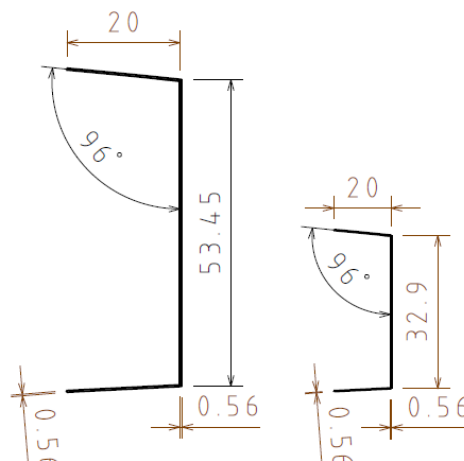
Na spájanie vlákien sa použila epoxidová živica LH 160, ktorá je síce drahšia ale má lepšie mechanické a chemické vlastnosti oproti polyesterovej živici. Na vytvrdzovanie bolo použité vytvrdzovalo MGS 286 v zmiešavacom pomere 100:40.

Tabuľka 14.1: Vlastnosti epoxidovej živice a vytvrdzovala.

Vlastnosti pojivá	
Epoxidová živica	LH 160
Hustota pri 25°C	1.13 - 1.17 [kg/m ³]
Vytvrdzovalo	MGS 268
Hustota pri 25°C	0.94 - 0.97 [kg/m ³]
Pomer tuhnutia	100 : 40
Doba tuhnutia	3 - 4 hodiny

14.2. Pomocný nosník

Pri konštrukcii pomocného nosníku sa použije rovnaká uhlíková tkanina ako aj pri hlavnom nosníku. Keďže pomocný nosník nemá za hlavnú úlohu prenos ohybového momentu, ale hlavne stabilizovanie úseku krídla pri vztlakovej mechanizácii, použije sa profil nosníku písmena C



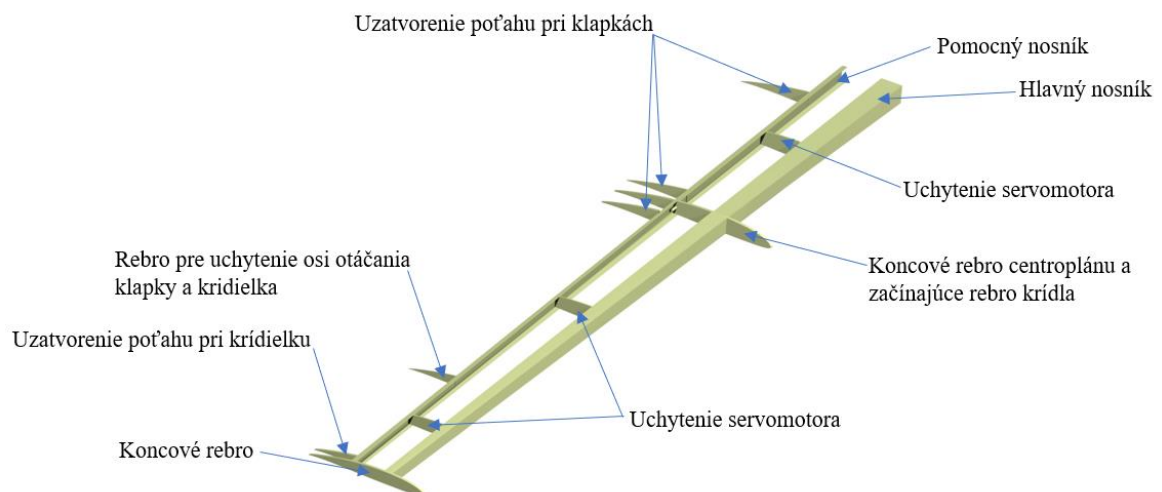
Obrázok 14.3: Geometria pomocného nosníku v koreňovom a koncovom reze. [Vlastne spracovanie]

14.2.1. Materiál a skladba pomocného nosníka

Materiál použitý pre konštrukciu pomocného nosníka bude rovnaký ako aj v prípade hlavného nosníka. Taktiež bude použitá rovnaká epoxidová živica aj s vytvrdzovadlom. Skladba vlákien nosníka bude po celej jeho dĺžke rovnaká ako aj hrúbka pásnice a stojny.

14.3. Rebrá krídla

Z dôvodu kompozitového potáhu, ktorý bude vylaminovaný do presného tvaru nie je potrebné aby po celom rozpätí krídla boli rebrá, ktoré by tvarovali krídlo. Hlavné rebrá budú na konci centroplánu, na začiatku druhej časti krídla a na konci krídla. Časti rebier od hlavného nosníku k pomocnému sa budú nachádzať pri servomotoroch ovládajúce vztlakovú mechanizáciu. Taktiež sa budú nachádzať časti rebier od pomocného nosníku ku konci odtokovej hrany pre uzatvorenie potáhu pri vztlakovej mechanizácii a pred ramenom upevňujúce chvostovú časť. Rebrá budú vyfrézované z vysokopevnostnej uhlíkovej dosky o hrúbke 3mm a skladbou vlákien $[\pm 45]$.



Obrázok 14.4: Infografický popis konštrukcie krídla. [Vlastné spracovanie]

14.4. Závesy

Na krídle sa nachádzajú celkovo 3 miesta na uchytenie krídla. Prvé sa nachádza na centropláne, kde sa pomocou 6 skrutiek M6x80 upevní centroplán k trupu. Ostatné závesy sa nachádzajú na konci centroplánu, kde sa nachádza čap odoberajúci pohyb spôsobený krutom a hliníkový nosník obdĺžnikového prierezu, pre spojenie časti krídiel a zaistený skrutkami.

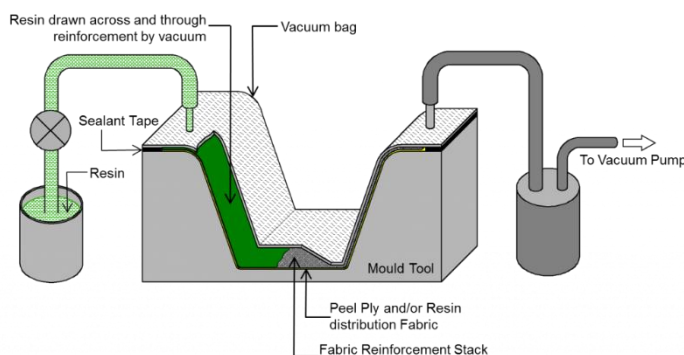
14.5. Potáh

Pri stavbe potáhu sa jedná o samonosný potáh odoberajúci hlavne šmykové zaťaženie a krut. Pri potáhu sa jedná o najväčšiu laminačnú plochu, teda aj o najväčšiu časť hmotnosti krídla. Preto treba využiť tkaninu s najnižšou hustotou a preto sa použije HexTow IM10. Skladba potáhu bude po celej jeho ploche $[\pm 45]$.

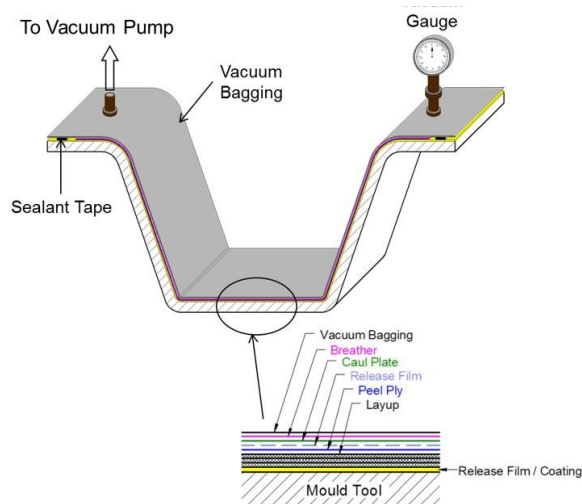
14.6. Technológia výroby

V kapitole 11.2 boli popísané 3 najčastejšie spôsoby laminácie kompozitových častí. Z dôvodu vysokého podielu vlákna (60%) sa zvolil spôsob kontaktného tvarovania pomocou vákua. Tento spôsob zabezpečuje dokonalé nasýtenie tkaniny.

Technologický postup výroby kompozitovej časti pomocou vákuového tvarovania je podobný ako pri kontaktnom tvarovaní, len s dodatkom vákuovej časti. Ako prvé sa forma potrie separátorom, ktorý zabezpečí jednoduché oddelenie časti od formy, ďalej sa naniesie vrstva požadovanej tkaniny a buď sa na ňu pomocou valčeka naniesie pojivo v podobe epoxidovej živice a vytvrdzovadla, predom zmiešaných v predpísaný pomer, alebo sa pojivo aplikuje až po uzavretí formy vákuovým sáčkom, kde je pojivo ťahané z externej nádoby pomocou vákua, obrázok č.14.5. Takto sa pokračuje dokým nie je dosiahnutý maximálny počet vrstiev laminátu. Následne sa forma oblepí obojstrannou páskou a utesní vákuovým sáčkom. Z plastového sáčku sú vyvedené vývody pre vákuovú pumpu. Po aplikácii vákua je tkanina s pojivom stlačená vďaka atmosférickému tlaku a zvyšné vzduchové bubliny sú eliminované. Porézne časti, do ktorých sa nedostalo pojivo pomocou valčeka sú vyplnené prebytočným pojivom vďaka vákuu. Komponent môže byť polymerizovaný pomocou autoklávu, pece alebo pri pokojovej teplote. Týmto spôsobom je možné vyrobiť niekoľko komponentov za deň, závisiac od ich veľkosti.



Obrázok 14.5: Vákuové tvarovanie pri aplikácii pojiva z externej nádoby pomocou vákua. [38]



Obrázok 14.6: Vákuové tvarovanie, pri nanesení pojiva valčekom. [38]

14.7. Zatřazení křídla

Následující kapitola je venovaná výpočtom pevnosti konstrukce, na základě vypočítaných hodnot v kapitole č.5.

14.7.1. Požadavky stavebních předpisů

Výpočet výsledného zatřazení na křídle probíhá podle předpisu CS-VLA 301 (a), (b), kde:

- (a) *Strength requirements are specified in terms of limit loads (the maximum loads to be expected in service) and ultimate loads (limit loads multiplied by prescribed factors of safety). Unless otherwise provided, prescribed loads are limit loads.*
- (b) *Unless otherwise provided, the air, ground, and water loads must be placed in equilibrium with inertia forces, considering each item of mass in the aeroplane. These loads must be distributed to conservatively approximate or closely represent actual conditions.*

14.7.2. Součinitel bezpečnosti

CS-VLA 303: *Unless otherwise provided, a factor of safety of 1.5 must be used.*

V případě kde se jedná o celokompozitovou konstrukci je možné si dovolit aplikovat pravidlo z předpisů pro ultralehká letadla UL-2 303:

Výklad použití doplňkových součinitelů pro kompozitové konstrukce:

Součinitel bezpečnosti f pro kompozitové konstrukce je v rozmezí 1,5 až 2,25, to znamená zvyšující součinitel 1 až 1,5.

Použití zvyšujícího součinitele závisí na:

- a. součásti či dílu, na který bude vztahován,*
- b. přesnosti výpočtů a jejich spolehlivosti,*
- c. předložených zkouškách vzorků kompozitového materiálu a jejich výsledcích, a*
- d. ověření výroby, kontrolních postupech a zkušenostech výrobce.*

O použití příslušného zvyšujícího součinitele bezpečnosti rozhodne Technická komise ve spolupráci s hlavním technikem a odborným oponentem projektu. U amatérských staveb rozhodne o použití součinitele hlavní technik s technikem stavebního dozoru.

Týmto se získá výsledný součinitel bezpečnosti:

$$f = 1.5 * \frac{1+1.5}{2} = 1.875 \quad (14.1)$$

14.7.3. Pevnosť a deformácia

CS-VLA 305:

- (a) *The structure must be able to support limit loads without detrimental, permanent deformation. At any load up to limit loads, the deformation may not interfere with safe operation.*
- (b) *The structure must be able to support ultimate loads without failure for at least three seconds. However, when proof of strength is shown by dynamic tests simulating actual load conditions, the three second limit does not apply.*

14.8. Výpočet zaťaženia krídla

Pre výpočet bolo krídlo rozdelené pomocou programu Glauert III na 20 častí po dĺžke 162.5 mm. V týchto rezoch bola určená hĺbka profilu $c(y)$, kde v každej časti bolo spočítané lokálne zaťaženie. Z týchto lokálnych zaťažení bolo súčtom získané celkové zaťaženie po rozpätí krídla pre aerodynamické sily vznikajúce na krídle a zotrvačné sily, spôsobené hmotou konštrukcie krídla pri rotácii.

Výpočet prebieha pre maximálne zaťaženia, ktoré vznikajú počas provozu letúna. Tieto zaťaženia sa stanovujú pomocou letových prípadov vypočítaných v kapitole č.5. Pre výpočet spojitého zaťaženia po krídle je potrebné vypočítať pre letové prípady potrebný aerodynamický vztlak krídla. Z dôvodu rozsiahlosti výpočtov bude uvedený všeobecný výpočet.

$$C_{LK} = \frac{2gm n_i}{\rho V_i^2 S} \quad (14.2)$$

kde:

- n_i – násobok pre daný letový prípad
 m – vzletová hmotnosť letúna
 V_i – rýchlosť v danom letovom prípade

Tabuľka 14.2: Potrebný súčiniteľ vztlaku a odpovedajúci súčiniteľ odporu pre jednotlivé prípady zaťaženia.

Prípad zaťaženia	Rýchlosť	V [km/h]	V [m/s]	n [-]	C_{LK} [-]	C_{dw} [-]
Symetricky A	V_a	92.215	25.615	3.800	1.565	0.121
Symetricky D	V_d	138.963	38.601	3.800	0.689	0.052
Symetricky D0	V_{d0}	138.963	38.601	0.000	0.000	0.000
Symetricky G	V_g	64.776	17.993	-1.500	-1.252	0.090
Klapkový F	V_f	70.000	19.444	2.000	1.430	0.011
Maximálny poryv pri V_c	V_c	111.170	30.881	3.972	1.126	0.077
Minimálny poryv pri V_c	V_c	111.170	30.881	-1.972	-0.559	0.046
Maximálny poryv pri V_d	V_d	138.963	38.601	2.858	0.518	0.044
Minimálny poryv pri V_d	V_d	138.963	38.601	-0.858	-0.156	0.036
Klonenie pri V_a	V_a	92.215	25.615	2.533	1.044	0.070
Klonenie pri V_c	V_c	111.170	30.881	2.533	0.718	0.055
Klonenie pri V_d	V_d	138.963	38.601	2.533	0.460	0.044

14.8.1. Rozloženie spojitého zaťaženia po rozpätí krídla

Spojité zaťaženie sa skladá z dvoch zložiek, zaťaženia od aerodynamických síl a od zotrvačných síl hmoty konštrukcie. Výsledné sily sú počítané pre aerodynamický súradnicový systém, kde hodnoty môžeme určiť pomocou rovníc:

$$q_{ya}(z) = \frac{1}{2} \rho v^2 C_{lc}(z) b(z) \quad (14.3)$$

$$q_{xa}(z) = -\frac{1}{2} \rho v^2 C_d(z) b(z) \quad (14.4)$$

$$q_{ym}(z) = -(q_m(z) + q_{mp}(z)) \quad (14.5)$$

$$q_k(z) = \frac{1}{2} \rho v^2 C_{m0}(z) b(z)^2 \quad (14.6)$$

kde:

$q_{za}(z)$	– zložka spojitého zaťaženia v smere osi y od aerodynamických síl
$q_{xa}(z)$	– zložka spojitého zaťaženia v smere osi x od aerodynamických síl
$q_{zm}(z)$	– zložka spojitého zaťaženia v smere osi y od hmatových síl
$C_{lc}(z)$	– súčiniteľ vztlaku v mieste rezu
$C_d(z)$	– súčiniteľ odporu v mieste rezu
$q_m(z)$	– zložka spojitého zaťaženia v smere osi y od hmôt krídla
$q_{mp}(z)$	– zložka spojitého zaťaženia v smere osi y od hmôt paliva v krídle
$q_k(z)$	– zložka spojitého zaťaženia od klopivého momentu k ose hlavného nosníku
C_{m0}	– súčiniteľ klopivého momentu pre nulový vztlak krídla

V tomto prípade je zložka spojitého zaťaženia od hmôt paliva v krídle vynechávaná z dôvodu umiestnenia palivovej nádrže v trupe letúna. Vypočítané hodnoty sa nachádzajú v prílohe A.

14.8.2. Zaťaženie od posúvajúcich síl

Posúvajúce sily po rozpätí krídla sú získané integráciou spojitého zaťaženia vypočítané v predošlej kapitole. Sily od aerodynamického zaťaženia sa delia na dve zložky – vztlakovú zložku v smere osi y a odporovú zložku v smere osi x.

Posúvajúca sila od aerodynamického odporu:

$$T_{xa}(z) = \int_0^{l/2} q_{xa}(z) dz \quad (14.7)$$

Posúvajúca sila od aerodynamického vztlaku:

$$T_{ya}(z) = \int_0^{l/2} q_{ya}(z) dz \quad (14.8)$$

Posúvajúca sila od hmotových síl:

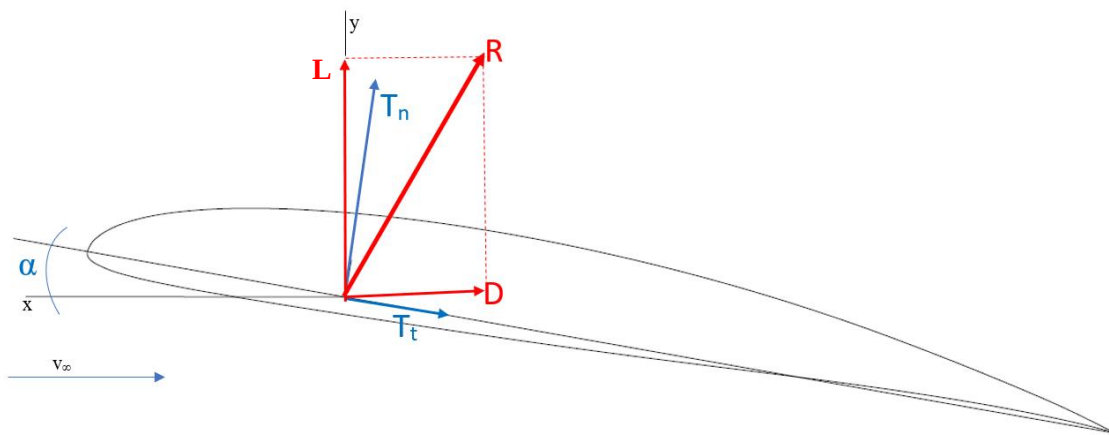
$$T_{ym}(z) = \int_0^{l/2} q_{ym}(z) dz \quad (14.9)$$

Následne boli tieto sily transformované do súradnicového systému krídla.

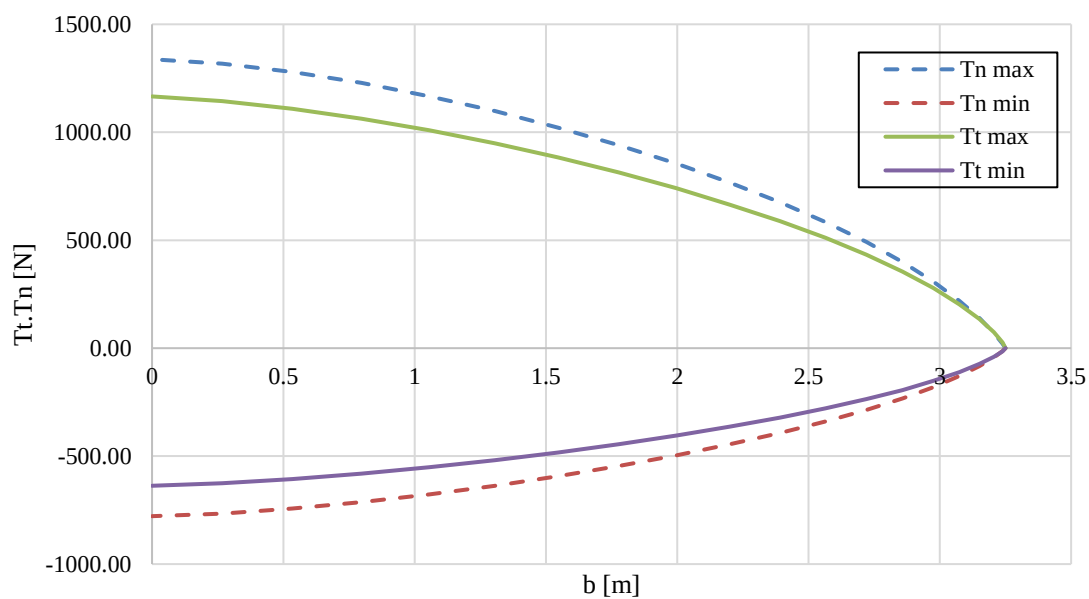
$$T_R = \sqrt{L^2 + D^2} \quad (14.10)$$

$$D = T_y \sin \alpha + T_x \cos \alpha \quad (14.11)$$

$$L = T_y \cos \alpha - T_x \sin \alpha \quad (14.12)$$



Obrázok 14.7: Transformácia zaťaženia do súradnicového systému krídla. [Vlastné spracovanie]

Maximálna a minimálna posúvajúca sila

Graf 14.1: Krivky maximálnej a minimálnej posúvajúcej tečnej a normálovej zložky.

14.8.3. Zaťaženie od ohybového momentu

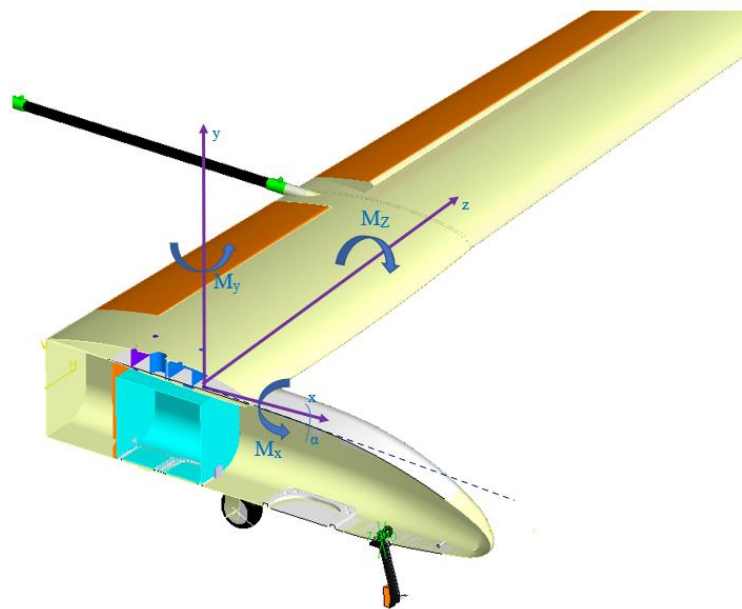
Pri výpočte ohybového zaťaženia sa postupuje obdobne ako v predošlej kapitole, kde pomocou integrácie posúvajúcich síl boli získané výsledné hodnoty.

$$M_o(z) = \int_0^{l/2} T_y(z) dz \quad (14.13)$$

$$M_{oy}(z) = \int_0^{l/2} T_y(z) dz \quad (14.14)$$

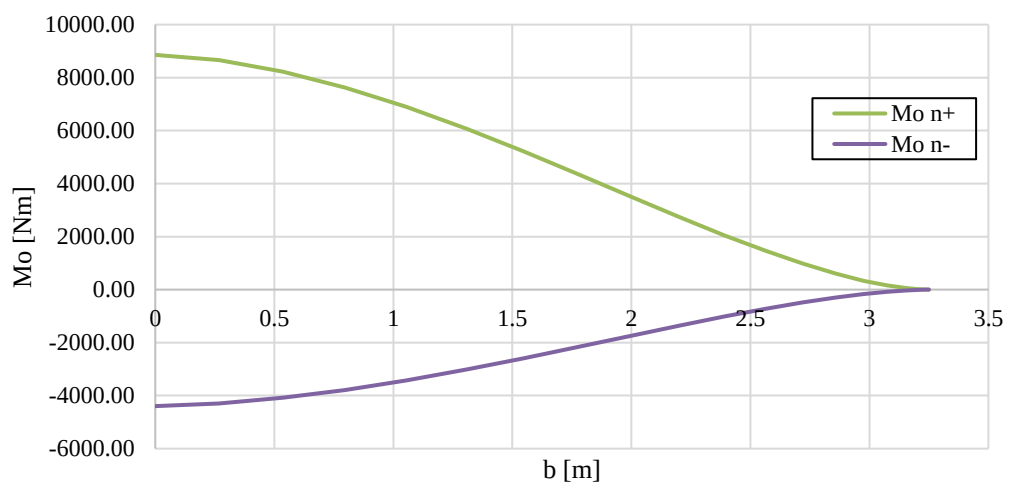
Následne boli tieto sily transformované do súradnicového systému krídla.

$$M_o(z) = M_o(z) + M_{oz}(z) \quad (14.15)$$



Obrázok 14.8: Aerodynamický súradnicový systém. [Vlastné spracovanie]

Maximálna a minimálna zložka ohybového momentu



Graf 14.2: Výsledné krivky pre ohybové zaťaženie.

14.8.4. Rozloženie krútiaceho momentu vzťahnutého k hlavnému nosníku

Výsledný krútiaci moment je daný súčtom príspevku od aerodynamických, hmotových síl a v tomto prípade pri dvojtrupovej konštrukcii je nutné zarátať zložku krútiaceho momentu vyvolaného chvostovými plochami, cez ramená pripevnené k centroplánu. Táto zložka je započítaná iba do centroplánovej časti.

Krútiaci moment od klopivého momentu:

$$M_{K_{cm0}}(z) = \int_0^{l/2} q_k(z) dz \quad (14.16)$$

kde:

q_k – zložka krútiaceho zaťaženia od klopivého momentu

Krútiaci moment od hmôt krídla:

$$M_{K_m}(z) = \int_0^{l/2} q_m(z) (x_{NH}(z) - x_{Tkr}(z)) \cos \alpha dz \quad (14.17)$$

kde:

q_m – zložka spojitého zaťaženia od hmotnosti krídla

x_{NH} – poloha hlavného nosníku

x_{Tkr} – poloha ťažiska krídla

Krútiaci moment od aerodynamických síl:

$$M_{K_a}(z) = \int_0^{l/2} q_{ya}(z) (x_{NH}(z) - x_{AC}(z)) \cos \alpha dz \quad (14.18)$$

kde:

q_{ya} – zložka spojitého zaťaženia od aerodynamických síl krídla

x_{AC} – poloha aerodynamického stredu krídla

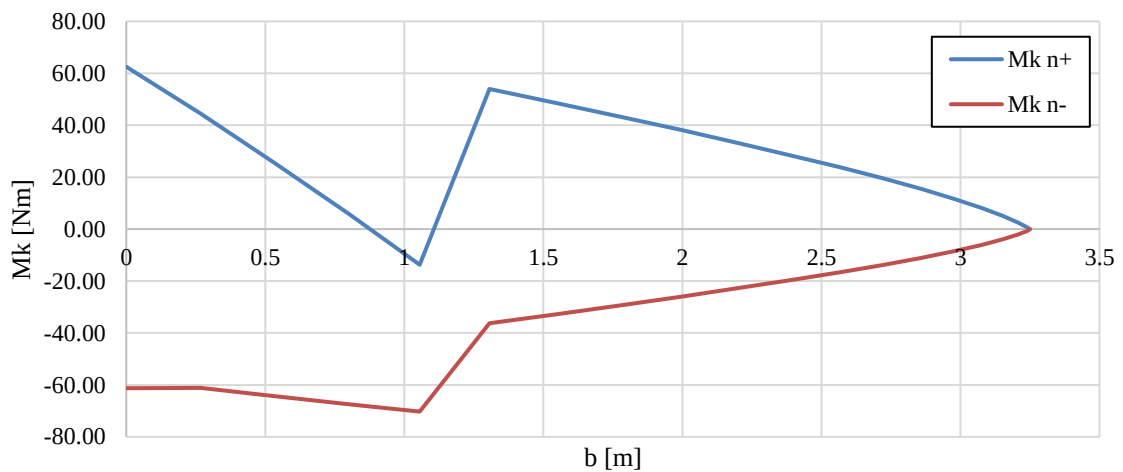
Výsledný krútiaci moment:

$$M_K(z) = M_{K_{cm0}}(z) + M_{K_m}(z) + M_{K_a}(z) + M_{K_{VOP}}(z) \quad (14.19)$$

kde:

$M_{K_{VOP}}$ – zložka krútiaceho momentu vyvolaná chvostovými plochami odvodená v kapitole č.16.

Maximálne a minimálne zložky krútiaceho momentu



Graf 14.3: Výsledné krivky pre krútiaci moment.

Tabuľka 14.3: Výsledné maximálne a minimálne pôsobiace sily na rozpätie krídla.

Výsledné zaťaženia na krídle								
z [m]	T _{nmax} [N]	T _{unax} [N]	M _{omax} [Nm]	M _{kmax} [Nm]	T _{nmin} [N]	T _{tmin} [N]	M _{omin} [Nm]	M _{kmin} [Nm]
0.000	1316.941	1166.054	8856.386	62.496	-778.099	-637.198	-4396.341	-61.211
0.268	1297.950	1144.810	8656.645	44.434	-766.120	-625.879	-4297.384	-61.108
0.535	1259.731	1108.600	8224.204	25.412	-743.166	-606.273	-4083.001	-64.407
0.798	1210.124	1063.414	7627.338	6.043	-713.548	-581.602	-3786.282	-67.471
1.055	1149.385	1009.197	6892.536	-13.722	-677.601	-552.016	-3421.612	-70.279
1.306	1081.583	949.340	6078.181	53.915	-637.529	-519.264	-3017.155	-36.278
1.547	1006.139	883.266	5215.048	48.535	-593.175	-483.173	-2589.079	-32.812
1.778	926.227	813.677	4352.784	43.275	-546.151	-445.064	-2160.948	-29.400
1.996	842.322	740.970	3519.443	38.154	-496.794	-405.193	-1747.026	-26.060
2.201	753.846	664.583	2739.242	33.074	-444.910	-363.358	-1359.852	-22.735
2.391	664.658	587.904	2049.220	28.335	-392.611	-321.308	-1017.273	-19.613
2.565	575.008	511.109	1460.757	23.903	-340.078	-279.170	-725.093	-16.674
2.721	483.258	432.696	976.936	19.578	-286.383	-236.155	-484.942	-13.795
2.858	392.033	354.892	602.571	15.540	-233.042	-193.475	-299.139	-11.090
2.976	301.855	277.959	332.917	11.731	-180.258	-151.243	-165.252	-8.520
3.074	215.155	203.668	156.581	8.237	-129.486	-110.503	-77.727	-6.140
3.151	135.268	134.317	57.443	5.116	-82.533	-72.521	-28.515	-3.981
3.206	67.570	73.652	13.424	2.542	-42.403	-39.412	-6.663	-2.146
3.239	19.541	26.833	1.086	0.741	-13.259	-14.090	-0.539	-0.763
3.250	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000

14.9. Konštrukcia krídla

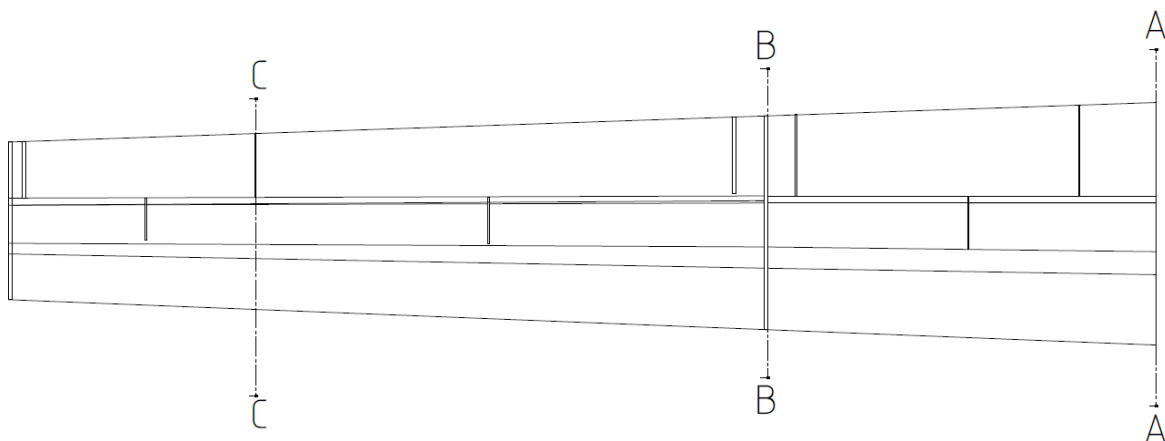
V nasledujúcej kapitole je rozobraný návrh a dimenzovanie konštrukcie krídla. Cieľom bolo vytvoriť návrh konštrukcii, ktorý je jednoduchý na výrobu, s nízkou hmotnosťou a zároveň dokáže prenášať výsledné zaťaženie.

14.9.1. Zaťaženie v kontrolných rezoch

Krídlo bolo rozdelené na 8 rezov, pre ktoré sa vykonali pevnostné overenia. Na obrázku č. 14.9 sú zobrazené rezy. Rez A-A, B-B a C-C sú hlavné kontrolné rezy, zvyšné rezy sú pre overenie správnosti konštrukcie.

1. Rez A-A – jedná sa o rez v koreňovom profile krídla. Nachádza sa tu uchytenie centroplánu k trupu a zároveň najväčšie zaťaženie.
2. Rez B-B – nachádza sa v mieste ukončenia centroplánu a uchytenia ramien chvostovej časti. V tomto mieste nastáva výrazný skok v krútiacom momente, vyvolaný chvostovými plochami.
3. Rez C-C – posledný hlavný rez, ktorý sa nachádza medzi klapkou a krídelkom.

Pre rozsiahlosť výpočtu, bude v nasledujúcej kapitole vypočítaný prvý hlavný rez A-A a pre zvyšné rezy B-B a C-C budú zobrazené iba výsledné hodnoty.



Obrázok 14.9: Hlavné kontrolné rezy krídlom. [Vlastné spracovanie]

14.9.2. Veľkosť zaťaženia v hlavných rezoch

Je predpokladané, že všetky sily a momenty pôsobia k aerodynamickej ose krídla, ktorá sa nachádza v 25% hĺbky profilu. Jedine krútiaci moment v skutočnosti pôsobí v elastickej osi krídla, ktorá závisí na pomere ohybových tuhostí nosníkov. Výsledné sily zaťaženia sú vynásobené súčiniteľom bezpečnosti stanoveného v kapitole č. 14.7.2.

Tabuľka 14.4: Výsledné početné zaťaženia pre krídlo.

Zaťaženie krídla			
	T	M₀	M_k
	[N]	[Nm]	[Nm]
A-A	2469.264	16605.72	168.4775
B-B	2155.098	7884.326	107.1301
C-C	1078.14	1646.195	64.45881

14.10. Výpočet hlavného nosníku

Keďže sa jedná o celokompozitovú konštrukciu, pri výpočte nosníka sa postupuje podľa teórie nosníkov z kompozitovej štruktúry. Zvolený prierez nosníku v kapitole č. 14.1 bol pre výpočty upravený na pravidelný obdĺžnik. Následne bolo možné pre dané rezy skontrolovať jeho pevnosť.

Prvým krokom bol odhad potrebných vrstiev laminátu v každom reze pre stojnu a pásnice. Tieto hodnoty slúžili ako referenčné hodnoty, na základe ktorých bol prevedený pevnostný výpočet. Ak hodnoty súčiniteľov bezpečnosti vyšli dostatočne vysoké, boli vrstvy laminátu upravené pre lepšie dosiahnutie nižšej hmotnosti.

Pri konštrukcii bol zvolený materiál HexTow IM10, s 60% podielom vlákien. Ťahová pevnosť materiálu v longitudinálnom smere je 3310 MPa a tlaková pevnosť v longitudinálnom smere je 1793 MPa.

Tabuľka 14.5: Základné parametre pre hlavný rez A-A.

Rezy	A-A	B-B	C-C
t_{stojna} [mm]	0.931	0.9311	0.744879
t_{pásnica} [mm]	1.862	1.8622	0.744879
b_{pásnica} [mm]	65.000	59.978	39.596
h_e [mm]	65.138	56.979	47.636121
A_s [mm ²]	60.650	53.053	35.483144
A_p [mm ²]	121.043	111.69	29.494227
A_{celkovo} [mm ²]	363.385	329.49	129.95474
T [N]	2469.264	2155.1	1078.1404
M₀ [Nm]	16605.723	7884.3	1646.1948
M_k [Nm]	168.478	107.13	64.458806

Rez A-A**Pásnica**

Ako prvé treba určiť geometrickú štruktúru laminátu, ktorá závisí na hrúbkach jednotlivých vrstiev:

$$\begin{array}{ll}
 h_0 = -0.930 \text{ mm} & t = 1.86 \text{ mm} \\
 h_1 = -0.744 \text{ mm} & h^{(lamina\ 1)} = -0.837 \text{ mm} \\
 h_2 = -0.558 \text{ mm} & h^{(lamina\ 2)} = -0.651 \text{ mm} \\
 h_3 = -0.372 \text{ mm} & h^{(lamina\ 3)} = -0.465 \text{ mm} \\
 h_4 = -0.186 \text{ mm} & h^{(lamina\ 4)} = -0.279 \text{ mm} \\
 h_5 = 0 \text{ mm} & h^{(lamina\ 5)} = -0.093 \text{ mm} \\
 h_6 = 0.186 \text{ mm} & h^{(lamina\ 6)} = 0.93 \text{ mm} \\
 h_7 = 0.372 \text{ mm} & h^{(lamina\ 7)} = 0.279 \text{ mm} \\
 h_8 = 0.558 \text{ mm} & h^{(lamina\ 8)} = 0.465 \text{ mm} \\
 h_9 = 0.744 \text{ mm} & h^{(lamina\ 9)} = 0.651 \text{ mm} \\
 h_{10} = 0.930 \text{ mm} & h^{(lamina\ 10)} = -0.837 \text{ mm}
 \end{array}$$

Z geometrických charakteristík kompozitovej pásnice je možné určiť Poissonovo číslo, s ktorým je možné ďalej určiť potrebné tuhostné charakteristiky.

$$\mu_{21} = \mu_{12} \left(\frac{E_2}{E_1} \right) = 0.0157 \quad (14.20)$$

Ak vrstvy materiálu kompozitu sú z rovnakého materiálu, bude pre všetky vrstvy platiť, že ich matica tuhosti laminátu Q bude rovnaká. Avšak pri namáhaní kompozitu je potrebné vykonať transformáciu znenia, ktorá zabezpečí, aby sa súradnicový systém zhodoval so všeobecným súradnicovým systémom. Po získaní hodnôt pre dané vrstvy laminátu, sa môže určiť výsledná matica tuhosti laminátu a matica poddajnosti laminátu:

$$\begin{bmatrix} A & B \\ B & D \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 204256 & 21874 & 16819 & -21899 & -3 \cdot 10^{-12} & -3 \cdot 10^{-12} \\ 21874 & 136978 & 16819 & -3 \cdot 10^{-12} & 21899 & -2 \cdot 10^{-12} \\ 16819 & 16819 & 25567 & -3 \cdot 10^{-12} & -2 \cdot 10^{-12} & -3 \cdot 10^{-12} \\ -21899 & -3 \cdot 10^{-12} & -3 \cdot 10^{-12} & 38168 & 13060 & 11831 \\ -2.72 \cdot 10^{-12} & 21899 & -2 \cdot 10^{-12} & 13060 & 46702 & 11831 \\ -2.72 \cdot 10^{-12} & -2 \cdot 10^{-12} & -3 \cdot 10^{-12} & 11831 & 11831 & 14124 \end{bmatrix} \quad (14.21)$$

$$\begin{bmatrix} a & b \\ b & d \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0.570 & -0.047 & -0.344 & 0.443 & -0.009 & -0.363 \\ -0.047 & 0.890 & -0.555 & 0.022 & -0.532 & 0.426 \\ -0.344 & -0.555 & 4.502 & -0.306 & 0.356 & -0.041 \\ 0.443 & -0.009 & -0.363 & 3.921 & -0.349 & -2.992 \\ 0.022 & -0.532 & 0.426 & -0.349 & 3.064 & -2.274 \\ -0.306 & 0.356 & -0.041 & -2.992 & -2.274 & 11.491 \end{bmatrix} \quad (14.22)$$

Pre návrh kompozitnej konštrukcie je potrebné poznať tuhosti jednotlivých prvkov, aby bolo možné posúdiť akú časť celkového zaťaženia prevezmú. Preto je využívaná ekvivalentná tuhosť jednotlivých elementov [7].

Ekvivalentný Youngov modul:

$$E_{xp} = \frac{1}{ta_{11}} = 94237.9 \text{ MPa} \quad (14.23)$$

Stojna

Pri stojne postup prebieha obdobným postupom, s tým že sa líši stavba štruktúry kompozitu a tým pádom aj výsledná matica tuhosti laminátu a poddajnosti laminátu.

$$\begin{bmatrix} A & B \\ B & D \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 104437 & 17037 & 19215 & -12840 & 1891 & 1118 \\ 17037 & 53978 & 12170 & 1891 & 9058 & 2428 \\ 19215 & 12170 & 18884 & 1118 & 2428 & 1891 \\ -12840 & 1891 & 1118 & 7466 & 1579 & 1593 \\ 1891 & 9058 & 2428 & 1579 & 3247 & 1328 \\ 1118 & 2428 & 1891 & 1593 & 1328 & 1712 \end{bmatrix} \quad (14.26)$$

$$\begin{bmatrix} a & b \\ b & d \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1.830 & -0.199 & -1.686 & 4.058 & -0.095 & -2.750 \\ -0.199 & 4.087 & -1.359 & 0.365 & -12.600 & 5.273 \\ -1.686 & -1.359 & 8.284 & -3.228 & 2.085 & -4.732 \\ 4.058 & -0.095 & -2.750 & 26.126 & -5.708 & -19.475 \\ 0.365 & -12.600 & 5.273 & -5.708 & 85.918 & -45.726 \\ -3.228 & 2.085 & -4.732 & -19.475 & -45.726 & 111.517 \end{bmatrix} \quad (14.27)$$

Ekvivalentný Youngov modul:

$$E_{xs} = \frac{1}{ta_{11}} = 58\,737.7 \text{ MPa} \quad (14.28)$$

z toho je možné vypočítať celkovú axiálnu tuhosť pásnice ako:

$$AE_x = \sum A_i E_{xi} = 34\,213\,410 \text{ N} \quad (14.29)$$

kde efektívny Youngov modul získame ako:

$$\bar{E}_x = \frac{\sum A_i E_{xi}}{\sum A_i} = 94\,151.9 \text{ MPa} \quad (14.30)$$

Získané tuhosti je možné ďalej využívať k stanoveniu deformácií celej konštrukcie.

Ťah

Napätie materiálu pôsobiace na každú jednotlivú vrstvu nosníka je závislé od napätia pôsobiaceho na každý jednotlivý komponent nosníka. Keď je nosník vystavený čistému

napätíu, napätie pôsobiace na každý jednotlivý komponent je určené rozdelením efektívneho napätia medzi jednotlivé komponenty s ohľadom na relatívny Youngov modul. Napätie pôsobiace na každý jednotlivý komponent je vyjadrené ako výslednica napätia.

Napätie v pásnici:

$$\sigma_{xp} = \frac{T}{\sum A_i} \frac{E_{xp}}{E_x} = 6.02 \text{ MPa} \quad (14.31)$$

Napätie v stojne:

$$\sigma_{xs} = \frac{T}{\sum A_i} \frac{E_{xp}}{E_x} = 3.75 \text{ MPa} \quad (14.32)$$

Šmykové zaťaženie pásnice:

$$q_{pxT} = \sigma_{xp} t_p = 11.21 \frac{N}{mm} \quad (14.33)$$

Šmykové zaťaženie stojny:

$$q_{sxT} = \sigma_{xp} t_p = 5.59 \frac{N}{mm} \quad (14.33)$$

Ohyb

Výsledné napätie pôsobiace na každý jednotlivý komponent nosníka, keď je namáhaný na čistý ohyb sa určuje podobným spôsobom, ako keď je vystavený ťahu.

Ohybová tuhosť nosníka sa vypočíta ako:

$$E_x J_z = \sum E_{xi} J_{zi} = 26\,726\,495\,859 \text{ Nmm}^2 \quad (14.34)$$

z čoho bol určený kvadratický moment prierezu nosníka:

$$\bar{J}_z = \frac{\sum E_{xi} J_{zi}}{J_z} = 283\,865.6 \text{ mm}^4 \quad (14.35)$$

Napätie v pásnici:

$$\sigma_{xp} = \frac{M_z}{J_z} y \frac{E_x}{E_x} = 1906.9 \text{ MPa} \quad (14.36)$$

Napätie v stojne:

$$\sigma_{xs} = \frac{M_z}{J_z} y \frac{E_x}{E_x} = 1188.6 \text{ MPa} \quad (14.37)$$

Šmykové zaťaženie pásnice:

$$q_{pxO} = \sigma_{xp} t_p = 3551.16 \frac{N}{mm} \quad (14.38)$$

Šmykové zaťaženie stojny:

$$q_{sxO} = \sigma_{xp} t_p = 1770.73 \frac{N}{mm} \quad (14.39)$$

Šmyk

Napätia pôsobiace od čistého šmyku je opäť určené rozdelením efektívneho šmyku medzi jednotlivé komponenty s ohľadom na relatívny Youngov modul.

Šmykové zaťaženie pásnice:

$$q_{pT} = \frac{F_y}{J_z} \int_0^S t y ds \frac{E_x}{E_x} + q_{s=0} = 91.46 \frac{N}{mm} \quad (14.40)$$

Šmykové zaťaženie stojny:

$$q_{sT} = \frac{F_y}{J_z} \int_0^S t y ds \frac{E_x}{E_x} + q_{s=0} = 102.26 \frac{N}{mm} \quad (14.41)$$

Krut

Napätie pôsobiace od čistého krútenia je určené rozdelením efektívneho krútenia medzi jednotlivé komponenty vzhľadom na relatívny modul šmyku. Nosník sa považuje za uzatvorenú časť s tenkou stojnou.

Ekvivalentný modul šmyku pre pásnicu:

$$G_{pxy} = \frac{A_{66}}{t} = 9373 \text{ MPa} \quad (14.42)$$

Ekvivalentný modul šmyku pre stojnu:

$$G_{sxy} = \frac{A_{66}}{t} = 20305.8 \text{ MPa} \quad (14.43)$$

Tuhosť nosníku v krute je potrebné vypočítať pre uzatvorený prierez podľa:

$$G_{xy} J_x = \frac{4U^2}{\Sigma \left(\frac{b}{t G_{xy}} \right)_i} = 23\,774\,914\,863 \text{ mm}^4 \quad (14.44)$$

Rýchlosť skrútenia nosníku:

$$\vartheta = \frac{M_x}{G_{xy} J_x} = 7.08 \cdot 10^{-6} \frac{\text{rad}}{\text{mm}} \quad (14.45)$$

Konštanta tuhosti nosníku:

$$K = \frac{4U^2}{\Sigma \left(\frac{b}{t} \right)_i} = 354\,959.6 \text{ mm}^2 \quad (14.46)$$

Výsledný efektívny modul tuhosti pri krute:

$$\bar{G}_{xy} = \frac{M_x}{K \vartheta} = 66\,979.2 \text{ MPa} \quad (14.47)$$

Krutové zaťaženie pásnice a výsledný moment:

$$\tau_{pxy} = \pm G_{pxy} t \vartheta = 0.12 \text{ MPa} \quad (14.48)$$

$$m_{pxy} = \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} \tau_{xy} z dz = \frac{2(-\tau_{pxy \max} - \tau_{pxy \min})}{3t} \left(\frac{t}{2} \right)^3 = -0.058 \text{ N} \quad (14.49)$$

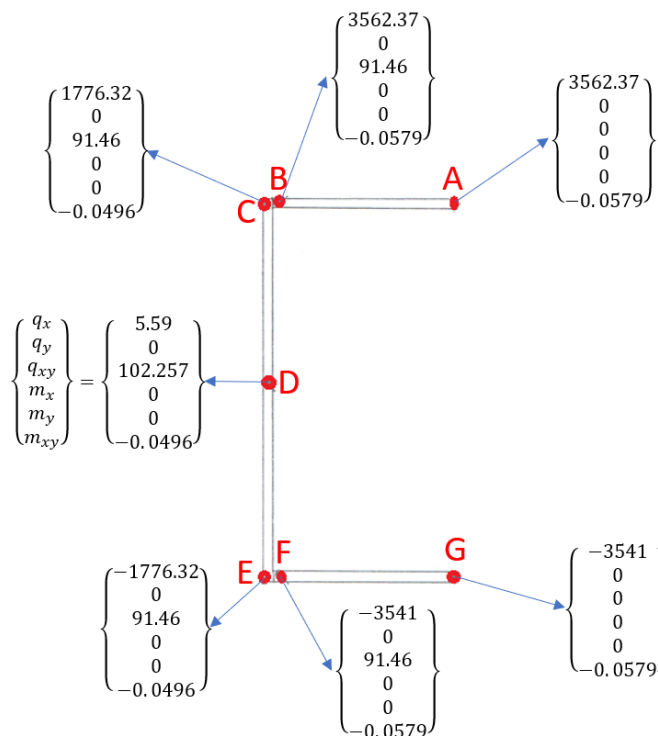
Krutové zaťaženie stojny a výsledný moment:

$$\tau_{sxy} = \pm G_{sxy} t \vartheta = 0.14 \text{ MPa} \quad (14.50)$$

$$m_{sxy} = \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} \tau_{xy} z dz = \frac{2(-\tau_{pxy_{max}} - \tau_{pxy_{min}})}{3t} \left(\frac{t}{2}\right)^3 = -0.049 \text{ N} \quad (14.51)$$

14.10.1. Výsledná kontrola bezpečnosti

V prípade symetrického prierezu nosníka stačí vyšetriť jednu polovicu nosníka. Na obrázku č. 14.10 sú zobrazené výsledné zaťaženia pre nosníky prierezu.



Obrázok 14.10: Výsledné zaťaženie nosníku. [Vlastné spracovanie]

Výsledná bezpečnosť bola vypočítaná pre miesta s najväčším zaťažením a to pre B a C a zároveň sa skontroluje pásnica a stojna.

Tabuľka 14.6: Výsledná bezpečnosť pre najzaťaženejšie body na priereze nosníkom.

Bezpečnosť		B			C		
Max. stress	RF1	4.54	>1		RF1	4.52	>1
	RF2	2.46	>1		RF2	2.45	>1
	RF3	2.27	>1		RF3	2.02	>1
Tsai-Hill	FI	0.67	<1		FI	0.31	<1
Tsai-Wo stress	FI	0.48	<1		FI	0.08	<1
Hoffman	FI	0.78	<1		FI	0.43	<1

S výsledkov je zrejmé, že zvolený materiál a stavba kompozitu vyhovuje početnému zaťaženiu.

14.10.2. Výsledné hodnoty pre rez B-B a C-C

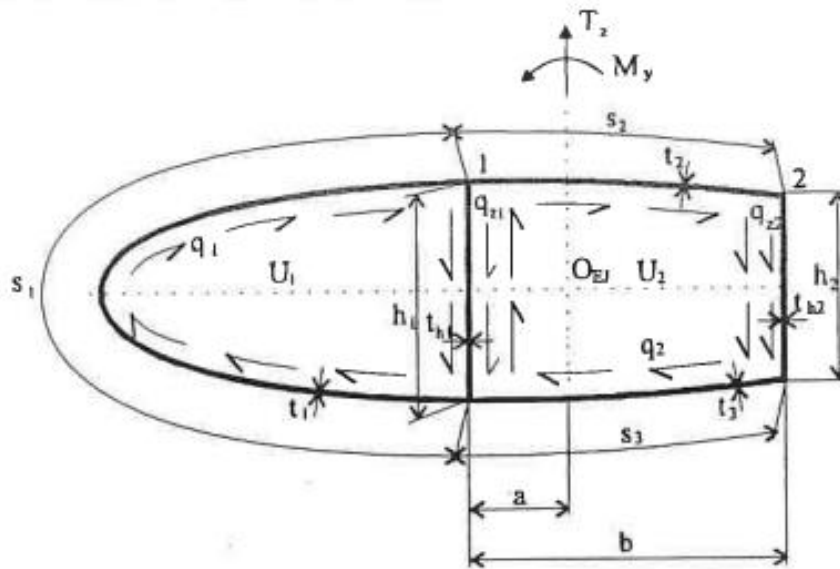
Tabuľka 14.7: Výsledné hodnoty pre rezy B-B a C-C.

	B-B			C-C		
Základ	E_{xp}	[MPa]	117106.915		58737.732	
	E_{xs}	[MPa]	58737.732		58737.732	
	AE_x	[N]	26159547.601		7633246.903	
	$\bar{E}_x$	[MPa]	79394.652		58737.732	
Ťah	σ_{xp}	[MPa]	8.471		7.374	
	σ_{xs}	[MPa]	4.249		7.374	
	q_{pxT}	[N/mm]	15.774		5.493	
	q_{sxT}	[N/mm]	3.956		5.493	
Ohyb	$E_x J_z$	[Nmm ²]	2.72E+10		2.75E+09	
	$\bar{J}_z$	[mm ⁴]	342363.443		46886.603	
	σ_{xp}	[MPa]	967.725		836.255	
	σ_{xs}	[MPa]	485.385		836.255	
Šmyk	q_{px0}	[N/mm]	1802.094		622.909	
	q_{sx0}	[N/mm]	451.941		622.909	
	q_{pT}	[N/mm]	62.199		26.854	
	q_{sT}	[N/mm]	99.649		46.288	
Krut	G_{sxy}	[MPa]	13746.166		20305.791	
	G_{pxy}	[MPa]	20305.791		20305.791	
	$G_{xy} J_x$	[mm ⁴]	1.77E+10		4.59E+09	
	ϑ	[rad/mm]	6.04E-06		1.40E-05	
	$\bar{K}$	[mm ²]	250079.340		60759.568	
	$\bar{G}_{xy}$	[MPa]	70928.306		75565.210	
	τ_{pxy}	[MPa]	0.155		0.212	
	τ_{sxy}	[MPa]	0.114		0.212	
	m_{pxy}	[N]	-0.089		-0.020	
	m_{sxy}	[N]	-0.016		-0.020	
Bezpečnosť	B			B		
Max. stress	RF1	2.89	>1	RF1	37	>1
	RF2	1.57	>1	RF2	20	>1
	RF3	9	>1	RF3	2.36	>1
Tsai-Hill Tsai-Wo stress Hoffman	FI	0.15	<1	FI	0.29	<1
	FI	0.18	<1	FI	0.12	<1
	FI	0.44	<1	FI	0.29	<1
	C			C		
Max. stress	RF1	13.86	>1	RF1	37	>1
	RF2	7.51	>1	RF2	20	>1
	RF3	1.11	>1	RF3	2.36	>1
Tsai-Hill Tsai-Wo stress Hoffman	RF4	0.84	<1	RF4	0.29	<1
	RF5	0.073	<1	RF5	0.12	<1
	RF6	0.86	<1	RF6	0.29	<1

14.11. Výpočet dvoj dutinovej konštrukcie

Poťah je navrhnutý z dvoch vrstiev uhlíkovej keprovej tkaniny s rovnakými vlastnosťami ako aj pri nosníku. Preto sa jeho celková hrúbka po rozpätí nemení a stačí skontrolovať dve kritické miesta na poťahu, pre jeho stabilitu. Geometrické charakteristiky dutiny boli získané pomocou programu CATIA V5.

14.11.1. Ohybovo elastická osa



Obrázok 14.11: Šmykové toky v dutinách krídla. [14]

Výpočet šmykových tokov bol založený na odhade polohy elastickej osi. Tá sa vypočíta ako:

$$x_{EO} = c + a \quad (14.52)$$

Kde poloha ohybovej elastickej osi je daná pomerom ohybových tuhostí nosníka EJ.

$$a = b \frac{J_P}{J_H + J_P} \quad (14.53)$$

kde:

J_P – kvadratický moment pomocného nosníka

J_H – kvadratický moment hlavného nosníka

Kde kvadratický moment hlavného a pomocného nosníka je vypočítaný ako:

$$J = \frac{A_H \cdot A_D}{A_H + A_D} h_e^2 \quad (14.54)$$

kde:

A_H – plocha hornej pásnice

A_D – plocha dolnej pásnice

A následne je možné vykonať prepočet krútiaceho momentu k elastickej osi:

$$M_{kEO} = M_k + T(x_{EO} - X_{AS}) = M_k + T(0.1c + a) \quad (14.55)$$

kde:

c – vzdialenosť hlavného nosníku od nabežnej hrany $c = x_1$

Tabuľka 14.8: Výsledné hodnoty pre elasticú os a prepočet krútiaceho momentu k elastickej osi.

z [m]	X_1 [mm]	X_2 [mm]	b [mm]	a [mm]	X_{oeo} [mm]	X_{AS} [mm]	M_{koe} [Nmm]
0.00	231.550	421.277	189.727	33.511	265.061	0.171	168477.505
0.27	224.732	410.158	185.426	33.327	258.059	0.166	160451.342
0.54	217.939	399.080	181.141	33.203	251.142	0.161	146132.870
0.80	211.248	388.168	176.920	32.070	243.318	0.157	127883.921
1.06	204.710	377.506	172.796	30.032	234.742	0.152	107130.134
1.31	198.324	367.092	168.768	32.048	230.372	0.147	130867.258
1.55	192.193	357.093	164.900	31.094	223.287	0.143	117838.734
1.78	186.316	347.509	161.193	30.153	216.469	0.139	104863.363
2.00	180.770	338.465	157.695	29.258	210.028	0.135	92215.707
2.20	175.555	329.960	154.405	35.672	211.227	0.131	90269.577
2.39	170.721	322.077	151.356	34.666	205.387	0.127	77121.464
2.57	166.294	314.858	148.564	33.713	200.007	0.124	64458.806
2.72	162.326	308.385	146.059	44.273	206.599	0.121	62852.007
2.86	158.840	302.701	143.861	43.246	202.086	0.119	49591.436
2.98	155.838	297.806	141.968	42.322	198.160	0.116	37223.544
3.07	153.345	293.740	140.395	41.511	194.856	0.115	25798.133
3.15	151.386	290.545	139.159	40.821	192.207	0.113	15755.431
3.21	149.987	288.263	138.276	40.269	190.256	0.112	7538.054
3.24	149.147	286.894	137.747	39.809	188.956	0.112	1961.324
3.25	148.868	286.438	137.570	39.682	188.550	0.111	0.000

Následne je možné určiť pomocou Bredtovho vzťahu šmykové toky od krútiaceho momentu v jednotlivých dutinách.

$$M_{kEO} = 2U_1q_1 + 2U_2q_2 \quad (14.56)$$

V dôsledku spojitosti konštrukcie musí byť skrut prvej dutiny rovnaký ako skrut druhej dutiny. Preto treba stanoviť podmienku, ktorá toto definuje:

$$\frac{1}{2U_1} \int_1 \frac{q_v ds}{Gt} = \frac{1}{2U_2} \int_2 \frac{q_v ds}{Gt} \quad (14.57)$$

kde výsledný šmykový tok v stojnách je daný ako:

$$q_H = q_{z1} + q_1 - q_2 \quad (14.58)$$

$$q_P = q_{z2} + q_2 \quad (14.59)$$

kde:

q_H – výsledný šmykový tok v hlavnej stojne nosníka

q_P – výsledný šmykový tok v pomocnej stojne nosníka

Veľkosť šmykových tokov nosníky prenesú v pomere ohybových tuhosti:

$$q_{z1} = \frac{T_z}{h_1} \frac{(b-a)}{b} \quad (14.61)$$

$$q_{z2} = \frac{T_z}{h_2} \frac{a}{b} \quad (14.62)$$

Podmienku je možné rozpísať do tvaru:

$$\frac{U_2}{U_1} \left[\frac{q_1 s_1}{G t_1} + \frac{(q_1 + q_{z1} - q_2) h_1}{G t_H} \right] = \frac{q_2 s_2}{G t_2} + \frac{q_3 s_3}{G t_3} + \frac{(q_2 + q_{z2}) h_2}{G t_P} + \frac{(q_2 - q_1 - q_{z1}) h_1}{G t_H} \quad (14.63)$$

kde:

U_2/U_1 – plocha zadnej/prednej dutiny

s_1 – obvod prednej dutiny

s_2 – dĺžka horného poťahu zadnej dutiny

s_3 – dĺžka dolného poťahu zadnej dutiny

$t_{1,2,3}$ – hrúbka poťahu

kde po úprave sa získa neznámy šmykový tok pre zadnú dutinu q_2 :

$$q_2 = \frac{\left(-\frac{U_1 h_{e2}}{t_p} q_p + \frac{M_k h_{e1}}{2 t_h} + \frac{U_1 h_{e1}}{t_h} q_h + \frac{U_2 s_1 M_k}{2 U_1 t_1} + \frac{U_2 h_{e1}}{t_h} q_h + \frac{U_2 h_{e1} M_k}{2 U_1 t_h} \right)}{\left(\frac{U_2^2 s_1}{U_1 t_1} + \frac{U_2^2 h_{e1}}{U_1 t_h} + \frac{U_2 h_{e1}}{t_h} + \frac{U_1 s_2}{t_2} + \frac{U_1 s_3}{t_3} + \frac{U_1 h_{e2}}{t_p} + \frac{U_1 h_{e1}}{t_h} + \frac{U_2 h_{e1}}{t_h} \right)} \quad (14.64)$$

kde:

$t_{h,p}$ – hrúbka stojny

Následne je možné vypočítať šmykový tok v prednej dutine:

$$q_1 = \frac{M_k - 2 U_2 q_2}{2 U_1} \quad (14.65)$$

14.11.2. Výsledná elastická osa

Výsledná elastická os je os, na ktorú keď pôsobí kolmá sila k ploche krídla, nastáva čistý ohyb. Ale ak by táto os pôsobila mimo elastickú os, dochádza k vzniku krutu. Polohu centra šmyku je možné vypočítať ako:

$$Tx_{cs} = 2U_1q_1 + 2U_2q_2 \quad (14.66)$$

následne z čoho je možné získať výslednú elastickú os:

$$x_{EO} = x_{OEO} + x_{CS} \quad (14.67)$$

Tabuľka 14.9: Výsledné hodnoty pre dvoj dutinovú konštrukciu.

z [m]	q _H [Nmm ⁻¹]	q _P [Nmm ⁻¹]	q ₁ [Nmm ⁻¹]	q ₂ [Nmm ⁻¹]	X _{eo} [mm]
0.00	29.718	7.906	2.83	3.92	334.731
0.27	30.511	8.202	2.87	3.95	325.355
0.54	30.901	8.405	2.77	3.82	314.278
0.80	30.625	8.272	2.55	3.58	300.826
1.06	29.659	7.807	2.22	3.25	285.459
1.31	28.222	8.316	3.05	4.05	296.208
1.55	27.107	7.951	2.92	3.88	287.014
1.78	25.748	7.514	2.75	3.68	278.077
2.00	24.137	7.007	2.56	3.44	269.610
2.20	20.954	8.064	2.80	3.41	276.411
2.39	18.998	7.269	2.52	3.08	268.571
2.57	16.865	6.413	2.21	2.72	261.080
2.72	13.040	7.391	2.42	2.61	277.508
2.86	10.804	6.086	1.99	2.16	271.131
2.98	8.465	4.739	1.54	1.68	265.587
3.07	6.113	3.402	1.10	1.21	260.611
3.15	3.870	2.142	0.69	0.76	256.422
3.21	1.928	1.061	0.34	0.37	252.452
3.24	0.542	0.296	0.09	0.10	246.816
3.25	0.000	0.000	0.00	0.00	246.816

14.12. Kontrola poťahu

Pri kontrole poťahu sa postupuje podľa teórie stability zaťažných dosiek šmykom. Keďže je hrúbka poťahu po celom rozpätí konštantná, stačí urobiť kontrolu na dvoch kritických miestach. Bezpečnosť poťahu bola vypočítaná pre prednú a zadnú dutinu v rezoch 1 a 6.

Ako prvé bolo potrebné stanoviť napätie v poťahu ako:

$$\tau_1 = \frac{q_1}{t_1} \quad (14.68)$$

$$\tau_2 = \frac{q_2}{t_2} \quad (14.69)$$

kde:

$\tau_{1,2}$ – napätie v potahu v prednej a zadnej dutine

Ďalej bolo potrebné stanoviť kritické napätie podľa teórie stabilný dosiek zaťažených smykom.

$$\tau_k = \kappa k_\tau E_w \left(\frac{t}{b}\right)^2 \quad (14.70)$$

kde:

κ – koeficient pre nesúmernosť skladby kompozitu, pre súmernú skladbu sa $\kappa = 3$

k_τ – koeficient určený z tabuľky č.3.2 v literatúre [14]

E_w – modul pružnosti kompozitu

b – výška skúmaného prvku

Keďže potah nie je obdĺžnikového tvaru, nie je tento postup možné použiť pre celé krídlo. Preto je z krídla vyňatá časť nad skúmaným rezom v obdĺžnikovej podobe, pre ktorý je vykonaná kontrola.

Tabuľka 14.10: Výsledné hodnoty pre pevnostnú kontrolu potahu.

Bezpečnosť potahu - 1 dutina					
rez	k	b/a	k_τ	τ_k	Bezpečnosť
1	3	0.864	7.700	11.355	1.494
6	3	0.823	7.500	15.076	1.840
Bezpečnosť potahu - 2 dutina					
rez	k	b/a	k_τ	τ_k	Bezpečnosť
1	3	0.708	6.700	14.341	1.361
6	3	0.700	6.700	19.156	1.761

Z tabuľky č.14.10 je vidieť, že navrhnutá stavba potahu vyhovuje vzniknutému napätiu.

14.13. Stanovenie výslednej hmotnosti krídla

V kapitole č.4 boli na základe postupu pre všeobecné letectvo stanovené predbežné teoretické hmotnosti. Na základe týchto hmotnosti sa ďalej pokračovalo vo výpočtoch. Po výpočtoch v predošlej kapitole bolo možné určiť presnejšie hmotnosti krídla.

Z literatúry [15] bola stanovená výsledná hustota kompozitového laminátu.

$$\rho_{lam} = 1536.286 \frac{kg}{m^3} \quad (14.71)$$

Pomocou programu CATIA V5 boli stanovené objemy častí konštrukcie krídla. Pre materiál na rebrá bola stanovená hustota na základe literatúry [7]:

$$\rho_{lam} = 1269 \frac{kg}{m^3} \quad (14.72)$$

Tabuľka 14.11: Výsledná hmotnosť krídla.

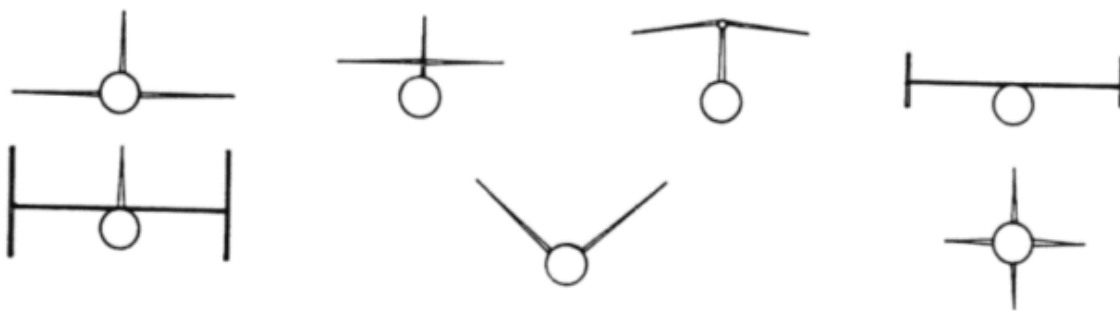
Komponent	Objem [m3]	Hmotnosť [kg]
Hlavný nosník	5.56E-04	0.854
Poťah	1.42E-03	2.179
Pomocný nosník	1.45E-04	0.223
Rebrá	6.68E-05	0.085
Spojovací nosník	2.55E-04	0.717
Výsledná hmotnosť		4.06

Pre porovnanie, teoretická hmotnosť vyšla 2,13 kg. To robí pri reálnejšom výpočte nárast o 90,61%.

15. CHVOSTOVÉ PLOCHY

Chvostové plochy zabezpečujú stranovú, pozdĺžnu stabilitu a riaditeľnosť letúna. Dnešné letectvo má typické usporiadanie zložené z vodorovnej (VOP) a zo zvislej chvostovej plochy (SOP). Vodorovná chvostová plocha sa skladá zo stabilizátora a výškového kormidla, ktoré zabezpečujú ustálený let. Zvislá chvostová plocha sa skladá z kýlovej plochy a smerového kormidla, ktoré zabezpečujú smerovú stabilitu.

Pre konštrukciu chvostových plôch existuje viacero možných konfigurácií, kde každá má svoje výhody a nevýhody. Na obrázku č.15.1 je možné vidieť možné konfigurácie chvostových plôch.



Obrázok 15.1: Možné usporiadanie chvostovej časti letúna. [1]

V nasledujúcej kapitole budú zhrnuté dvojtrupové typy možných konfigurácií, ktoré by bolo možné použiť v našom prípade. Keďže sa jedná o letún v tlačenej konfigurácii, je možné zvažovať chvostové plochy s dvojtrupovou konštrukciou. Na obrázku č.15.2 sú 3 najpoužívanejšie typy chvostových plôch pre dvojtrupovú konfiguráciu letúna.



Obrázok 15.2: Najpoužívanejšie typy chvostových konfigurácií: U-chvost, obrátený U-chvost a A-chvost. [1]

- **A-chvost** – je to varianta obráteného V-chvostu. Konfigurácia sa hlavne používa u UAV prostriedkov ako je napr. AAI RQ-7 Shadow.
- **Obrátený U-chvost** – jedná sa o konfiguráciu, kde je vodorovná chvostová plocha umiestnená na vrchu zvislej chvostovej plochy. Na vrtuľových lietadlách je umiestnenie VOP mimo oplachu vrtule, čo má za následok zníženie jeho odporu, ale taktiež eliminuje zosilnenie oplachu vrtule nad ním.

- **U-chvost** – jedná sa o konfiguráciu, kde VOP je umiestnená v ose ramien dvojtrupovej konfigurácie. Toto umiestnenie má za následok, že VOP je priamo v úplave krídla a tým zvyšuje odpor.

V návrhu bola zvolená konfigurácia U-chvostu z dôvodu jej najjednoduchšej konštrukcie z ostatných možností.

15.1. Hlavný nosník VOP

Ako aj pri hlavnej nosnej sústave, tak aj chvostové plochy sú kompozitovej konštrukcie. Hlavný nosník VOP je umiestnený v najväčšej hrúbke profilu, čo je v 30% hĺbke profilu. Nosník je jednoduchej konštrukcie v tvare C. Materiál a jeho skladba je podobná ako pri hlavnom nosníku v kapitole č. 14.1.1.

15.2. Pomocný nosník VOP

V prípade pomocného nosníka je to podobné ako pri pomocnom nosníku v hlavnej nosnej sústave. Pomocný nosník je určený hlavne k vystuženiu miesta pri výškovom kormidle. Pomocný nosník chvostovej plochy bude koncipovaný podobne ako pomocný nosník v kapitole č.14.2.1.

15.3. Rebrá VOP

V prípade rebier budú dve hlavné rebra na koncoch krídla a jedno hlavné rebro v osi symetrie. Toto rebro má zaistiť uchytenie servomotora pre výškové kormidlo. Materiálové vlastnosti a skladba bude podobná ako v kapitole č. 14.3.

15.4. Poťah

Pri návrhu potahu je postup rovnaký ako pri potahu u hlavnej nosnej plochy. Poťah pre VOP aj SOP bude vyrobený vákuovým kontaktným tvarovaním do presnej formy a zalaminovaný dokopy. Skladba potahu bude $[\pm 45^\circ]$. Postup výroby bude podobný ako v kapitole č. 14.6.

15.5. Výpočet zaťaženia

Pri výpočte zaťaženia sa postupuje podľa letovej obálky vypočítanej v kapitole č.5. Na základe získaných údajov môžeme vypočítať vyvažovacie sily na VOP a zaťaženie pri manévri a poryve. Výsledné maximálne hodnoty budú použité pre výpočet posúvajúcich, ohybových a krútiacich momentov pôsobiacich na chvostové plochy a trup letúna.

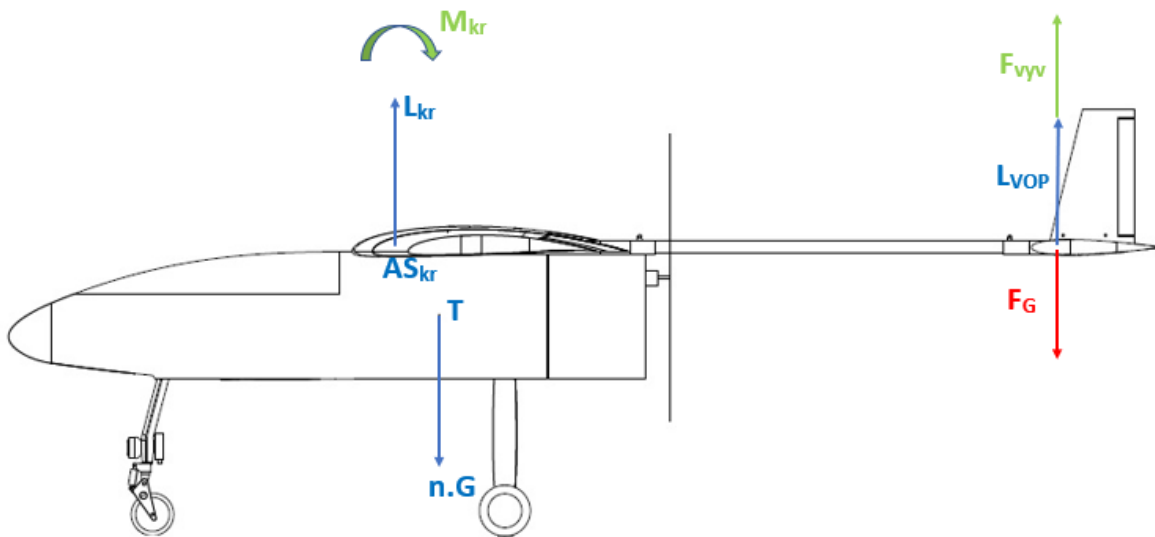
Postup výpočtu zaťaženia sa odvoláva na predpis CS-VLA 391.

15.5.1. Vyvažovacie zat'azenie

CS-VLA 421 (a), (b):

(a) A horizontal tail balancing load is a load necessary to maintain equilibrium in any specified flight condition with no pitching acceleration.

(b) Horizontal tail surfaces must be designed for the balancing loads occurring at any point on the limit maneuvering envelope and in the flap, conditions specified in CS-VLA 345. The distribution in figure B6 of Appendix B may be used.



Obrázok 15.3: Vyvažovacie sily pôsobiace na letún. [Vlastné spracovanie]

kde vyvažovacia sila je získaná ako:

$$F_{VOP} = \frac{n \cdot m \cdot g \cdot (\bar{x}_T - \bar{x}_A) \cdot c_{SAT} + \frac{1}{2} c_{m0} \cdot c_{SAT} \cdot \rho \cdot S \cdot v^2}{l_{VOP0.25}} \quad (15.1)$$

kde:

c_{m0} – súčiniteľ klopivého momentu letúna pri nulovom vztlaku letúna.

$l_{VOP0.25}$ – vypočítaná hodnota v kapitole č.8.

Sila od hmotnosti VOP:

$$F_{VOP,G} = n \cdot m_{VOP} \cdot g \quad (15.2)$$

a celková vyvažovacia sila VOP je získaná ako:

$$F_{VOP,vyvazovaca} = F_{VOP} - F_{VOP,G} \quad (15.3)$$

Tabuľka 14.1: Výsledne vyvažovacie zaťaženie VOP.

Konfigurácia	Vyvažovacie zaťaženie				F_{VOP}	$F_{VOP,G}$	$F_{VOP,vyvažoacia}$
	V	n	m	x_t			
	[km/h]	[1]	[kg]	[%]	[N]	[N]	[N]
Symetricky A	92.215	3.800	62.000	0.296	20.114	82.828	-62.714
Symetricky D	138.963	3.800	62.000	0.296	18.969	82.828	-63.858
Symetricky D0	138.963	0.000	62.000	0.296	-2.045	0.000	-2.045
Symetricky G	64.776	-1.500	62.000	0.296	-8.740	-32.695	23.955
Klapkový F	70.000	2.000	62.000	0.296	10.541	43.593	-33.052
Maximálny poryv pri Vc	111.170	3.972	62.000	0.296	20.659	86.585	-65.926
Minimálny poryv pri Vc	111.170	-1.972	62.000	0.296	-12.217	-42.992	30.775
Maximálny poryv pri Vd	138.963	2.858	62.000	0.296	13.758	62.289	-48.531
Minimálny poryv pri Vd	138.963	-0.858	62.000	0.296	-6.789	-18.696	11.907
Klonenie pri Va	92.215	2.533	62.000	0.296	13.109	55.218	-42.109
Klonenie pri Vc	111.170	2.533	62.000	0.296	12.701	55.218	-42.518
Klonenie pri Vd	138.963	2.533	62.000	0.296	11.964	55.218	-43.254

15.5.2. Zaťaženie pri manévroch

CS-VLA 423 (a), (b):

Each horizontal tail surface must be designed for maneuvering loads imposed by one of the following conditions (a) plus (b):

(a) A sudden deflection of the elevator control, at VA, to (1) the maximum upward deflection, and (2) the maximum downward deflection, as limited by the control stops, or pilot effort, whichever is critical. The average loading of B11 of Appendix B and the distribution in figure B7 of Appendix B may be used.

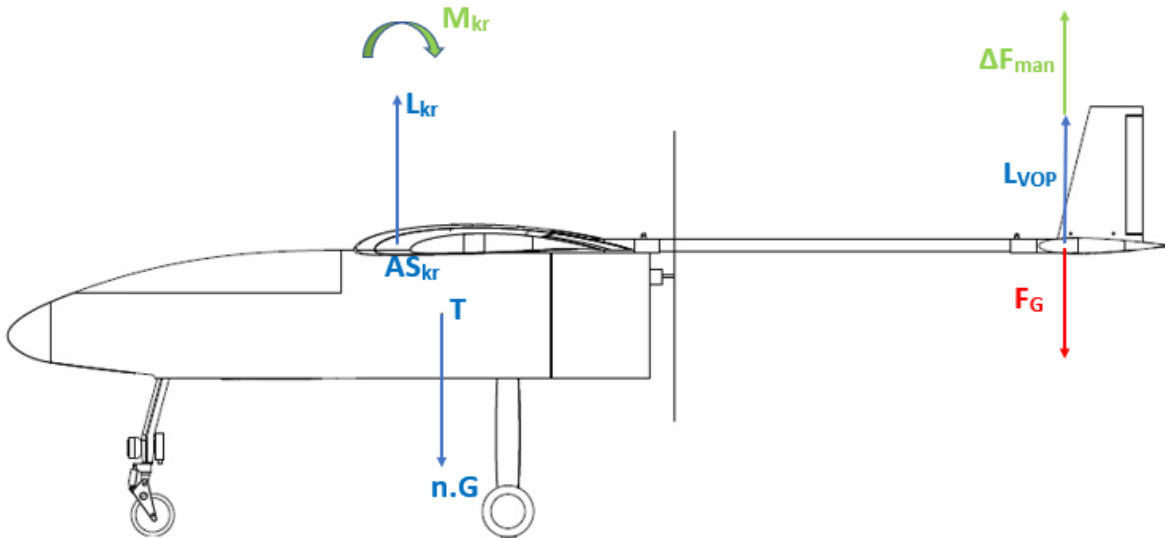
(b) A sudden upward deflection of the elevator, at speeds above VA, followed by a downward deflection of the elevator, resulting in the following combinations of normal and angular acceleration:

Condition	Normal acceleration (n)	Angular acceleration (radian/sec ²)
Down load	1.0	$+\frac{20.1}{V} n_m (n_m - 1.5)$
Up load	n_m	$-\frac{20.1}{V} n_m (n_m - 1.5)$

where –

(1) n_m = positive limit maneuvering load factor used in the design of the aeroplane; and

(2) V = initial speed in m/s.



Obrázok 15.4: Zaťaženie letúna pri manévroch. [Vlastné spracovanie]

Pri výpočte je možné predpokladať:

- Letún je na počiatku vo vodorovnom lete, jeho poloha a rýchlosť sa nemenia.
- Zaťaženie je vyvážené zotrvačnými silami.

Kde prírastok je získaný ako:

$$\Delta F_{man} = \Delta n \cdot m \cdot g \left[\frac{x_{CG}}{l_{VOP}} - \frac{S_{VOP}}{S_{kr}} \frac{a_{VOP}}{a_{kr}} \left(1 - \frac{\delta \varepsilon}{\delta \alpha} \right) - \frac{\rho_0}{2} \left(\frac{a_{VOP} \cdot S_{VOP} \cdot l_{VOP}}{m} \right) \right] \quad (15.4)$$

kde:

$\left(1 - \frac{\delta \varepsilon}{\delta \alpha} \right)$ – derivácia zrazového uhlu podľa uhlu nábehu, ktorá bola vypočítaná v kapitole č.8

l_{VOP} – rameno chvostových plôch

Uhlové zrýchlenie pre rýchlosť v_D je dané predpisom, pre rýchlosť v_C je vypočítaný ako:

$$\varepsilon = \frac{l_{VOP}}{J_y} \Delta F_{man} \quad (15.5)$$

kde:

$$J_y = m \cdot i_y^2 = m(0.18 \cdot L_{tr})^2$$

Sila spôsobená rotačným zrýchlením:

$$\Delta F_{set} = \varepsilon \cdot m_{VOP} \cdot l_{VOP} \quad (15.6)$$

A celkové výsledné zaťaženie je získané ako:

$$F_{celk.man} = \Delta F_{man} + \Delta F_{set} + F_{vyv} \quad (15.7)$$

Tabuľka 15.2: Výsledné hodnoty pre zaťaženie od manévra.

		Zaťaženie pri obratoch								
	Δn	δVOP	x_t [1]	L_{vop} [m]	x_{cg} [%]	ϵ [rad/s ²]	F_{vyv} [N]	F_{set} [N]	ΔF_{man} [N]	$F_{celkovy,man}$ [N]
Va	2.8	hore	0.296	1.454	-0.046	4.295	20.114	13.878	-956.463	-922.470
		dole	0.296	1.454	-0.046					
	-3	hore	0.296	1.454	-0.046	-4.295	20.114	-13.878	956.463	962.698
		dole	0.296	1.454	-0.046					
	2.53	hore	0.296	1.454	-0.046	3.886	20.114	12.557	-865.371	-832.701
		dole	0.296	1.454	-0.046					
	-2.53	hore	0.296	1.454	-0.046	-3.886	20.114	-12.557	865.371	872.928
		dole	0.296	1.454	-0.046					
Vd	2.8	hore	0.296	1.454	-0.046	2.850	18.969	9.210	-956.463	-928.284
		dole	0.296	1.454	-0.046					
	-3	hore	0.296	1.454	-0.046	-2.850	18.969	-9.210	956.463	966.222
		dole	0.296	1.454	-0.046					
	2	hore	0.296	1.454	-0.046	2.036	18.969	6.578	-683.188	-657.640
		dole	0.296	1.454	-0.046					
	-2	hore	0.296	1.454	-0.046	-2.036	18.969	-6.578	683.188	695.579
		dole	0.296	1.454	-0.046					

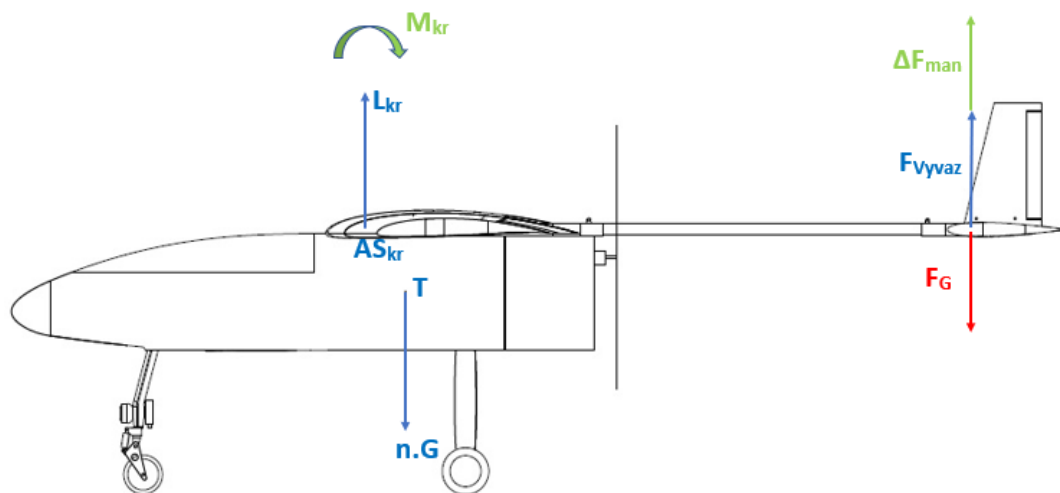
15.5.3. Zaťaženie pri poryve

CS-VLA 425 (a):

(a) Each horizontal tail surface must be designed for loads resulting from -

- (1) Gust velocities specified in CS-VLA 333(c) with flaps retracted; and
- (2) Positive and negative gusts of 7.62 m/s nominal intensity at VF corresponding to the flight conditions specified in CS-VLA 345(a)(2).

Výsledné zaťaženie je stanovené na základe podmienky CS-VLA 425 (a). Ako prvé je stanovené vyvažovacie zaťaženie pre ustálený let pri v_C , v_D a v_F . Tieto hodnoty boli stanovené v kapitole č.15.5.1.



Obrázok 15.5: Zaťaženie letúna pri poryve. [Vlastné spracovanie]

Tabuľka 14.3: Vyvažovacie sily pre ustálený let letúna.

Zaťaženie od poryvu n=1						
	V	m	x _t	F _{VOP}	F _{VOP,G}	F _{VOP,vyvažovacia}
	[km/h]	[kg]	[%]	[N]	[N]	[N]
V _C	111.170	62.000	0.296	20.659	86.585	107.244
V _D	138.963	62.000	0.296	13.758	62.289	76.048
V _F	111.170	62.000	0.296	20.659	86.585	107.244

Z predpisu CS-VLA 443 je daný vzorec pre výpočet zaťaženia od poryvu ako:

$$\Delta L_{VOP} = \frac{K_{gt} \cdot U_{de} \cdot v \cdot a_{VOP} \cdot S_{VOP}}{16.3} \quad (15.8)$$

kde:

K_{gt} – zmierňujúci súčiniteľ poryvu vypočítaný v kapitole č.5

U_{de} – predpísaná rýchlosť poryvu v m/s

Uhlové zrýchlenie je vypočítané ako:

$$\varepsilon_y = \frac{\Delta L_{VOP} \cdot l_{VOP}}{J_y} \quad (15.9)$$

Zotrvačné zrýchlenie je určené ako:

$$a_{s,vop} = \frac{\Delta L_{VOP}}{m} \quad (15.10)$$

z čoho je možné určiť zotrvačnú silu od poryvu ako:

$$F_{por,setrvacny} = m_{VOP}(a_{s,vop} \cdot l_{VOP}) \quad (15.11)$$

Kde celkové zaťaženie VOP v dôsledku pôsobenia poryvu je získané ako súčet výsledných síl:

$$F_{por} = \Delta L_{VOP} + F_{vyv} \pm F_{por,setrvacny} \quad (15.12)$$

Výsledné hodnoty pre zaťaženie od poryvu sú zobrazené v tabuľke č.15.4.

Tabuľka 15.4: Výsledné zaťaženie od poryvu.

	V	x _t	L _{vop}	U	ΔL _{vop}	ε	a _{svop}	F _{por,set}	F _{vyv}	F _{por+}	F _{por-}
	[km/h]	[%]	[m]	[m/s]	[-]	[rad/s ²]	[-]	[N]	[N]	[N]	[N]
V _c	111.170	0.296	1.454	15.240	17.803	5.728	0.287	0.928	-65.926	47.195	49.051
V _d	138.963	0.296	1.454	7.620	11.127	3.580	0.179	0.580	-48.531	36.824	37.984
V _f	111.170	0.296	1.454	7.620	8.902	2.864	0.144	0.464	-65.926	56.561	57.488

15.5.4. Nesymetrické zaťaženie

CS-VLA 427 (a), (b):

- (a) Horizontal tail surfaces and their supporting structure must be designed for unsymmetrical loads arising from yawing and slipstream effects, in combination with the loads prescribed for the flight conditions set forth in CS-VLA 421 to 425.
- (b) In the absence of more rational data for aeroplanes that are conventional in regard to location of the engine, wings, tail surfaces, and fuselage shape -
- (1) 100% of the maximum loading from the symmetrical flight conditions may be assumed on the surface on one side of the plane of symmetry; and
 - (2) The following percentage of that loading must be applied to the opposite side: $\% = 100 - 10(n - 1)$, where n is the specified positive maneuvering load factor, but this value may not be more than 80%.

Na základe predpisu bolo stanovené, že maximálne nesymetrické zaťaženie, ktoré pôsobí na VOP sa získa ako:

$$F_{max,VOP} = 966.22 \text{ N} \quad (15.13)$$

kde podľa odstavcu (b) sekcie 2, vyplýva že zaťaženie na opačnej strane je určené ako:

$$n_{sym} = (100 - 10(n - 1)) = 72\% \quad (15.14)$$

a získa sa výsledné nesymetrické zaťaženie:

$$F_{max,VOP} = F_{max,VOP} 0.72 = 695.68 \text{ N} \quad (15.15)$$

15.5.5. Výsledné prípady zaťaženia

Tabuľka 15.5: Rozhodujúce prípady zaťaženia.

Výsledné prípady zaťaženia			
Manéver v_D	F_{man}	966.222	[N]
Poryv v_D	F_{por}	-37.984	[N]
Poryv v_F	F_{por}	-57.488	[N]

Na základe tabuľky č.15.5 sa postupuje ďalej pri návrhu konštrukcie VOP.

15.6. Priebeh zaťaženia po rozpätí VOP

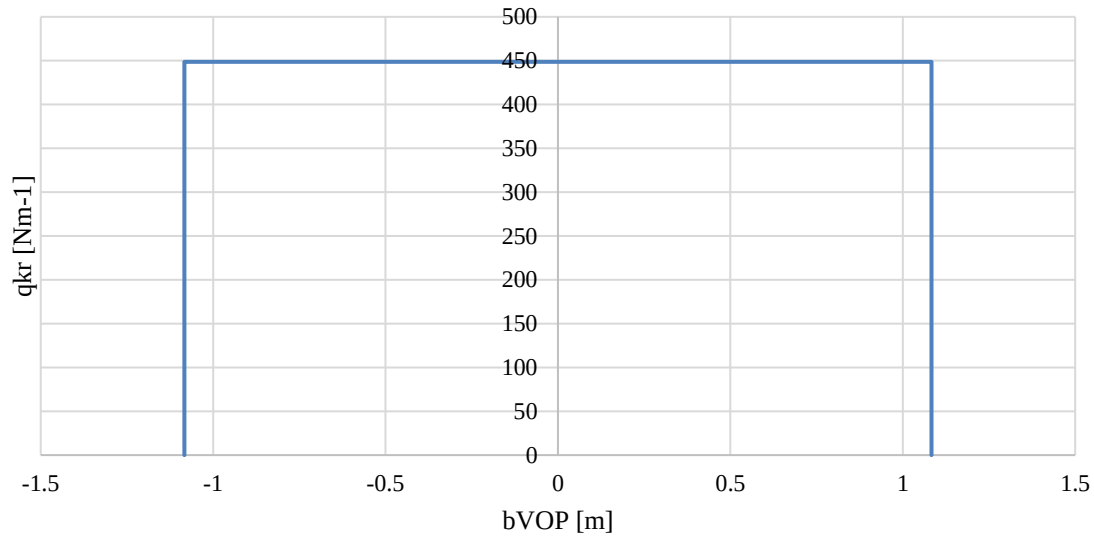
Najväčšie zaťaženie vzniká podľa tabuľky č.15.5 pri manévri v_D . Preto s týmto zaťažením bude počítané nasledujúce rozloženie po rozpätí.

Výsledné zaťaženie krídla po rozpätí je získané ako:

$$w_{vop} = \frac{F_{max,VOP}}{S_{VOP}} = 1467 \frac{\text{N}}{\text{m}} \quad (15.16)$$

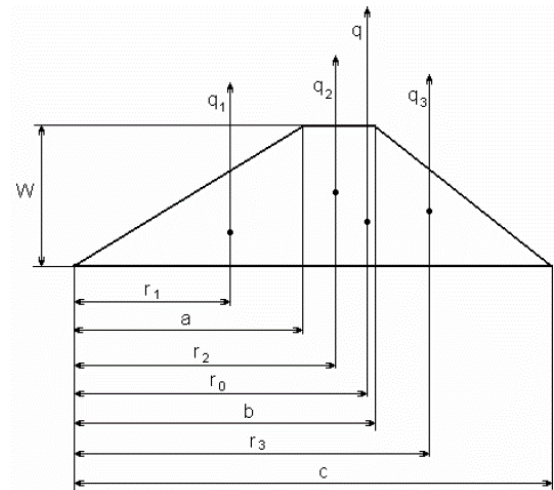
kde líniové zaťaženie pre koreňový rez a koncový rez budú rovnaké, z dôvodu konštantnej hĺbky profilu.

$$q_{kr} = q_{ko} = w_{vop} c_r = 445,95 \frac{N}{m} \quad (15.17)$$



Graf 15.1: Výsledné rozloženie zaťaženia po rozpätí VOP.

15.6.1. Rozloženie zaťaženia po hĺbke VOP pri manévri



Obrázok 15.6: Rozloženie zaťaženia po hĺbke VOP. [3]

$$q_1 = \frac{1}{2} w_{vop} a = 66.898 \frac{N}{m} \quad (15.18)$$

$$q_2 = w_{vop} (b - a) = 178.396 \frac{N}{m} \quad (15.19)$$

$$q_3 = \frac{1}{2} w_{vop} (c_{kr} - b) = 66.898 \frac{N}{m} \quad (15.20)$$

Kde výsledné líniové zaťaženie je získané ako:

$$q_{celk} = q_1 + q_2 + q_3 = 312.193 \frac{N}{m} \quad (15.21)$$

Ramená pôsobiacich síl sú vypočítané ako:

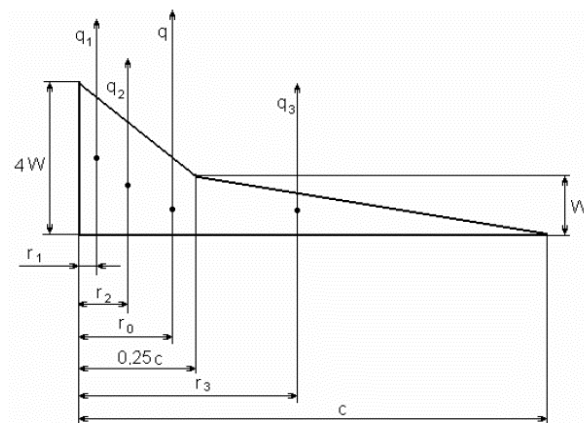
$$r_1 = \frac{2}{3}a = \mathbf{0.061\ m} \quad (15.22)$$

$$r_2 = a + \frac{b-a}{2} = \mathbf{0.152\ m} \quad (15.23)$$

$$r_3 = b + \frac{c-a}{3} = \mathbf{0.243\ m} \quad (15.24)$$

$$r_0 = \frac{r_1 q_1 + r_2 q_2 + r_3 q_3}{q_{celk}} = \mathbf{0.152\ m} \quad (15.25)$$

15.6.2. Rozloženie zaťaženia po hĺbke VOP pri poryve



Obrázok 15.7: Rozloženie zaťaženia po hĺbke VOP. [3]

$$q_1 = 0.375w_{vop}c_{kr} = \mathbf{167.246 \frac{N}{m}} \quad (15.26)$$

$$q_2 = 0.25w_{vop}c_{kr} = \mathbf{111.497 \frac{N}{m}} \quad (15.27)$$

$$q_3 = 0.375w_{vop}c_{kr} = \mathbf{167.246 \frac{N}{m}} \quad (15.28)$$

Kde výsledné líniové zaťaženie je získané ako:

$$q_{celk} = q_1 + q_2 + q_3 = \mathbf{445.990 \frac{N}{m}} \quad (15.29)$$

Ramená pôsobiacich síl sú vypočítané ako:

$$r_1 = 0.083c_{kr} = \mathbf{0.025\ m} \quad (15.30)$$

$$r_2 = 0.125c_{kr} = \mathbf{0.038\ m} \quad (15.31)$$

$$r_3 = 0.5c_{kr} = \mathbf{0.152\ m} \quad (15.32)$$

$$r_0 = \frac{r_1 q_1 + r_2 q_2 + r_3 q_3}{q_{celk}} = \mathbf{0.076\ m} \quad (15.33)$$

15.6.3. Rozloženie posúvajúcej sily, ohybového a krútiaceho momentu

Výsledná posúvajúca sila je vypočítaná ako:

$$T(z) = \int_0^{l_{VOP}/2} q(z) dz \quad (15.34)$$

Ohybový moment je určený ako:

$$M_o(z) = \int_0^{l_{VOP}/2} T(z) dz \quad (15.35)$$

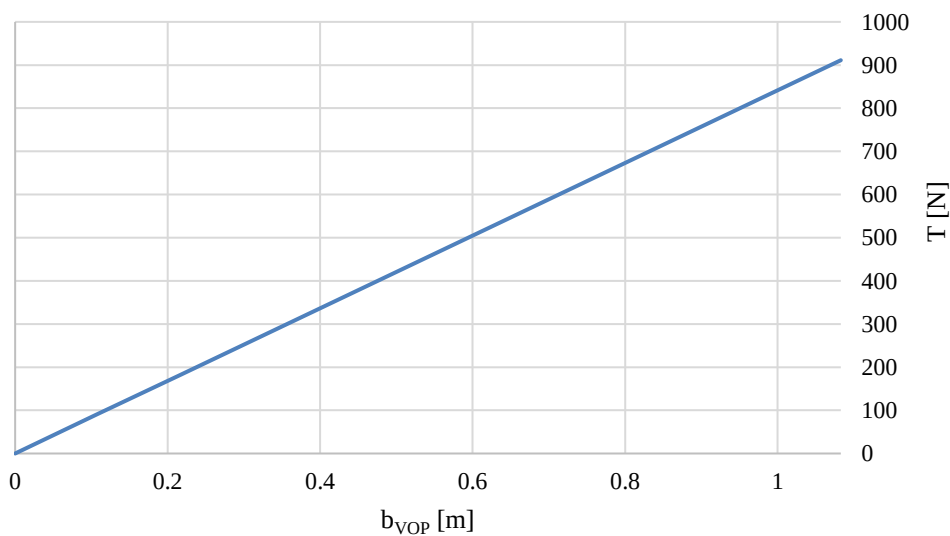
a výsledný krútiaci moment je určený ako:

$$M_k(z) = \int_0^{l_{VOP}/2} q(z)r(y) dz \quad (15.36)$$

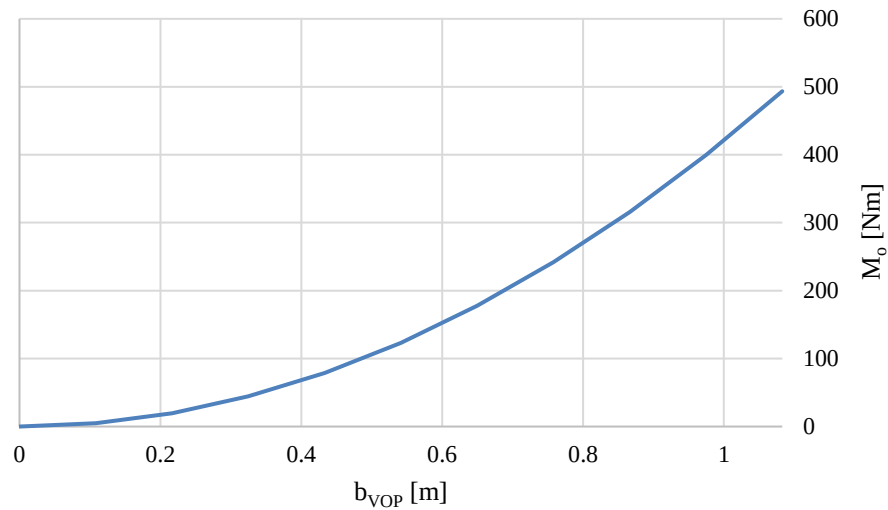
Výsledné hodnoty boli vynásobené súčiniteľom bezpečnosti z kapitoly č.14.7.2.

Tabuľka 15.6: Početné zaťaženie po rozpätí VOP.

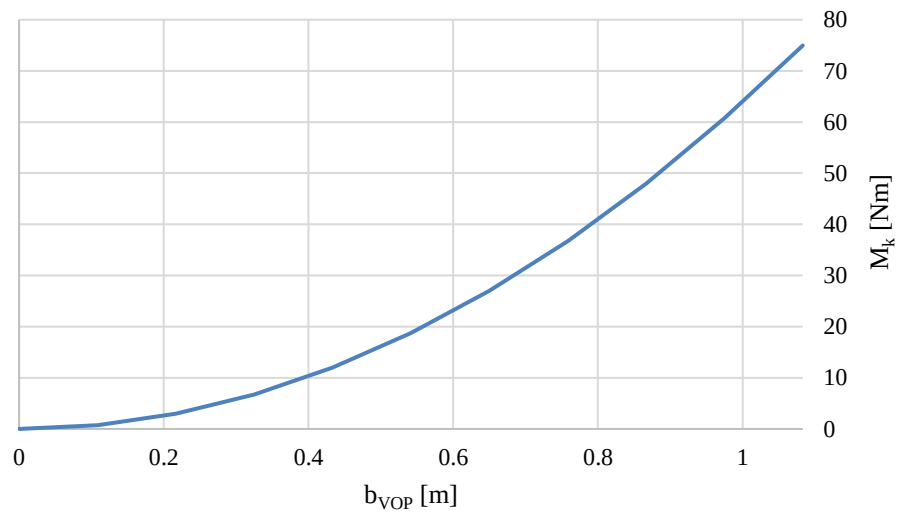
Rez [m]	T [N]	Mo [Nm]	Mk [Nm]
1.083	905.6385	490.4032	74.50402
0.9747	815.0746	397.2266	60.34826
0.8664	724.5108	313.8581	47.68257
0.7581	633.9469	240.2976	36.50697
0.6498	543.3831	176.5452	26.82145
0.5415	452.8192	122.6008	18.62601
0.4332	362.2554	78.46452	11.92064
0.3249	271.6915	44.13629	6.705362
0.2166	181.1277	19.61613	2.980161
0.1083	90.56385	4.904032	0.74504
0	0	0	0



Graf 15.2: Krivka výslednej posúvajúcej sily.



Graf 15.3: Krivka ohybového momentu po rozpätí VOP.



Graf 15.4: Výsledná krivka pre krútiaci moment po rozpätí VOP.

Z grafov vyplýva, že najzaťaženejšia časť chvostovej plochy bude stabilizátor VOP, preto bude v nasledujúcej kapitole rozoberaný hlavne hlavný nosník s potťahom.

15.7. Konštrukcia VOP

V nasledujúcej kapitole je rozobraný návrh a dimenzovanie konštrukcie VOP. Cieľom bolo vytvoriť návrh konštrukcie, ktorý je jednoduchý na výrobu, s nízkou hmotnosťou a zároveň dokáže prenášať výsledné zaťaženie.

V prípade výpočtu pevnosti nosníku je počítaný iba hlavný nosník a to z dôvodu, že pomocný nosník je určený iba na spevnenie potťahu pri výškovom kormidle.

15.7.1. Zaťaženie v kontrolných rezoch

Krídlo bolo rozdelené na 3 rezy, pre ktoré sa vykonali pevnostné overenia. Na obrázku č. 15.7 sú zobrazené rezy. Rez A-A, B-B a C-C sú hlavné kontrolné rezy.

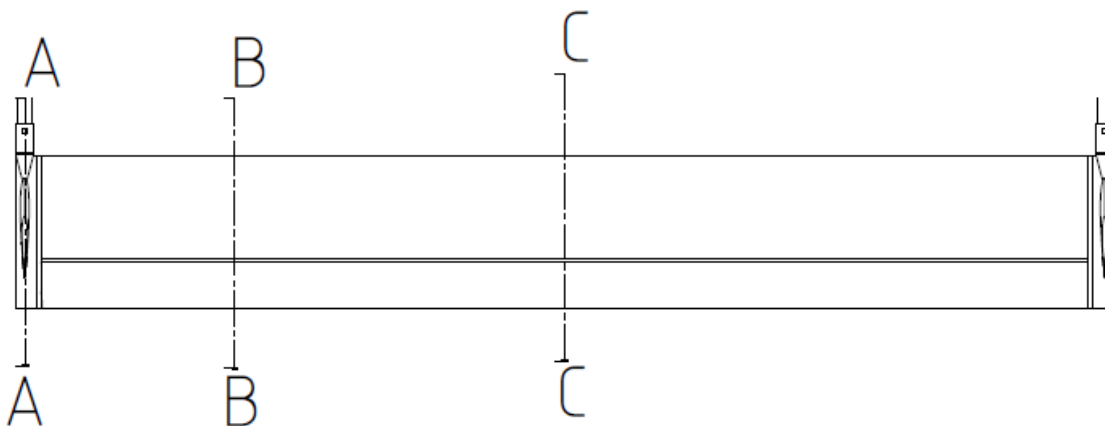
1. Rez A-A – jedná sa o rez v koreňovom profile krídla. Nachádza sa tu uchytenie VOP k ramenu a zároveň najväčšie zaťaženie.
2. Rez B-B – nachádza sa v tretine rozpätia VOP.
3. Rez C-C – posledný hlavný rez, ktorý sa nachádza v osi symetrie VOP, v mieste s najväčším prehnutím.

Výpočet postupuje rovnakým spôsobom ako bol výpočet pre hlavný nosník, preto v nasledujúcej kapitole budú zhrnuté iba výsledky.

15.8. Výpočet hlavného nosníku

Tabuľka 15.7: Počiatočné hodnoty pre kontrolné rezy.

Rezy		A-A	B-B	C-C
t_{stojna}	[mm]	1.862	1.862	0.745
$t_{\text{pásnica}}$	[mm]	1.862	1.862	0.745
b_{pasnica}	[mm]	35.000	35.000	35.000
h_e	[mm]	35.069	35.069	35.069
A_s	[mm ²]	65.305	65.305	26.122
A_p	[mm ²]	65.177	65.177	26.071
A_{celkovo}	[mm ²]	195.659	195.659	78.264
T	[N]	1009.787	706.851	100.979
M_o	[Nm]	490.403	128.159	2.615
M_k	[Nm]	64.086	49.231	2.832



Obrázok 15.8: Hlavné kontrolné rezy VOP. [Vlastné spracovanie]

Tabuľka 15.8: Výsledné zaťaženie a pevnostná kontrola hlavného nosníka.

			A-A		B-B		C-C	
Základ	E_{xp}	[MPa]	73194.26164		70736.2707		70736.2707	
	E_{xs}	[MPa]	73194.26164		70736.2707		70736.2707	
	AE_x	[N]	1.57E+07		1.11E+07		1.11E+07	
	$\overline{E}_x$	[MPa]	7.32E+04		7.07E+04		7.07E+04	
Ťah	σ_{xp}	[MPa]	4.712441227		3.612665588		3.226	
	σ_{xs}	[MPa]	4.712441227		3.612665588		3.226	
	q_{pxT}	[N/mm]	8.775495767		6.72749644		4.805	
	q_{sxT}	[N/mm]	8.775495767		6.72749644		4.805	
Ohyb	$E_x J_z$	[Nmm ²]	3845593052		2.65E+09		2.65E+09	
	$\overline{J}_z$	[mm ⁴]	52539.54294		3.74E+04		3.74E+04	
	σ_{xp}	[MPa]	163.6662797		48.00800655		30.626	
	σ_{xs}	[MPa]	163.6662797		48.00800655		30.626	
	q_{pxO}	[N/mm]	304.7789193		89.40038464		45.626	
	q_{sxO}	[N/mm]	304.7789193		89.40038464		45.626	
	q_{pT}	[N/mm]	31238.49815		26865.415		26865.415	
	q_{sT}	[N/mm]	31238.49815		26865.415		26865.415	
Krut			7.74E+06		3.11E+06		3.11E+06	
	G_{sxy}	[MPa]	0.008282458		0.009593452		7.12E-03	
	G_{pxy}	[MPa]	250000.8702		160631.687		160631.687	
	$G_{xy} J_x$	[mm ⁴]	3736.83		2664.09		2719.266	
	ϑ	[rad/mm]	481.8092184		405.3547544		285.049	
	K	[mm ²]	481.8092184		405.3547544		285.049	
	$\overline{G}_{xy}$	[MPa]	-278.467992		-234.2801263		-105.439	
	τ_{pxy}	[MPa]	-278.467992		-234.2801263		-105.439	
	τ_{sxy}	[MPa]						
Bezpečnosť	B		B		B		B	
Max. stress	RF1	3.4	>1	RF1	3.96	>1	RF1	15.75 >1
	RF2	1.84	>1	RF2	2.15	>1	RF2	8.53 >1
	RF3	1.35	>1	RF3	1.67	>1	RF3	1.46 >1
Tsai-Hill	FI	0.67	<1	FI	0.43	<1	FI	0.52 <1
Tsai-Wo stress	FI	0.15	<1	FI	0.08	<1	FI	0.07 <1
Hoffman	FI	0.88	<1	FI	0.58	<1	FI	0.53 <1

15.9. Výpočet dvoj dutinovej konštrukcie

Pri výpočte zaťaženia dutinovej konštrukcie je postup rovnaký ako v prípade hlavnej nosnej soustavy, preto budú v nasledujúcej kapitole zobrazené iba výsledky.

Tabuľka 15.9: Výsledné zaťaženie pre dvoj dutinovú konštrukciu.

z [m]	q_H [Nmm ⁻¹]	q_P [Nmm ⁻¹]	q₁ [Nmm ⁻¹]	q₂ [Nmm ⁻¹]	X_{EO} [mm]
0.00	23.114	4.087	4.241	5.866	175.151
0.27	16.180	2.861	3.306	4.469	182.046
0.54	11.557	2.044	1.359	2.113	153.423
0.97	2.311	0.409	0.149	0.290	135.663

Z čoho je možné vypočítať napätie v potahu a určiť jeho bezpečnosť. Taktiež ako aj pri hlavnom krídle bolo na VOP vyhradená časť, ktorá bola overená pomocou teórie tenkých dosiek zaťažených šmykom.

Tabuľka 15.10: Vypočítaná bezpečnosť pre potah VOP.

Bezpečnosť potahu - 1 dutina					
rez	k	b/a	k_τ	τ_k	Bezpečnosť
1	3	0.3065	5.2	42.728	3.7522
2	3	0.3065	5.2	42.728	4.8141
Bezpečnosť potahu - 2 dutina					
rez	k	b/a	k_τ	τ_k	Bezpečnosť
1	3	0.3397	5.5	36.802	2.3366
2	3	0.3397	5.5	36.802	3.0673

15.10. Stanovenie výslednej hmotnosti chvostovej konštrukcie

Stanovenie výslednej hmotnosti prebieha rovnako ako v kapitole č.14.13.

Tabuľka 15.11: Výsledná hmotnosť pre chvostovú časť.

Komponent	Objem [m ³]	Hmotnosť [kg]
Hlavný nosník	2.20E-04	0.169
Potah	5.06E-04	0.389
Pomocný nosník	7.21E-05	0.003
Rebrá	7.71E-06	0.006
Výsledná hmotnosť VOP		0.57
Výsledná hmotnosť SOP		0.24

Pre porovnanie, výsledná teoretická hmotnosť pre VOP vyšla 0,322 kg, kde pri vypočítanej hodnote založenej na pevnostných výpočtoch vyšiel nárast o 77 %.

Výsledná teoretická hmotnosť pre jedno SOP vyšla 0,212 kg, kde vyšiel nárast o 13,2 %.

16. CENOVÁ ANALÝZA

Pri cenovej analýze sa postupuje podľa zaužívanej metódy popísanej literatúre [1]. Analýza je navrhnutá pre potreby výpočtu lietadiel kategórie LSA a CS-23. Túto metódu nemožno pokladať za úplne presnú, ale pre tento prípad bude postačujúca.

Analýza bola prevedená na plánovaných 100 kusov vyrobených behom piatich rokov. Z dôvodu použitia americkej literatúry sú výstupné údaje v dolároch, ktoré treba premeniť podľa aktuálneho kurzu.

16.1. Vstupné údaje

Pre celkovú cenovú analýzu je potrebné poznať základné údaje. Tieto údaje boli stanovené v predošlých kapitolách.

16.1.1. Hmotnosť prázdneho letúna

Jedná sa o hmotnosť konštrukcie letúna, čiže hmotnosť v ktorej nie je zarátaná hmotnosť motoru, vrtule, nádrže, kolies, pneumatík, brzd, PC a pod.

$$A = 31.54 \text{ lb} \quad (16.1)$$

16.1.2. Maximálna rýchlosť letúna

Jedná sa o maximálnu rýchlosť, ktorou môže letún cestovať. Rýchlosť je udávaná v kts.

$$S = 130 \frac{\text{km}}{\text{h}} = 70.19 \text{ kts} \quad (16.2)$$

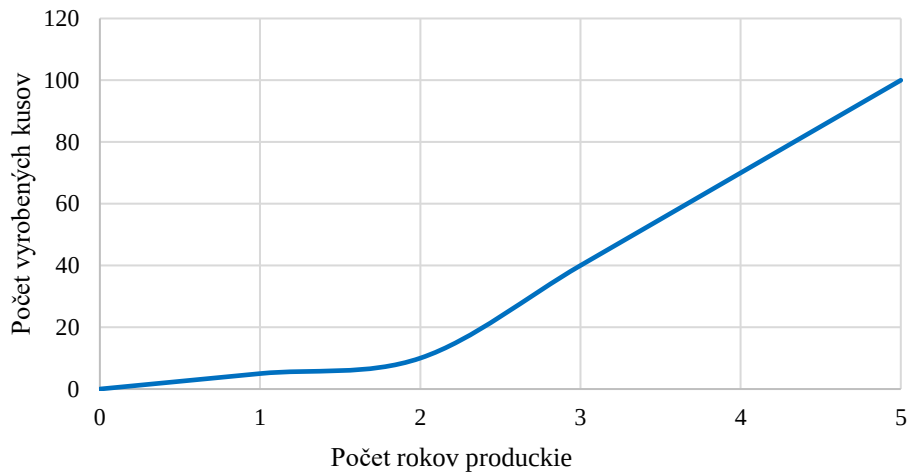
16.1.3. Počet vyrobených kusov

V nasledujúcej kapitole je potrebné rozdeliť vyrobené letúny na prototypy a sériovo vyrábané letúny. Pre potreby testovania budú vyrobené dva prototypy pre letové skúšky a dva prototypy pre statické a únavové skúšky. Celkový počet sériovej výroby bude 100 kusov. Mesačná produkcia bola stanovená pre prvé dva prototypy, 6 mesiacov na jeden prototyp a ďalšie dva prototypy a 4 mesiace na jeden prototyp. Pre sériovú výrobu je plán výroby zobrazený v tabuľke č.16.1.

Tabuľka 16.1: Počet vyrobených sériových letúnov.

Rok	Počet kusov
[-]	[ks]
0	0
1	5
2	10
3	40
4	70
5	100

Počet vyrobených kusů v prvních 5 letech produkce



Graf 16.1: Krivka rastu produkcie počas rokov.

16.1.4. Mzdy zamestnancov

Pri cenovom ohodnotení práce sa berú v úvahu dva typy zamestnancov. Inžinieri a robotníci, kde pre každú skupinu existuje rôzne platové ohodnotenie. V tabuľke č.16.2 sú hodinové ohodnotenia pre rok 2022.

Tabuľka 16.2: Cenové ohodnotenie zamestnancov.

Robotnícke práce		Inžinierske práce	
Typ práce	Hrubá mzda [Kč]	Typ práce	Hrubá mzda [Kč]
Karosár	44490	Strojní inžinier	47708
Mechanik leteckých motorov	36828		
Montážnik	27884		
Priemer	36400.66	Priemer	47708
Zdravotné odvody	3276.06	Zdravotné odvody	4293.72
Sociálne odvody	9100.16	Sociálne odvody	11927
Hodinová mzda	290.34	Hodinová mzda	380.53

16.2. Výpočet nákladov

16.2.1. Počet inžinierskych hodín

Vyjadruje potrebný počet hodín pre návrh letúna.

$$H_{ENG} = 0,0396 \cdot W_{airframe}^{0,791} \cdot V_H^{1,526} \cdot N^{0,183} \cdot F_{CERT} \cdot F_{CF} \cdot F_{COMP} \cdot F_{PRESS} \quad (16.3)$$

$$H_{ENG} = \mathbf{1\ 210\ hod}$$

kde:

$W_{airframe}$ – hmotnosť draku bez vybavenia

V_H – max. rýchlosť horizontálneho letu

N – plánovaný počet vyrobených kusov behom 5 rokoch produkcie

F_{CERT} – koeficient náročnosti certifikácie (0,67 pre LSA / 1 pre CS-23)

F_{CF} – 1,03 pre komplexný vztlakový systém / 1 pre jednoduchú klapku

F_{COMP} – faktor zahŕňajúci podiel kompozitu na konštrukcii ($1+f_{COMP}$)

f_{COMP} – podiel kompozitu (1 pre celokompozitovú konštrukciu)

F_{PRESS} – 1,03 (pretlaková kabína) / 1(nepretlaková kabína)

16.2.2. Počet hodín potrebných pre návrh prípravku

Zahŕňa čas, ktorý je potrebný na prípravu a výrobu náradia, prípravkov, foriem, atď.

$$H_{TOOL} = 1,0032 \cdot W_{airframe}^{0,764} \cdot V_H^{0,899} \cdot N^{0,178} \cdot Q_m^{0,066} \cdot F_{TAPER} \cdot F_{CF} \cdot F_{COMP} \cdot F_{PRESS} \quad (16.4)$$

$$H_{TOOL} = \mathbf{2\ 931\ hod}$$

kde:

Q_m – predpokladaná mesačná produkcia (= $N/60$)

F_{TAPER} – 0,95 pre obdĺžnikové krídlo / 1 pre zúžené

F_{CF} – 1,02 pre komplexný vztlakový systém / 1 pre jednoduchú klapku

F_{PRESS} – 1,01 pre pretlakovú kabínu / 1 pre nepretlakovanú kabínu

16.2.3. Počet hodín pre výrobu

Počet hodín potrebných k zostaveniu do finálnej podoby.

$$H_{MFG} = 9,6613 \cdot W_{airframe}^{0,74} \cdot V_H^{0,543} \cdot N^{0,524} \cdot F_{CERT} \cdot F_{CF} \cdot F_{COMP} \quad (16.5)$$

$$H_{MFG} = \mathbf{11\ 816\ hod}$$

kde:

F_{CERT} – koeficient náročnosti certifikácie (0,75 pre LSA / 1 pre CS-23)

16.2.4. Počet potrebných inžinierov

$$N_{ENG} = \frac{H_{ENG}}{y \cdot w \cdot H} = \mathbf{1,89 \sim 2} \quad (16.6)$$

kde:

- y – počet rokov vývoja
 w – počet pracovných týždňov
 H – počet pracovných hodín/týždeň

16.2.5. Priemerný čas výroby jedného kusu

$$t_{AC} = \frac{H_{MFG}}{N} = \mathbf{118.16 \text{ hod}} \quad (16.7)$$

16.2.6. Celkové náklady na inžinierske práce

$$C_{ENG} = 2,0969 \cdot H_{ENG} \cdot R_{ENG} \cdot CPI_{2021} = \mathbf{89\,719 \$} \quad (16.8)$$

kde:

- R_{ENG} – náklady na inžiniersku prácu v \$/hod
 CPI_{2021} – index spotrebiteľských cien (2,2)

16.2.7. Celkové náklady na vývojovú prácu

Obsahuje riadiace náklady, administratívu, logistiku, personál údržby zariadenie, vyplácanie plátov atď.

$$C_{DEV} = 0,06458 \cdot W_{airframe}^{0,873} \cdot V_H^{1,89} \cdot N_P^{0,346} \cdot CPI_{2021} \cdot F_{CERT} \cdot F_{CF} \cdot F_{COMP} \cdot F_{PRESS} \quad (16.9)$$

$$C_{DEV} = \mathbf{8\,920 \$}$$

kde:

- N_P – počet prototypov

16.2.8. Celková cena letových skúšok

$$C_{FT} = 0,009646 \cdot W_{airframe}^{1,16} \cdot V_H^{1,3718} \cdot N_P^{1,281} \cdot CPI_{2021} \cdot F_{CERT} \quad (16.10)$$

$$C_{FT} = \mathbf{23\,414 \$}$$

16.2.9. Celkové náklady na formy

$$C_{TOOL} = 2,0969 \cdot H_{TOOL} \cdot R_{TOOL} \cdot CPI_{2021} = \mathbf{165\,791 \$} \quad (16.11)$$

kde:

- R_{TOOL} – hodinová sadzba v \$

16.2.10. Celkové náklady na výrobu

$$C_{MFG} = 2,0969 \cdot H_{MFG} \cdot R_{MFG} \cdot CPI_{2021} = \mathbf{668\,353\ \$} \quad (16.12)$$

kde:

R_{MFG} – hodinová sadzba na výrobné práce v \$

16.2.11. Náklady na kontrolu kvality

Pokrýva techniku a vybavenie pre kontrolu, či sa výroba uberá plánovaným smerom a či ma výsledný produkt náležitosti výkresovej dokumentácie.

$$C_{QC} = 0,13 \cdot C_{MFG} \cdot F_{CERT} \cdot F_{COMP} = \mathbf{53\,761\ \$} \quad (16.13)$$

16.2.12. Celková cena materiálu

$$C_{MAT} = 24,896 \cdot W_{airframe}^{0,689} \cdot V_H^{0,624} \cdot N^{0,792} \cdot CPI_{2021} \cdot F_{CERT} \cdot F_{CF} \cdot F_{PRESS} \quad (16.14)$$

$$C_{MAT} = \mathbf{241\,234\ \$}$$

16.2.13. Celková cena certifikácie

$$C_{CERT} = C_{ENG} + C_{DEV} + C_{FT} + C_{TOOL} = \mathbf{287\,845\ \$} \quad (16.15)$$

16.2.14. Ceny vybavenia

Cena avioniky – zahrňuje palubný počítač, anténu, kameru atď.

$$C_{AV} = \mathbf{360\,000\$}$$

Cena pohonnej jednotky

Cena je podľa oficiálneho katalógu od Fiala Motors.

$$C_{PP} = \mathbf{8\,464\ \$}$$

Cena vrtule

Cena je podľa cenníka výrobcu.

$$C_{FIXPROP} = \mathbf{100\ \$}$$

Cena vybavenia – zvyšné vybavenie letúna

$$C_{EQP} = \mathbf{10\,000\ \$}$$

16.3. Zhrnutie nákladov

V tabuľke č.16.3 sú zhrnuté potrebné náklady na vývoj a stavbu letúna. V tabuľke je zahrnutá produkcia na päť rokov ako aj cena certifikácie. Hodnota zisku bola stanovená na 25% zo základnej ceny jedného letúna. Výsledná cena tak činí 491 497 \$, alebo 11 638 645 Kč.

Tabuľka 16.3: Zhrnuté celkové náklady a zisk.

Celkové náklady			
	Položka	[USD]	[Kč]
100 ks/5 let	Cena certifikácie	\$287,845.07	6,816,171 Kč
	Celkové náklady na výrobu	\$668,352.73	15,826,593 Kč
	Náklady na kontrolu výroby	\$53,760.62	1,273,052 Kč
	Cena materiálu	\$241,233.88	5,712,418 Kč
	Vybavenie	\$37,856,400.00	896,439,552 Kč
	Poistenie	\$500,000.00	11,840,000 Kč
	Výdaje celkom	\$39,607,592.31	937,907,786 Kč
	Výdaje na výrobu	\$39,319,747.24	931,091,615 Kč
	Min. cena 1 ks	\$393,197.47	9,310,916 Kč
	Výdaje na výrobu + 25% zisk	\$49,149,684.05	1,163,864,518 Kč
	Cena 1ks + 25% zisk	\$491,496.84	11,638,645 Kč

17. ZHRNUTIE VÝSLEDKOV

Tabuľka 17.1: Výsledné parametre letúna.

Aerodynamika		
Plocha krídla	3.674	[m ²]
Rozpätie	6.500	[m]
Plošné zaťaženie	16.876	[kg/m ²]
Štíhlosť	0.650	[-]
Profil hlavného krídla	SG 6042	[-]
Hmotnosť		
Maximálna vzletová hmotnosť	62.000	[kg]
Prázdna hmotnosť	31.000	[kg]
Hmotnosť paliva	26.000	[kg]
Hmotnosť nákladu	5.000	[kg]
Hmotnosť krídla analytická	4.263	[kg]
Hmotnosť krídla reálna	8.005	[kg]
Hmotnosť chvostových plôch analytická	1.069	[kg]
Hmotnosť chvostových plôch reálna	1.040	[kg]
Hmotnosť predného podvozku odhadovaná	2.600	[kg]
Hmotnosť predného podvozku reálna	1.850	[kg]
Hmotnosť hlavného podvozku odhadovaná	3.000	[kg]
Hmotnosť predného podvozku reálna	3.269	[kg]
Hmotnosť trupu odhadovaná	2.000	[kg]
Hmotnosť trupu reálna	2.846	[kg]
Výkon		
Maximálna letová rýchlosť	144.521	[km/h]
Cestovná rýchlosť	111.170	[km/h]
Maximálny dolet pri v_c	818.233	[km]
Priemerný dolet pre celé rýchlostné spektrum	1100.306	[km]
Maximálna vytrvalosť pri v_c	24.933	[hod]
Priemerná vytrvalosť pre celé rýchlostné spektrum	37.189	[hod]
Hlavná pohonná jednotka	FM-170 B2 FS	[-]
Výkon motora	6.500	[kW]

ZÁVER

Cieľom práce bolo navrhnuť viacúčelový bezpilotný prostriedok, ktorý by bol schopný vykonávať monitorovanie a sledovanie požadovaných objektov po minimálnu dobu 12 hodín a zároveň jednoduchý na konštrukciu.

V prvom kroku práce bolo potrebné vykonať rešeršnú časť práce, vďaka ktorej bolo možné porovnať aktuálne bezpilotné prostriedky dostupné na trhu. V komparatívnom prieskume bol dôraz kladený hlavne na vzletovú hmotnosť, rozpätie krídiel a hlavne maximálny dolet s maximálnou vytrvalosťou.

Následne bolo možné v ďalšej kapitole stanoviť potrebné aerodynamické parametre, na ktorých bolo možné začať stavať celý koncept. Dôležité bolo dodržať požiadavku, aby bola konštrukcia letúna jednoduchá na konštrukciu. Z usporiadania krídla bolo rozhodnuté pre hornoplošné konštrukciu z dôvodu jednoduchej konštrukcie a rýchlej rozobrateľnosti pre transport a aj uskladnenie, s jednoduchým lichobežníkovým tvarom a jednoduchou klapkou. Na základe navrhnutého krídla boli odvodené potrebné rozmerové hodnoty pre trup a následne boli stanovené potrebné hodnoty pre vodorovné a zvislé chvostové plochy. Z dôvodu voľby tlačnej konfigurácie bolo nutné použiť dvojtrupovú konfiguráciu chvostových plôch, ktorá bola zvolená do tvaru U.

Z takto definovaných hodnôt bol vykonaný predbežný odhad maximálnej vzletovej hmotnosti, ktorý zahŕňal rozbor na prázdnu hmotnosť, hmotnosť paliva a hmotnosť nákladu. Na základe hlbšej analýzy bol vytvorený podrobný rozbor hmotnosti komponentov a časti konštrukcie letúna. Tieto hodnoty boli vypočítané na postupoch pre výpočet hmotnosti všeobecného letectva a tým pádom nedávajú presné výsledky pre tento druh letúna. Zo stanovených hmotností boli vypočítané na základe predpisov CS-VLA maximálne a minimálne hodnoty pre rýchlosti a násobky, pre ktoré bude letún konštruovaný. Ďalej bolo možné stanoviť výslednú centráž letúna a to pre štyri prípady, kde sa mení objem paliva, vďaka čomu bola získaná výsledná poloha ťažiska.

Z výslednej polohy ťažiska bolo možné získať výslednú zásobu statickej stability na 6,08% a overiť ju pre malé lietadla, kde sa táto hodnota pohybuje od 5% do 7%. Následne boli určené vztlakové, momentové čiary a odporová polára. Výsledné analytické hodnoty pre vztlakovú čiaru a momentovú čiaru boli na základe hodnôt obdržaných zo simulácie XFLR 5.0 a AVL porovnané a vyhodnotené. Pri určovaní odporovej poláry sa postupovalo podľa analytických výpočtov, kde sa určovala odporová polára pre letún s vysunutou a zasunutou kamerou. Ich výsledný koeficient odporu sa líši o 1.18%.

Po určení všetkých potrebných aerodynamických, geometrických a letových vlastností bolo potrebné zvoliť potrebnú pohonnú jednotku. Pri výbere pohonnej jednotky bol kladený dôraz hlavne na vysoký čas medzi generálnymi opravami (TBO) a nízkou spotrebou. Na základe štúdie, bola zvolená pohonná jednotka českého výrobcu Fiala

Motors, FM 170 B2 FS. Pre zvolenú pohonnú jednotku, boli následne určené letové výkony s maximálnym doletom a vytrvalosťou.

Práca pokračuje konštrukčným návrhom, ktorý sa zaoberá celokompozitovou konštrukciou. Práca bola hlavne zameraná na hlavné konštrukčné prvky ako trup, hlavná nosná sústava, chvostové plochy a pristávací podvozok. Pre tieto prvky boli vykonané ako konštrukčné návrhy tak aj pevnostné overenia. Pri konštrukcii letúna bol zvolený hlavný stavebný materiál uhlíkový kompozit, až na hlavný podvozok, ktorý bude z hliníkovej zliatiny ako aj niektoré časti predného podvozku.

Na záver práce bola vykonaná cenová analýza vývoja a konštrukcie letúna, kde boli stanovené potrebné náklady na vývoj, výrobu a zavedenie letúna do sériovej výroby.

Výsledné poznatky, ktoré boli získané počas koncepčného návrhu budú môcť byť použité pri ďalšom vývoji letúna. Prácu je potrebné doplniť o zvyšné pevnostné a konštrukčné analýzy, ako aj o návrh palubných systémov. Vo výsledku práca ukázala, že je možné navrhnuť a zostrojiť ľahký letún s dostatočným doletom a vysokou vytrvalosťou. Preto sa bude na práci ďalej pracovať s konečnou úlohou zostrojiť prvý prototyp.

ZDROJE

- [1] *General Aviation Aircraft Design: Applied Methods and Procedures. 2. USA: Butterworth-Heinemann, 2021. ISBN 9780128184653.*
- [2] Raymer, D.,P., Aircraft Design: A Conceptual Approach (AIAA Education Series). 5th Edition. USA: American Institute of Aeronautics & Astronautics, 2012. ISBN 978-1624104909.
- [3] CS-VLA. 1. EU: EASA, 2018. Dostupné také z: <https://www.easa.europa.eu/downloads/66874/en>
- [4] DANĚK, Vladimír. *Mechanika letu*. Druhé vydání. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2021. ISBN 978-80-7623-059-0.
- [5] USAF stability and control datcom. 1. Springfield: DOUGLAS AIRCRAFT COMPANY, 1960. ISBN 605998083. 605998083.
- [6] DANĚK, Vladimír. *Mechanika letu*. Druhé vydání. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2019. ISBN 978-807-6230-149.
- [7] Aircraft Structure Capability. Brno, 2020. Study material. BUT Brno. Vedoucí práce Doc. Ing. Jaroslav Juračka, Ph.D.
- [8] HexTow. In: *Hexcel* [online]. USA: hexcel.com, 1948 [cit. 2022-05-12]. Dostupné z: <https://www.hexcel.com/Resources/DataSheets/MultiaxialReinforcements>
- [9] Prepreg. In: *Easycomposites* [online]. United Kingdom: Easy Composites Ltd, 2000 [cit. 2022-05-12]. Dostupné z: <https://www.easycomposites.eu/x130-450g-22-twill-12k-prepreg-carbon-fibre>
- [10] Lepidlo. In: *Easycomposites* [online]. United Kingdom: Easy Composites Ltd, 2000 [cit. 2022-05-12]. Dostupné z: <https://www.easycomposites.eu/vm100-black-methyl-methacrylate-adhesive>
- [11] 7075. In: *Matweb* [online]. USA: MatWeb, LLC, 1990 [cit. 2022-05-12]. Dostupné z: <https://www.matweb.com/search/DataSheet.aspx?MatGUID=4f19a42be94546b686bbf43f79c51b7d&ckck=1>
- [12] RIZZI, Fabrizio. *Landing Gear Design for Blended Wing Body Flight Test Demonstrators*. Portugal, 2018. Thesis to obtain the Master of Science Degree in. Técnico Lisboa. Vedoucí práce Prof. Afzal Suleman.
- [13] *Konstrukce Letadel I. Brno, 2004. Študijní materiál*. Vojenská akademie v Brně.
- [14] Soubor podkladu pro pevnostní výpočty leteckých konstrukcí. Brno, 1997. Študijní materiál. VUT Brno.
- [15] HexTow® IM10. In: *Hexcel* [online]. USA: Hexcel Corporation, 2020 [cit. 2022-05-12]. Dostupné z: https://www.hexcel.com/user_area/content_media/raw/IM10_HexTow_DataSheet.pdf
- [16] IAI Harpy. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001 [cit. 2022-05-12]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/IAI_Harpy
- [17] IAI Harop. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001 [cit. 2022-05-12]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/IAI_Harop
- [18] SkySpirit. In: <https://defense-update.com/> [online]. Israel: defense-update, 2007 [cit. 2022-05-12]. Dostupné z: https://defense-update.com/20070828_sky_spirit.html
- [19] Cantas. In: *Armádní noviny* [online]. Opava: Armádní noviny s.r.o., 2016 [cit. 2022-05-12]. Dostupné z: <https://www.armadinoviny.cz/cesky-bezpilotni-letoun-cantas.html>
- [20] L-3. In: *Designation-systems* [online]. San Francisco: Designation-Systems.Net, 2005 [cit. 2022-05-12]. Dostupné z: <https://www.designation-systems.net/dusrm/app4/tern.html>
- [21] Saab. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001 [cit. 2022-05-12]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/Saab_SHARC
- [22] ST. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001 [cit. 2022-05-12]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/ST_Aerospace_Skyblade
- [23] Orlik. In: *Defence24* [online]. Polsko: Defence24.com, 2018 [cit. 2022-05-12]. Dostupné z: <https://defence24.com/armed-forces/air/orlik-uav-programme-contract-worth-pln-800-million-first-deliveries-in-2021>
- [24] SG642. In: *Airfoiltools* [online]. USA: airfoiltools.com, 2000 [cit. 2022-05-12]. Dostupné z: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=sg6042-il>
- [25] NACA 0012. In: *Airfoiltools* [online]. USA: airfoiltools.com, 2000 [cit. 2022-05-12]. Dostupné z: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=n0012-il>
- [26] 0009. In: *Airfoiltools* [online]. USA: airfoiltools.com, 2000 [cit. 2022-05-12]. Dostupné z:

- <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=n0009sm-il>
- [27] FM170. In: Vrtule-fiala [online]. Česká Republika: vrtule-fiala.cz, 2006 [cit. 2022-05-12]. Dostupné z: <https://vrtule-fiala.cz/cs/modelarske/fm-170-b2-fs-107.html>
- [28] Df140. In: Rcvengines [online]. UK: RCV Engines Ltd, 2018 [cit. 2022-05-12]. Dostupné z: <https://rcvengines.com/rcv-df140lc/>
- [29] SP-170 TS ROS. In: 3w-international [online]. Germany: 3W International GmbH, 2010 [cit. 2022-05-12]. Dostupné z: <https://3w-international.com/produkt/sp-170-ts-ros/>
- [30] B150i EFI. In: Power4flight [online]. USA: Power4Flight, 2010 [cit. 2022-05-12]. Dostupné z: <https://power4flight.com/uav-engine-products/uav-engine-systems/b150i-uav-efi-engine-system/>
- [31] ROTO 170 FS AL. In: Roto-uav [online]. USA: Czech Republic, 2010 [cit. 2022-05-12]. Dostupné z: <http://www.roto-uav.com/uav-engine-roto-170-fs-al>
- [32] MVVS 190. In: Krill-model [online]. Czech Republic: KRILL.B.P. spol. s r.o., 2015 [cit. 2022-05-12]. Dostupné z: <https://www.krill-model.com/product-page/c-1>
- [33] Composite Materials: Design and Applications, Third Edition. 3rd edition. USA: CRC Press, 2015. ISBN 978-1466584877.
- [34] Dzus. In: Wingstuff [online]. USA: wingstuff.com, 2015 [cit. 2022-05-12]. Dostupné z: <https://wingstuff.com/products/37881-dzus-fastener-replacement-for-performance-belly-pan>
- [35] Failure behaviour of *honeycomb sandwich* corner joints and inserts. Composite Structures [online]. 2009, 89(4), 575-588 [cit. 2022-05-12]. Dostupné z: <https://www.sciencedirect.com/science/article/abs/pii/S0263822308003425>
- [36] Gimbal. In: Octopus.uavfactory [online]. Latvia: octopus.uavfactory.com, 2016 [cit. 2022-05-12]. Dostupné z: <https://octopus.uavfactory.com/uav-payloads-equipment/gimbal-retraction-mechanism>
- [37] Airex. In: 3accorematerials [online]. Switzerland: 3accorematerials.com, 1960 [cit. 2022-05-12]. Dostupné z: <https://www.3accorematerials.com/en/markets-and-products/airex-foam/airex-r82-resistant-dielectric-foam>
- [38] Vacuum-bag-moulding. In: Nal.res [online]. [cit. 2022-05-12]. Dostupné z: <https://www.nal.res.in/en/techniques/vacuum-bag-moulding>