

ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE

FAKULTA STROJNÍ

Ústav mechaniky tekutin a termodynamiky

BAKALÁŘSKÁ PRÁCE

**Návrh bezpilotního létajícího prostředku
pro experimentální účely**

Autor práce: Václav Papež

Vedoucí práce: prof. Ing. Jiří Nožička, CSc.

Akademický rok 2017/2018

Prohlášení

Prohlašuji, že jsem bakalářskou práci na téma „Návrh bezpilotního létajícího prostředku pro experimentální účely“ vypracoval samostatně. Veškerá použitá literatura a podkladové materiály jsou uvedeny v příloženém seznamu literatury.

V Praze, dne

.....

Václav Papež

Poděkování

Na tomto místě bych rád poděkoval vedoucímu práce, profesoru Ing. Jiřímu Nožičkovi, CSc. za poskytnutí mnoha odborných rad a doporučení, a také dalším zaměstnancům Ústavu mechaniky tekutin a termodynamiky, díky nimž bylo možné realizovat stavbu bezpilotního prostředku, a kteří se na stavbě podíleli. Dále si poděkování zaslouží moje rodina za podporu při studiu, bez níž by bylo obtížné tuto práci vytvořit.

Abstrakt

V této práci byl proveden aerodynamický návrh bezpilotního létajícího prostředku schopného sloužit experimentálním účelům, zejména určení maximální možné výdrže ve vzduchu. Součástí práce je pevnostní kontrolou nejnamáhanějších uzlů konstrukce, v níž bylo prokázáno správné dimenzování hlavních částí. Konstrukce a uspořádání letadla spolu s hmotnostní rezervou umožňují uložení přídatných měřicích nebo monitorovacích elektronických zařízení. Rovněž byla zvolena pohonná jednotka, odpovídající akumulátory s ohledem na předpokládanou hmotnostní rezervu a vybrána letová elektronika. Přibližným výpočtem byla stanovena výdrž ve vzduchu. Poslední kapitola popisuje konstrukční provedení křídla.

Klíčová slova

návrh UAV; aerodynamický návrh; pevnostní výpočet; bezpilotní létající prostředek; výdrž ve vzduchu

Summary

An unmanned aerial vehicle was designed in this thesis. It is made for experimental purposes, especially to verify time endurance in flight. Part of this work deals with stress analyses, in which there was proved right construction dimensioning of the most stressed parts. The general construction and layout of the model together with its weight–reserve enable to place extra measuring equipment. An appropriate power unit was choosed including electric accumulators due to the weight–reserve and avionics. The last chapter deals with construction solutions.

Keywords

Design of UAV, aerodynamic design, stress analyses, unmanned aerial vehicle, endurance in flight

Obsah

1	ÚVOD.....	11
2	PŘEHLED VYBRANÝCH TYPŮ UAV.....	12
2.1	UAV MORANA.....	12
2.2	Digital Eagle YFT-268S.....	14
2.3	UAS-USA Tempest.....	15
2.4	EOS Mini – UAS.....	16
2.5	DJI's fixed-wing VTOL drone.....	17
2.6	PrecisionHawk Lancaster 5.....	17
2.7	Shrnutí.....	18
3	TYPOVÝ NÁVRH BEZPILOTNÍHO PROSTŘEDKU.....	19
3.1	Předběžný návrh.....	19
3.2	Model bezpilotního prostředku.....	20
4	NÁVRH KŘÍDLA.....	21
4.1	Aerodynamický výpočet křídla.....	22
4.2	Pevnostní kontrola křídla.....	25
4.2.1	Výpočet namáhání křídla.....	25
4.2.2	Skutečné průřezové charakteristiky.....	27
4.2.3	Stanovení bezpečnosti křídla při namáhání v ohybu.....	27
4.3	Spojka křídla.....	28
5	NÁVRH TRUPU A OCASNÍCH PLOCH.....	30
5.1	Trup.....	30
5.1.1	Momentová rovnováha trupu.....	31
5.1.2	Odpor trupu.....	32
5.2	Vodorovná ocasní plocha (VOP).....	33
5.3	Svislá ocasní plocha (SOP).....	34
6	VÝPOČET VÝKONŮ MODELU.....	35
6.1	Celkový odpor modelu.....	35
6.1.1	Přepočítání součinitelů odporu na plochu křídla.....	35
6.2	Návrh pohonné jednotky a výdrže modelu ve vzduchu.....	36
7	KONSTRUKČNÍ ČÁST.....	38
7.1	Hmotnostní rozbor.....	38
7.1.1	Úprava spojky křídla.....	39
7.1.2	Odlehčení potahu.....	39

7.1.3	Odlehčení kostry	39
7.1.4	Odlehčení nosníku.....	40
7.1.5	Odlehčení žeber.....	40
7.2	Příprava potahu	40
7.2.1	Popis technologie ohýbání potahu.....	40
7.3	Forma na stavbu křídla	41
7.3.1	Varianta formy K	41
7.3.2	Varianta formy PS	42
7.3.3	Výběr varianty formy	42
8	POUŽITÝ SOFTWARE	43
9	ZÁVĚR.....	44
10	PŘÍLOHY	47

Seznam použitých symbolů

l	Rozpětí křídla (mm)
S	Plocha křídla (mm^2)
b	Hloubka křídla (mm)
λ	Štíhlost křídla (-)
S_{VOP}	Plocha vodorovné ocasní plochy
b_{VOP}	Hloubka vodorovné ocasní plochy
r	vzdálenost aerodynamických středů křídla a VOP
m	Hmotnost modelu (kg)
q	Plošné zatížení (g/dm^2)
Re	Reynoldsovo čísla (-)
v	Rychlost letu (m/s)
c_L	Součinitel vztlaku (-)
c_D	Součinitel odporu (-)
α	Úhel náběhu ($^\circ$)
F_L	Vztlaková síla (N)
g	Gravitační zrychlení (m/s^2)
v_{min}	Pádová rychlost (m/s)
α_{ef}	Efektivní úhel náběhu ($^\circ$)
F_D	Odporová síla (N)
P	Výkon pohonné jednotky (W)
P_0	Příkon motoru (W)
η_P	Účinnost pohonné sestavy (-)
I	Proud (A)
U	Napětí (V)
K	Kapacita akumulátorů (mAh)
t	Výdrž ve vzduchu (hod)
W_{OX}	Modul průřezu v ohybu (mm^3)
J_x	Osový kvadratický moment (mm^4)
q_m	Spojité zatížení od hmotnosti křídla (N/m)
q_L	Spojité zatížení od vztlakové síly (N/m)
M_O	Ohybový moment (Nm)
σ_{Do}	Dovolené napětí v materiálu (N/mm^2)

Seznam obrázků

Obr. 2.1: Morana	13
Obr. 2.2: Digital Eagle YFT-286S	14
Obr. 2.3: UAS-USA Tempest.....	15
Obr. 2.4: EOS Mini – UAS	16
Obr. 2.5: DJI drone	17
Obr. 2.6: PrecisionHawk Lancaster 5	18
Obr. 3.1: Základní tvar modelu - "muška"	19
Obr. 3.2: Model bezpilotního prostředku	20
Obr. 4.1: Profil Eppler E209, max. tloušťka 13,72%	22
Obr. 4.2: Polára závislosti součinitele vztlaku c_L na součiniteli odporu c_D	23
Obr. 4.3: Polára závislosti součinitele vztlaku c_L na úhlu náběhu α	23
Obr. 4.4: Schéma zatížení křídla	25
Obr. 4.5: Části křídla přenášející silové účinky: pření nosník, zadní nosník, potah	27
Obr. 4.6: Spojka křídla používaná na modelu kategorie F5J z rohacellové pěny, uhlíkové punčochy a jednosměrné uhlíkové tkaniny	29
Obr. 5.1: Schéma trupu s naznačeným motorem, letovou elektronikou a akumulátory a tvar SOP.....	30
Obr. 5.2: Momentová rovnováha.....	32
Obr. 7.1: Přípravek pro ohýbání překližkových plátů na potah křídla včetně zkušební vzorku	41

Seznam tabulek

Tab. 4.1: Průřezové charakteristiky prvků křídla	27
Tab. 5.1: Hmotnosti součástí na trupu	32
Tab. 7.1: Hmotnostní podíl jednotlivých součástí na celkové hmotnosti modelu.....	38
Tab. 8.2: Rozhodovací tabulka pro volbu varianty šablony na stavbu křídla	42

1 ÚVOD

Dnes se standardní UAV, které se používají pro delší dolet, pohánějí spalovacím motorem na klasické palivo. Proti tomu v souladu s moderními trendy nastupují elektromotory. Avšak elektromotory z hlediska výdrže nedosahují parametrů spalovacích motorů. Na Ústavu mechaniky tekutin a termodynamiky bylo vypracováno několik studií, jejichž cílem bylo odhadnout teoreticky dosažitelnou výdrž UAV s elektrickým pohonem. Tato práce vznikla proto, aby některé teoretické úvahy bylo možné ověřit experimentálně. Proto bylo zvoleno následující zadání:

1. Navrhnout, zkonstruovat a perspektivně i vyrobit bezpilotní prostředek aerodynamicky relativně čisté koncepce, ale přitom geometricky jednoduchý, aby bylo možné snadno provádět aerodynamické výpočty. Konstrukce a volba materiálů přitom musí odpovídat technologickým možnostem laboratoře ústavu mechaniky tekutin a termodynamiky a faktu, že se jedná v podstatě o kusovou výrobu, která může být v budoucnu modifikována.
2. Model navržený podle uvedených požadavků musí splňovat pevnostní kontrolu, která bude provedena pro nejnamáhanější uzly, zejména tedy střední část křídla v místě připojení k trupu. Konstrukce musí odolat běžným letovým zatížením, kdy se předpokládá především ustálený let. Maximální přetížení, dosahované jen zřídka při ostřejších manévrech, by nemělo přesáhnout 4g.
3. Navrhnout vhodné ocasní plochy a jejich uspořádání s ohledem na co nejmenší přídatný odpor a na zajištění stability modelu. Současně však musí umožňovat přesné řízení a jednoduché sestavení.
4. Na základě předpokládaného výkonu modelu vybrat pohonnou jednotku a napájecí akumulátory, díky nimž bude model schopen co nejdéle výdrže ve vzduchu.
5. Ze zjištěných charakteristik letadla a s ohledem na hmotnostní rezervu určit očekávanou dobu letu bezpilotního prostředku.

V následujících kapitolách jsou všechny úkoly ze zadání podrobně vyřešeny. První kapitola obsahuje stručný přehled komerčně používaných bezpilotních prostředků (dále jen zkráceně UAV) pro představu o současném stavu v tomto odvětví.

2 PŘEHLED VYBRANÝCH TYPŮ UAV

Elektricky poháněné bezpilotní prostředky jsou v současnosti velmi rozšířené a vývoj v této oblasti stále roste. Uplatnění UAV nacházejí zejména v odvětvích, kde je potřeba sledovat rozlehlou venkovní plochu a jiné způsoby (např. pozemní kontrola) nepřicházejí v úvahu pro nízkou efektivitu práce. Firmy zabývající se vývojem a produkcí UAV často modifikují letadla pro konkrétní účel, takže můžeme nalézt bezpilotní prostředky s velmi různorodými tvary, uspořádáním a také škálou velikostí.

Tato rešerše je zaměřena na kategorii strojů s dlouhou výdrží ve vzduchu, čemuž většinou odpovídá velké rozpětí křídel a nižší užitečné zatížení. Vybavení zahrnuje jeden nebo více elektromotorů poháněných z akumulátorů (většinou lithiových), jednotku autopilota, ke které jsou připojeny měřicí senzory, GPS navigaci, serva pro ovládání kormidel a další avioniku. Podle potřeby je možno v rámci užitečného zatížení umístit na palubu například monitorovací zařízení.

V následující pasáži je uveden stručný výpis komerčně nabízených bezpilotních prostředků určených pro aplikace, kde se předpokládá využití navrhovaného modelu vzhledem k jeho vlastnostem a rozměrům. Technologicky jsou stroje na vysoké úrovni díky velké konkurenci na trhu. Využívají se moderní kompozitní materiály a nejnovější řídicí systémy umožňující plně automatický chod bezpilotních prostředků.

Všechny dále uvedené bezpilotní prostředky jsou schopné plně autonomního pohybu včetně vzletu a přistání. Vzlet probíhá několika možnými způsoby, nejčastější je vypuštění letadla z ruky nebo start pomocí katapultu, který dostane stroj do několikametrové počáteční výšky. Další schopností je let po vytyčené trase na tabletu. Stroj načítá aktuální požadované body a v reálném čase mění svoji trasu dle instrukcí.

2.1 UAV MORANA

Morana je jednoduchý a flexibilní malý bezpilotní prostředek s dlouhou výdrží ve vzduchu (až dvě hodiny) z produkce firmy Carboline s.r.o. Byl vyvinut za účelem monitorování a mapování rozlehlých zařízení, jako jsou ropovody, plynovody, vedení vysokého napětí, silnice, železnice, zemědělské plochy, atd.

Letadlo může být doručeno jako stavebnice obsahující drak letadla, potřebná serva, motor, regulátor, vrtule, nebo se prodává jako set ready-to-fly včetně autopilota, senzorů a letové elektroniky.

Cena: € 3 160 – 9 585

Základní parametry [8]:

Rozpětí křídel	3,2 m
Maximální vzletová hmotnost	7 kg (pro vypuštění z ruky), včetně 2 kg akumulátorů a 1kg užitečného nákladu
Výdrž	až 240 min.
Rychlost	55 – 150 km/h
Akumulátory	LiPo 16 000 mAh nebo LiIo 18 650 mAh
Start	z ruky / katapult
Vzlet a přistání	automaticky
Materiál	uhlík, kevlar, herex



Obr. 2.1: Morana [8]

2.2 Digital Eagle YFT-268S

Firma Digital Eagle poskytuje kompletní vývoj a výrobu bezpilotních prostředků a letový servis. Dron je uzpůsobený především pro asistenci policii a požární bezpečnosti, lze ho ale použít i v zemědělství na postřiky plodin, zeměměřičství, bezpečnostní monitorování, hlídání produktovodů, lesní požární prevence nebo geologický průzkum.

Cena: \$25 000 – 30 000

Základní parametry [9]:

Rozpětí křídel	2,6 m
Maximální vzletová hmotnost	9kg (včetně 2 kg užitečného nákladu)
Výdrž	1 – 2 h
Dostup	do 5000 m
Rychlost	70 – 100 km/h
Vzlet a přistání	vlastní podvozek, katapult; padák
Materiál	uhlík
Rok uvedení	2016



Obr. 2.2: Digital Eagle YFT-268S[9]

2.3 UAS-USA Tempest

Byl vyvinut firmou UAS-USA na zakázku pro *University of Colorado*. Americká Národní vědecká organizace pro výzkum tornád ho využívá k průzkumným misím. Aerodynamický design, dobré dynamické výkony a velmi stabilní konstrukce umožňují provozovat stroj i v turbulentního ovzduší do rychlosti větru až 16 m/s. Je plně autonomní, schopný nést variabilní náklad: zařízení pro živé video-přenosy, infračervenou kameru a díky dobré stabilitě je vhodný i pro citlivé přístroje a senzory. Lze ho využít také v zemědělství a pro vědecké a studijní účely.

Cena: \$ 26 995

Základní parametry [10]:

Rozpětí křídel	3,23 m
Maximální vzletová hmotnost	8+ kg
Užitečný náklad	3,5+ kg
Výdrž	2 – 4 h
Cestovní rychlost	80 km/h
Maximální rychlost	176 km/h
Dostup	do 5000 m
Vzlet	katapult



Obr. 2.3: UAS-USA Tempest[10]

2.4 EOS Mini – UAS

Vojenský bezpilotní prostředek určený pro detailní fotodokumentaci během civilních nebo taktických misí vybavený kamerou s vysokým rozlišením. Umožňuje vojenskou ochranu a hlídání hranic na daném území, ale je vhodný také pro přesné zemědělské aplikace. Jeho schopnosti byly dokázány například během operací NATO ISAF a KFOR (Kosovo).

Cena: neznámá

Základní parametry [11]:

Rozpětí křídel	3,5 m
Maximální vzletová hmotnost	6,9 kg
Užitečný náklad	1,5 kg
Výdrž	přes 2 h
Rychlost	50 – 100 km/h
Vzlet a přistání	z ruky; padák



Obr. 2.4: EOS Mini – UAS [11]

2.5 DJI's fixed-wing VTOL drone

Výrobek čínské firmy DJI zabývající se především produkcí multikoptér. Je určen pro zemědělské a průmyslové aplikace. Jeho předností je schopnost odstartovat a přistát ve směru vertikální osy, tzv. VTOL (vertical take off and landing).

Cena: \$50 000+

Základní parametry [12]:

Rozpětí křídel	2,38 m
Maximální vzletová hmotnost	6,5 kg
Užitečný náklad	0,8 kg
Výdrž	60 min.
Maximální rychlost	55 – 75 km/h
Akumulátory	12 000 mAh (6S)
Vzlet a přistání	z ruky; padák



Obr. 2.5: DJI drone[12]

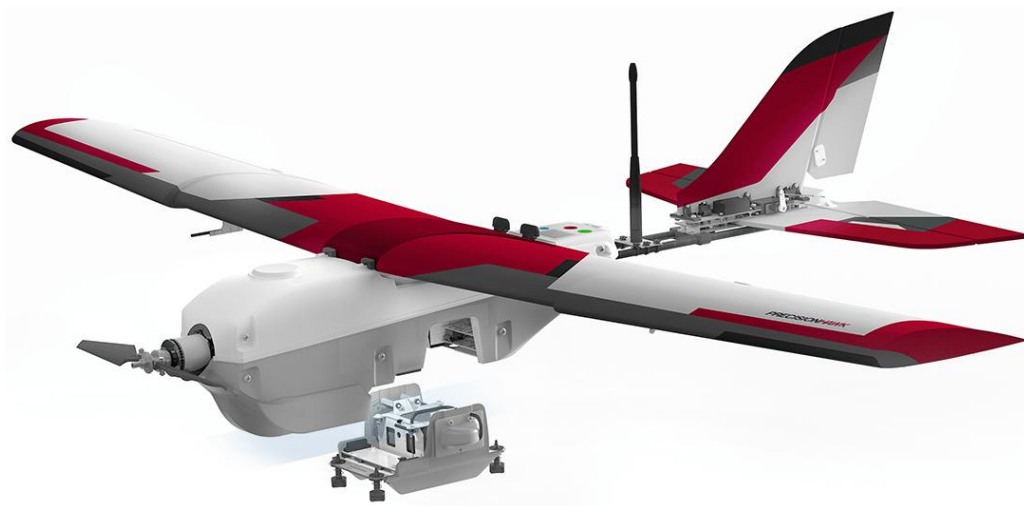
2.6 PrecisionHawk Lancaster 5

Již pátou generaci bezpilotního prostředku s pevným křídlem představila společnost Precision Hawk. Díky robustní konstrukci je stroj schopen odolat výkyvům počasí a tvrdým nárazům při přistání v polních podmínkách, což jej činí vhodným pro zemědělství, energetiku, lesnictví a další nouzové akce. Systém pracuje s procesorem Linux.

Cena: \$ 25 000+

Základní parametry:

Rozpětí křídel	1,5 m
Maximální vzletová hmotnost	3,55 kg
Užitečný náklad	1,15 kg
Výdrž	až 45 min.
Rychlost	43 – 79 km/h
Akumulátory	7 000 mAh
Start	z ruky / katapult
Vzlet a přistání	automaticky



Obr. 2.6: PrecisionHawk Lancaster 5[13]

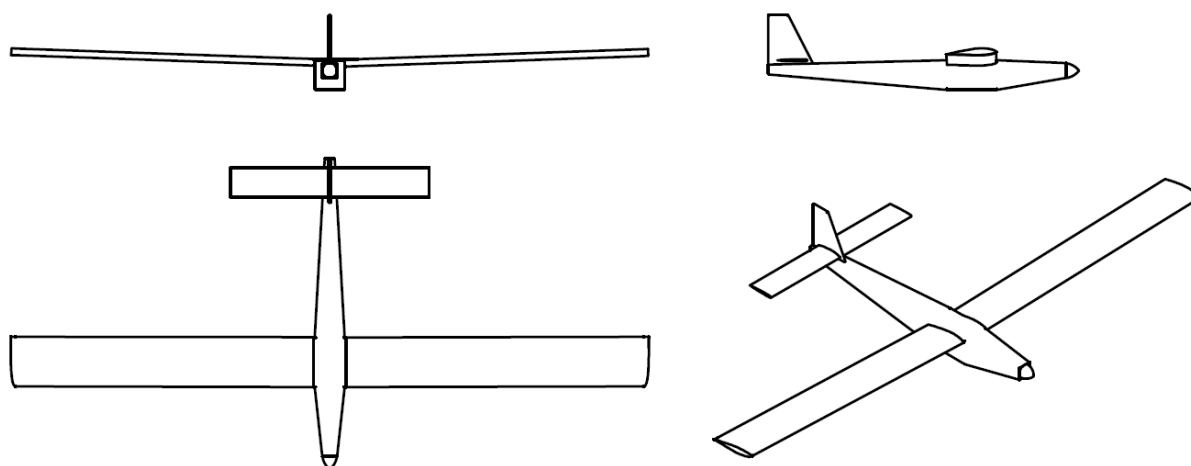
2.7 Shrnutí

Bezpilotní prostředky pro průmyslové využití poháněné elektricky většinou nepřesahují rozměr 4 m a hmotnost 10 kg, což je relativně málo pro uvažovaný návrh nového modelu. Větší létající prostředky jsou poháněné klasickými pístovými motory, mají také delší výdrž ve vzduchu, ale tato práce se zabývá pouze elektrickými pohony. Z výše uvedených typů lze získat pouze přibližné plošné zatížení a ostatní rozměry je potřeba při návrhu patřičně navýšit.

3 TYPOVÝ NÁVRH BEZPILOTNÍHO PROSTŘEDKU

3.1 Předběžný návrh

V předběžném návrhu byly určeny základní rozměry a přibližná hmotnost modelu. Zde bylo potřeba dostat se do výhodné oblasti vyšších Reynoldsových čísel, a tím dosažení lepších aerodynamických charakteristik profilu. Zároveň byl ale omezující předpis pro bezpilotní prostředky podle úřadu EASA z roku 2016, kterým je stanoven hmotnostní limit pro malé drony na 25 kg. Z této úvahy vyšly základní parametry bezpilotního prostředku: rozpětí křídla 6 000mm, délka trupu 3 000mm, hmotnost do 25kg. Řízené funkce: VOP, SOP, křidélka. Model je navržen v klasickém uspořádání podle *Obr. 3.1*.



Obr. 3.1: Základní tvar modelu - "muška"; zdroj: vlastní

Proporce modelu byly přizpůsobeny ustálenému režimu letu bez dynamických a akrobatických prvků, tzn. bez větších přetížení působících na konstrukci modelu. Potřebný výkon zajišťuje elektromotor napájený akumulátory umístěnými v přední části trupu před těžištěm pro vyvážení ocasní části modelu.

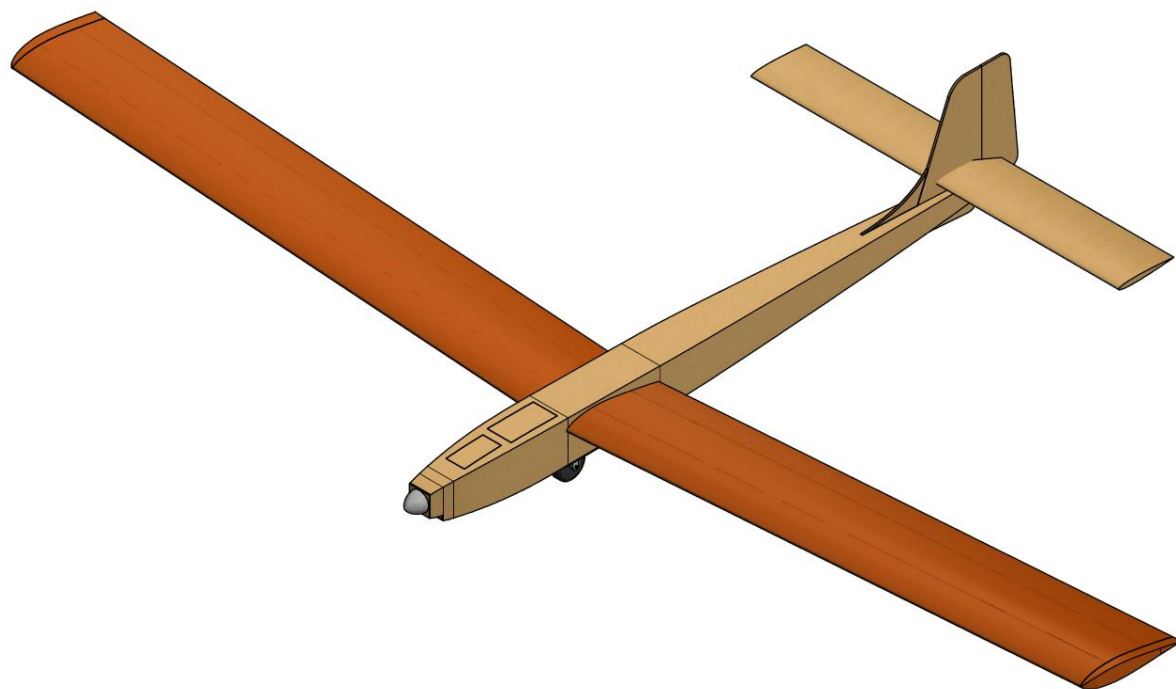
Z důvodu přístupu k celé koncepci navrhovaného bezpilotního prostředku jako ke kusové výrobě a také ke školním podmínkám v laboratořích Ústavu mechaniky tekutin a termodynamiky byl zvolen materiál na stavbu dřevo. Sériově vyráběné UAV jsou zhotoveny především z uhlíkových a aramidových kompozitů, které vykazují několikanásobně vyšší poměr pevnosti a hmotnosti, než má dřevo. Pro zachování stejné pevnosti je proto nutné použít více materiálu, což opticky zvětšuje proporce modelu, především průřez trupu. Z aerodynamického

hlediska ale tato skutečnost není na škodu, neboť menší průřez nutně neznamená menší odpor, ale záleží na celkovém tvaru tělesa.

Již od prvního návrhu byl model koncipován tak, aby byl schopen unést vysoký podíl užitečného zatížení vyhrazeného zejména pro přídavné pohonné akumulátory. Ty budou umístěny v trupu pod křídlem souměrně kolem těžiště modelu.

3.2 Model bezpilotního prostředku

Na následujícím obrázku (*Obr. 3.2*) je zachycen tvarově a rozměrově upravený 3D model bezpilotního prostředku (prostředí Autodesk Inventor 2018). Detailně popisované části letadla v následujících kapitolách se vztahují právě k tomuto modelu.



Obr. 3.2: Model bezpilotního prostředku; zdroj: vlastní

4 NÁVRH KŘÍDLA

Křídlo zajišťuje vytvoření vztlakové síly, která vyrovnává hmotnost letadla. Dále zabezpečuje příčnou stabilitu a umožňuje řídit náklon letadla. Konstrukce hlavní nosné plochy musí splňovat náročné, a často i protichůdné požadavky. Přesným dodržáním vnějšího tvaru a drsnosti povrchu se dosáhne správného obtékání křídla a tím vytvoření potřebné vztlakové síly. Výběrem profilu lze výrazně ovlivnit vlastnosti modelu. Profil by měl vykazovat co nejvyšší součinitel vztlaku pro přiměřeně nízkou přistávací rychlost a zároveň co nejnižší součinitel odporu, který se podílí na výkonech modelu.

Proti tomu vystupují pevnostní a konstrukční kritéria. Křídlo musí být relativně snadno vyrobitelné, aby bylo možné dodržet teoretický tvar profilu, a musí odolat poměrně velkému namáhání od provozních zatížení modelu. Zároveň je potřeba dbát na dodržení co nejnižší hmotnosti. Dalšími požadavky jsou jednoduché sestavení, možnost přístupu ke kritickým místům a pokud možno snadná opravitelnost. [5]

Koncepce křídla byla zvolena dvounosníková s tuhým potahem, v místě náběžné hrany vyztužená lištou. Tuhý překližkový potah spolu s těsným uspořádáním žeber zajistí velmi přesné dodržení tvaru profilu po celé ploše křídla. Dvě symetrické poloviny jsou uprostřed spojené spojkou, která zároveň vytváří vzepětí 4° . Hloubka křídla je konstantní podél celého rozpětí, křídlo není geometricky ani aerodynamicky kříženo.

Jako profil hlavní nosné plochy byl zvolen Eppler E209 o maximální tloušťce 13,72 %. (*Obr 4.1*) [7] Tento profil vykazuje výhodné aerodynamické vlastnosti i při nižších Reynoldsových číslech, kde se pohybuje tento model. Pro dosažení dobré klouzavosti bylo nutné navrhnout křídlo o poměrně velké štíhlosti, která dovoluje zachovat konstantní hloubku křídla podél celého rozpětí, aniž by se výrazně zvětšil odpor.

Zde je potřeba zdůvodnit zvolený tvar, z aerodynamického hlediska ne zcela dokonalý. Za prvé: po návrhu modelu a očekávané doby letu bude model zkonstruován a výpočty ověřovány měřeními při zkušebních letech. Z důvodu zvýšení přesnosti výpočtů výkonů modelu je zvolen geometricky snadno popsateľný tvar křídla. Dalším aspektem je stavba modelu probíhající ve školních dílnách s možností využití víceméně základních nástrojů a prostředků pro výrobu a sestavení jednotlivých částí modelu. Například nepřichází v úvahu finančně velmi náročné technologie jako je laminování křídla do přesné formy, kde náklady na dostatečně

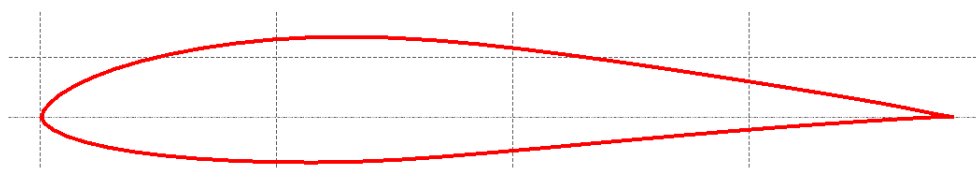
přesnou formu dosahují až statisícových částek. Pro výrobu jednoho či dvou kusů letadla by se výroba nevyplatila.

Parametry křídla shrnuje následující část:

- Rozpětí křídla $l = 6\,000\text{ mm}$
- Hloubka křídla $b = 500\text{ mm}$ - konstantní podél rozpětí
- Plocha křídla $S = 500 * 6\,000 = 3\,000\,000\text{ mm}^2$
- Štíhlost křídla [1]

$$\lambda = \frac{l^2}{S} = \frac{l}{b} = \frac{6000}{500} = 12 \quad (4.1)$$

- Hmotnost modelu $m = 25\text{ kg}$
- Plošné zatížení $q = 83\text{ g/dm}^2$

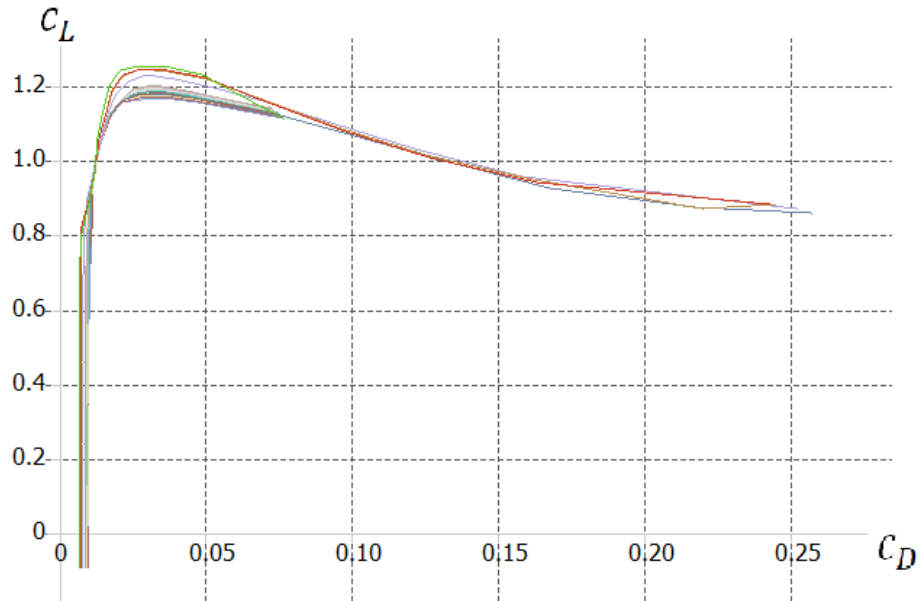


Obr. 4.1: Profil Eppler E209, max. tloušťka 13,72% [7]

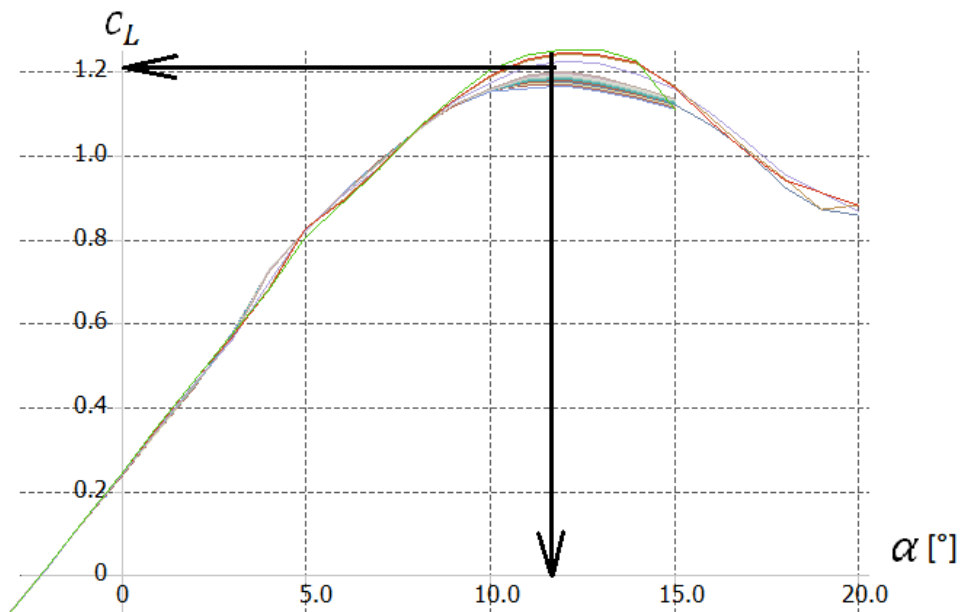
4.1 Aerodynamický výpočet křídla

V programu Xflr5 byly vygenerovány aerodynamické poláry (Obr. 4.2 a Obr. 4.3), z nichž mohly být určeny součinitele vztlaku c_L a odporu c_D v závislosti na úhlu náběhu α pro daný profil. Poláry jsou konstruovány pro konkrétní Reynoldsovo číslo, tzn. pro určitou rychlost letu modelu, která byla i s ohledem na následující výpočet pádové rychlosti zvolena $v = 20\text{ m/s}$. Hodnota Reynoldsova čísla je: [1]

$$Re = \frac{v \cdot b}{\nu} = \frac{20 \cdot 0,5}{1,45 \cdot 10^{-5}} = 690\,000 \quad (4.2)$$



Obr. 4.2: Polára závislosti součinitele vztlaku c_L na součiniteli odporu c_D ; zdroj: vlastní



Obr. 4.3: Polára závislosti součinitele vztlaku c_L na úhlu náběhu α ; zdroj: vlastní

Za předpokladu že se vyrovnají tíhová síla se vztlakovou silou, lze z rovnice pro vztlakovou sílu vyjádřit rychlost letu. Z grafu na Obr. 4.3 byla odečtena maximální hodnota součinitele vztlaku c_L a odpovídající úhel náběhu, ze kterého lze stanovit minimální rychlost letadla (pádovou rychlost).

$$F_L = F_G = m * g = 25 * 9,81 = 245,25 \text{ N} \quad (4.3)$$

Pádová rychlost ($c_{Lmax} = 1,2$; $\alpha_{c_{Lmax}} = 12^\circ$):

$$F_L = \frac{1}{2} * c_L * \rho * S * v^2 \rightarrow v_{min} = \sqrt{\frac{2 * F_L}{c_{Lmax} * S * \rho}} = \sqrt{\frac{2 * 250}{1,2 * 3 * 1,2}} = 10,8 \text{ m/s} \quad (4.4)$$

Ze stejného vzorce byl určen součinitel vztlaku pro běžný letový režim, tj. rychlost $v = 20 \text{ m/s}$:

$$c_L = \frac{2 * F_L}{S * \rho * v^2} = \frac{2 * 245,25}{3 * 1,2 * 20^2} = 0,326 \quad (4.5)$$

a odpovídající úhel náběhu:

$$\alpha_{c_L=0,326} = 1^\circ$$

Zjištěnému součiniteli vztlaku při dané rychlosti letu odpovídá dle výše uvedené aerodynamické poláry úhel náběhu $\alpha = 1^\circ$ a součinitel odporu profilu je roven:

$$c_{DP} = 0,01.$$

Odpor křídla bude ještě navýšen o součinitel indukovaného odporu, jehož hodnota je rovna [1]:

$$c_{Dind} = K * \frac{c_L^2}{\pi * \lambda} = 1,12 * \frac{0,326^2}{\pi * 12,5} = 0,00303 \quad (4.6)$$

kde

K... je opravný součinitel vlivu lichoběžníkového tvaru křídla odečtený z tabulky v literatuře [1]

Celkový odpor křídla je dán součtem odporu profilu a indukovaného odporu.

$$c_{Dk} = c_{DP} + c_{Dind} = 0,01 + 0,00303 = 0,01303 \quad (4.7)$$

Zároveň se změní efektivní úhel náběhu, tzn., že křídlo bude reálně obtékáno pod jiným úhlem, než bylo původně vypočteno. Tato odchylka je vyjádřena vztahem [1]:

$$\alpha_{ef} = \alpha + \frac{c_L}{\pi * \lambda} = 1 + \frac{0,326}{\pi * 12,5} * \frac{180}{\pi} = 1,47^\circ \quad (4.8)$$

O rozdíl mezi návrhovou hodnotou a vypočtenou hodnotou efektivního úhlu náběhu je potřeba změnit úhel nastavení na modelu.

4.2 Pevnostní kontrola křídla

Pevnostní kontrola je nutnou součástí návrhu každého nově vytvářeného dopravního prostředku a u letadel tomu není jinak. Bezpilotní prostředky dosahují mnohdy rozměrů blízkých se skutečným letadlům a je tedy dobré mít co nejpřesnější představu o schopnostech a možnostech stroje. Nejdůležitější částí modelu je jeho nosná plocha neboli křídlo vytvářející potřebnou vztlakovou sílu, která působí proti síle tíhové a udržuje tak model ve vzduchu. Křídlo je pro dobrou dostupnost a snadnou výrobu zhotoveno ze dřeva. Silové zatížení křídla bude přenášet především hlavní nosník, ale část ponese také druhý nosník a potah křídla.

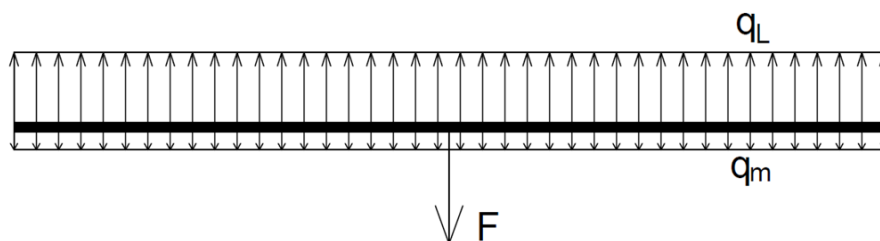
Oba nosníky křídla byly navrženy v konfiguraci horní a dolní pásnice ze smrkových lišt, spojené uprostřed překližkovou stojinou – po níže uvedeném hmotnostním rozboru byly překližkové stojiny nahrazeny balsovými stojinami. U kořene křídla musely být stojiny zesíleny, ale na konci křídla namáhání rychle klesá, a proto je zde zachována původní šířka. [3]

4.2.1 Výpočet namáhání křídla

Uvažujeme zatížení křídla konstantním spojitým zatížením odpovídajícím vztlakové síle, dále spojitým zatížením od vlastní hmotnosti křídla a osamělou silou v místě připojení trupu ke křídlu (viz schéma níže).

Díky symetrii byla při výpočtech uvažována pouze jedna polovina křídla jako nosník vetknutý v místě spojení s trupem.

Ohybový moment byl počítán metodou řezu s počátkem průběžné souřadnice x na konci křídla, tzn., místo $x = \frac{l}{2}$ se nachází uprostřed křídla v místě připojení k trupu (pro výpočet v místě vetknutí). [5]



Obr. 4.4: Schéma zatížení křídla; zdroj: vlastní

Spojité zatížení od vztlakové síly

Bylo uvažováno konstantní rozložení vztlaku podél rozpětí, což je v našem případě více nepříznivá situace oproti reálnému průběhu, kdy hodnota vztlakového zatížení směrem ke konci křídla klesá, a tím vyvoluje menší ohybový moment v místě centrolánu. Jsme tak na straně bezpečnosti.

Velikost spojitěho zatížení byla vyjádřena z následujícího vztahu, kdy suma spojitěho zatížení podél celého rozpětí křídla musí dát hodnotu vztlakové síly.

$$F_L = \int_0^l q_L * dx \rightarrow q_L = \frac{F_L}{l} = \frac{245,25}{6} = 40,88 \text{ N/m} \quad (4.9)$$

Spojité zatížení od hmotnosti křídla

Analogicky k předcházejícímu způsobu bylo určeno také spojitě zatížení od hmotnosti křídla. Hmotnost křídla byla odhadem určena na $m_k = 9\,000 \text{ g}$

$$q_m = -\frac{F_{Gk}}{l} = -\frac{m_k * g}{l} = -\frac{9 * 9,81}{6} \quad (4.10)$$
$$q_m = -14,72 \text{ N/m}$$

Výpočet ohybového momentu

Ohybový moment lze stanovit součtem zatížení od dvou výše uvedených spojitých zatížení. Osamělá síla od hmotnosti trupu se při použité metodě řezu neprojeví od konce křídla až k centrolánu.

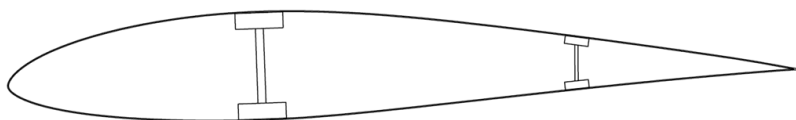
$$M_O(x) = (q_L + q_m) * \frac{x^2}{2} \quad (4.11)$$

Z uvedeného vzorce je patrné, že ohybový moment roste parabolicky až do připojení křídla k trupu, kde nabývá maximální hodnoty, tj.:

$$M_{Omax} = M_O \left(x = \frac{l}{2} \right) = (40,88 - 14,72) * \frac{\left(\frac{6}{2}\right)^2}{2} = 117,72 \text{ Nm} \quad (4.12)$$

4.2.2 Skutečné průřezové charakteristiky

Výpočet kvadratických momentů a modulů průřezu v ohybu byl proveden v programu Autodesk AutoCAD 2018. Do výpočtu byly zahrnuty přední nosník, zadní nosník a potah (viz Obr. 4.5).



Obr. 4.5: Části křídla přenášející silové účinky: přední nosník, zadní nosník, potah; zdroj: vlastní

Výsledné hodnoty shrnuje následující tabulka:

Tab. 4.1: Průřezové charakteristiky prvků křídla

Součást	J_x [mm^3]
hlavní nosník	555 696
zadní nosník	18 500
Potah	285 669
Součet	859 865

Modul průřezu v ohybu se vypočte jako podíl celkového kvadratického momentu a vzdálenosti vnějšího vlákna od neutrálné osy průřezu.

$$W_{Ox} = \frac{J_x}{D_{max}} = \frac{859865}{35} = 24\,568\,mm^3 \quad (4.13)$$

4.2.3 Stanovení bezpečnosti křídla při namáhání v ohybu

Výpočet minimálního modulu průřezu v ohybu W_o :

Ze vzorce pro výpočet ohybového napětí se vyjádří modul průřezu v ohybu:

$$\sigma_o = \frac{M_o}{W_o} \rightarrow W_o = \frac{M_o}{\sigma_o}, \quad (4.14)$$

a po dosazení vstupních hodnot a vynásobením hodnotou přetížení $p = 4$ získáme minimální požadovaný modul průřezu v ohybu.

Dovolené napětí pro smrkové lišty a překližku $\sigma_o = 50 \text{ N/mm}^2$ bylo sníženo bezpečnostním koeficientem $k = 1,5$. [1]

$$\sigma_{Do} = \frac{\sigma_o}{k} = \frac{50}{1,5} = 33,3 \text{ N/mm}^2 \quad (4.15)$$

Přetížení $p = 4$

Pomocí těchto údajů bylo možné dopočítat minimální požadovaný modul průřezu v ohyb $W_{o\min}$:

$$W_{o\min} = \frac{p * M_o}{\sigma_{Do}} = \frac{4 * 117\,720}{33,3} = 14\,126 \text{ mm}^3 \quad (4.16)$$

Kontrola pevnosti křídla na ohyb je provedena porovnáním minimálního a skutečného W_o :

$$W_{o\min} \leq W_{oskut}$$

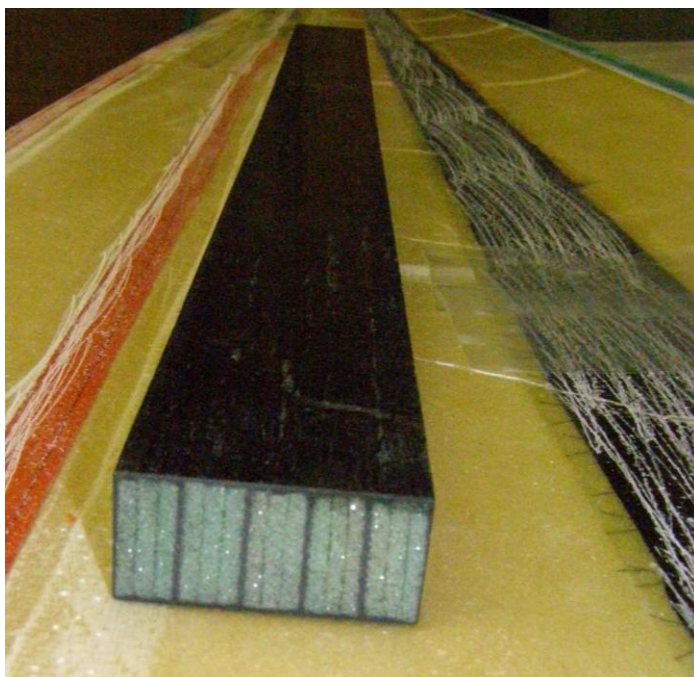
$$14\,126 \leq 24\,568$$

Tato podmínka je splněna, křídlo tedy splňuje požadavky pro daný typ namáhání s celkovou bezpečností:

$$k = \frac{\sigma_{Do}}{\sigma_o} = \frac{\sigma_{Do} * W_o}{M_o} = \frac{33,3 * 25\,881}{117\,720} = 7,33 \quad (4.17)$$

4.3 Spojka křídla

Křídlo je dělené na dvě symetrické poloviny, jejichž propojení a upevnění v trupu mělo být původně zajištěno pomocí kovové spojky uložené v hlavním nosníku. Po hmotnostním rozboru uvedeném níže v této práci však bylo nutné změnit materiál spojky na uhlíkový kompozit olaminovaný kolem pěnového jádra. Spojení uvedených materiálů a správné nadimenzování zaručuje extrémě vysokou pevnost a zároveň houževnatost při zachování nízké hmotnosti.



Obr. 4.6: Spojka křídla používaná na modelu kategorie F5J z rohacellové pěny, uhlíkové punčochy a jednosměrné uhlíkové tkaniny; zdroj:[15]

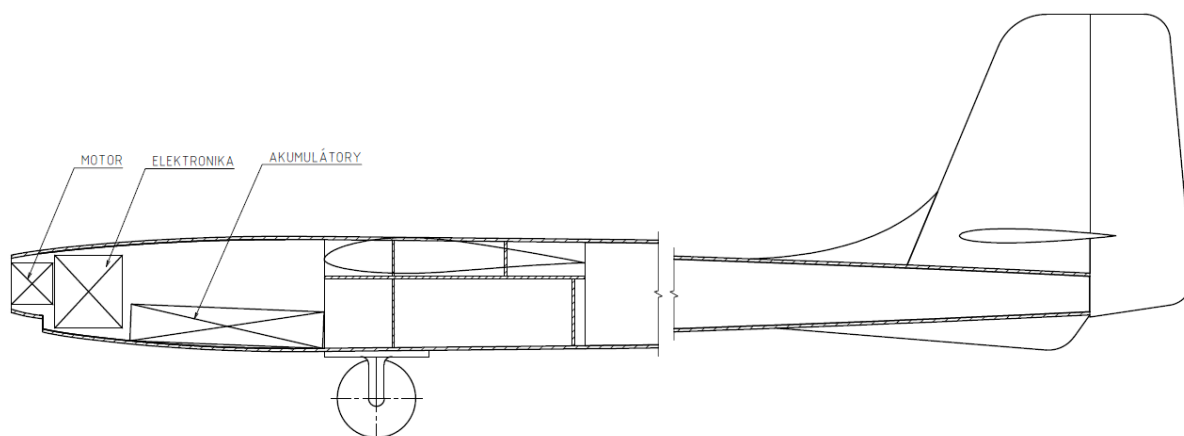
5 NÁVRH TRUPU A OCASNÍCH PLOCH

Svislá ocasní plocha (SOP) tvoří s trupem jeden díl, zatímco vodorovná ocasní plocha (VOP) je dělená na dvě poloviny a přisazuje se k trupu.

5.1 Trup

Trup je u zvolené koncepce modelu druhá největší část. Nese pohonnou jednotku, řídicí elektroniku a propojuje křídlo a ocasní plochy. Musí být tedy dostatečně pevný z důvodu odolání nárazům při přistání a svojí tuhostí zabezpečuje neměnnou polohu ocasních ploch vzhledem ke křídlu. Z aerodynamického hlediska představuje pouze škodlivý odpor, a proto by měl být průřez trupu co nejmenší, stejně tak by měl být minimalizován tzv. omočený povrch. Zde jsou aerodynamické požadavky v rozporu s konstrukčními, trup je tedy výsledkem kompromisu. Poskytuje ale relativně mnoho prostoru pro vyvážení celého modelu. Správným rozmístěním pohonných akumulátorů v definované vzdálenosti před těžištěm lze efektivně vyvážit hmotnost ocasní části a nastavit tak optimální polohu hmotnostního středu modelu.

Vnitřní uspořádání trupu je patrné z *Obr. 5.1*. Vnější konstrukci tvoří bočnice z balsy tl. 6 mm, z vnitřní strany v rozích vyztužené podélnými balsovými lištami. Na několika místech jsou bočnice pro zvýšení tuhosti draku propojeny překližkovými přepážkami, které zároveň vytváří opěrné body pro táhla vedoucí ke kormidlům ocasních ploch. Přední část trupu od uchycení motoru až po uložení křídla bylo nutné zpevnit překližkovými bočnicemi, stejně tak spodní stranu trupu, která bude přenášet nárazy při přistání. V místě uložení křídla je trup rovněž vyztužen systémem překližkových přepážek.



Obr. 5.1: Schéma trupu s naznačeným motorem, letovou elektronikou a akumulátory a tvar SOP; zdroj: vlastní

Na schématu je zobrazen také jednokolový podvozek, který bude sloužit pouze pro zmírnění nárazu při přistání a na vytrvalostní lety je možné ho pro zlepšení aerodynamiky odmontovat. Vzlet letadla bude řešen buď pomocí katapultu, nebo z pojezdového vozíku. [4]

5.1.1 Momentová rovnováha trupu

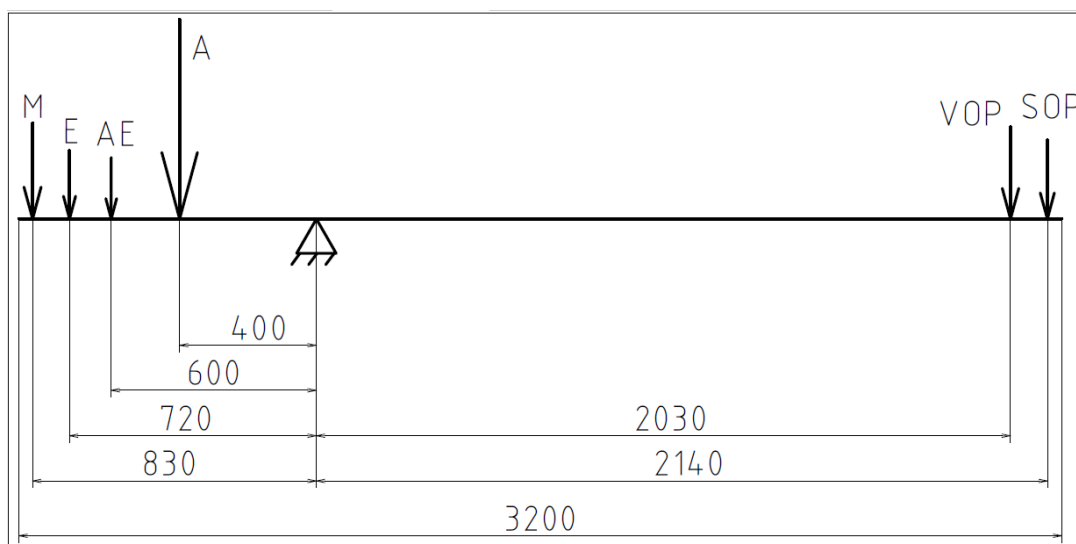
Poloha těžiště výrazně ovlivňuje podélnou stabilitu letadla a jeho ovladatelnost. Pokud by bylo příliš vzadu, letadlo by bylo nestabilní a citlivé na rozruchy v povětří. Naopak těžiště příliš vpředu způsobí malou účinnost VOP a špatnou říditelnost.

Nejvýznamnější komponenty ovlivňující polohu těžiště svojí hmotností a vzájemnou vzdáleností na podélné ose modelu jsou shrnuty v tabulce *Tab. 5.1* a zobrazeny na *Obr. 5.2*. Pro zajištění stability a dobré ovladatelnosti modelu je těžiště pro výpočet momentů uvažováno ve 34 % hloubky profilu (170 mm) od náběžné hrany křídla. Vzdálenost ocasních ploch od křídla je při návrhu prakticky neměnná vzhledem k dané ploše a mohutnosti VOP, a proto je přední část trupu s rozložením všech hmotnostně výrazných komponent upravena tak, aby došlo k vyvážení momentu od ocasních ploch. Vlastní hmotnost trupu není ve výpočtech zahrnuta, neboť se předpokládá, že příspěvek před a za těžištěm se vyrovnají. Lehký balsový drak trupu musí být v přední části výrazně zesílen překližkovými pláty, které nahradí hmotnost zadní části dosahující přibližně do trojnásobné vzdálenosti od centra hmotnosti, než část přední.

Hmotnost křídla zaujímá poměrně velký podíl z celkové hmotnosti modelu, avšak je umístěna téměř dokonale symetricky kolem těžiště, a její vliv na momentovou rovnováhu je zanedbatelný.

Tab. 5.1: Hmotnosti součástí na trupu

Součást	Hmotnost	Vzdálenost před těžištěm
Motor + regulátor	1,0 kg	0,83 m
Akumulátory – základní	4,0 kg	0,4 m
Řídicí elektronika	0,6 kg	0,72 m
Akumulátory – přijímačové	0,5 kg	0,6 m
VOP	0,9 kg	-2,03 m
SOP	0,6 kg	-2,14 m



Obr. 5.2: Momentová rovnováha; zdroj: vlastní

$$\text{Před těžištěm: } M_{oP} = m_M * r_M + m_A * r_A + m_E * r_E + m_{AP} * r_{AP} = 31,6 \text{ Nm} \quad (5.1)$$

$$\text{Za těžištěm: } M_{oZ} = m_{VOP} * r_{VOP} + m_{SOP} * r_{SOP} = -31,1 \text{ Nm} \quad (5.2)$$

Z výpočtu vyplývá, že momenty před a za těžištěm dosahují téměř stejných hodnot, a letadlo je tedy správně vyváženo. V případě potřeby lze změnit polohu těžiště pouhým podélným posunutím pohonných akumulátorů, které zaujímají hmotnostně největší podíl.

5.1.2 Odpor trupu

Povrch trupu je pro zjednodušení brán jako deska rovnoběžně obtékaná proudící tekutinou, motor a vrtule jsou naopak nastaveny kolmo ke směru proudění. Odpor desky obtékané

rovnoběžně s proudem tekutiny je $c'_{Drov} = 0,015$ a odpor desky postavené kolmo k nabíhajícímu proudu tekutiny je $c'_{Dkol} = 1$. [1]

- Odhad omočeného povrchu $S_T = 2\,000\,000\text{ mm}^2$
- Čelní plocha gondoly motoru $S_M = 25\,000\text{ mm}^2$
- Plocha vrtule $S_V = 10\,000\text{ mm}^2$

5.2 Vodorovná ocasní plocha (VOP)

Vodorovná ocasní plocha pomáhá udržovat podélnou stabilitu letadla tím, že vyvažuje klopivý moment od vztlakové síly na křídle. Konstrukce je vyřešena obdobně jako u křídla, tzn., zahrnuje hlavní nosník, pomocný zadní nosník, balsovou lištu na náběžné hraně, balsová žebra a potah z tenkých balsových plátů.

Velikost VOP byla vypočtena ze vzorce pro mohutnost VOP z literatury (rovnice 5.3). Vzdálenost aerodynamických středů (1/4 délky tětiny profilu) křídla a VOP byla předběžně určena na: $r = 1950\text{ mm}$, plocha a hloubka křídla: $S = 300\text{ dm}^2$, $b = 500\text{ mm}$. Mohutnost byla vybrána z tabulky v literatuře: $A = 0,8$. Výsledná plocha VOP se vypočte z uvedených hodnot podle vztahu: [1]

$$S_{VOP} = \frac{A * S * b}{r} = \frac{0,8 * 300 * 5}{19,5} = 61,5\text{ dm}^2 \quad (5.3)$$

Plocha VOP by se měla pohybovat kolem $61,5\text{ dm}^2$. Z technologického hlediska byly zvoleny zaokrouhlené rozměry: rozpětí $2\,000\text{ mm}$ a hloubka 300 mm .

Výběr koncepce VOP probíhal mezi dvěma variantami a byl ovlivněn několika faktory. V obou variantách bylo uvažováno dělení VOP na dvě poloviny vzhledem k rozpětí $2\,000\text{ mm}$ a snaze o přepravu celého modelu konvenčními dopravními prostředky na letiště a snadné manipulaci. První varianta počítala s pevně uchycenou vodorovnou ocasní plochou a pohyblivým kormidlem v poměru ploch 3:2. Ovládání kormidla by bylo řešeno dvěma servy, pro každou polovinu jedním. Oproti tomu druhou možností byla tzv. plovoucí VOP ovládaná jedním táhlem a otočnou pákou ve tvaru L.

Po zvážení výhod a nevýhod obou koncepcí byla zvolena plovoucí VOP. Hloubka profilu je konstantní podél rozpětí, půdorys má tedy obdélníkový tvar. V místě uchycení k trupu je

vybrání, které umožňuje pohyb směrového kormidla, jinak by docházelo ke kolizi obou kormidel při jiných než rovnovážných výchylkách. [2]

- Profil NACA0009
- Součinitel odporu $c'_{DVOP} = 0,01$
- Hloubka VOP $b_{VOP} = 300 \text{ mm}$
- Rozpětí VOP $l_{VOP} = 2000 \text{ mm}$
- Plocha VOP $S_{VOP} = 300 * 2000 = 600\,000 \text{ mm}^2$

5.3 Svislá ocasní plocha (SOP)

Svislá ocasní plocha zajišťuje stranovou stabilitu a pomáhá řídit směr letu. Je dělená na přední kýlovku (pevnou část) a kormidlo, které je oproti výškovému kormidlu vcelku. Tvar je znázorněn na *Obr. 5.1*. Směrem shora dolů se hloubka kormidla rozšiřuje z důvodu snahy minimalizovat přídavný a neúčinný moment způsobený nesymetrií plochy kormidla kolem vodorovné osy trupu. Konstrukce je celobalsová. [2]

- Profil NACA0009
- Součinitel odporu $c'_{DSOP} = 0,01$
- Střední hloubka SOP $b_{SOP} = 300 \text{ mm}$
- Výška SOP $h_{SOP} = 600 \text{ mm}$
- Plocha SOP: $S_{SOP} = 300 * 600 = 180\,000 \text{ mm}^2$

6 VÝPOČET VÝKONŮ MODELU

Nyní lze přistoupit k určení vlastností modelu. Na výkonech letadla se podílí především hlavní nosná plocha – křídlo. Ostatní části přidávají pouze škodlivý odpor, na jehož výpočet je zaměřena tato kapitola.

6.1 Celkový odpor modelu

Pro určení potřebného tahu motoru při ustáleném vodorovném letu je nutné znát, alespoň přibližně, celkový odpor modelu, na němž se podílí všechny součásti. V následujícím textu je proveden výpočet součinitelů odporu pro jednotlivé součásti.

6.1.1 Přepočtení součinitelů odporu na plochu křídla

V následující části je znázorněn přepočtení součinitelů odporu jednotlivých částí letadla vztažených na plochu křídla. Výsledek lze použít pro výpočet výkonu modelu. [1]

Odpor VOP:

$$c_{DVOP} = c'_{DVOP} * \frac{S_{VOP}}{S} = 0,01 * \frac{600\ 000}{3\ 000\ 000} = 0,001\ 9 \quad (6.1)$$

Odpor SOP:

$$c_{DSOP} = c'_{DSOP} * \frac{S_{SOP}}{S} = 0,01 * \frac{180\ 000}{3\ 000\ 000} = 0,000\ 58 \quad (6.2)$$

Odpor trupu:

$$c_{DT} = c'_{Drov} * \frac{S_T}{S} = 0,015 * \frac{2\ 000\ 000}{3\ 000\ 000} = 0,009\ 6 \quad (6.3)$$

Odpor motoru:

$$c_{DM} = c'_{Dkol} * \frac{S_M}{S} = 1 * \frac{25\ 000}{3\ 000\ 000} = 0,008 \quad (6.4)$$

Odpor vrtule:

$$c_{DV} = c'_{Dkol} * \frac{S_V}{S} = 1 * \frac{10\ 000}{3\ 000\ 000} = 0,003\ 2 \quad (6.5)$$

Celkový odpor modelu:

$$\begin{aligned}c_D &= c_{Dk} + c_{DVOP} + c_{DSOP} + c_{DT} + c_{DM} + c_{DV} \\ &= 0,013\ 03 + 0,001\ 9 + 0,000\ 58 + 0,009\ 6 + 0,008 + 0,003\ 2\end{aligned}\quad (6.6)$$

$$c_D = 0,036\ 3$$

6.2 Návrh pohonné jednotky a výdrže modelu ve vzduchu

Pomocí součinitele odporu modelu a známé rychlosti letu je možné určit odporovou sílu, kterou musí překonávat pohonná jednotka. V případě, že bychom požadovali přesný aerodynamický rozbor letadla, bylo by nutné zkonstruovat novou poláru, kde by byl zahrnut vliv všech částí. Pro výpočet odporové síly, kterou překonává pohonná jednotka, však postačí součinitel odporu modelu zjištěný v předcházející části. Pro ustálený vodorovný let je odporová síla: [6]

$$F_D = \frac{1}{2} * c_D * \rho * S * v^2 = \frac{1}{2} * 0,0363 * 1,2 * 3,125 * 20^2 = 27,4\ \text{N}\quad (6.7)$$

a potřebný výkon pohonné jednotky:

$$P = F_D * v = 27,4 * 20 = 547\ \text{W}\quad (6.8)$$

Vypočítaný výkon odpovídá ustálenému vodorovnému letu a při výběru pohonné jednotky je navýšen na cca 3 kW pro možnost startu ze země.

Z katalogu firmy AXI [14] byl vybrán motor AXI 5330/18 GOLD LINE V2, jehož parametry jsou:

- Maximální výkon 2870 W
- Maximální účinnost 92 %
- Rozměry 63 x 68,2 mm
- Hmotnost 672 g

K tomuto motoru je od výrobce doporučena vrtule o rozměrech 18,5" x 12".

Přesný výpočet doby setrvání ve vzduchu je značně složitý a navíc je ovlivněn mnoha faktory, jako počasí (vítr, termická aktivita), styl letu, počet a rychlost úseků stoupání apod. Proto byl proveden pouze zjednodušený výpočet, který dává hrubou představu pro daný typ elektromotoru a velikost akumulátorů.

- Kapacita akumulátorů $K = 64\,000\text{ mAh}$
- Hmotnost akumulátorů $m_{Ak} = 7\,940\text{ g}$
- Napětí 10S LiPo akumulátorů $U = 37\text{ V}$
- Účinnost pohonné sestavy (vrtule + motor + regulátor + řízení) $\eta_P = 0,6$
- Příkon motoru:

$$P_0 = \frac{P}{\eta_P} = \frac{574}{0,6} = 912\text{ W} \quad (6.9)$$

- Odebíraný proud (Drive calc): $I = 30\text{ A}$
- Výdrž ve vzduchu:

$$t = \frac{K}{I} = \frac{64\,000}{30\,000} = 2,13\text{ hod} \quad (6.10)$$

Výpočet letové doby platí za předpokladu, že odběr energie má v rovnici 6.10 konstantní hodnotu. Tento průběh je čistě teoretický, neboť při reálném letu bude výkon více či méně kolísat s aktuálním vývojem povětrnostních podmínkách, s konkrétním účelem letu apod. Pro reálnou představu o výdrži modelu ve vzduchu je proto nutné vypočtenou dobu letu vždy snížit v závislosti na očekávaných podmínkách letu (přibližně o 10 %).

Vypočtená doba letu závisí z velké části na kapacitě akumulátorů, kterou lze operativně měnit. Díky relativně malému plošnému zatížení lze vyplňovat hmotnostní rezervu modelu právě dalšími akumulátory, a tím účinně prodlužovat výdrž ve vzduchu. Například dvojnásobné navýšení kapacity se projeví vzrůstem hmotnosti téměř o 8 000 g, což odpovídá 32 % hmotnosti modelu a letové parametry se změní jen nepatrně. Doba letu se tímto krokem navýší až o 90 %. Při radikálním navyšování hmotnosti akumulátorů se však sníží ovladatelnost modelu a hlavně je potřeba výpočtem ověřit pevnost křídla, zda odolá nadměrnému zatížení.

7 KONSTRUKČNÍ ČÁST

Na základě předcházejícího návrhu bylo možné začít s výrobou bezpilotního prostředku. Vzhledem k omezenému rozsahu této práce bude dále podrobně popsáno pouze konstrukční řešení křídla, jakožto hlavní nosné plochy modelu, přesněji řečeno, budou vyzdviženy klíčové uzly, které se řešily při konstrukční činnosti.

7.1 Hmotnostní rozbor

Po vyrobení exemplářů všech součástí potřebných ke stavbě (pásnice, stojiny, žebra, lišta na náběžnou hranu, překližka na potah) byla provedena hmotnostní analýza s cílem odhadnout výslednou hmotnost křídla. Následující tabulka zachycuje předpokládanou hmotnost křídla „na sucho“, tj. bez započítání pojivových materiálů a povrchových úprav (lakování).

Tab. 7.1: Hmotnostní podíl jednotlivých součástí na celkové hmotnosti modelu

Součást	Příspěvek	
	Hmotnost [g]	Podíl z hmotnosti křídla [%]
Pásnice HN	2 120	15,7
Stojiny HN	1 060	7,9
Pásnice ZN	550	4,1
Stojiny ZN	255	1,9
Žebra	910	6,7
Lišta na náb. hraně	250	1,9
Potah	2 940	21,8
Spojka křídla	4 400	32,6
Avionika, serva, výztuhy	1 000	7,4
Celkem křídlo	13 485	100

Z výše uvedené tabulky je patrné, které komponenty přispívají svojí hmotností nejvíce. Jsou to zejména spojka křídla, hlavní nosník a potah, na které připadá 32,6% respektive 23,6% a 21,8% z celkové hmotnosti křídla.

Výsledek hmotnostního rozboru byl velmi přínosný, neboť poukázal na rezervy při prvotním návrhu, a na to, že je zapotřebí podniknout opatření ke snížení hmotnosti nosné plochy. Rovněž bylo zjištěno, které části jsou nejtěžší, a je dobré zaměřit se na ně při redukování hmotnosti. Bylo zde několik možností, jak takové úspory dosáhnout:

7.1.1 Úprava spojky křídla

Nejtěžší součást křídla, která sice přenáší největší zatížení, na kterou ale zároveň připadá téměř třetina celkové hmotnosti křídla. Zde bylo nutné změnit celou koncepci spojky, kde zůstal zachován pouze prostor pro spojku určený, tj. že vyplňuje prostor mezi pásnicemi hlavního nosníku a zasahuje od centoplánu do vzdálenosti 300 mm do křídla.

Při použití lehkého jádra uzavřeného laminátovou skořepinou bude radikálně snížena hmotnost až o 3 500 g při zachování stejné pevnosti spojky. Obdobná konstrukce se běžně používá u RC modelů větších kategorií (viz *Obr. 4.6*).

7.1.2 Odlehčení potahu

Snížení hmotnosti potahu lze dosáhnout dvěma způsoby:

- Zmenšení tloušťky použité překližky z 0,6 mm na 0,4 mm
- Potažení pouze přední části křídla a na zadní část použít lehčí nažehlovací fólii.

Obě uvedené možnosti jsou však v rozporu s požadavkem na co nejstriktnější dodržení tvaru profilu. Jak při zeslabení tloušťky potahu, tak v případě potažení zadní části křídla fólií se povrch křídla příliš deformuje prověšením v mezerách mezi žebry a není odolný proti povrchovému poškození.

7.1.3 Odlehčení kostry

Z předešlého odstavce jasně vyplývá, že redukce hmotnosti musela být realizována na kostře křídla, a to následujícím způsobem. Primárně bylo nezbytné zachovat tuhost konstrukce v oblasti centropoplánu, kde působí největší ohybový moment.

7.1.4 Odlehčení nosníku

Smrkové lišty byly na poslední třetině rozpětí částečně nahrazeny lištami balsovémi při zachování stejného průřezu nosníku. Dále stojiny předního i zadního nosníku mohou být také balsové, jelikož leží blízko neutrálné osy nosníku a tím pádem nepřenáší téměř žádné namáhání.

7.1.5 Odlehčení žebry

Další možnou modifikací je rozšíření mezer mezi žebry a tím snížení jejich počtu. Získaný hmotnostní rozdíl je ale zanedbatelný a navíc se zvyšuje riziko nedodržení tvaru profilu mezi žebry.

Zde je přijatelné pouze vytvoření odlehčovacích otvorů uvnitř žebry, kdy množství odebraného materiálu je značné. Toto opatření bylo však provedeno už při prvotním návrhu a proto se při redukci hmotnosti neprojeví.

7.2 Příprava potahu

Mírně netradičním se zdá být pojetí potažení křídla tuhým potahem, který je průběžný od odtokové hrany přes spodní stranu, poté ohnutý přes náběžnou hranu a v jednom kuse uzavřen opět na odtokové hraně.

Zatímco u starších kluzáků s mohutnějšími nosnými plochami a profily se běžně aplikuje tvarovaný překližkový plát kolem náběžné hrany, u modelů menších rozměrů se s tím příliš často nesetkáme. Především kvůli problematickému tvarování tuhé překližky s omezenou elasticitou kolem malého poloměru náběžné hrany. Potah většinou končí před náběžnou hranou, kde ještě není profil tolik zakřivený a poté je k němu přisazena lišta o požadovaném tvaru náběžné části profilu.

7.2.1 Popis technologie ohýbání potahu

K vytvarování překližkových plátů byla použita vlastní technologie napařování spojená se zatěžkáním plátů ve speciálním přípravku.

Opěrné stěny přípravku svírají úhel 60° , který přibližně odpovídá úhlu přední části profilu, kde má křivka profilu nejmenší poloměr zakřivení. Napětí v překližce je vyvozováno pomocí rovnoměrně rozložených závaží. Mezi nimi a ohýbaným plátem je ocelová kruhová tyč se shodným poloměrem, jako má náběžná hrana profilu. Uprostřed mezi opěrnými deska-

mi je spára o šířce 5 mm umožňující přívod páry přímo do místa ohybu. Pára je vyvíjena parním čističem na konci opatřeným úzkou tryskou. Závaží je přidáváno postupně po dobu cca 4 dnů, vždy bezprostředně po napaření ohýbaného plátu, dokud není dosaženo požadovaného poloměru.



Obr. 7.1: Přípravek pro ohýbání překližkových plátů na potah křídla včetně zkušební vzorku; zdroj: vlastní

7.3 Forma na stavbu křídla

Konstrukční křídlo vyžaduje vyšší technologické požadavky. Kromě samotné konstrukce křídla je potřeba zhotovit kvalitní, přesnou a dostatečně tuhou formu, která zajistí stabilní oporu pro stavbu křídla. V úvahu přicházely dvě varianty formy.

7.3.1 Varianta formy K

Dřevěná konstrukční z příčných šablon s negativním tvarem spodní strany profilu pokrytými překližkovými pláty pro vytvoření kontinuální plochy. Takto vytvořená forma by byla velmi tuhá a odolala by i větší hmotnosti při zatěžkávání křídla při stavbě. Jednotlivé díly – dřevěné šablony – je možné běžně zhotovit v toleranci $\pm 0,1\text{mm}$ pomocí laserového CNC vyřezávacího stroje. Její výroba je však zdlouhavá a poněkud náročná na přesnost sestavení a vyskytuje se zde příliš mnoho navazujících spojení jednotlivých dílů formy, kde hrozí riziko výrobní nepřesnosti.

7.3.2 Varianta formy PS

Polystyrenová forma – negativní tvar spodní strany profilu vyříznutý z tvrzeného (extrudovaného) polystyrenu. Polystyrenové desky jsou připevněny na tuhou pracovní desku. Jednoduchá koncepce, u které je možné dosáhnout přesnosti dodržení funkční plochy až 0,2 mm při vyřezávání odporovým drátem. Tato přesnost se nepatrně sníží při instalaci polystyrenového dílu na dřevěnou pracovní desku, ale stále je pro danou aplikaci plně dostačující. Nevýhodou polystyrenové šablony je bohužel relativně měkký povrch, a tedy potenciální možnost promáčknutí. Manipulace a konstrukční práce proto vyžadují zvýšenou opatrnost. Dále je potřeba „know-how“ v oblasti zpracování umělého materiálu – polystyrenu, zejména nastavení správných parametrů vyřezávacího stroje využívajícího vysoké teploty rozžhaveného kovového vlákna. Může dojít například k prověšení odporového drátu a tím ke zvlnění funkční plochy.

7.3.3 Výběr varianty formy

Jako výsledek rozhodovacího procesu byla zvolena varianta PS – polystyrenová forma. Výroba pouze jedné funkční plochy na dílu, který navazuje pouze na rovnou plochu desky a z toho plynoucí minimalizace možnosti vzniku výrobních nepřesností převýšila výhody dřevěné formy. Výběr vhodné varianty je znázorněn v následující tabulce.

Tab. 8.2: Rozhodovací tabulka pro volbu varianty šablony na stavbu křídla

Kritérium	Varianta K	Varianta PS
tuhost formy	-	+
povrchová tvrdost	+	-
horizontální a vertikální přesnost uložení	-	+
přesnost dodržení tvaru profilu	+	-
jednoduchost výroby	-	+

8 POUŽITÝ SOFTWARE

Aerodynamické poláry byly vytvořeny v programu XFLR5 po implementaci profilu křídla z databáze airfoiltools.com.

Elektronické vypracování podkladů pro výrobu komponentů a výkresová dokumentace včetně komunikace se softwarem výrobních CNC strojů je řešena v programu Autodesk AutoCAD 2018 a Autodesk Inventor 2018.

Pro výpočty zatížení křídla, výkonů modelu a tvorbu tabulek byl použit program Microsoft Office Excel.

Upřesnění výkonu pohonné jednotky a optimalizace letových parametrů, především odebíraného proudu z akumulátorů k motoru byly řešeny v programu Drive-calc.

9 ZÁVĚR

Cíle práce podrobně rozepsané v úvodní části této práce byly splněny. Nejprve jsem provedl typový návrh bezpilotního prostředku sloužícího experimentálním účelům, zejména zkoušení výdrže ve vzduchu. Zde byly dodrženy předpisy pro hmotnostní kategorie bezpilotních prostředků a byly určeny proporce a uspořádání nosné plochy, ocasních ploch a tvar trupu. Vzhledem k dostupným prostředkům a výrobě pouze jednoho modelu bylo zvoleno dřevo jako materiál na konstrukci.

V další části byly navrženy rozměry křídla a profil. Byl použit modelářský profil Eppler E209 převzatý z webové databáze profilů, který je vhodný díky relativně malé velikosti letadla – pohybujeme se stále ještě v oblasti modelů, a tím i nižších Reynoldsových čísel. Vypočítal jsem charakteristiky tohoto profilu pro konkrétní parametry modelu, a z nich jsem určil letové vlastnosti bezpilotního prostředku. Vnitřní uspořádání zahrnuje dva nosníky, tuhý potah a žebra jako oporu potahu. Pro stranovou říditelnost jsou z křídla oddělena křídélka. Rovněž jsem výpočtem ověřil pevnost křídla při namáhání v ohybu. Konstrukce je pro danou hmotnost modelu a předpokládané přetížení vyhovující s celkovou bezpečností 7,33.

Poté jsem navrhl ocasní plochy v klasickém uspořádání, tj. vodorovná ocasní plocha (VOP) a svislá ocasní plocha (SOP). Výběrem ze dvou variant prokázala více výhod koncepce plovoucí VOP dělená na dvě symetrické poloviny, konstrukčně podobná křídlu. SOP je dělená na pevnou část a kormidlo.

Kapitola o návrhu ocasních ploch se mimo jiné zabývá i problematikou trupu uvedenou navíc oproti cílům práce, ale zřejmě nezbytnou pro správné určení výkonů bezpilotního prostředku. Pro přesné výpočty je totiž nutné znát konkrétní geometrii a hmotnostní poměry celého modelu. Uvnitř trupu je umístěna pohonná jednotka, napájecí akumulátory, řídicí elektronika a serva pro ocasní kormidla. Přesným umístěním těchto komponent jsem dosáhl požadovaného vyvážení modelu.

Ze zjištěných součinitelů vztlaku a odporu bylo možné odvodit potřebný výkon pohonné jednotky a z katalogu tuto jednotku, zahrnující stejnosměrný elektromotor, vrtuli a regulátor, vybrat. Ve spolupráci s kolegy na Ústavu mechaniky tekutin a termodynamiky byly vybrány pohonné akumulátory a dalším výpočtem zjištěna maximální doba, po kterou je model schopen setrvat ve vzduchu. Čas cca 2,13 hod. se dá v dané velikostní kategorii označit za dobrý výkon, který poskytuje při cestovní rychlosti modelu poměrně velký akční rádius.

Vzhledem k vysokému koeficientu bezpečnosti při namáhání křídla lze operativně navýšit kapacitu akumulátorů až na dvojnásobek, tzn. celkově na 16 kg. Tímto krokem získáme letovou dobu téměř dvojnásobnou, tj. cca 4 hod.

Závěrečná část se zabývá konstrukčním řešením realizovaným v laboratořích Ústavu mechaniky tekutin a termodynamiky. Výrobní výkresy jsem poskytl pracovníkům v dílnách, kteří podle nich zhotovily polotovary žeber, stojin a pásnic nosníků křídla. Vlastní technologií jsem vytvaroval překližkové pláty jako polotovary na potah. Z těchto dílů jsem poté slepil celou konstrukci křídla. V průběhu konstruování jsem provedl kontrolu hmotnosti jednotlivých součástí a na základě tohoto rozboru byl vyměněn materiál některých méně namáhaných částí za lehčí. Rovněž s pomocí kolegů v dílnách byly navrženy a vyrobeny polystyrenové formy na stavbu křídla a přípravek na ohýbání překližkových plátů na potah. V době psaní této práce probíhá práce na stavbě ocasních ploch a trupu.

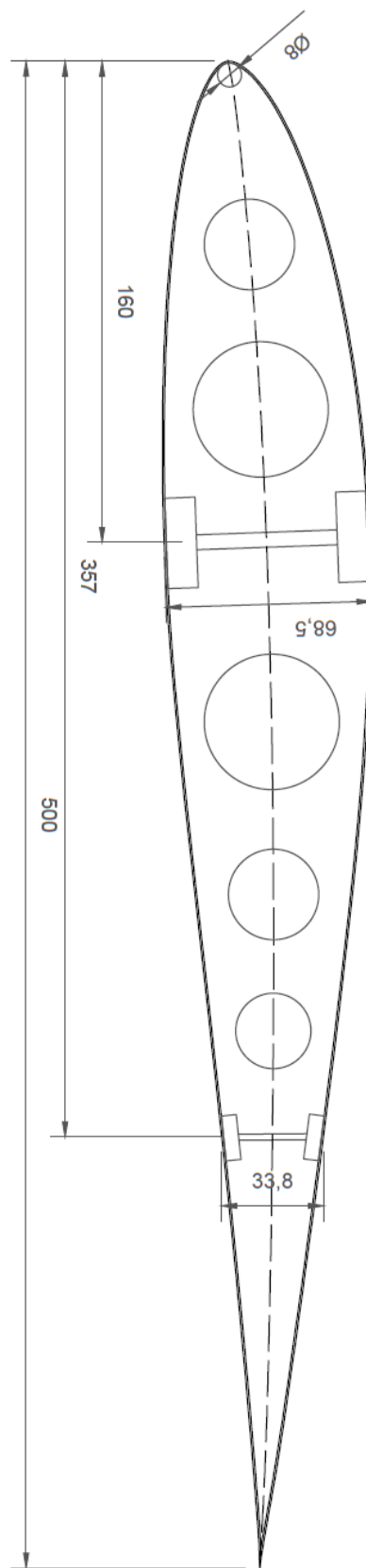
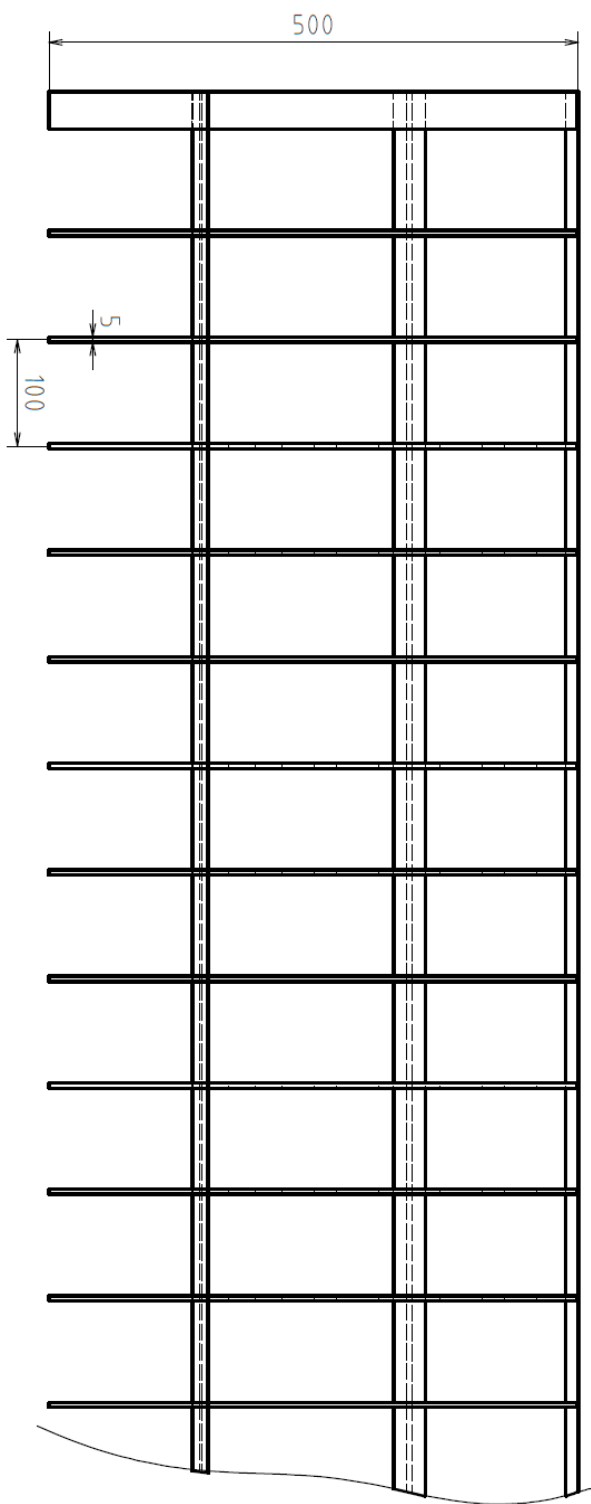
Tato práce a její výsledky mohou být použity jako podklad pro navazující studie týkající se zejména ověření vypočtené výdrže ve vzduchu. Bezpilotní prostředek bude možné použít pro škálu dalších experimentů v oblasti navigace pomocí autopilota, automatických činností letadla, aerodynamiky nebo zkoumání atmosférických jevů.

Literatura

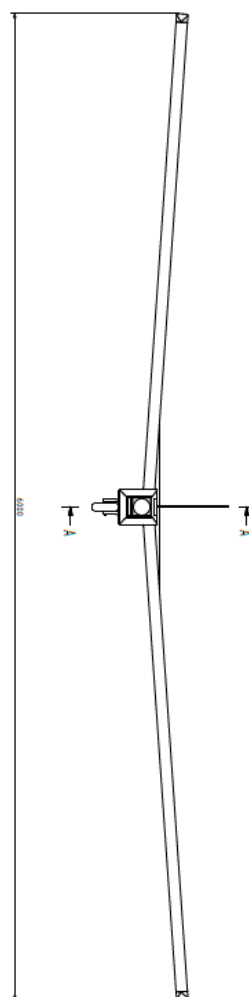
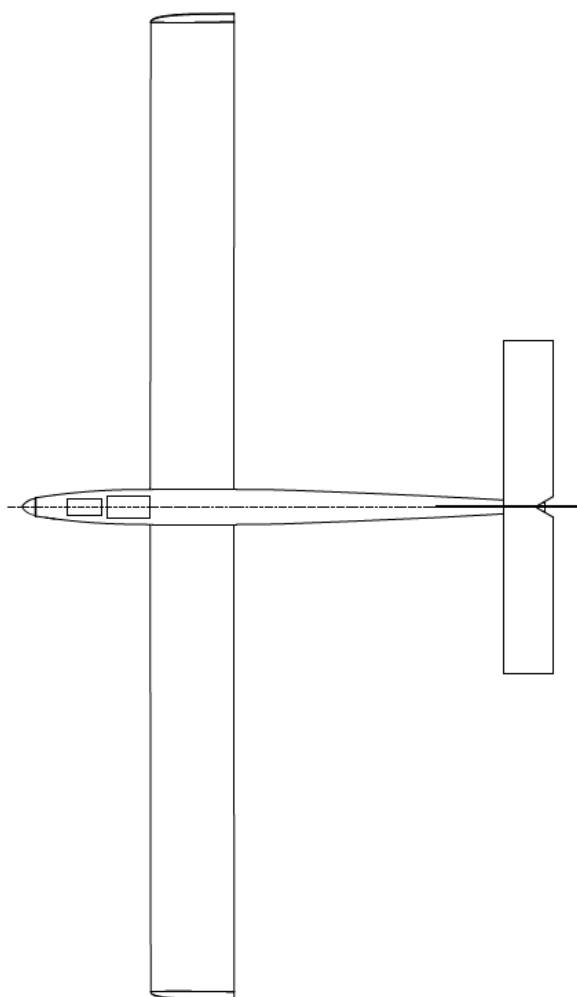
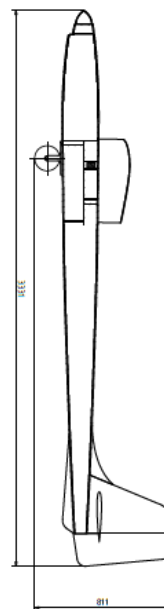
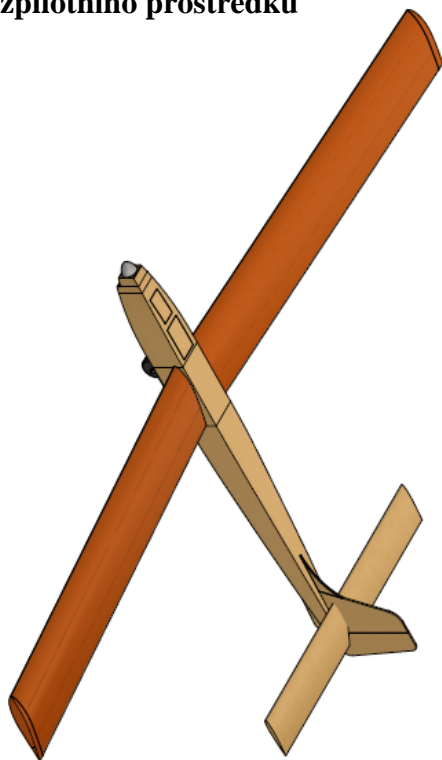
- [1] MUSIL, Miroslav. *Aerodynamika moderních leteckých modelů*. Naše vojsko. SVA-ZARM. 1978. Praha. ISBN 28-070-78.
- [2] MERTL, Vlastimil. *Konstrukce a projektování letadel*. Vyd. 1. Brno: PC-DIR Real, 2000, 133 s. Učební texty vysokých škol (Vysoké učení technické v Brně. Fakulta strojního inženýrství). ISBN 80-214-1789-7.
- [3] TŮMA, Jiří. *LETADLA: Pro učební a studijní obory na SOU*. 1. Vyd.: SNTL, 1981. 120 s. ISBN 04-225-81.
- [4] *Letecké modely: radíme, informujeme, navrhujeme*. Vyd.: Modela – podnik ÚV Svazarmu. Moravské tiskařské závody n. p. Ostrava. 1983. Katalogové číslo 6304.
- [5] *Konstrukce křídla*. [online]. Dušan Slavětinský: O letadlech. 2010. [cit. 20.11.2017] Dostupné z: http://www.slavetind.cz/stavba/konstrukce/Konstrukcekridla.aspx#zal_obr1
- [6] *Design of small hand-launched solar-powered UAVs : From concept study to a multi-day world endurance record flight* [online]. Philipp Oettershagen. Swiss Federal Institute of Technology Zurich [cit. 17.3.2018] Dostupné z: http://www.atlantiksolar.ethz.ch/wp-content/downloads/publications/JFR_81hFlight_paper_final.pdf
- [7] *UIUC Airfoil coordinates database* [online]. 2018. UIUC Applied Aerodynamics Group. [cit. 26.10.2017] Dostupné z: http://m-selig.ae.illinois.edu/ads/coord_database.html
- [8] *UAV Morana* [online]. Mara drone solution. 2017. [cit. 17.5.2018] Dostupné z: <http://mara-drone.com/en/product/uav-morana/>
- [9] *YFT-268S fixed wing police UAV* [online]. Jiangsu Digital Eagle Technology Development Co., Ltd. 2017. [cit. 17.5.2018] Dostupné z: <http://www.digitaleagle-uav.com/YFT-268S-pd6823565.html>
- [10] *The Tempest – unmanned fixed wing drone*. [online]. UASUSA. 2015 [cit. 17.5.2018] Dostupné z: <http://www.uasusa.com/products-services/aircraft/the-tempest.html>
- [11] *EOS Mini-UAS*. [online]. Unmanned Systems Technology. 2017 [cit. 17.5.2018] Dostupné z: <http://www.unmannedsystemstechnology.com/company/threod-systems/>
- [12] *DJI's fixed-wing VTOL drone in action plus more photos and specifications*. [online]. DJI. 2018. [cit. 17.5.2018] Dostupné z: <https://dronedji.com/2018/02/21/djis-vtol-fixed-wing-quadcopter-drone/>
- [13] *Fly the Lancaster 5*. [online]. PrecisionHawk. 2016 [cit. 17.5.2018] Dostupné z: <https://www.precisionhawk.com/drones/lancaster>
- [14] *Aktuální katalog Axi – model motors*. [online]. 2018 [cit. 28.3.2018] Dostupné z: http://www.modelmotors.cz/file/wisiwig/files/actual_katalog_lr.pdf
- [15] *Stingray 3800 (EDF)* [online]. Bačinský F3x. 2018 [cit. 21.5.2018] Dostupné z: <http://f3x.mypage.cz/menu/stingray-3800-edf>

10 PŘÍLOHY

Vnitřní uspořádání křídla



Výkres modelu bezpilotního prostředku



Umístění kostry křídla při lepení v šabloně



Jedna polovina křídla po slepení

