



**FAKULTA  
STROJNÍ  
ČVUT V PRAZE**

## **Ústav mechaniky tekutin a termodynamiky**

**Základní návrh rozměrů UAV  
s vlastnostmi VTOL**

**The Basic Design of VTOL UAV**

**BAKALÁŘSKÁ PRÁCE**

**2018**

**František FRANTÁL**

**Studijní program:** B2342 TEORETICKÝ ZÁKLAD STROJNÍHO  
INŽENÝRSTVÍ  
**Studijní obor:** 2301R000 Studijní program je bezoborový  
**Vedoucí práce:** prof. Ing. Jiří Nožička, CSc.

## I. OSOBNÍ A STUDIJNÍ ÚDAJE

Příjmení: **Frantál** Jméno: **František** Osobní číslo: **458527**  
Fakulta/ústav: **Fakulta strojní**  
Zadávací katedra/ústav: **Ústav mechaniky tekutin a termodynamiky**  
Studijní program: **Teoretický základ strojního inženýrství**  
Studijní obor: **bez oboru**

## II. ÚDAJE K BAKALÁŘSKÉ PRÁCI

Název bakalářské práce:

**Základní návrh rozměrů UAV s vlastnostmi VTOL**

Název bakalářské práce anglicky:

**The Basic Design of VTOL UAV**

Pokyny pro vypracování:

1. Proveďte rešerši UAV s vlastnostmi VTOL.
  2. Vyberte vhodnou koncepci pro realizaci v podmínkách laboratoře U12112.
  3. Proveďte základní aerodynamický a pevnostní návrh a určete vhodné rozměry UAV.
  4. Navrhněte vhodnou pohonnou jednotku, pohonné baterie a jejich uložení v UAV.
  5. Zpracujte základní technickou dokumentaci.
- Rozsah práce: cca 30 stran plus přílohy.

Seznam doporučené literatury:

Dle doporučení vedoucího BP.

Jméno a pracoviště vedoucí(ho) bakalářské práce:

**prof. Ing. Jiří Nožička, CSc., 12112**

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

Datum zadání bakalářské práce: **30.04.2018**

Termín odevzdání bakalářské práce: **23.08.2018**

Platnost zadání bakalářské práce: **29.04.2019**

\_\_\_\_\_  
prof. Ing. Jiří Nožička, CSc.  
podpis vedoucí(ho) práce

\_\_\_\_\_  
prof. Ing. Jiří Nožička, CSc.  
podpis vedoucí(ho) ústavu/katedry

\_\_\_\_\_  
prof. Ing. Michael Valášek, DrSc.  
podpis děkana(ky)

## III. PŘEVZETÍ ZADÁNÍ

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

\_\_\_\_\_  
Datum převzetí zadání

\_\_\_\_\_  
Podpis studenta



## PROHLÁŠENÍ

Prohlašuji, že jsem svou bakalářskou práci vypracoval samostatně a použil jsem pouze podklady (literaturu, projekty, SW atd.) uvedené v příloženém seznamu.

Nemám závažný důvod proti užití tohoto školního díla ve smyslu § 60 zákona č. 121/2000 Sb., o právu autorském, o právech souvisejících s právem autorským a o změně některých zákonů (autorský zákon).

V Praze dne .....

.....

František Frantál

## PODĚKOVÁNÍ

Tímto bych rád poděkoval vedoucímu práce, profesoru Ing. Jiřímu Nožičkovi, Csc. za poskytnutí cenných odborných rad a doporučení. Velké poděkování patří také dalším zaměstnancům Ústavu mechaniky tekutin a termodynamiky, díky kterým jsem byl schopen realizovat tento projekt bezpilotního samokřídla. Nakonec bych rád poděkoval svým blízkým a rodině za podporu, díky které jsem mohl věnovat maximum času této práci.

## **ABSTRAKT**

V této práci byl zkoumán a navržen vhodný koncept bezpilotního létajícího prostředku se schopnostmi vertikálního vzletu a přistání v podobě dvoumotorového šípového samokřídla, letounu, který nemá trup ani ocasní plochy. Celý koncept byl navrhován pro účel krátkých experimentálních letů, během kterých by bylo možné získávat data o letových vlastnostech samokřídla. Byl vypracován aerodynamický a pevnostní návrh zvoleného konceptu s ohledem na požadovanou minimální letovou hmotnost a maximální užitečné zatížení. Dále byla navržena pohonná jednotka s bateriemi včetně jejich uložení v samokřídle a byla určena minimální letová výdrž. Nakonec byla vytvořena výkresová dokumentace sestavy s kusovníkem, podle které by bylo možné v budoucnu bezpilotní létající prostředek postavit.

## **KLÍČOVÁ SLOVA**

návrh UAV-VTOL; aerodynamický návrh; pevnostní návrh; samokřídlo; bezpilotní létající prostředek se schopnostmi vertikálního vzletu a přistání; překlopný rotor; šípové křídlo; užitečné zatížení

## **SUMMARY**

This bachelor's work is focussed on the basic design of UAV-VTOL. UAV-VTOL is in the form of flying swept wing with two tilt rotors. It was designed in the manner of short experimental flights while the aerodynamic data could be measured. Aerodynamic design was projected and then the stress analysis of UAV-VTOL construction was worked out. Construction was designed in order to be as lightweight as possible because of the need of useful weight. The next step was projecting of the propulsion unit with batteries and their storage in the flying wing. After that the endurance of flight was calculated. In the end the drawing documentation of UAV-VTOL was created and according to that it could be constructed.

## **KEYWORDS**

Design of UAV-VTOL; aerodynamic design; stress analyses; flying wing; unmanned aerial vehicle with vertical take-off and landing; tilt rotor; swept wing; useful weight

## OBSAH

1. ÚVOD .....	11
2. UAV S VLASTNOSTMI VTOL .....	12
2.1. KONCEPTY UAV-VTOL .....	12
2.1.1. PŘEKLOPNÝ ROTOR .....	13
2.1.2. PŘEKLOPNÉ KŘÍDLO .....	13
2.1.3. ZMĚNA SMĚRU VEKTORU TAHU (OHYB TAHU) .....	14
2.2. PŘEHLED EXISTUJÍCÍCH TYPŮ UAV VTOL.....	15
2.2.1. DELTAQUAD PRO .....	16
2.2.2. FIREFLY6 PRO.....	17
2.2.3. X44 ELEKTRO MODEL RTF .....	18
2.2.4. XC-142.....	19
2.2.5. WINGSTRA ONE .....	20
2.2.6. ARKBIRD VERTICAL TAKE-OFF AND LANDING AIRPLANE.....	21
2.2.7. DELFTACOPTER.....	22
2.2.8. VERTIKUL .....	22
2.3. SHRUTÍ.....	24
3. NÁVRH KONCEPCE BEZPILOTNÍHO PROSTŘEDKU .....	25
3.1. PŘEDBĚŽNÝ NÁVRH .....	25
3.2. MODEL BEZPILOTNÍHO PROSTŘEDKU.....	26
4. NÁVRH SAMOKŘÍDLA .....	27
4.1. GEOMETRIE A TĚŽIŠTĚ SAMOKŘÍDLA.....	29
4.1.1. URČENÍ NEUTRÁLNÉHO BODU LETOUNU.....	29
4.1.2. TĚŽIŠTĚ SAMOKŘÍDLA .....	31
4.2. AERODYNAMICKÝ VÝPOČET KŘÍDLA.....	32
4.3. HMOTNOSTNÍ BILANCE .....	35



4.4.	PEVNOSTNÍ KONTROLA .....	36
4.4.1.	VÝPOČET NAMÁHÁNÍ KŘÍDLA.....	36
4.4.2.	PRŮŘEZOVÉ CHARAKTERISTIKY .....	37
4.4.3.	STANOVENÍ BEZPEČNOSTI PŘI NAMÁHÁNÍ V OHYBU .....	38
5.	NÁVRH POHONNÉ JEDNOTKY, AKUMULÁTORŮ A JEJICH ULOŽENÍ.....	40
5.1.	CELKOVÝ ODPOR MODELU A VÝKON POHONNÉ JEDNOTKY .....	40
5.2.	NÁVRH PARAMETRŮ POHONU.....	41
5.3.	ULOŽENÍ POHONNÉ JEDNOTKY A AKUMULÁTORŮ V UAV .....	46
6.	POUŽITÝ SOFTWARE .....	49
7.	ZÁVĚR.....	50
8.	LITERATURA.....	52
9.	PŘÍLOHY.....	55

**SEZNAM POUŽITÝCH SYMBOLŮ**

$l$	[m]	Rozpětí křídla
$b$	[m]	Hloubka křídla
$\psi$	[°]	Úhel šípů křídla
$S$	[m <sup>2</sup> ]	Plocha křídla
$\lambda$	[1]	Štíhlost křídla
$m$	[kg]	Hmotnost modelu
$q$	[kg/m <sup>2</sup> ]	Plošné zatížení
$c_{SAT}$	[m]	Délka střední aerodynamické tětiny
$x_{SAT}$	[m]	Podélná vzdálenost náběžné hrany SAT od špičky křídla
$y_{SAT}$	[m]	Příčná vzdálenost SAT od podélné osy křídla
$Re$	[1]	Reynoldsovo číslo
$v$	[m/s]	Letová rychlost
$B$	[m]	Charakteristický rozměr – hloubka křídla
$\nu$	[m <sup>2</sup> /s]	Kinematická viskozita
$F_L$	[N]	Vztlaková síla
$F_G$	[N]	Tíhová síla
$q_L$	[N/m]	Spojité zatížení od vztlakové síly
$q_m$	[N/m]	Spojité zatížení od hmotnosti
$g$	[m/s <sup>2</sup> ]	Tíhové zrychlení
$\rho$	[kg/m <sup>3</sup> ]	Hustota
$c_L$	[1]	Součinitel vztlaku
$c_D$	[1]	Součinitel odporu
$\alpha$	[°]	Úhel náběhu
$M_O$	[Nm]	Ohybový moment
$J_x$	[mm <sup>4</sup> ]	Osový kvadratický moment
$W_O$	[mm <sup>3</sup> ]	Modul průřezu v ohybu
$D_{max}$	[m]	Vzdálenost nejvzdálenějšího vlákna od neutrální osy
$\sigma_O$	[N/mm <sup>2</sup> ]	Ohybové napětí
$k$	[1]	Bezpečnostní koeficient
$P$	[W]	Výkon
$U$	[V]	Napětí
$I$	[A]	Proud
$t$	[s]	Čas



## SEZNAM OBRÁZKŮ

Obr. 2.2.1	DeltaQuaed Pro.....	16
Obr. 2.2.2	FireFlyY6 PRO.....	17
Obr. 2.2.3	X44 elektro model RTF.....	18
Obr. 2.2.4	XC-142.....	19
Obr. 2.2.5	WingstraOne.....	20
Obr. 2.2.6	Arkbird VTOL airplane.....	21
Obr. 2.2.7	Delftacofter.....	22
Obr. 2.2.8	VertiKul.....	23
Obr. 3.1	Patentovaný model šípového křídla.....	25
Obr. 3.2	3D model samokřídla UAV-VTOL.....	26
Obr. 4.1	Profil Eppler E-205, max. tloušťka 10,48 %.....	28
Obr. 4.2	Grafické řešení křídla – poloha AC, NP.....	30
Obr. 4.3	Grafické řešení modelu předběžného návrhu.....	31
Obr. 4.4	Vypočtené těžiště se souřadnicemi x,y,z.....	31
Obr. 4.5	Polára závislosti součinitele vztlaku $c_L$ na součiniteli odporu $c_D$ .....	32
Obr. 4.6	Polára závislosti součinitele vztlaku $c_L$ na úhlu náběhu $\alpha$ .....	33
Obr. 4.7	Zatěžovací schéma křídla.....	36
Obr. 4.8	Průřez konstrukcí křídla: šedivé části přenášejí silové účinky.....	37
Obr. 4.9	Balzové pásnicové nosníky: šedivé části přenášejí silové účinky.....	38
Obr. 5.1	Návrh uložení pohonné jednotky, poloha žádaného těžiště.....	46
Obr. 5.2	UAV-VTOL konstrukce uložení pohonné jednotky a těžiště letounu.....	47
Obr. 5.3	Uložení akumulátoru a regulátoru.....	48
Obr. 9.1	V-22 Osprey.....	54
Obr. 9.2	foam and tape's Twins Cargo Plane.....	54
Obr. 9.3	Tiltrotorcoaxial's Coaxial rotors tilt wing.....	54
Obr. 9.4	Greg Covey's Multiplex Magister converted tilt wing.....	54
Obr. 9.5	Convair XFY-1 Pogo (Gruppo aeromodellistico piacentino).....	54
Obr. 9.6	Ran D. St. Clair's M-Tol a Ran D. St. Clair's Z-Tol.....	54

## SEZNAM TABULEK

Tab. 4.1	Celková hmotnostní bilance křídla.....	35
Tab. 4.2	Průřezové charakteristiky prvků křídla.....	37
Tab. 5.1	Volené parametry pohonu v programu eCalc SetupFinder.....	41
Tab. 5.2	Vybrané hodnoty parametrů vypočtených programem eCalc.....	43
Tab. 5.3	Parametry elektromotoru AXI 2830/10 GOLD LINE V2 LONG.....	44
Tab. 5.4	Parametry akumulátoru GENS ACE LIPO TATTU 6 750 mAh.....	44
Tab. 5.5	Parametry regulátoru SPIN 99 PRO OPTO.....	44
Tab. 5.6	Hmotnostní bilance pohonu a prvků jeho konstrukce.....	45

## 1. ÚVOD

Dochází ke stále většímu využívání bezpilotních létajících prostředků. Z dlouhodobého hlediska se jedná o vojenské bezpilotní letouny, v posledních desetiletích jsou UAV využívány bezpečnostními složkami, v obchodu a nyní i civilními osobami. Do budoucna lze předpokládat využití UAV i v dalších oblastech.

Na Ústavu mechaniky tekutin a termodynamiky byl vypracován předběžný návrh samokřídla šípového tvaru s naklápěcími motory, které umožňují vertikální start a přistání.

Tato bakalářská práce je zaměřena na prozkoumání návrhu UAV-VTOL a jeho následnou modifikaci, která spočívá ve zvolení vhodného tvaru, rozměrů samokřídla a navržení pohonné jednotky včetně baterií a jejich uložení v UAV. Bylo zvoleno následující zadání:

- 1) Proveďte rešerši různých typů UAV s vlastnostmi VTOL vyráběných ve světě. Porovnejte jejich parametry a vyhodnoťte jejich vlastnosti, abyste na jejich základě byli schopni navrhovat vlastní letoun.
- 2) Na základě zjištěných vlastností vyráběných letounů UAV-VTOL zvolte vhodnou aerodynamicky čistou koncepci, která bude geometricky jednoduchá, aby bylo možné snadno provádět pevnostní kontrolu. Konstrukce a volba materiálu musí odpovídat možnostem laboratoře ústavu mechaniky tekutin a termodynamiky.
- 3) Proveďte základní aerodynamický návrh samokřídla. Zvolte vhodný profil křídel pro stabilní let. Dle modelu vypracujte pevnostní návrh.
- 4) Navrhněte vhodnou pohonnou jednotku, baterie a jejich uložení v UAV s ohledem na minimální požadovanou hmotnost. Zvolte motory a jejich výkony tak, aby byla dosažena co největší hodnota užitečného zatížení.
- 5) Zpracujte základní technickou dokumentaci.

## **2. UAV S VLASTNOSTMI VTOL**

V dnešní době se v mnoha aplikacích běžně využívají standardní UAV, anglická zkratka Unmanned aerial vehicle (bezpilotní prostředek), dále jen UAV. Ty jsou dennodenně využívány k armádním, komerčním i civilním účelům.

Díky jejich univerzálnosti se zkoumají nové typy konstrukcí. Standardní UAV startují na rozjezdových drahách, je možné je vypouštět z ruky nebo jsou katapultovány do výšky, ve které jsou již schopny letu. To se ukazuje jako limitující faktor, který klade konkrétní nároky na zázemí pro start UAV. Proto se začaly vyvíjet UAV, které pro start nepotřebují žádné konkrétní zázemí a jejich použití je tedy možné kdekoli.

Letouny schopné vertikálního startu z místa jsou UAV s vlastnostmi VTOL, anglická zkratka vertical take-off and landing (vertikální start a přistání), dále jen UAV-VTOL. Do této skupiny patří obecně známé civilní drony. Jejich schopnost vertikálního startu a levitace na místě je žádaná, ale jejich konstrukce z důvodu absence křídelních ploch neumožňuje efektivní využití motorů pro horizontální let a tím je omezen maximální dolet a doba letu.

Obvyklým typem křídel používaných u dronů s pevnými křídly (anglicky nazývané Fixed Wing Dron) jsou křídla rovná, šípová, případně delta křídla. Jejich výhodou je schopnost unést jisté množství užitečného nákladu, který musí být strategicky rozmístěn podél konstrukce, aby nebylo narušeno těžiště letounu.

Drony s pevnými křídly jsou tedy schopny většího doletu, letové rychlosti a mohou nést užitečný náklad. Bývají nejčastěji používány pro monitorování oblastí a následnému vytváření map. Mohou létat nad velkými oblastmi díky jejich výdrži a snadnému použití. Experimentálně jsou využívány společností Amazon.com, Inc. pro přepravu balíků.

### **2.1. KONCEPTY UAV-VTOL**

Jak bylo již uvedeno, největší výhodou UAV s vlastnostmi VTOL je jejich univerzálnost. Schopnost vzlétnout a přistát téměř odkudkoli bez potřeby přistávací plochy nebo přistávacího padáku, což snižuje nebezpečí poškození trupu při přistání.

Rozdělení letounů VTOL je možno provést podle různých dělicích znaků. Letadla z kategorie VTOL lze rozdělit podle prostředků k vyvození vztlakové síly na čtyři skupiny. První skupina letounů využívá při svislém vzletu tahu vrtule, druhá skupina využívá rotorů. Ve třetí skupině jsou letouny se vztlakovou silou vyvozovanou vrtulemi, rotory či dmychadly umístěnými v prstenci a poslední, čtvrtá skupina letounů využívá při svislém startu proudové motory. V rámci každé skupiny lze provést podrobnější dělení podle způsobu přechodu ze svislého do vodorovného letu. [3]

V následujících odstavcích a kapitolách bude probírána skupina UAV-VTOL, která využívá pro let pouze tahu vrtulí. Ty jsou pro vyvozování vztlakových sil méně vhodné než rotory, neboť při stejném výkonu motorů poskytují menší statický tah, avšak ve srovnání s rotory umožňují letounu dosáhnout významně vyšších dopředných rychlostí. [3]

Existují tři hlavní typy UAV-VTOL. Prvním typem jsou letouny s klasickým trupem s pevnými křídly a s více motory (anglicky nazývané Bolted On). Některé slouží jen pro kolmý start, levitaci na místě a přistání, zbytek jsou využity pro horizontální let. Druhým typem jsou letouny, které disponují schopností překlápět rotory motorů (anglicky nazývané Tilt Rotor) nebo celá křídla nesoucí motory (anglicky nazývané Tilt Wing). Posledním typem jsou letouny, které vzlétají tak, že mají konstrukci nastavenou již do vertikální polohy, motory se nijak nepřeklápí a letadlo přejde do vodorovného letu pomocí klapky a tahu motoru (anglicky nazývané Tail Sitter). [4]

Každý z těchto typů letounů má své klady a zápory. Vícemotorové letouny mají lepší schopnost levitace na místě, ale nejsou schopné efektivního vodorovného letu tak, jako letouny s překlápějícími se motory či křídly.

### **2.1.1. PŘEKLOPNÝ ROTOR**

Překlopný rotor umístěný na křídle zajišťuje potřebný vztlak. Během startu/přistání je vrtule rotoru ve vodorovné poloze a tah rotoru směřuje kolmo k zemi. Přechod z vertikálního do horizontálního letu je realizován postupným překlápěním rotoru do vodorovné polohy. Motor zajišťuje potřebný tah pro let vpřed a křídla zajišťují vztlak. V porovnání s letouny, které mají motory na překlopných křídlech, je konstrukce s překlopnými rotory jednodušší a lehčí. Nevýhodou je ovšem větší aerodynamický odpor letounu při vertikálním vzletu. [3]

### **2.1.2. PŘEKLOPNÉ KŘÍDLO**

Tento koncept je založen na podobném principu jako u překlopného rotoru, ovšem s tím rozdílem, že jsou motory pevně spojeny s kostrou křídla. Přechod z vertikálního do horizontálního letu je realizován mechanismem, který otáčí celým křídlem i s motory.

U letounů s touto konstrukcí dochází k problémům v přechodové fázi letu vlivem odtržení proudu vzduchu. Během natačení křídla v této fázi letu vzniká mezi úhly  $60^\circ$  až  $90^\circ$  velký klopivý moment, který zvedá před letadla vzhůru. Při úhlu  $0^\circ$  je myšlena vodorovná a při  $90^\circ$  svislá poloha křídla. Hlavním důvodem vzniku tohoto klopivého momentu je posunutí středu tahu rotorů před křídlo. Tento moment je částečně snižován akcelerací letounu při přechodu do horizontálního letu. Dalším faktorem ovlivňujícím stabilitu letounu

této konstrukce je srázový úhel, to je úhel sešikmení proudu vzduchu za nosnou plochou křídla. [5]

Jako příklad je zde uveden projekt pilotovaného hydroplánu Kaman K-16B z přelomu 50. a 60. let. Autoři tohoto projektu se snažili vyhnout ztrátám vznikajícím při ohybu vzduchu nad 50 až 60°. Překlopné křídlo bylo při vzletu a přistání natočeno o 50° nahoru a vychýlené klapky na odtokové hraně křídel usměrňovaly proud vzduchu směrem dolů. [3]

U modelů UAV-VTOL je problematika klopivého momentu a aerodynamických ztrát nejčastěji řešena dalším motorem umístěným na zadní části konstrukce. Toto řešení bude později probíráno u konkrétních modelů.

Tento koncept má další nevýhodu a tou je větší hmotnost způsobená přítomností ovládacích prvků překlopného křídla a jsou kladeny větší nároky na pevnost křídla. V případě většího počtu motorů ovšem není potřeba překlápěcího mechanismu u každého rotoru.

### 2.1.3. ZMĚNA SMĚRU VEKTORU TAHU (OHYB TAHU)

Tohoto principu využívá skupina UAV-VTOL anglicky nazývaná Tail Sitter. Trup letounu je při startu/přistání ve vertikální poloze, tahy motorů směřují dolů a vytváří žádaný vztlak. Přejít do vodorovné fáze letu je realizován pomocí elevonů, které usměrňují proud vzduchu od motorů. Po dokončení přechodové fáze letu je tah motorů využíván pro let vpřed a potřebný aerodynamický vztlak je vytvářen na křídlech. [3]

## 2.2. PŘEHLED EXISTUJÍCÍCH TYPŮ UAV VTOL

Souhrnná tabulka UAV-VTOL [6]

TYP UAV-VTOL	KONSTRUKČNÍ ŘEŠENÍ	KONKRÉTNÍ MODEL	PŘÍLOHA
UAV s jednoúčelovými motory (Bolted On)	1 + 4 motory	DELTAQUAD PRO	
UAV s překlápěcím rotorem (Tilt rotor)	Scale/semi scale	*V-22 Osprey	Obr. 9.1
	Tricopter	FireFly Y6 PRO	
	Quadcopter	X44 elektro model RTF	
UAV s překlápěcím křídlem (Tilt Wing)	Scale/semi scale	XC-142	
	Bicopter	*foam and tape's Twins Cargo Plane	Obr. 9.2
	Co-axial	*Tiltrotorcoaxial's Coaxial rotors tilt wing	Obr. 9.3
	Tricopter	*Greg Covey's Multiplex Magister converted tilt wing	Obr. 9.4
UAV s ohybem tahu (Tail Sitter)	Single rotor	*Convair XFY-1	Obr. 9.5
	Transforming	*Ran D. St. Clair's M-Tol, Z-Tol	Obr. 9.6
	Dual rotor	WingstraOne Arkbird	
	Tricopter	DELFTACOPTER	
	Quadcopter	vertiKUL	

V tabulce zaznamenány všechny současné typy konstrukcí, jejich konkrétní zástupce a v příloze se nachází fotodokumentace. Některé z uvedených modelů jsou profesionálně vyráběny a nabízeny firmami, jiné jsou vyvíjeny v rámci vysokoškolských projektů, nebo se jedná o letouny vytvářené amatérskými nadšenci (označeno hvězdičkou \*).

V následující části budou uvedeny vybrané UAV-VTOL a podrobně popsány jejich parametry.

### 2.2.1. DELTAQUAD PRO

DeltaQuad Pro je průmyslově vyráběné UAV-VTOL s pevným křídlem od firmy Vertical technologies. Je to elektricky poháněný letoun, který může být snadno ovládán z tabletu, notebooku nebo jiného zařízení s přístupem k internetu. Letoun je vybaven snadno ovladatelným DSPS softwarem autopilota (DeltaQuad Safety and Performance Systém) pro každého. Není potřeba žádných předletových nastavení a v kombinaci s jednoduchou konstrukcí je letoun plně schopen letu do 30 sekund. Letoun je schopen letu nad 2 hodiny a nabízí dolet 100 km s užitečným nákladem. Telemetrie a přenos FPV videa (z pohledu první osoby) je realizován sim-kartou s chráněným VPN 4G připojením. [7]

Základní parametry [7]:

Rozpětí křídel / délka trupu	235 cm / 90 cm
Plocha křídel	90 dm <sup>2</sup>
Hmotnost s/bez baterií (max. vzletová hmotnost)	3,3/4,9 kg (6 kg)
Užitečný náklad	1 kg
Rychlost min. – průměrná – max. s/bez nákladu	13/12 m/s – 16/18 m/s – 25/28 m/s
Baterie	čtyřčlánkové LiPo s kapacitou 23 000 mAh
Doba letu	2+ hodiny
Dolet s/bez nákladu	100 km / 120 km
Materiál	EPO (EPP) = expandovaný polypropylen



Obr. 2.2.1. DeltaQuad Pro [7]



### 2.2.2. FIREFLY6 PRO

Je UAV-VTOL s pevným křídlem od firmy BirdsEyeView Aerobotics, profesionální letoun ovládaný z notebooku či tabletu. Nalétal přes 1000 zkušebních hodin a je určen pro průzkumné a monitorovací lety. Potah trupu je z expandovaného polypropylenu, drak z karbonového vlákna s dřevěnými suporty a dále je trup vypěněn. Pro autonomní vzlet/přistání je nutný prostor 3x3 metry, díky velké rychlosti a doletu pokryje 600 akrů (1 akr = 4 046,873 m<sup>2</sup>), což je o 400 akrů více než u dronů bez pevného křídla nabízených touto firmou. Telemetrie je zajišťována vysokonapěťovým (900MHz) radiovým modemem RDF900+ pro daleký dosah. [8]

Základní parametry [8]:

Rozpětí křídel / délka trupu	152,4 cm / 82,8 cm
Plocha křídel	neznámá
Hmotnost (max. vzletová hmotnost)	3,8 kg (4,5 kg)
Užitečný náklad	0,7 kg
Rychlost	15 – 18 m/s
Baterie	2x tříčlánkové LiPo s kapacitou 5200 mAh nebo LiHV (LiPo high voltage)
Doba letu	50 min (LiPo), 59 min (LiHV)
Dolet s nákladem	53 km
Materiál	EPO (EPP) = expandovaný polypropylen uhlík, vypěněný trup



Obr. 2.2.2. FireFly6 PRO [8]

### 2.2.3. X44 ELEKTRO MODEL RTF

Rádiem ovládaný model UAV-VTOL se čtyřmi překlápěcími motory je vyroben z tuhé pěny Graupner SOLIDPOR®. Letoun má dvě křídla s CFRP (Carbon Fiber Reinforced Polymers) nosníkem. V motorových gondolách jsou uloženy 4 střídavé elektromotory s regulátory otáček. V trupu jsou uložena 3 serva ovládající motorové gondoly, křídélka a výškovky. [9]

Základní parametry [9]:

Rozpětí křídel / délka trupu	69,5 cm / 86 cm
Plocha křídel	9,15 dm <sup>2</sup>
Hmotnost (plošné zatížení)	855 g (51,8 g/dm <sup>2</sup> )
Užitečný náklad	žádný
Rychlost	neznámá
Baterie	LiPo s kapacitou 1300 mAh
Doba letu	neznámá
Dolet s nákladem	žádný
Materiál	Tuhá pěna Graupner SOLIDPOR®



*Obr. 2.2.3. X44 elektro model RTF [9]*

### 2.2.4. XC-142

Je model UAV-VTOL s překlopným křídlem dostupný v online obchodě f-hobby. Letoun kombinuje 4 motory na křídlech a jeden motor za ocasními plochami pro kompenzaci klopivého momentu. Je zde uveden jako jediný zástupce skupiny s překlopným křídlem. [10]

Základní parametry [10]:

Rozpětí křidel / délka trupu	120 cm / 100 cm
Plocha křidel	neznámá
Hmotnost	2 kg
Užitečný náklad	žádný
Rychlost	až 80 km/h
Baterie	14.8 V / 25C / 2600mah
Doba letu	neznámá
Dolet s nákladem	žádný
Materiál	EPO
Motor	2212/550kvX5
Vrtule	4pcs*1045, 1pc *8060



*Obr. 2.2.4. XC-142 [10]*

### 2.2.5. WINGSTRA ONE

Wingstra One je UAV-VTOL z třídy Tail Sitter od švýcarské firmy Wingstra založené v roce 2016 v Curichu. Letoun je určen pro mapování a průzkum terénu. Je zcela autonomní, vybaven telemetrií s dosahem 40 km, špičkovými senzory pro bezpečné přistání na jakémkoli povrchu. Díky nim mohou firmy provádět stavební zaměření v jinak nedostupných oblastech. Letoun má maximální dostup 3000 m.n.m., pro start/přistání je potřeba prostor 2x2 m. Ovládán může být pomocí tabletu se systémem android či počítače a umožňuje nést různé přístroje (jako užitečný náklad) s připojením přes USB-C konektor.

[11]

Základní parametry [11]:

Rozpětí křídel / délka trupu	125 cm / 68 cm
Plocha křídel	neznámá
Hmotnost (max. vzletová hmotnost)	3,7 kg (4,5 kg)
Užitečný náklad	800 g
Rychlost min. / průměrná	4 m/s / 16 m/s
Rychlost vertikálního stoupání min./prům.	1 m/s / 6 m/s
Baterie	Li – ion, 98 Wh
Doba letu (maximální)	55 min
Dolet	52,8 km
Pokrytí (plocha pokrytí z výšky 120 m)	45 km <sup>2</sup> (790 ac)
Materiál	neznámý



Obr.2.2.5. WingstraOne [11]

### 2.2.6. ARKBIRD VERTICAL TAKE-OFF AND LANDING AIRPLANE

Arkbird VTOL je FPV (first person view) letoun s pevným křídlem a autopilotem Arkbird autopilot 2.0 od firmy Arkbird. Autopilot letounu disponuje módem Bezpečný návrat domů. Pomocí jednoho tlačítka je možné přejít z vertikálního do horizontálního letu a naopak, je použit PID regulátor a kamera zůstává po celou dobu přechodové fáze v horizontální poloze. [12]

Základní parametry [12]:

Rozpětí křidel / délka trupu	86 cm
Plocha křidel	neznámá
Hmotnost s/bez baterií (max. vzletová hmotnost)	neznámá
Užitečný náklad	neznámý
Rychlost	45 km/h
Baterie	čtyřčlánkové LiPo, kap. 2200-3000 mAh, 25C
Doba letu (maximální)	25 min (horizontální) a 8 minut vertikální let
Dolet	18,75 km
Materiál	neznámý
Serva	9 g * 3pcs
Motor	2208 KV1500 CW CCW
Vrtule	6045 kingkong



*Obr. 2.2.6. Arkbird VTOL airplane [12]*

### 2.2.7. DELFTACOPTER

Delft University of Technology v Nizozemí se dlouhodobě zabývá vývojem UAV-VTOL s pevnými křídly. Deltacopter je letoun určený pro záchranné mise v prostředí neobydleného australského vnitrozemí, jeho hlavním úkolem je rychlá přeprava zásob krve k místu nehody. Projekt tohoto letounu vznikl na základě soutěže Medical Express UAV Challenge v roce 2016. Konstrukce má podobu dvouplošníku se třemi vrtulemi, z nichž dvě na koncích křídel slouží pro stabilizaci horizontálního letu a třetí, největší je využívána pro vertikální i horizontální let. Dvouplošníky mohou mít kratší křídla než jednoplošníky a stále poskytují dostatečný vztlak, tím je redukována hmotnost letounu. Dvouplošnicková konstrukce snižuje vliv povětrnostních podmínek během letu a přistání. Nevýhodou je nižší maximální rychlost letounu. Letoun je plně autonomní, ovladatelný pomocí satelitu kdekoli na planetě. [13]

Základní parametry [14]:

Rozpětí křídel / délka trupu	154 cm / 60 cm
Plocha křídel (plošné zatížení)	0,496 m <sup>2</sup> (8 kg/m <sup>2</sup> )
Hmotnost (max. vzletová hmotnost)	4 kg (4,5 kg)
Užitečný náklad	0,5 kg
Rychlost průměrná	50 uzlů (25,722 m/s) při výkonu 150 W
Rychlost s největší účinností motorů	35 uzlů (18,006 m/s) při výkonu 120 W
Rychlost maximální	58 uzlů (29,838 m/s)
Baterie	10000 mAh ~ 225 Wh
Odebíraný výkon při levitaci	450 W
Doba letu (dopočtená z $v_{max}$ a $s_{max,m}$ )	cca. 34 minut
Dolet s nákladem při max. rychlosti	60 km
Materiál	neznámý



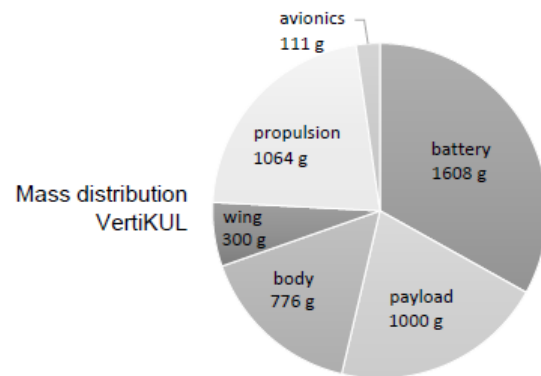
Obr. 2.2.7. Deltacopter [13]



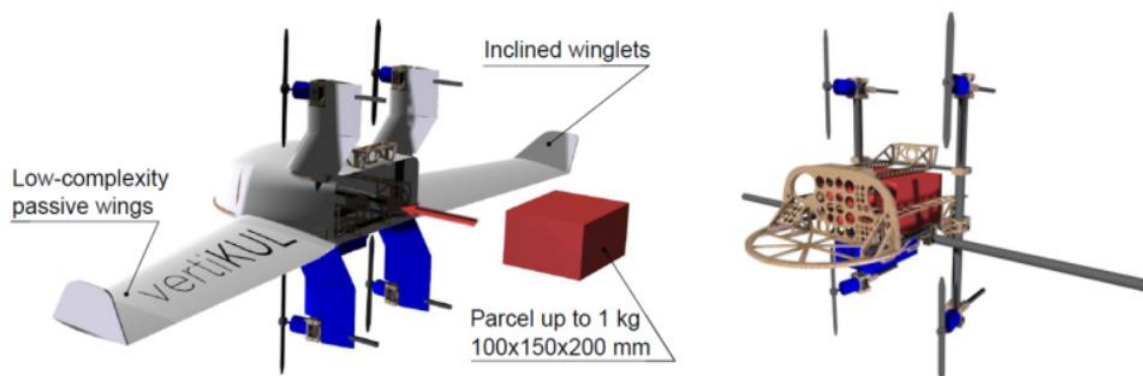
### 2.2.8. VERTIKUL

VertiKul je projektem studentů KU Leuven v Belgii. Je to čtyřmotorový letoun třída Tail Sitter určený pro přepravu malých balíčků (100x150x200 mm). Drak je ze dřeva, šípová křídla jsou složená z jednotlivých vrstev polystyrenu a balzy, winglety usměrňují vzdušné víry a tím snižují letový odpor. Konstrukce je potažena fólií Oracover. Výchylky směru letu jsou redukovány nakloněním vrtulí o úhel 10°. Letoun je s 1 kg nákladem schopen uletět 30 km pomocí GPS, poté lze baterie okamžitě vyměnit pro další let. K autonomnímu startu/přistání slouží autopilot s telemetrií a PFX4FLOW kamerou. Díky osvětlení je VertiKul schopen nočních letů. [15]

	Parameter	Value
$m_{tot}$	MTOW	4.86 kg
$m_{pld}$	Payload	1 kg
$R$	Range	26 km
$t_{tot}$	Endurance	29 min
$v_c$	Cruise speed	15.5 m/s
$v_{stall}$	Stall speed	12.9 m/s
-	Wing airfoil	NACA23012
$b$	Wing span	1.60 m
$S$	Wing area	0.36 m <sup>2</sup>
$AR$	Aspect ratio	7.11
$\epsilon$	Cruise lift to drag ratio	7.5
$C_L$	Cruise lift coefficient	0.9
-	Thrust to weight ratio	2.17
-	Power to weight ratio	610 W/kg
-	Wing loading	13.5 kg/m <sup>2</sup>
-	Propellers	APC TE 9x5"
-	Battery	6S2P 10,000 mA h
$P_{max}$	Max. single motor power	740 W
-	Motor kv-value	970 min <sup>-1</sup> V <sup>-1</sup>



Obr. 2.2.9. VertiKul - Základní parametry [16]



Obr. 2.2.8. VertiKul [15]

### 2.3. SHRnutí

Nejběžnějším typem konstrukce UAV-VTOL nabízeným na trhu je bezpochyby Tail Sitter, který má výhodu v jednoduchosti konstrukce a malé náchylnosti k poškození při přistání.

Rozměry letounů nepřesahují 2,5 metru a všechny mají maximální vzletovou hmotnost do 6 kg. Nejčastěji se vyskytují letouny s rozpětím od 1 do 1,5 metru. Pro námi uvažovaný návrh UAV-VTOL typu Tilt Rotor nelze nalézt vhodný vzor mezi vyráběnými bezpilotními prostředky. Z toho důvodu lze získat pouze hrubý odhad poměrů mezi rozpětím křídel (popř. plošného zatížení), hmotností a výdrží. V našem návrhu bude nutné tyto poměry patřičně navýšit.

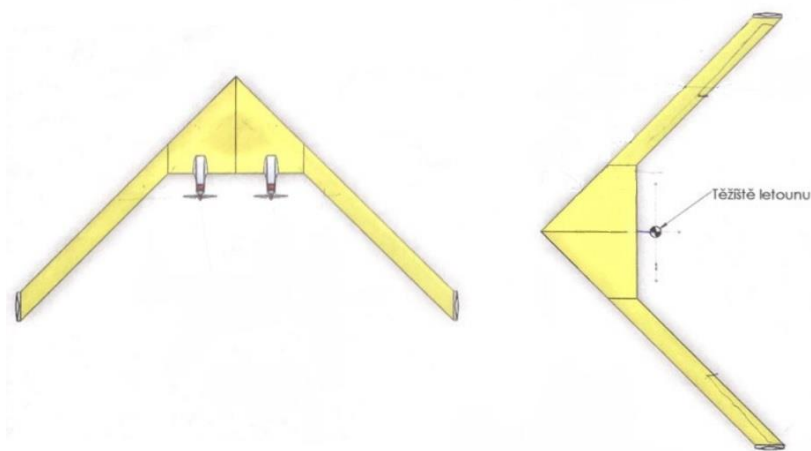


### 3. NÁVRH KONCEPCE BEZPILOTNÍHO PROSTŘEDKU

#### 3.1. PŘEDBĚŽNÝ NÁVRH

V předběžném návrhu byly stanoveny základní parametry modelu, zejména rozměry křídla a hmotnost. Pro počáteční odhad byly použity parametry již ve světě vyráběných a komerčně dostupných UAV-VTOL. Jedná se o modely DeltaQuad Pro od firmy Vertical Technologies a FireFlyY6 Pro od firmy BirdsEyeView Aerobotics (viz. podkapitoly 2.2.1. a 2.2.2.).

Základní koncept navrhovaného UAV-VTOL v této práci vychází z modelu patentovaného Ústavem mechaniky tekutin a termodynamiky ČVUT v Praze. Jedná se o šípové křídlo s úhlem šípu  $45^\circ$ , trojúhelníkovou středovou částí, kde jsou na konci odtokové hrany křídla umístěny dva překlopné elektromotory umožňující vertikální a horizontální let. Na koncích křídel jsou winglety, které usměrňují vzdušné víry vznikající u konců křídel a tím snižují aerodynamický odpor během letu. Jejich správnou aplikací lze zlepšit ovladatelnost celého samokřídla.



Obr. 3.1. Patentovaný model šípového křídla; zdroj: ČVUT, U12112

Předběžné rozměry byly stanoveny takto: úhel šípu  $45^\circ$ , rozpětí křídel 2 500 mm, hloubka křídla 250 mm. Vzdálenost os elektromotorů byla s ohledem na velikosti vrtulí stanovena na 300 mm a vzdálenost os od konce odtokové hrany křídel na 200 mm. Tyto vzdálenosti byly voleny s dostatečnou rezervou proto, aby nedocházelo ke stínění vrtulí křídly při vertikálním letu a tím ke ztrátám jejich tahu. V případě, kdyby nastalo stínění vrtulí, musely by být do křídel vytvořeny výřezy tak, jak je tomu u modelu FireFlyY6. Pohon elektromotorů zajišťují akumulátory s předpokládaným umístěním v přední části trupu.

Koncept UAV-VTOL je volen s ohledem na to, že se jedná o návrh prototypu pro testovací lety. S požadavkem na minimální letovou hmotnost a s ohledem na možnosti laboratoří Ústavu mechaniky tekutin a termodynamiky byly zvoleny materiály balza a expandovaný pěnový polystyren (EPS). Požadovaná doba testovacího letu je přibližně 10 minut za předpokladu úplného využití užitečného zatížení bezpilotního prostředku, kterou představují měřicí přístroje telemetrie. Celková hmotnost UAV byla stanovena na 5 kg.

### **3.2. MODEL BEZPILOTNÍHO PROSTŘEDKU**

Pro první aerodynamický návrh byl vytvořen model s tvarem odpovídajícím modelu na obr.3.1. Tento tvar křídla se ovšem ukázal nevhodným pro umístění motoru a baterií, neboť bylo zjištěno, že aerodynamický střed křídla byl příliš vepředu. Tato problematika bude dále komentována v kapitole 4.1.1. *Určení neutrálného bodu letounu.*

Na následujícím obrázku je 3D model samokřídla včetně reálných rozměrů vymodelovaný v prostředí Autodesk Inventor 2018. K tomuto modelu se budou vztahovat následující kapitoly a řešená problematika.



*Obr. 3.2. 3D model samokřídla UAV-VTOL; zdroj: vlastní*

## 4. NÁVRH SAMOKŘÍDLA

Hlavním účelem křídla je vytvoření vztlakové síly, která kompenzuje hmotnost letadla. Samokřídla, letouny tvořené pouze křídlem bez ocasních ploch, zajišťují nejen příčnou, ale také podélnou stabilitu. Z tohoto důvodu jsou většinou samokřídla tvořena šípovitými křídly, která díky této úpravě kompenzují klopení letounu. Největší vliv na kvalitu letu má samotný profil křídla. Přesným dodržením vnějšího tvaru a drsnosti povrchu lze dosáhnout vhodného obtékání křídla, sníží se turbulentní proudění, zmenší se vliv úplavu za křídlem a tím dosáhneme žádané vztlakové síly bez větších ztrát.

Profil křídla by měl mít co nejnižší součinitel odporu  $c_D$ . Odpor křídla tvoří u samokřidel až 70 % odporu celého letounu. Snížením součinitele odporu se výrazně zvýší výkon letounu. Naproti tomu součinitel vztlaku  $c_L$  by měl být co největší pro dosažení maximální vztlakové síly. Poměr mezi těmito součiniteli  $c_L/c_D$  se nazývá aerodynamická jemnost. Měla by být co nejvyšší, tím bude minimalizována spotřeba energie a zvýší se dolet letounu. Dalším významným součinitelem je součinitel momentu  $c_m$ . Měl by být co nejmenší, čímž se sníží zatížení křídla kroucením a nebudou kladeny velké nároky na podélnou stabilitu. [17]

Dosažení výborných aerodynamických vlastností křídla je omezeno požadavky na pevnost a tuhost konstrukce při zachování její minimální hmotnosti. Konstrukce musí být dostatečně pevná a tuhá v plném rozsahu navržené obálky letounu, aby zaručovala, že nevzniknou žádné trvalé deformace při provozních zatíženích. To bude předmětem kapitoly 4.3. Pevnostní návrh musí být koncipován tak, aby byl plně využit potenciál konstrukce pro daný účel užívání letounu, musí být zaručena minimální životnost a odolnost konstrukce. Z technologického hlediska je vhodné volit snadno opravitelné konstrukce a jednoduše dostupné materiály.

Při výběru konstrukce bylo nejvíce přihlíženo k požadavku minimální hmotnosti křídla. Jádro je tvořeno expandovaným polystyrenem s nízkou hustotou. Na jádro jsou pevně přilepeny balzové lišty, na které je následně přilepena balzová náběžná a odtoková hrana. Křídlo je potaženo dvoumilimetrovou balzou, která bude přenášet většinu namáhání a plnit tím funkci nosníku. Jádro plní účel střední příčky běžného nosníku s I profilem a tím zajišťuje, že se balzový potah nebude kroutit. Na koncových částech křidel jsou dva balzové elevony. Pro získání minimální drsnosti povrchu je celé křídlo potaženo nažehlovací fólií, která hraje též významnou roli při konstrukci a fungování elevonů. Křídlo je rozděleno na tři části, na část středovou a dvě postranní. Střední část křídla je určena k dalším úpravám.

Zejména ponese gondoly pro motory, bude poskytovat prostor pro uložení baterií a další elektroniky. Díky tomu bude konstrukce této části poměrně složitá. Postranní části křídel jsou čistě nosnými plochami se stejnorodou konstrukcí po celé jejich délce. Na koncích jsou vybaveny elevony a winglety. Spojení těchto částí je realizováno přelaminováním spojů skelným vláknem.

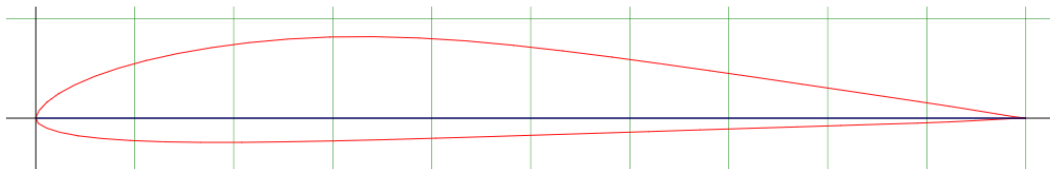
Jako profil nosné plochy byl zvolen Eppler E-205 o maximální tloušťce 10,48 % hloubky profilu. Ve střední části je maximální tloušťka navýšena na dvaapůlnásobek. Důvodem pro toto zesílení je další modifikace konstrukce pro pohonné jednotky a elektroniku. Proto je nutné zvýšit pevnost této části konstrukce. Jedná se o jednoduše prohnutý profil s rovnou spodní stranou, která umožňuje jednoduchou konstrukci na vodorovné rovině. Profily, které mají zakřivené spodní plochy, je nutné konstruovat na speciálně vyrobených formách s daným tvarem profilu, což zvyšuje náročnost výroby. Při tvorbě našeho prototypu by se tedy jednalo o zbytečnou komplikaci v technologické výrobě.

Shrnutí výsledných parametrů křídla:

- Rozpětí křídla  $l = 2\,500\text{ mm}$
- Hloubka křídla  $b = 500\text{ mm}$
- Úhel šípu  $\psi = 45^\circ$
- Plocha křídla  $S = 625\,000\text{ mm}^2$
- Štíhlost křídla  $\lambda$  [1]

$$\lambda = \frac{l^2}{S} = \frac{2500^2}{625\,000} = 10 \quad (4.0)$$

- Hmotnost  $m = 5\,000\text{ g}$
- Plošné zatížení  $q = 79\text{ N/m}^2$



Obr. 4.1. Profil Eppler E-205, max. tloušťka 10,48 % [18]

## 4.1. GEOMETRIE A TĚŽIŠTĚ SAMOKŘÍDLA

Jednou ze základních letových vlastností je podélná stabilita. Pokud je podélná stabilita nedostačující, je velmi komplikované obnovovat při změnách polohy letounu vůči směru letu rovnovážný stav a zachovávat bezpečný let. Podélná stabilita je ovlivněna polohou aerodynamického středu nosné plochy AC, neutrálního bodu letounu NP a těžiště CG. Je nutné přesně dodržet jejich vzájemné vzdálenosti, a proto je dobré znát vztahy mezi nimi.

Aerodynamický střed nosné plochy je od náběžné hrany vzdálen o jednu čtvrtinu délky **střední aerodynamické tětiny**. Je to místo, které je považováno za působiště výsledných aerodynamických sil na křídle. Součinitel klopivého momentu je vůči němu konstantní, není závislý na poloze nosné plochy vůči směru pohybu (změně úhlu náběhu). Neutrální bod (aerodynamický střed) letounu je místo, ke kterému je výsledný součinitel klopivého momentu stálý při zahrnutí vlivů změn letových rychlostí. Pokud tyto vlivy nezahrnuje, je neutrální bod totožný s aerodynamickým středem letounu. Protože je vzdálenost mezi AC a NP velice malá a model UAV-VTOL je v této práci navrhován pro konkrétní rychlost 20 m/s, bude zde uvažována totožnost NP s AC. Těžiště je výsledným působištěm hmotnosti letounu. [19]

Jak již bylo uvedeno výše, vzájemné vzdálenosti AC, NP a CG mají rozhodující vliv na podélnou statickou stabilitu. Jejich polohy jsou měřeny na ose souměrnosti letounu, kam jsou promítnuty z poloh na střední aerodynamické tětině. Podélná statická stabilita je charakterizována hodnotou statické zásoby, které udává, jak velká je procentuální vzdálenost mezi těžištěm a neutrálním bodem v poměru k velikosti střední aerodynamické tětiny. Hodnota statické zásoby byla stanovena dle doporučení vedoucího bakalářské práce na 6 %. Polohy aerodynamického středu letounu, neutrálního bodu a těžiště je možné určit početně nebo při znalosti geometrie letounu grafickou metodou. [19]

### 4.1.1. URČENÍ NEUTRÁLNÉHO BODU LETOUNU

Prvním krokem při určování neutrálního bodu (aerodynamického středu) letounu je nalezení polohy střední aerodynamické tětiny SAT. Ta prochází těžištěm půdorysu jedné z polovin nosné plochy křídla a je charakterizována třemi základními rozměry, délkou  $c_{SAT}$ , polohou náběžného bodu v podélném směru  $x_{SAT}$  a polohou tětiny po rozpětí  $y_{SAT}$ . Výpočet těchto rozměrů lze provést podle následujících vzorců: [20]

$$c_{SAT} = \frac{2}{S} * \int_0^{\frac{l}{2}} c^2(y) * dy \quad (4.1)$$

$$x_{SAT} = \frac{2}{S} * \int_0^{\frac{l}{2}} c(y) * x(y) * dy \quad (4.2)$$

$$y_{SAT} = \frac{2}{S} * \int_0^{\frac{l}{2}} c(y) * y * dy \quad (4.3)$$

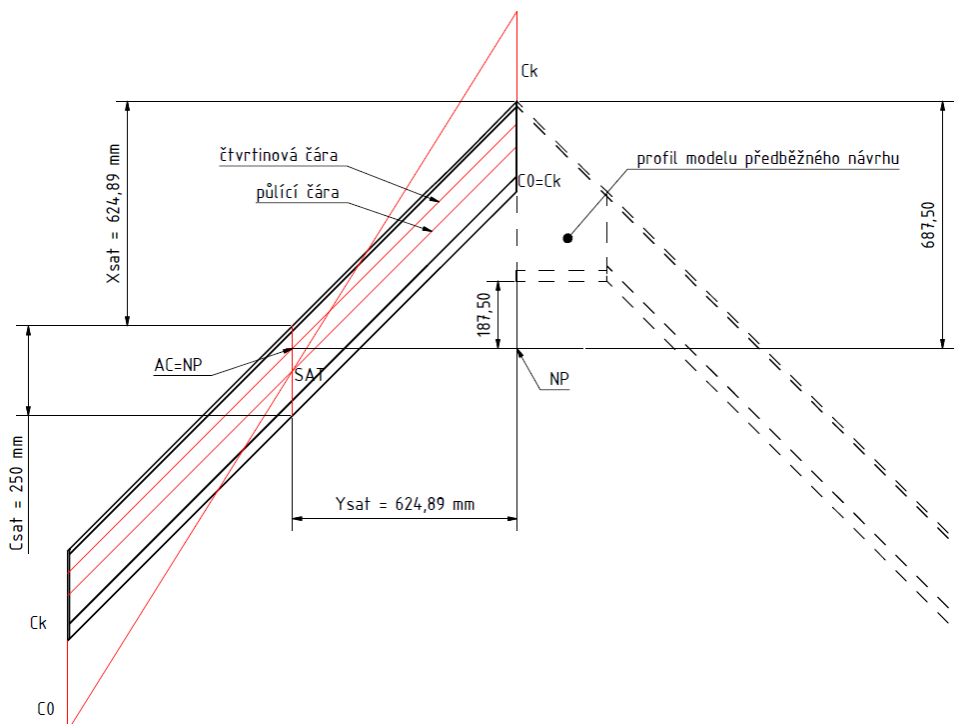
kde S je nosná plocha křídla a l je jeho rozpětí.

$$c_{SAT} = 250 \text{ mm} \quad (4.4)$$

$$x_{SAT} = \frac{2}{S} * \int_0^{\frac{l}{2}} c(y) * x(y) * dy = \frac{2 * c_{SAT}}{S} * \frac{l^2}{8} * \tan 45 = 625 \text{ mm} \quad (4.5)$$

$$y_{SAT} = \frac{2}{S} * \int_0^{\frac{l}{2}} c(y) * y * dy = \frac{2 * c_{SAT}}{S} * \frac{l^2}{8} = 625 \text{ mm} \quad (4.6)$$

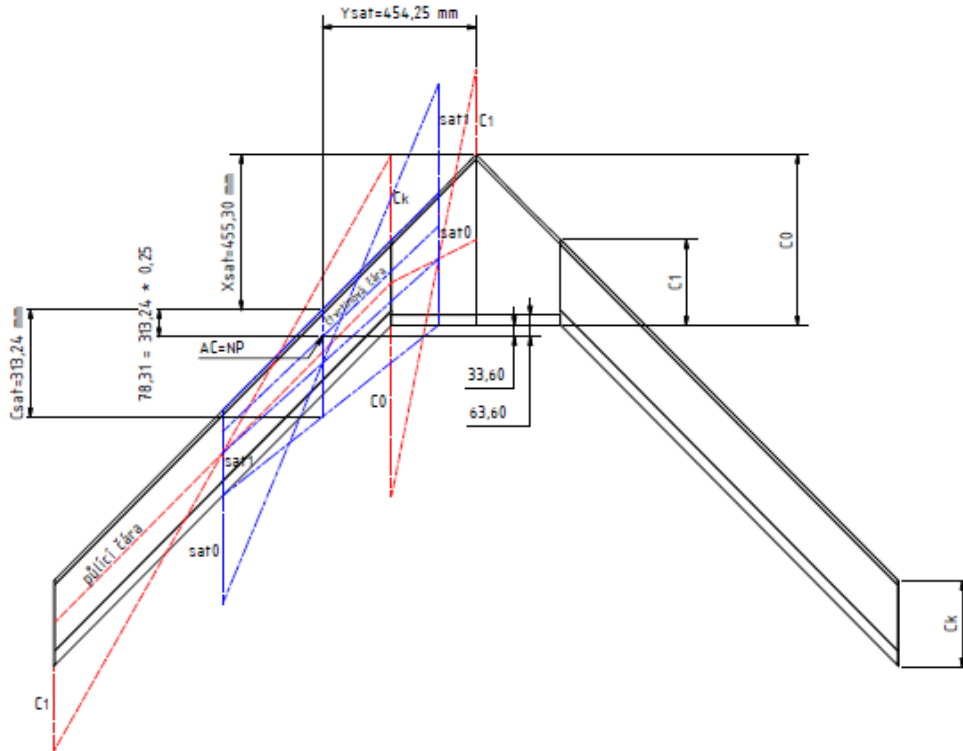
Na následujícím obrázku je grafické řešení navrhovaného křídla (Obr.3.2). Křídlo je ohraničeno tětvami  $c_k$  a  $c_0$  a má plochu  $S_0$ . Grafické řešení není tak přesné jako početní řešení, ale díky použití programu Autodesk Inventor 2018 je tato chyba minimální. [20]



Obr. 4.2. Grafické řešení křídla – poloha AC, NP; zdroj: vlastní

Při aplikaci grafického řešení na model předběžného návrhu (Obr.3.1) bylo zjištěno, že se neutrální bod nachází příliš blízko odtokové hrany křídla a v důsledku toho by nastaly problémy s konstrukcí pohonu. Těžiště letadla je totiž nutné umístit před neutrální bod a osy překlápění motoru se musí nacházet právě v onom těžišti, aby při kolmém startu nedocházelo

k příliš velkému narušení podélné stability. Následující obrázek zachycuje grafické řešení modelu předběžného návrhu. Střední část křídla (centroplán) je ohraničen tětivami  $c_0$  a  $c_1$  a má plochu  $S_0$ , vnější křídlo je ohraničeno tětivami  $c_1$  a  $c_k$  s plochou  $S_1$ .

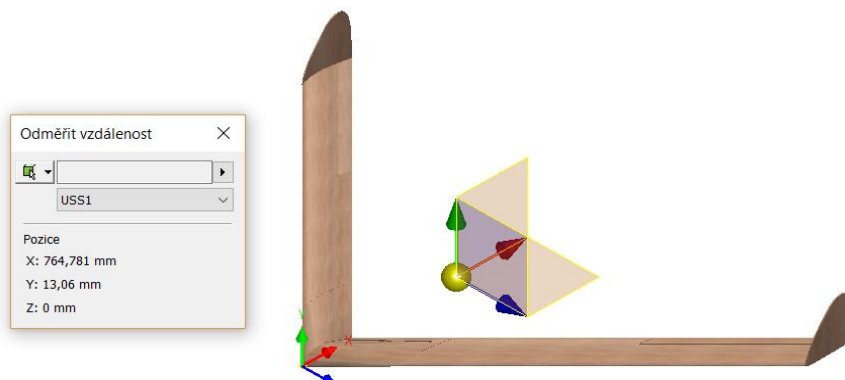


Obr. 4.3. Grafické řešení modelu předběžného návrhu; zdroj: vlastní

Pro obě části je nalezena jejich vlastní střední aerodynamické tětíva SAT ( $sat_0$  a  $sat_1$ ). Tyto SAT jsou požadovány za kořen a konec náhradního křídla a postup je opakován. [20]

#### 4.1.2. TĚŽIŠTĚ SAMOKŘÍDLA

Těžiště samokřídla bylo určeno v programu Autodesk Inventor 2018. Pro jednotlivé části 3D modelu byly navoleny materiály včetně jejich fyzikálních vlastností a poté bylo vygenerováno výsledné těžiště celého modelu.

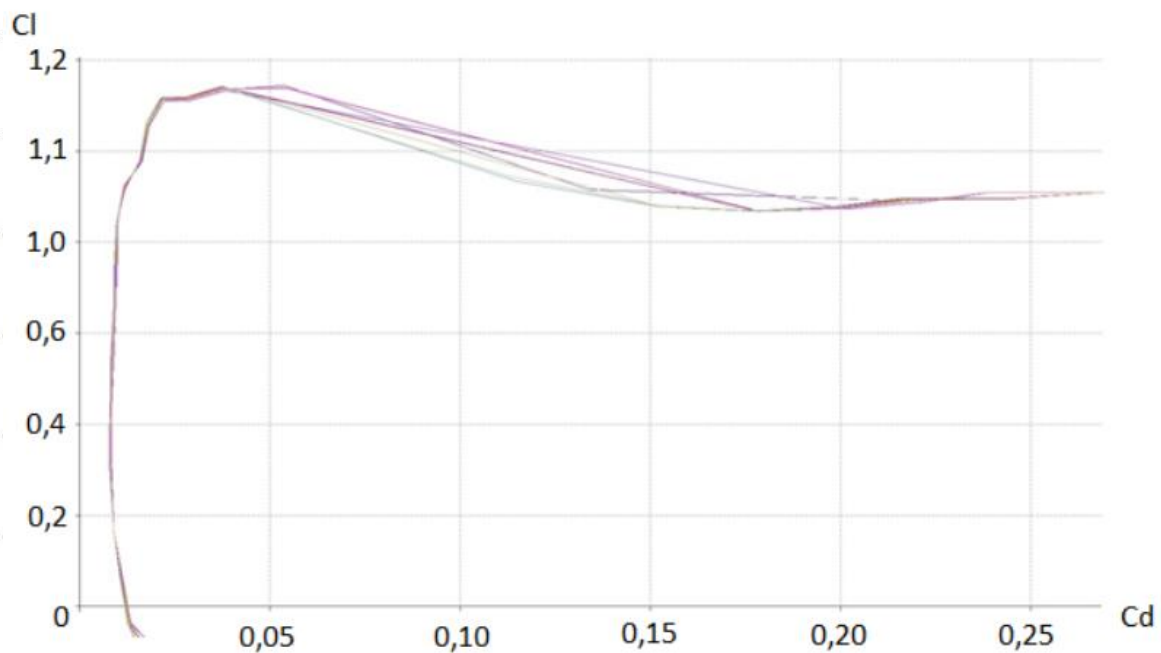


Obr. 4.4. Vypočtené těžiště se souřadnicemi  $x,y,z$ ; zdroj: vlastní

## 4.2. AERODYNAMICKÝ VÝPOČET KŘÍDLA

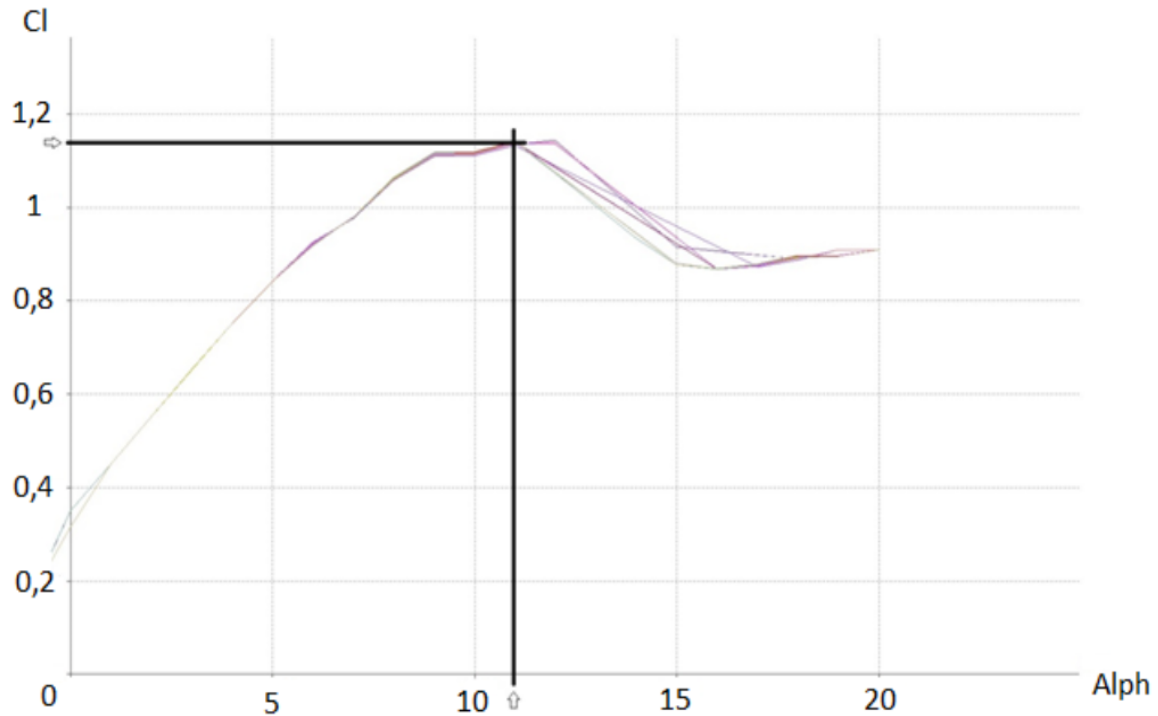
Pro aerodynamické výpočty je potřeba znát součinitele vztlaku, odporu, úhlu náběhu a jejich vzájemné závislosti u konkrétního profilu. Hodnoty součinitelů jsou stanovovány pro konkrétní hodnoty Reynoldsova čísla, které je vypočteno podle dané letové rychlosti. V programu XFLR5 byly pro profil E205 vygenerovány aerodynamické poláry (Obr. 4.4 a Obr. 4.5). Z nich byly následně odečítány součinitele vztlaku  $c_L$ , odporu  $c_D$  v závislosti na úhlu náběhu  $\alpha$ . Pro zvolenou letovou rychlost 20 m/s byla vypočtena hodnota Reynoldsova čísla (zelená křivka): [1]

$$Re = \frac{v \cdot B}{\nu} = \frac{20 \cdot 0,25}{1,45 \cdot 10^{-5}} = 344\,828 \quad (4.7)$$



Obr. 4.5. Polára závislosti součinitele vztlaku  $c_L$  na součiniteli odporu  $c_D$ ; zdroj: vlastní





Obr. 4.6. Polára závislosti součinitele vzlaku  $c_L$  na úhlu náběhu  $\alpha$ ; zdroj: vlastní

Při výpočtu vzlakové síly se předpokládá, že je rovna síle tíhové. Na základě této úvahy lze z této rovnosti vyjádřit vzorec pro výpočet rychlosti letu. Z grafu na Obr. 4.6 byla odečtena maximální hodnota součinitele vzlaku  $c_L$  a odpovídající úhel náběhu, ze kterého lze stanovit minimální (pádovou) rychlost letadla.

$$F_L = F_G = m * g = 5 * 9,81 = 49,05 \text{ N} \quad (4.8)$$

Pádová rychlost  $v_{min}$ :  $c_{Lmax} = 1,14$ ;  $\alpha_{CLmax} = 11^\circ$

$$F_L = \frac{c_L * \rho * S * v^2}{2} \rightarrow$$

$$v_{min} = \sqrt{\frac{2 * F_L}{c_{Lmax} * S * \rho}} = \sqrt{\frac{2 * 49,05}{1,14 * 0,625 * 1,2}} = 7,6 \text{ m/s} \quad (4.9)$$

Pomocí stejného vzorce lze určit součinitel vzlaku pro běžnou letovou rychlost námi stanovenou na 20 m/s a úhel náběhu.

$$c_L = \frac{2 * F_L}{S * \rho * v^2} = \frac{2 * 49,05}{0,625 * 1,2 * 20^2} = 0,327 \quad (4.10)$$

$$c_L = 0,327 \rightarrow \alpha_{c_L} = 0,1^\circ \quad (4.11)$$

Dle zjištěného součinitele vztlaku a náběžného úhlu  $0,1^\circ$  pro rychlost 20 m/s byl z grafu odečten součinitel odporu profilu  $c_D$ .

$$c_D = 0,0078$$

Dále je třeba uvážit vliv tření nerovností povrchu, nedokonalostí tvaru profilu, štěrbin křidélek a klappek. Tyto vlivy jsou vyjádřeny pomocí součinitele indukovaného odporu podle vzorce: [1]

$$c_{Dind} = \frac{c_L^2}{\pi * \lambda} = \frac{0,327^2}{\pi * 10} = 0,0034 \quad (4.12)$$

Celkový odpor křídla je tedy pak roven součtu odporu profilu a indukovaného odporu.

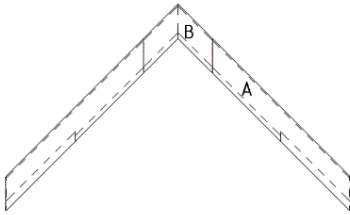
$$c_{Dk} = c_D + c_{Dind} = 0,0078 + 0,0034 = 0,0112 \quad (4.13)$$

Tímto výsledným odporem se změní efektivní úhel náběhu křídla podle vzorce: [1]

$$\alpha_{ef} = \alpha + \frac{c_L}{\pi * \lambda} = 0,1 + \frac{0,327}{\pi * 10} * \frac{180}{\pi} = 0,7^\circ \quad (4.14)$$

### 4.3. HMOTNOSTNÍ BILANCE

Rozložení hmotnosti po křídle a hmotnosti dílčích komponent je nutné znát pro další výpočty a pevnostní návrh. Jednotlivé hmotnosti komponent byly zjištěny z 3D modelu vytvořeném v prostředí programu Autodesk Inventor 2018 (Obr. 3.2). Hmotnostní bilanci samokřídla shrnuje následující tabulka:

<b>SCHÉMA SAMOKŘÍDLA</b>		
		
<b>HMOTNOSTI DÍLČÍCH ČÁSTÍ</b>		
<b>A</b>		
Jádro (EPS)	61	g
Náběžná lišta (balza)	22	g
Odtoková lišta a elevon (balza)	52	g
Winglet (balza)	33	g
Horní 2 mm potah (balza)	62	g
Spodní 2 mm potah (balza)	62	g
Jádrová lišta u náběžné hrany (balza)	14	g
Jádrová lišta u odtokové hrany a elevony (balza)	9	g
<b>SOUČET</b>	<b>315</b>	<b>g</b>
<b>B</b>		
Jádro (EPS)	20	g
Náběžná lišta (balza)	10	g
Odtoková lišta (balza)	12	g
Horní 2 mm potah (balza)	15	g
Spodní 2 mm potah (balza)	15	g
Jádrová lišta u náběžné a odtokové hrany (balza)	10	g
Překližková deska (lože pro gondoly motorů)	24,48	g
<b>SOUČET</b>	<b>91,48</b>	<b>g</b>
<b>HMOTNOSTI TECHNOLOGICKÝCH PRVKŮ KONSTRUKCE</b>		
Potahovací fólie (40-80 g/m <sup>2</sup> )	77,48821044	g
Plocha (horní + spodní) letounu	1,291470174	m <sup>2</sup>
Laminát na spojích (80 g/dm <sup>2</sup> )	600	g
Plocha laminátu čísta A	5	dm <sup>2</sup>
Plocha laminátu části B	2,5	dm <sup>2</sup>
<b>SOUČET</b>	<b>677,4882104</b>	<b>g</b>
<b>CELKOVÁ HMOTNOST KŘÍDLA</b>	<b>1490</b>	<b>g</b>

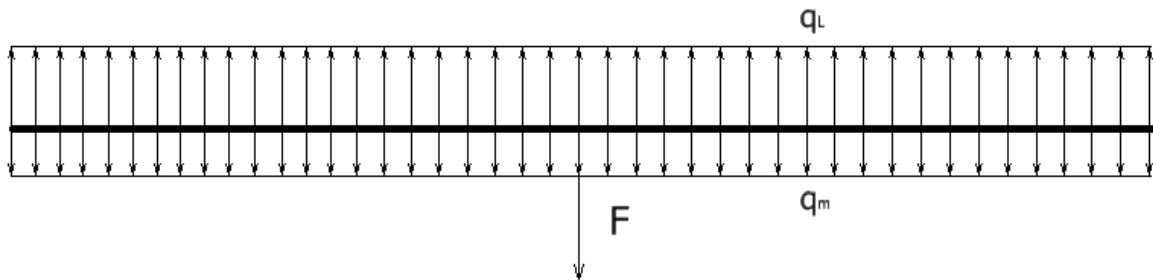
Tab. 4.1. Celková hmotnostní bilance křídla; zdroj: vlastní

## 4.4. PEVNOSTNÍ KONTROLA

### 4.4.1. VÝPOČET NAMÁHÁNÍ KŘÍDLA

Při výpočtu namáhání křídla byly uvažovány jen ty části, které nejsou určeny pro zakomponování nosných prvků pohonu a akumulátorů. Střední část křídla (nese konstrukce pohonu) byla při pevnostních výpočtech aproximována na hmotný bod o své vlastní hmotnosti. Pevnost této části není třeba ověřovat, protože díky laminátování povrchu bude dostatečně předimenzována.

Jako náhradní model pro pevnostní výpočet bylo vytvořeno šípové křídlo o rozpětí 2000 mm a bylo složeno z postranních částí označených písmenem A viz. Kapitola 4.3. V místě spojení těchto částí je připojena vnější síla  $F$  reprezentující vliv hmotného bodu vytvořeného aproximováním střední části letounu. Hmotný bod se nachází v ose dvou symetrických křídel náhradního modelu, která jsou spojena v uvažovaném vetknutí. Ohybový moment jako funkce vzdálenosti  $x$  byl počítán metodou řezu s počátkem souřadnic na konci křídla. Náhradní model je zobrazen na následujícím obrázku.



Obr. 4.7. Zatěžovací schéma křídla; zdroj: vlastní

Při výpočtu spojitěho zatížení se vychází z předpokladu konstantního rozložení vztlakové síly po křídle. Je nutné si uvědomit, že se jedná o šípové křídlo s úhlem šípů  $45^\circ$ , což znamená, že za vzdálenost  $l$  nedosazujeme rozpětí křídla, ale jeho skutečnou délku. Spojité zatížení od vztlakové síly:

$$F_L = \int_0^l q_L * dx \rightarrow q_L = \frac{F_L}{l} = \frac{49,05}{2,828} = 17,24 \text{ N/m} \quad (4.15)$$

Pro výpočet spojitěho zatížení od hmotnosti křídla je použita stejná úvaha jako v předcházejícím případě se vztlakovou silou. Spojité zatížení od hmotnosti křídla:

$$F_G = \int_0^l q_m * dx \rightarrow q_m = \frac{-F_G}{l} = \frac{m_k * g}{l} = \frac{-0,63 * 9,81}{2,828} = -2,19 \text{ N/m} \quad (4.16)$$

Výsledný ohybový moment vypočítán jako součet dvou spojitých zatížení po délce křídla. Vnější síla  $F$ , která má působíště ve vetknutí se díky tomu ve výpočtech neobjeví.

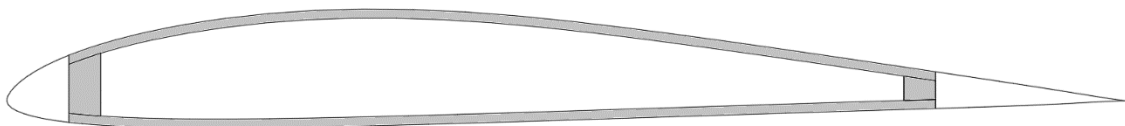
$$M_o(x) = (q_L + q_m) * \frac{x^2}{2} \quad (4.17)$$

Z výše uvedeného obecného vzorce lze stanovit maximální ohybový moment, se kterým bude dále počítána pevnostní kontrola.

$$M_{Omax} \left( x = \frac{l}{2} \right) = (17,24 - 2,19) * \frac{\left( \frac{2,828}{2} \right)^2}{2} = 15,15 \text{ Nm} \quad (4.18)$$

#### 4.4.2. PRŮŘEZOVÉ CHARAKTERISTIKY

Z průřezu křídla byly vybrány ty části, které se nejvíce podílejí na přenosu ohybových momentů a u nich byly zjištěny kvadratické momenty. Jejich skutečné hodnoty byly zjištěny pomocí funkce „HMOTV“ v programu Autodesk AutoCAD 2018. Z celého průřezu křídla byly vybrány dvoumilimetrové balzové potahy (horní a spodní) a jádrové balzové lišty, které jsou spojeny s konci potahů (vybarveny šedivě). Jádro křídla z EPS není mezi průřezové charakteristiky zahrnuto, ale funguje jako podpora balzových potahů, aby nedocházelo k jejich prolamování a kroucení.



Obr. 4.8. Průřez konstrukcí křídla: šedivé části přenášejí silové účinky; zdroj: vlastní

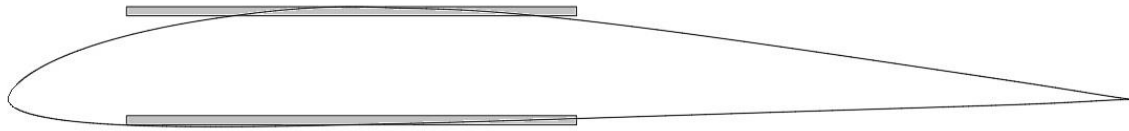
SOUČÁST	Kvadratický moment $J_x$ [mm <sup>4</sup> ]
horní potah	27459
spodní potah	45920
přední jádrová lišta	2745
zadní jádrová lišta	845
SOUČET	76969

Tab. 4.2. Průřezové charakteristiky prvků křídla

Hodnota součtu kvadratických momentů průřezu vybraných částí je dále použita k výpočtu modulu průřezu v ohybu. Ten se vypočte jako podíl zmíněného součtu a vzdálenosti vnějšího vlákna od neutrálné osy průřezu.

$$W_{Ox} = \frac{J_x}{D_{max}} = \frac{76\,969}{13,1} = 5\,875 \text{ mm}^3 \quad (4.19)$$

K dobrému výsledku modulu průřezu v ohybu lze také dojít v případě, kdy použijeme zjednodušený náhradní model křídla. Balzové potahy jsou aproximovány dvoumilimetrovými pásnicovými nosníky o délce rovné polovině hloubky křídla (125 mm) tak, jak je zachyceno na následujícím obrázku.



Obr. 4.9. Balzové pásnicové nosníky: šedivé části přenášejí silové účinky; zdroj: vlastní

Následně je tento model balzového pásnicového nosníku považován za nosník I profilu s nekonečně malou tloušťkou střední příčky. Výsledný modul v průřezu je pak roven hodnotě cca 5600 mm<sup>3</sup>.

#### 4.4.3. STANOVENÍ BEZPEČNOSTI PŘI NAMÁHÁNÍ V OHYBU

Pro výpočet minimálního modulu průřezu v ohybu  $W_O$  byl použit vzorec pro výpočet ohybového napětí.

$$\sigma_O = \frac{M_O}{W_O} \rightarrow W_O = \frac{M_O}{\sigma_O} \quad (4.20)$$

Za napětí v ohybu dosazujeme hodnotu dovoleného napětí pro materiál balzu, to je rovno 18 N/mm<sup>2</sup>. Dovolené napětí je dále nutné zmenšit bezpečnostním koeficientem  $k$ , který je stanovován na hodnotu 1,5. [21]

Po dosazení a přenásobení výsledku hodnotou přetížení  $p = 4$  získáme minimální požadovaný modul v ohybu.

$$\sigma_{Do} = \frac{\sigma_O}{k} = \frac{18}{1,5} = 12 \text{ N/mm}^2 \quad (4.21)$$

$$W_{Omin} = \frac{p \cdot M_O}{\sigma_{Do}} = \frac{4 \cdot 15,15}{12} = 5\,051 \text{ mm}^3 \quad (4.22)$$



Porovnáním minimálního a skutečného modulu průřezu v ohybu je ověřena pevnostní kontrola.

$$W_{Omin} \leq W_{Oskut}$$
$$5\,051 < 5\,875$$

Pevnostní podmínka je tedy splněna s bezpečností:

$$k = \frac{\sigma_{Do}}{\sigma_o} = \frac{\sigma_{Do} * W_O}{M_O} = \frac{12 * 5875}{15150} = 4,7 \quad (4.23)$$

## 5. NÁVRH POHONNÉ JEDNOTKY, AKUMULÁTORŮ A JEJICH ULOŽENÍ

### 5.1. CELKOVÝ ODPOR MODELU A VÝKON POHONNÉ JEDNOTKY

Na výkon letadla má největší vliv hlavní nosná plocha, další plochy letadla vytvářejí škodlivý odpor, který je třeba minimalizovat a zohlednit při výpočtech výkonu motorů.

Pro určení potřebného tahu motoru je nutné znát celkový odpor modelu. Tento odpor je počítám pro ustálený vodorovný let. Celkový odpor modelu je dán součtem součinitelů odporu jednotlivých částí přepočtených na plochu křídla a součinitele odporu křídla samotného. [1]

Konstrukce modelu UAV-VTOL bude při návrhu uložení pohonné jednotky, akumulátorů a další elektroniky dále modifikována. Ve střední části křídla vznikne nový úložný prostor pro baterie a další elektroniku (viz. kapitola 5.3.).

Odpor jednotlivých částí konstrukce je vyjádřen pomocí jejich součinitelů odporu vztahených na plochu křídla. Povrch trupu je uvažován za desku rovnoběžně obtékanou proudící tekutinou, motor a vrtule jsou uvažovány za desky kolmo nastavené vůči obtékající tekutině. Odpor desky obtékané rovnoběžně  $c'_{Drov} = 0,015$  a odpor desky kolmo nastavené  $c'_{Dkol} = 1$ . [1]

#### Odpor krytu motorových gondol:

$$c_{DG} = c'_{Dkol} * \frac{S_G}{S} = 0,015 * \frac{270000}{625000} = 0,0065 \quad (5.1)$$

#### Celkový odpor je dán součtem:

$$c_{Dcelk.} = c_{Dk} + c_{DG} = 0,0112 + 0,0065 \quad (5.2)$$

$$c_{Dcelk.} = 0,0177 \quad (5.3)$$

Pomocí výše vypočteného součinitele odporu a známé rychlosti 20 m/s byla určena následujícím vzorcem odporová síla, kterou budou muset navrhované motory překonávat. [22]

$$F_D = \frac{1}{2} * c_{Dcelk.} * \rho * S * v^2 = \frac{1}{2} * 0,0177 * 1,2 * 0,625 * 20^2 = 2,66 \text{ N} \quad (5.3)$$



Minimální potřebný výkon pohonné jednotky pro ustálený vodorovný let rychlostí 20 m/s:

$$P = F_D * v = 2,66 * 20 = 53,2 \text{ W} \quad (5.4)$$

Výše vypočítaný minimální výkon pro vodorovný let bude ovšem mnohem menší než výkon potřebný pro vertikální start a přistání. Předběžný odhad výkonů motorů pro vertikální let lze dle doporučení pro daný typ letounu stanovit na cca. 300 W/kg. Neboť je navrhovaný model poháněn dvěma motory, je pro jeden motor stanoven odhadovaný výkon cca. 750 W. [23]

## 5.2. NÁVRH PARAMETRŮ POHONU

Při návrhu parametrů budeme vycházet ze znalostí o navrhovaném UAV-VTOL. Z důvodu velké komplikovanosti a komplexnosti výpočtů, byl pro návrh pohonné jednotky použit placený webový program *eCalc SetupFinder* a *eCalc PropCalc*. Do výpočetního programu *eCalc SetupFinder* bylo nutné zadat základní parametry letadla a pohonné jednotky, které byly stanoveny takto:

<b>LETADLO</b>		
Typ křídla	jednoplošník	
Celková hmotnost	5000	g
Rozpětí křídla	2500	mm
Plocha křídel	62,5	dm <sup>2</sup>
Koeficient vztlaku $c_L$	1,14	
<b>POŽADOVANÉ VLASTNOSTI</b>		
Letové vlastnosti	3D acrobat - heavy	
Rychlost	72	km/h
Tah	5000	g
Doba letu	10	min
<b>AKUMULÁTOR</b>		
Konfigurace	4S	
Napětí	LiPo – 3,7	V
<b>MOTOR</b>		
Počet motorů	2	
Max. hmotnost vůči celk. hmotnosti letadla	15	%
<b>VRTULE</b>		
Maximální průměr	11	“ (palců)
Stoupání	8	“ (palců)
Počet listů	4	

Tab. 5.1. Volené parametry pohonu v programu *eCalc SetupFinder*; zdroj: vlastní

Po zadání výše uvedených parametrů a provedení výpočtů programem byl zvolen motor AXI 2830/10 GOLD LINE V2 LONG z katalogu firmy AXI. [24]

Po výběru motoru byly nabídnuty programem *eClac PropCalc* parametry baterií a regulátorů. Tento program provádí výpočty parametrů součástí pohonu v konfiguraci s napájením dvou motorů jednou baterií. Zde navrhovaný model UAV-VTOL ovšem počítá s koncepcí pohonu, kdy je každý motor poháněn vlastní baterií. Dalším faktorem, který je nutné zohlednit je, že s vyšší kapacitou akumulátoru narůstají jeho rozměry. Z těchto důvodů bylo nutné pozměnit nabízené parametry následujícím způsobem:

Akumulátor: Li-Po 16 000 mAh – 30/45C → Li-Po 14 000 mAh – 15/25C

Regulátor: Max. zatěžovací proud 60 A → max. zatěžovací proud 100 A

Navrhovaný akumulátor byl zvolen s kapacitou 14 000 mAh. Výpočty provedené programem s těmito parametry přibližně odpovídají konfiguraci, kdy je každý motor poháněn vlastní baterií s kapacitou 6000 - 7 000 mAh.

U regulátoru byl navýšen maximální přípustný zatěžovací proud, aby nedocházelo k jeho zbytečnému přehřívání a tím k odporovým ztrátám. Zároveň se sníží nároky na chlazení.

<b>MOTOR PŘI MAX. VÝKONU x OPTIMÁLNÍ ÚČINNOSTI</b>		
Hmotnost	g	232
Proud	A	54,05 x 31,28
Napětí	V	13,89 x 14,27
Otáčky	ot/min	8584 x 9745
Příkon	W	750,6 x 446,4
Mech. výkon	W	571,4 x 355,1
Účinnost	%	76,1 x 79,5
<b>AKUMULÁTOR LiPo 14000 mAh - 15/25 C</b>		
Konfigurace		4S1P
Napětí	V	14,02
Jmenovité napětí	V	14,8
Energie	Wh	207,2
Celková kapacita	mAh	14000
Stupeň max. vybití	%	85
Využitá kapacita	mAh	11900
Mín. doba letu při max. výkonu	min	8,6
Kombinovaná doba letu	min	14,6
Hmotnost	g	1212
<b>VRTULE 11" x 8"</b>		
Počet listů		4
Statický tah	g	3254
Otáčky	ot/min	8584
Rychlost odpovídající stoupání	km/h	105
<b>CELÝ POHON</b>		
Hmotnost pohonu	g	2130
Výkon/hmotnost	W/kg	320
Tah (vyjádřený v gramech) ku hmotnosti	1	1,3
Proud max	A	108,11
P(in) max	W	1600
P(out) max	W	1142,8

*Tab. 5.2. Vybrané hodnoty parametrů vypočtených programem eCalc [25]*

S ohledem na parametry pohonu (viz. Tab.5.2) byly pro elektromotory AXI 2830/10 GOLD LINE V2 LONG zvoleny baterie GENS ACE LIPO TATTU s kapacitou 6750 mAh, napětím 14,8V a konfigurací 4S1P (25 C). Regulátor byl zvolen dle doporučení výrobce elektromotoru SPIN 99 PRO OPTO.

<b>AXI 2830/10 GOLD LINE V2 LONG</b>		
Počty článků	3 až 4	LiPo
RPM/V	790	ot/V
Maximální účinnost	84	%
Průměrná účinnost	25 až 37	A (>76%)
Průměrná kapacita	60	A/60s
Vnitřní odpor	44	mΩ
Rozměry motoru (průměr x délka)	35x70,5	mm
Průměr hřídele	5	mm
Hmotnost	232	g
Maximální výkon	890	W

Tab. 5.3. Parametry elektromotoru AXI 2830/10 GOLD LINE V2 LONG [24]

<b>GENS ACE LIPO TATTU 6 750 mAh 14,8V 4S1P (25C)</b>		
Hmotnost	605	g
Počet článků v sérii	4	
$I_{\max}$ odebíraný motorem	60	A
Kapacita	6750	mAh
Napětí	14,8	V
Max. proud. zatížení (trvale)	25	C
	168,75	A
Max. vybíjecí proud	50	C
	337,5	A
Max. nabíjecí proud	5	C
Rozměry	135 x 42 x 44	mm

Tab. 5.4. Parametry akumulátoru GENS ACE LIPO TATTU 6 750 mAh [26]

<b>REGULÁTOR = SPIN 99 PRO OPTO</b>	
Použití	vlastní baterie
Telemetrie	ANO
Trvalý proud [A]	99
Rozsah teplot [°C]	0 až 85
NiXX článků	14 až 36
LiXX článků	4 až 12
Napájecí napětí [V]	12 až 50
Délka x Šířka x Výška [mm]	65 x 55 x 17
Hmotnost [g]	110

Tab. 5.5. Parametry regulátoru SPIN 99 PRO OPTO [24]

Minimální doba letu se zvolenými bateriemi GENS ACE LIPO TATTU 6 750 mAh 14,8V 4S1P (25 C) lze zjednodušeně určit následujícími výpočty:

$$P = U * I \rightarrow I_{max} = \frac{P_{max}}{U} = \frac{750,6}{13,9} = 54 \text{ A} \quad (5.5)$$

$$t_{min} = \frac{C}{I} = \frac{6,750}{54} = 0,125 \text{ h} = 7,5 \text{ min} \quad (5.6)$$

kde  $P_{max}$  je maximální výkon a  $U$  je napětí při maximálním výkonu elektromotoru (viz. Tab. 5.2).

Průměrná doba letu se vypočítá stejným způsobem:

$$P = U * I \rightarrow I_{max} = \frac{P_{opt.}}{U} = \frac{446,4}{14,27} = 31,3 \text{ A} \quad (5.7)$$

$$t_{prům.} = \frac{C}{I} = \frac{6,750}{31,3} = 0,216 \text{ h} = 12,9 \text{ min} \quad (5.8)$$

Vypočtené hodnoty doby letů je nutno považovat za orientační, neboť doba letu je ovlivněna dalšími faktory jako jsou povětrnostní podmínky, které nejsou ve výpočtech zohledněny.

Parametry pohonné jednotky, baterií a další elektroniky byly navrhovány s uvažováním celkové hmotnosti letounu  $m = 5000 \text{ g}$ . Následující tabulka shrnuje hmotnosti veškerých komponent UAV-VTOL.

<b>HMOTNOSTNÍ BILANCE POHONU A JEHO KONSTRUKCE</b>		
2 motory	464	g
2 regulátory	220	g
Akumulátory základní	1 210	g
Akumulátory - přijímačové	100	g
RC přijímač	60	g
4 serva a táhla (2 x 50 g a 2 x 70 g)	240	g
2 x čtyřlístá vrtule	26	g
Konstrukce nesoucí motory a baterie	200	g
Součet	2 520	g

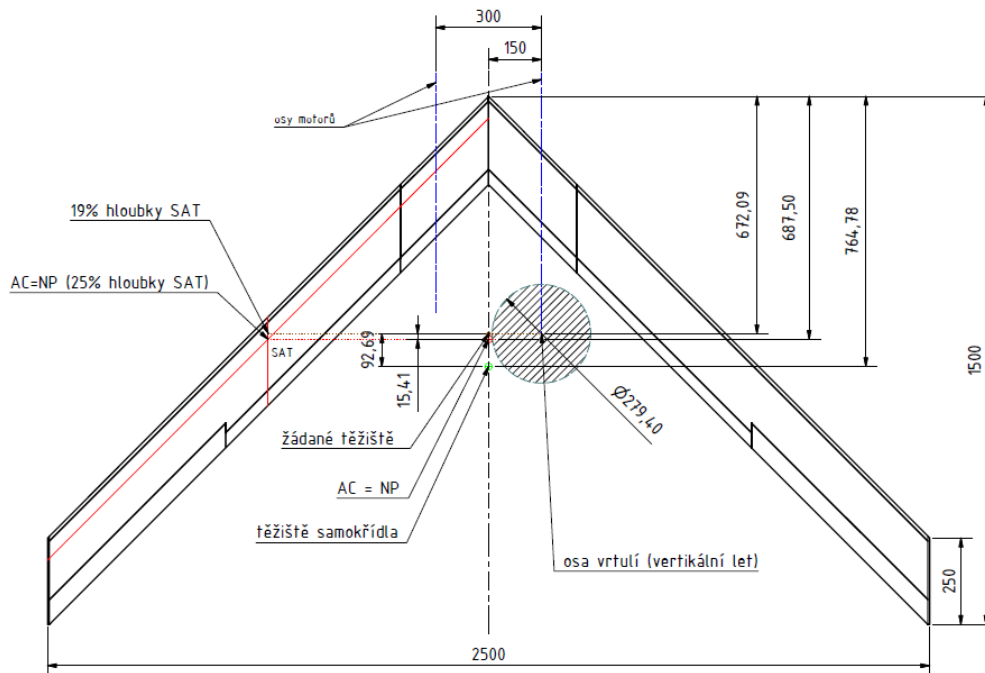
Tab. 5.6. Hmotnostní bilance pohonu a prvků jeho konstrukce; zdroj: vlastní

Celková hmotnost letounu včetně pohonu a jeho konstrukce je 4 010 g. Z toho vyplývá, že je letoun schopný nést užitečné zatížení v hodnotě 990 g.

### 5.3. ULOŽENÍ POHONNÉ JEDNOTKY A AKUMULÁTORŮ V UAV

Při vypracovávání návrhu uložení pohonné jednotky a akumulátorů budeme vycházet z problematiky řešené v kapitole 4.1. Geometrie a těžiště samokřídla. V této kapitole byl nalezen neutrální bod letounu a stanovena statická zásoba na 6 %. Pomocí těchto údajů byla nalezena poloha žádaného těžiště celého letounu (viz. Obr. 5.1). Těžiště se nachází před neutrálním bodem ve vzdálenosti rovné 6 % hloubky střední aerodynamické tětiny. Vzdálenost je měřena na ose souměrnosti letounu.

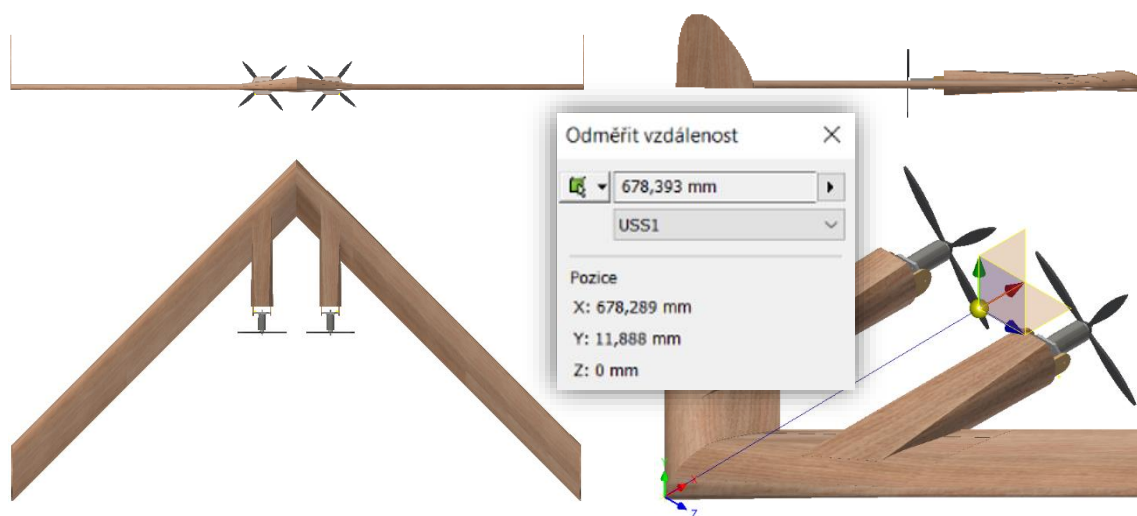
Poloha těžiště hraje hlavní roli v podélné stabilitě letounu a pro umístění naklápěcího mechanismu motorů. Pro stabilitu vertikálního letu je nezbytné, aby byla osa vrtulí po promítnutí na osu souměrnosti letounu totožná s těžištěm. Následující obrázek shrnuje fakta popsána v předešlých odstavcích.



Obr. 5.1. Návrh uložení pohonné jednotky, poloha žádaného těžiště; zdroj: vlastní

Po uvážení zjištěných parametrů z rozboru na obr. 5.1 byla navrhována nosná konstrukce a naklápěcí mechanismus motorů. Pro každý motor byly navrženy dvě gondoly z bukové překližky, dostupné v laboratořích Ústavu mechaniky tekutin a termodynamiky. Gondoly z bukového dřeva jsou dostatečně tuhé, ale z důvodu velké hustoty bukového dřeva bylo provedeno jejich odlehčení (viz. Příloha – výkresová dokumentace). Mezi gondoly byly ve vzdálenosti 672 mm od špičky křídla umístěny otočné desky z oceli, na které bylo možné dále upnout montážní kříže s namontovanými motory. Na motory byly pomocí unašečů

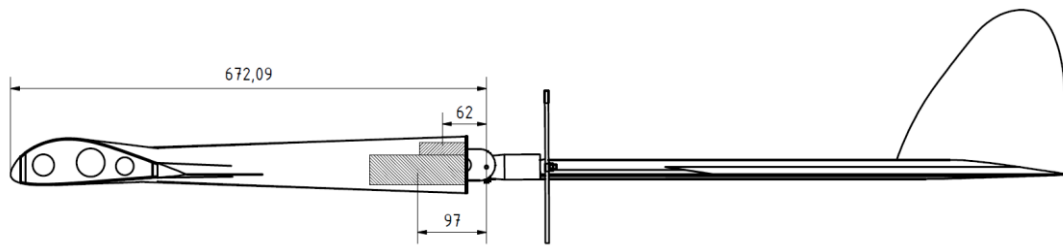
namontovány čtyřlísté vrtule. Gondoly motorů byly uschovány do balzových krytů s polystyrenovou výplní (viz. Obr. 5.2). Kryty byly navrženy tak, aby kladly co nejmenší aerodynamický odpor. Tím byly minimalizovány aerodynamické ztráty (součinitel odporu krytů), které by vedly ke zvětšení odporové síly a tím k navyšování minimálního potřebného výkonu motorů při vodorovném letu. Motory a součásti mechanismů naklápění jsou schovány za balzovými kryty. Díky tomu nekladou žádný aerodynamický odpor a nepodílí se tím na navyšování odporové síly při vodorovném letu.



*Obr. 5.2. UAV-VTOL konstrukce uložení pohonné jednotky a těžiště letounu; zdroj: vlastní*

Na obr. 5.2 bylo pomocí programu Autodesk Inventor 2018 určeno těžiště letounu s pohonnou jednotkou. Výpočet těžiště vychází z rozměrů jednotlivých součástí modelu a jejich materiálů. Toto těžiště se nachází ve vzdálenosti 678 mm od zobrazeného souřadného systému (špičky letounu). Z výpočtů a schématu na obr. 5.1 byla určena žádaná poloha těžiště ve vzdálenosti 672 mm. Rozdíl mezi těmito polohami těžišť je tedy 6 mm. Do výpočtů polohy těžiště na obr. 5.2 nebyly zahrnuty hmotnosti zvolených akumulátorů a regulátorů, po jejich umístění do trupu dojde k dalšímu posunutí těžiště směrem dopředu.

Akumulátory a regulátory motorů mají největší podíl na celkové hmotnosti letounu, a proto má jejich uložení zásadní vliv na posun těžiště. S ohledem na 6 milimetrový rozdíl mezi těžišti bylo nutné umístit akumulátory a regulátory co nejbližší k motorům, a to i za cenu částečného zastínění vrtulí při vertikálním letu. Toto stínění je přijatelné díky velkému statickému tahu vrtulí, který je roven v součtu 6 508 g (viz. Tab.5.2). Na obr. 5.3 je zobrazen poloviční řez letounem a uložení akumulátoru s regulátorem. Podle jejich pozice a tvaru se předpokládá vydlabání příslušného otvoru do polystyrenového jádra krytu.



*Obr. 5.3. Uložení akumulátoru a regulátoru; zdroj: vlastní*

Po uložení akumulátorů a regulátorů do trupu došlo vlivem jejich velké hmotnosti k posunutí celkového těžiště na podélné ose letounu směrem dopředu před žádané těžiště. Aby bylo dosaženo velikosti žádaného posunu těžiště o 6 mm na podélné ose letounu směrem dopředu, bylo nutné umístit do křídel na koncích protizávaží. Protizávaží bylo z části realizováno hmotností serv a táhel ovládajících elevony a zbytek potřebné hmotnosti dodáním protizávaží.

Přesné hodnoty hmotnosti protizávaží by byly zjištěny pomocí experimentů při stavbě modelu UAV-VTOL, která ovšem není náplní této bakalářské práce. Pro přibližný odhad hmotností závaží lze použít následující výpočty momentové rovnováhy, při kterých je předpokládán nulový posun aktuálního těžiště směrem k těžišti žádanému.

#### **Moment vůči těžišti od hmotnosti akumulátorů**

$$M_A = m_A \cdot g \cdot x_A = 1210 \cdot 9,81 \cdot 103 = 1\,222\,620 \text{ Nmm} \quad (5.9)$$

#### **Moment vůči těžišti od hmotnosti regulátorů**

$$M_R = m_R \cdot g \cdot x_R = 220 \cdot 9,81 \cdot 68 = 146\,757 \text{ Nmm} \quad (5.10)$$

#### **Moment vůči těžišti od hmotnosti protizávaží**

$$M_P = M_A + M_R = 1\,369\,377 = m_P \cdot 9,81 \cdot 585 \quad (5.11)$$

$$m_P = 238 \text{ g} \quad (5.12)$$

Hmotnost skutečného závaží by se na základě výpočtů mohla pohybovat okolo 200 g. Symetrickým rozložením této hmotnosti po křídle dostáváme hmotnost 100 g pro jednu krajní část křídla. Předpokládaná hmotnost serva a táhla ovládající elevon je 70 g. Z toho vyplývá, že skutečná hmotnost závaží na jedné koncové části křídla by byla přibližně 30 g.



## 6. POUŽITÝ SOFTWARE

Aerodynamické poláry byly vytvořeny v programu XFLR5 pomocí dat o profilu křídla dostupného v databázi [airfoiltools.com](http://airfoiltools.com).

Elektronické vypracování podkladů pro návrh UAV bylo provedeno v programu Autodesk Inventor 2018. Z vytvořeného 3D modelu bylo možné získávat fyzikální údaje o celé konstrukci UAV. Pro zjištění průřezových charakteristik nosných prvků křídel byl použit program Autodesk AutoCAD 2018.

Veškeré výpočty aerodynamického a pevnostního návrhu byly prováděny v programu Microsoft Office Excel.

Pro návrh pohonné jednotky a akumulátorů byl použit placený webový software eCalc dostupný na [ecalculator.ch](http://ecalculator.ch).

## 7. ZÁVĚR

Závěrem je možné konstatovat, že všechny cíle této práce stanovené v zadání a podrobně popsané v úvodu byly splněny.

Na začátku práce byl proveden průzkum globálního trhu s bezpilotními létajícími prostředky se schopnostmi vertikálního vzletu a přistání, dále zde byly zahrnuty akademické studie, absolventské práce a také amatérská tvorba. Na základě průzkumu byla vypracována rešerše UAV-VTOL, ve které bylo uvedeno obecné třídění těchto bezpilotních prostředků na základě jejich konstrukce a letových vlastností. U každé třídy byly podrobněji popsány konstrukční prvky UAV-VTOL a podmínky přechodu z vertikální do vodorovné fáze letu. V druhé polovině rešerše byl zpracován přehled konkrétních zástupců UAV-VTOL včetně jejich charakterizace, konstrukčně-letových parametrů a obrázkové dokumentace. Na základě rešerše bylo UAV-VTOL navrhované v této práci zařazeno do skupiny UAV-VTOL s překlopným rotorem (ang. Tilt rotor) a podle nashromážděných dat bylo možné stanovit přibližné rozměry a letové parametry vlastního modelu.

Pro předběžný návrh bylo použito schéma modelu UAV-VTOL vytvořené na Ústavu mechaniky tekutin a termodynamiky. U tohoto modelu byly určeny základní rozměry křídla, maximální hmotnost a minimální výdrž ve vzduchu. Na základě těchto parametrů byly stanoveny materiály pro jednotlivé části konstrukce tak, aby bylo dosaženo co nejmenší hmotnosti křídla, které by díky tomu umožňovalo nést užitečné zatížení v podobě měřících přístrojů při zkušebních letech. Za materiály byly stanoveny dřevo balza a expandovaný polystyren EPS. Po provedení matematické analýzy geometrie a těžiště samokřídla byl navržen nový tvar křídla s konstantní hloubkou po celém rozpětí. Za profil křídla byl zvolen modelářský profil Eppler E-205, jehož výhodou je rovná spodní plocha křídla.

Byly provedeny zjednodušené aerodynamické výpočty pro konkrétní letovou rychlost a pevnostní kontrola uvažující namáhání křídla v ohybu.

Návrh pohonné jednotky a akumulátorů byl realizován pomocí programu na webových stránkách eCalc.ch, ve kterém se nacházela knihovna dostupných elektromotorů a akumulátorů světových výrobců a bylo zde možné provést kalkulaci letových vlastností vybrané sestavy pohonu. Byla provedena výsledná hmotnostní bilance, stanovena hodnota užitečného zatížení a vypočtena přibližná výdrž ve vzduchu.

Následně byla provedena úprava konstrukce samokřídla pro umístění sklopných motorů. Konstrukce nosící motory, akumulátory a příslušnou elektroniku byla sestavena z odlehčených překližkových gondol, dvou tyčových nosníků a jednoho žebra. Bylo určeno nejvýhodnější místo uložení akumulátorů a regulátorů s nutností použití protizávaží na



koncových částech křídla. Na závěr byla vypracována výkresová dokumentace sestavy UAV-VTOL s kusovníkem.

Tuto práci a její výsledky lze použít jako podklad pro navazující studie, které se mohou podrobněji věnovat zkoumání aerodynamických vlastností UAV-VTOL. Výkresová dokumentace sestavy UAV-VTOL může být použita pro vytvoření výrobních výkresů jednotlivých součástí a následnou stavbu modelu pro experimentální účely.

## 8. LITERATURA

- [1] MUSIL, Miroslav. *Aerodynamika moderních leteckých modelů*. Naše vojsko. SVA-ZARM. 1978. Praha. ISBN 28-070-078
- [2] MERTL, Vlastimil. *Konstrukce a projektování letadel*. Vyd. 1. Brno: PC-DIR Real, 2000. Učební texty vysokých škol (Vysoké učení technické v Brně. Fakulta strojního inženýrství). ISBN 80-214-1789-7.
- [3] STRIA, Radek. VTOL - Letadla se svislým vzletem a přistáním. *Historie a současnost Letectví* [online]. © 2004 [cit. 6. 7. 2018]. Dostupné z: <http://www.historieletectvi.xf.cz/vtol.htm>
- [4] Daedalus Drones. *Daedalus Drones*. To VTOL or not to VTOL? That is the question. [online], © 2018 Daedalus Drones [cit. 6. 7. 2018]. Dostupné z: <http://daedalusdrones.com/vtol-not-vtol-question/>
- [5] WEITZ, Paul J. *A qualitative discussion of the stability and control of VTOL aircraft during hover (out of ground effect) and transition* [online]. Dudley Knox library Naval postgraduate school [cit. 6. 7. 2018]. Dostupné z: <http://calhoun.nps.edu/bitstream/handle/10945/12932/qualitativediscu00weit.pdf?sequence=1>
- [6] *VTOL RC aircraft concepts, design and links* [online]. RC Groups: leadfeather © 2013 [cit. 3. 7. 2018]. Dostupné z: <https://www.rcgroups.com/forums/showthread.php?2056389-VTOL-RC-aircraft-concepts-designs-and-links>
- [7] DeltaQuad Pro – Vertical Technologies. *Vertical Technologies presents the DeltaQuad – Vertical Technologies* [online]. Vertical technologies © 2018 [cit. 3. 7. 2018]. Dostupné z: <https://www.verticaltechnologies.com/deltaquad-models/deltaquad-pro>
- [8] BirdsEyeView Aerobotics. *Introducing FireFly6 PRO welcome to the revolution* [online]. BirdsEyeView Aerobotics © 2018 [cit. 3. 7. 2018]. Dostupné z: <https://www.birdseyeview.aero/pages/firefly6-pro>
- [9] PECKA MODELÁŘ s.r.o. *X44 elektro model RTF*. Modely, makety-Pecka Modelář [online]. Pecka modelář s.r.o.© 2011 [cit. 8. 7. 2018]. Dostupné z: [https://www.peckamodel.cz/x44-elektro-model-rtf?gclid=CjwKCAjw4PHZBRAEiwAAas4ZiNkEPf52YoLzZ9jrWjDxqEC31V2X0qUw9\\_iuIHtJvXzIlqtDK322RoCK\\_MQAvD\\_BwE](https://www.peckamodel.cz/x44-elektro-model-rtf?gclid=CjwKCAjw4PHZBRAEiwAAas4ZiNkEPf52YoLzZ9jrWjDxqEC31V2X0qUw9_iuIHtJvXzIlqtDK322RoCK_MQAvD_BwE)

- [10] F-HOBBY. *XC-142 PNP VTOL vertical take-off and landing*. XC-142 PNP LTV Corporation Dynavert Tilt-wing VTOL vertical take-off and landing [online]. F-HOBBY © 2018 [cit. 9. 7. 2018]. Dostupné z: <http://www.f-hobby.com/xc142-pnp-vtol-vertical-takeoff-and-landing-p-23>
- [11] WINGTRA. *WingtraOne the VTOL drone for mapping and survey* [online]. Wingtra © 2017 [cit. 9. 7. 2018]. Dostupné z: <https://wingtra.com/vtol-drone-wingtraone/>
- [12] Arkbird FPV. *Arkbird Vertical Take Off and Landing Airplane*. Arkbird-VTOL-Airplane [online]. Arkbird © 2018 [cit. 9. 7. 2018]. Dostupné z: [http://www.arkbirdfpv.com/html\\_products/Arkbird-VTOL-Airplane-55.html#.W0M609IzZPY](http://www.arkbirdfpv.com/html_products/Arkbird-VTOL-Airplane-55.html#.W0M609IzZPY)
- [13] ACKERMAN, Evan. *TU Delft's Newest Tailsitter Drone Is Designed for Outback Delivery*. IEEE Spectrum: Technology, Engineering, and Science News [online]. IEEE Spectrum © 2016 [cit. 9. 7. 2018]. Dostupné z: <https://spectrum.ieee.org/automaton/robotics/drones/tu-delft-tailsitter>
- [14] MAVLab TU Delft. *DELFTACOPTER – Delta-wing Electric Longrange Transitioning Autonomous Helicopter* [online]. MAVLab© 2018 [cit. 9. 7. 2018] Dostupné z: <http://www.delftacofter.nl/delftacofter/>
- [15] THEYS, Bart. Design of a multi-rotor VTOL UAV and docking station for automated aerial transport. *DIY Drones* [online]. © 2014 [cit. 9. 7. 2018]. Dostupné z: <https://diydrone.com/profiles/blogs/design-of-a-multi-rotor-vtol-uav-and-docking-station-for>
- [16] HOCHSTENBACH, Menno a NOTTENBOOM, Cyriel. *Design and control of an unmanned aerial vehicle for autonomous parcel delivery with transition from vertical take-off to forward flight*. VertiKUL, a quadcopter tailsitter. [online]. © 2014 [cit. 9. 7. 2018]. Dostupné z: [http://www.tmleuven.be/thesisprijs/laureates/2014Hochstenbach\\_Notteboom\\_samenvatting.pdf](http://www.tmleuven.be/thesisprijs/laureates/2014Hochstenbach_Notteboom_samenvatting.pdf)
- [17] SLAVĚTÍNSKÝ, Dušan. *Konstrukce křídla*. Dušan Slavětínský: O letadlech [online]. © 2010 [cit. 28. 7. 2018]. Dostupné z: [http://www.slavetind.cz/stavba/konstrukce/Konstrukcekridla.aspx#zal\\_menu](http://www.slavetind.cz/stavba/konstrukce/Konstrukcekridla.aspx#zal_menu)
- [18] Airfoil Tools. *Airfoil Tools* [online]. Copyright © 2018 [cit. 28. 7. 2018]. Dostupné z: <http://airfoiltools.com/>



- [19] LNĚNIČKA, Jaroslav. Polohy těžiště a neutrálního bodu letounu a modelu. *Akademie letectví* [online]. © 2011 [cit. 30. 7. 2018]. Dostupné z: [https://www.airspace.cz/akademie\\_letectvi/2011/11/polohy-teziste-a-neutralniho-bodu-letounu-a-modelu/](https://www.airspace.cz/akademie_letectvi/2011/11/polohy-teziste-a-neutralniho-bodu-letounu-a-modelu/)
- [20] SLAVĚTÍNSKÝ, Dušan. *Obecná geometrie křídla*. Dušan Slavětínský: O letadlech [online]. © 2010 [cit. 30. 7. 2018]. Dostupné z: <http://www.slavetind.cz/stavba/konstrukce/kridlo/Kridlo-obecnageometrie.aspx>
- [21] KOLMAN, Libor. *Balsa*. Modely – dílna [online]. © 2005 [cit. 30. 7. 2018]. Dostupné z: [http://www.kolmanl.info/index.php?show=balsa#BALSA\\_UV](http://www.kolmanl.info/index.php?show=balsa#BALSA_UV)
- [22] *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. 30. 7. 2018]. Dostupné z: [https://www.atlantiksolar.ethz.ch/wp-content/downloads/publications/JFR\\_81hFlight\\_paper\\_final.pdf](https://www.atlantiksolar.ethz.ch/wp-content/downloads/publications/JFR_81hFlight_paper_final.pdf)
- [23] *Váš modelářský svět*. Modelářské elektromotory [online]. RC-zoom.cz, č. 4 © 2018 [cit. 30. 7. 2018]. Dostupné z: <https://www.rc-zoom.cz/modelarske-elektromotory-4-dil/>
- [24] *Aktuální katalog Axi – model motors*. [online]. © 2018 [cit. 30. 7. 2018]. Dostupné z: [http://www.modelmotors.cz/file/wisiwig/files/actual\\_katalog\\_lr.pdf](http://www.modelmotors.cz/file/wisiwig/files/actual_katalog_lr.pdf)
- [25] MÜLLER, Markus. *eCalc - the most reliable electric Motor Calculator on the Web for RC Pilots* [online]. Solution for All Markus Müller © 2004 [cit. 30. 7. 2018]. Dostupné z: <https://ecalc.ch/index.htm>
- [26] PECKA MODELÁŘ s.r.o. *GENS ACE LIPO TATTU serie - 6750 mAh 14,8V 4S1P (25C)*. RC modely a příslušenství [online]. Pecka modelář s.r.o. © 2011 [cit. 31. 7. 2018]. Dostupné z: <https://www.peckamodel.cz/ta-25c-6750-4s1p-gens-ace-lipo-tattu-serie-4s-6750-mah-25c>

## 9. PŘÍLOHY



*Obr. 9.1. V-22 Osprey [6]*



*Obr. 9.2. foam and tape's Twins Cargo Plane [6]*



*Obr. 9.3. Tilitrotorcoaxial's Coaxial rotors tilt wing [6]*



*Obr. 9.4. Greg Covey's Multiplex Magister converted tilt wing [6]*



*Obr. 9.5. Convair XFY-1 Pogo (Gruppo aeromodellistico piacentino) [6]*



*Obr. 9.6. Ran D. St. Clair's M-Tol a Ran D. St. Clair's Z-Tol [6]*