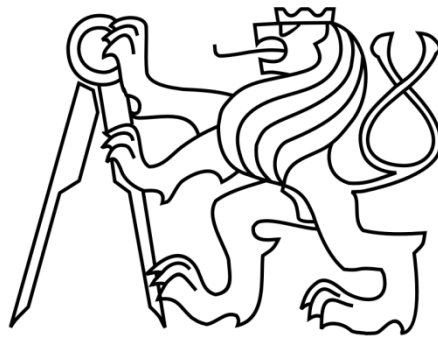


ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE

FAKULTA STROJNÍ
ÚSTAV LETADLOVÉ TECHNIKY



Bakalářská práce

**NÁVRH UAV S KONCEPCÍ BIKOPTÉRY
UMOŽŇUJÍCÍ SVISLÝ VZLET A PŘISTÁNÍ**

Praha, 2016

Lukáš Matušek

Anotační list

Jméno autora:	Lukáš Matušek
Název bakalářské práce:	Návrh UAV s koncepcí bikoptyry umožňující svislý vzlet a přistání
Anglický název:	Proposal for UAV with the concept of bicopter allowing vertical take-off and landing
Akademický rok:	2015/2016
Obor studia:	Strojírenství
Ústav/odbor:	Ústav letadlové techniky
Vedoucí bakalářské práce:	Ing. Jan Klesa Ph.D.
Bibliografické údaje:	Počet stran: 48 Počet obrázků: 40 Počet příloh: 0

Anotace:

Tato práce se v počátku zabývá průzkumem koncepcí letadel umožňující svislý vzlet a přistání se zaměřením na bikoptéry. Popsáním jejich základních aerodynamických vlastností a způsobu ovládání při vertikálním a horizontálním letu. V další části práce byla vybrána pohonná jednotka a vytvořen základní návrh bikopéry. Poslední část se zabývá výpočtem aerodynamických vlastností letadla při vodorovném a vertikálním letu, zhodnocením použitelnosti navržené koncepce a říditelností letadla.

Klíčová slova: bikopéra, křídlo, tah, vztlak, naklápění pohonných jednotek, překlopné křídlo

Annotation:

This work is at the beginning engaged in the exploration of the concepts of aircraft allowing vertical take-off and landing with a focus on bicopters. By describing their fundamental aerodynamic properties and method of controlling the vertical and horizontal flight. Power unit was selected and the basic design bicoper was created in the next part of the work. The last part of work is devoted to calculation of aerodynamic properties of the aircraft in horizontal and vertical flight, evaluation of the applicability of the proposed concept, and the controllability of the aircraft.

Keywords: bicopter, wing, thrust, lift, tilting propulsion units, tilt wing

Prohlášení

Prohlašuji, že jsem tuto bakalářskou práci vypracoval samostatně a použil jsem pouze podklady 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.

V Praze dne.....

Podpis.....

Poděkování

Děkuji Ing. Janu Klesovi Ph.D. za jeho odborné vedení a užitečné rady při zpracování bakalářské práce.

Obsah

Anotační list	3
Prohlášení	5
Poděkování	6
Obsah.....	7
Seznam použitých symbolů	9
Seznam obrázků.....	10
Úvod	10
1. Historie.....	12
2. Základní rozdělení konvertoplánů a bikopér	17
2.1. Podle pohonu.....	18
2.1.1. Proudový pohon	19
2.1.2. Vrtule v prstenci.....	19
2.1.3. Aerodynamika rotoru ve visu	20
2.2. Podle způsobu přechodu z horizontálního letu do vertikálního	21
2.2.1. Překlopný rotor.....	21
2.2.2. Překlopné křídlo	21
2.2.3. Vektorování tahu/ohyb proudu vzduchu	22
2.3. Podle způsobu ovládání	23
2.3.1. Ovládání ve visu a při přechodové fázi	23
2.3.2. Ovládání podélného sklonu	23
2.3.3. Ovládání náklonu	24
2.3.4. Ovládání zatáčení.....	24
2.3.5. Ovládání při horizontálním letu.....	25
3. Přechodová fáze z visu do vodorovného letu	25
4. Měření statického tahu vybrané pohonné jednotky	26
4.1.1. Přístroje a naměřené hodnoty	27
4.1.2. Proudění vzduchu rotorem.....	28

4.1.3. Rychlost vzduchu za propulsořem.....	29
4.2. Návrh křídla	30
4.3. Rozložení vztlaku na křídle.....	32
4.3.1. Výpočet Reynoldsova čísla.....	34
4.3.2. Maximální součinitel vztlaku	35
5. Výpočet minimální rychlosti v režimu letounu	36
7. Výpočet aerodynamických sil a momentů	37
7.1. Klonivý moment.....	37
7.2. Zatáčivý moment.....	38
7.3. Klopivý moment.....	41
8. Analýza použitelnosti navržené koncepce.....	42
8.1. Momenty setrvačnosti	42
8.2. Úhlové zrychlení	44
9. Závěr.....	45
10. Použitá literatura	46

Seznam použitých symbolů

Symbol	Veličina	Jednotka
A	Obsah kruhu	$[m^2]$
A_1	Obsah kruhu v rovině propulsoru	$[m^2]$
A_2	Obsah kruhu v rovině za propulsorem	$[m^2]$
b_{SAT}	Tětiva profilu	$[m]$
C_m	Součinitel klopivého momentu	$[-]$
C_y	Součinitel rozložení vztlaku po rozpětí křídla	$[-]$
C_y^α	Stoupání vztlakové čáry	$[-]$
$C_{y,b}$	Normální rozložení vztlaku	$[-]$
$C_{y_k,max}$	Maximální součinitel vztlaku	$[-]$
$C_{y_{kř}}$	Součinitel vztlaku křídla při sklopené klapce	$[-]$
d	Průměr	$[m]$
I	Proud	$[A]$
J	Moment setrvačnosti	$[kg \cdot m^2]$
m	Hmotnost	$[kg]$
M	Moment	$[Nm]$
\dot{m}	Hmotnostní tok	$[kg/s]$
P	Výkon	$[HP]$
P_0	Atmosferický tlak	$[Pa]$
P_1	Tlak před propulsorem	$[Pa]$
P_2	Tlak za propulsorem	$[Pa]$
r	Poloměr	$[m]$
Re	Reynoldsovo číslo	$[-]$
S	Obsah	$[m^2]$
$S_{kř}$	Obsah nosné plochy křídla	$[m^2]$
t	Teplota	$[^\circ C]$
T	Tah	$[N]$
U	Napětí	$[V]$
v_0	Rychlost vzduchu před propulsorem	$[m/s]$
v_1	Rychlost vzduchu v rovině propulsoru	$[m/s]$
v_2	Rychlost vzduchu za propulsorem	$[m/s]$
v_∞	Rychlost vzduchu za propulsorem při visu	$[m/s]$
Y	Vztlak křídla	$[-]$
α_{ef}	Efektivní úhel náběhu	$[^\circ]$
ρ	Hustota	$[kg/m^3]$
μ	Dynamická viskozita	$[Pa \cdot s]$
ε	Úhlové zrychlení	$[Rad \cdot s^{-2}]$
δ	Maximální výchylka klapky	$[^\circ]$

Seznam obrázků

Obrázek 1 - <i>helikoptéra Henryho Berlinera [2]</i>	12
Obrázek 2 - <i>Focke-Wulf Fw-61 [3]</i>	12
Obrázek 3 - <i>Platt-LePage XR-1A [4]</i>	12
Obrázek 4 - <i>Model 1G [5]</i>	13
Obrázek 5 - <i>XV-3 [6]</i>	13
Obrázek 6 - <i>XV-15 [7]</i>	13
Obrázek 7 - <i>V-22 Osprey [9]</i>	14
Obrázek 8 - <i>TR-911X Eagle Eye [10]</i>	14
Obrázek 9 - <i>Boeing-Vertol Model 76/ VZ-2 [11]</i>	15
Obrázek 10 - <i>Hiller X-18 [11]</i>	15
Obrázek 11 - <i>XC-142 [14]</i>	16
Obrázek 12 - <i>CL-84 [14]</i>	16
Obrázek 13 - <i>GL-10 [15]</i>	16
Obrázek 14 - <i>Základní rozdělení konvertoplánů [17]</i>	17
Obrázek 15 - <i>Tah potřebný pro vertikální režim letu [18]</i>	18
Obrázek 16 - <i>Nákres vztlakového systému XVF-12 s přísáváním vzduchu [20]</i>	19
Obrázek 17 - <i>Vrtule v prstenci [18]</i>	19
Obrázek 18 - <i>Tah rotoru ve visu [18]</i>	20
Obrázek 19 - <i>Ohyb tahu proudu vrtule pomocí klapek [21]</i>	22
Obrázek 20 - <i>Ovládání sklonu a stoupání [22]</i>	23
Obrázek 21 - <i>Přídavná vrtule [17]</i>	23
Obrázek 22 - <i>Ovládání rozdílným tahem motorů [22]</i>	24
Obrázek 23 - <i>Ovládání pomocí natáčení motorů [22]</i>	24
Obrázek 24 - <i>Ovládání pomocí aerodynamických řídicích ploch [17]</i>	24
Obrázek 25 - <i>Ovládání letadla při horizontálním letu [22]</i>	25
Obrázek 26 - <i>Sestava pro měření tahu motoru</i>	26
Obrázek 27 - <i>Proud ideálního propulsoru při práci na místě [23]</i>	28
Obrázek 28 - <i>Základní rozměry křídla</i>	30
Obrázek 29 - <i>Model křídla</i>	31
Obrázek 30 - <i>Rozložení vztlaku na křídle pomocí Schrenkovy metody</i>	33
Obrázek 31 - <i>Polára profilu NACA 0012 [25]</i>	34
Obrázek 32 - <i>Grafické stanovení maximálního vztlaku</i>	35
Obrázek 33 - <i>Zobrazení aerodynamických sil a momentů [24]</i>	37
Obrázek 34 - <i>Klonivý moment</i>	37
Obrázek 35 - <i>Moment při zatáčení</i>	39
Obrázek 36 - <i>Rozložení vztlaku s odpovídajícím rozložením úhlů náběhu [24]</i>	39
Obrázek 37 - <i>Maximální součinitel vztlaku pro křídlo se sklopnou klapkou [25]</i>	40

Obrázek 38 - <i>Klopivý moment</i>	41
Obrázek 39 - <i>Zjednodušené křídlo pro výpočet momentů setrvačnosti</i>	42
Obrázek 40 - <i>Skutečné křídlo se souřadným systémem</i>	42

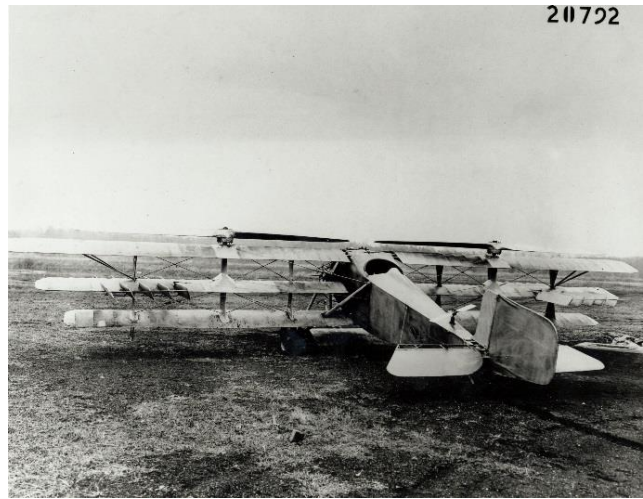
Úvod

Zkratka UAV pochází z anglického spojení Unmanned Arial Vehicle neboli v českém jazyce bezpilotní létající prostředek. Je to létající stroj, na jehož palubě se nenachází lidská posádka. Je řízen pomocí samočinného systému nebo dálkově. UAV prostředky nejsou zcela novinkou, první pokusy o sestavení zařízení, které by bylo možné řídit na dálku se objevují už v období po 1. světové válce v USA a Velké Británii. Z počátku se jejich využití soustředilo pouze do armádního sektoru. První stroje sloužily jako terče pro nácvič protiletadlové palby. Tyto stroje však neumožňovaly svislý vzlet a přistání. Největší rozmach v této oblasti nastal až v posledních 20 letech, ačkoliv letadla s lidskou posádkou se začala objevovat už v první polovině 20. století. Sestrojit bezpilotní zařízení schopné svislého vzletu a přistání umožnil až rozmach moderních technologií. Dnes je odvětví bezpilotních prostředků rychle se rozvíjející oblastí a je potřebné se zabývat světovým trendem.

Předmětem této práce je v první části průzkum koncepcí letadel umožňující svislý vzlet a přistání se zaměřením na dvoumotorové stroje. Popsáním základních koncepcí, druhů pohonu, způsobu realizace přechodu z vertikálního letu do horizontálního, způsobu ovládání v obou režimech letu a nastínění základní problematiky v přechodové fázi letu. Druhá část práce se zabývá výběrem vhodné pohonné jednotky, měřením jejího tahu a následným vlastním návrhem UAV bikoptyéry dle vybrané koncepce. Dle změřeného tahu motoru a vybrané koncepce byly vypočítány základní aerodynamické vlastnosti modelu a momenty při ovládání bikoptyéry. Poslední část práce se zabývá zhodnocením použitelnosti navržené koncepce a říditelností letadla.

1. Historie

První pokusy o koncept bikoptér se datují už počátkem 20. let 20. století. Vedle ostatních létajících strojů, které v tomto období vznikaly, se začaly objevovat koncepty strojů s kolmým startem a přistáním. Například helikoptéra s překlopnými rotory (viz obr. 1) navržená Henrym Berlinem v USA. Ačkoliv tento stroj nebyl schopný rotory plně překloupat do



Obr. 1: helikoptéra Henryho Berlinera (převzato z [2])

dopředného letu a pro praktické využití bylo potřeba vyřešit mnoho technologických problémů, dá se považovat za první návrh konvertopánu schopný letět dopředu až 64 km/h. Další významnější pokus o vytvoření letadla s kolmým startem a přistáním pochází z Německa. 26. června roku 1936 zde poprvé vzlétl Focke-Wulf Fw-61 (obr. 2). Jeho první let trval pouhých 28 sekund, přes to do ukončení programu uskutečnil několik světových rekordů. Například v roce 1937 letadlo vystoupalo do výšky 2440 m a zůstalo tam po 1 h a 20 min. Tento stroj se stal inspirací pro projekt americké letecké společnosti Platt-LePage Aircraft Company of Eddystone. Helikoptéra s názvem Platt-LePage XR-1A (obr. 3) byla velice podobna německému Fw-61. I když stroj měl později umožňovat překlápění rotorů, mechanismus nebyl nikdy nainstalován, vývoj byl ukončen roku 1945 ([1]).



Obr. 2: Focke-Wulf Fw-61 (převzato z [3])



Obr. 3: Platt-LePage XR-1A (převzato z [4])

V 50. letech Mario A. Guerrieri designer a konstruktér firmy Transcendental Aircraft Corporation postavil prototyp nazvaný Model 1G (obr. 4). Tento prototyp letěl více než 100 krát a uskutečnil překlopení rotorů ze svislého letu do vodorovného o 90 %. Ve stejné době firma Bell ve spolupráci s americkou armádou pracovala na vývoji konvertoplánu a v roce 1958 se jim podařilo uskutečnit první úplnou konverzi z kolmého startu do horizontálního letu na prototypu konvertoplánu XV-3 (obr. 5). Celkem dva prototypy XV-3 nalétaly přes 120 hodin a provedly 110 úspěšných konverzí z vertikálního do horizontálního letu. Program byl ukončen roku 1966 po nehodě ve větrném tunelu, kde byl zničen zbývající letoun ([1]).



Obr. 4: Model 1G (převzato z [5])



Obr. 5: XV-3 (převzato z [6])

Program XV-3 prošlapal cestu k vývoji pokročilejšího letounu XV-15 (obr.6) a později známějšího Bell Boeing V-22 Osprey (obr. 7). V programu XV-15 byly postaveny dva prototypy. První prototyp poprvé vzlétl v květnu 1977 a havaroval roku 1992. Druhý pokračoval v testech až do roku 2003, poté byl předán do muzea. Program XV-15 se zasloužil o významný pokrok v oblasti letadel s kolmým startem a přistáním. Zkušenosti získané v programu XV-15 sloužily jako základ pro vývoj letounu V-22 Osprey. K tomuto programu se v roce 1982 připojila firma Boeing, a tak vznikl společný vývojový tým Bell-Boeing Tiltrotor Team ([1]).



Obr. 6: XV-15 (převzato z [7])

Plánováno bylo postavit šest prototypů V-22 Osprey (obr. 7), z nichž první vzlétl s ročním zpožděním 19.3. 1989 následovaný druhým a třetím v roce 1990. Kvůli chybě navigačního systému byl ztracen pátý prototyp a šestý nebyl nikdy dokončen. V-22 postihlo také několik havárií, které v kombinaci s technickými problémy a výrazným zpožděním téměř způsobily zastavení programu. I přes komplikace, které pronásledovaly tento program od počátku, letoun dosáhl operační způsobilosti v červnu roku 2005. První sériově vyrobený Osprey obdržela americká námořní pěchota (USMC) v roce 2007 ([1] a [8]).



Obr. 7: Boeing V-22 Osprey (převzato z [9])

Společnost Bell se nesoustředila pouze na vývoj konvertoplánu s lidskou posádkou. V roce 1992 se uskutečnil první test letounu TR-911X Eagle Eye (viz obr. 8). Tento bezpilotní letoun mohl letět až 340 km/h ve výšce 6000 m po dobu 90 hodin. Od roku 2002 slouží Eagle Eye u americké pobřežní stráže ([10]).



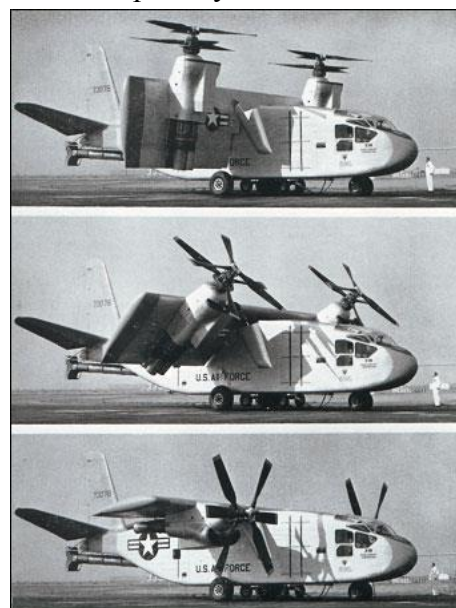
Obr. 8: TR-911X Eagle Eye (převzato z [10])

Společnost Boeing Vertol Company of Morton se mezitím při vývoji letadel s kolmým startem a přistáním soustředila na letoun s překlopným křídlem. V roce 1956 postavili prototyp zvaný Vertol Model 76 nebo Vertol VZ-2 (obr. 9). Letoun byl velmi pomalý. Jeho maximální rychlost byla pouze 215 km/h, ale vykazoval výborné manévrovací vlastnosti. Po 4 letech byl předán Národnímu úřadu pro letectví a kosmonautiku (NASA), kde pokračoval v testech ([1] a [11]).



Obr. 9: Boeing-Vertol Model 76/ VZ-2 (převzato z [11])

Prototyp Hiller X-18 (obr. 10) byl postaven v roce 1958, ale poprvé letěl až v listopadu roku 1959. Byl navržen jako dvoumotorový konvertoplán s překlopným křídlem, schopným se překloupit o plných 90° do vodorovné polohy. Letadlo nemělo klapky, pouze křídélka. Na rozdíl od Vertolu VZ-2 byla jeho maximální rychlost okolo 640 km/h a užitečné zatížení dosahovalo až 4 tun. Mělo být uskutečněno 20 zkušebních letů, ale kvůli problémům s ovládáním náklonu vrtulí byl program v červenci roku 1959 ukončen. Letadlo se dostalo do rotace při pokusu o let ve vertikálním režimu letu. Po ukončení testování X-18 všechna získaná data sloužila jako základ pro vývoj čtyř motorového transportního letadla XC - 142 ([11] a [12]).



Obr. 10: Hiller X-18 (převzato z [11])

XC-142 (viz obr. 11) poprvé letěl na začátku roku 1964. První přechod mezi horizontálním a vertikálním letem byl uskutečněn o pár měsíců později. Celkem pět prototypů nalétalo dohromady 420 hodin. Očekávání ale nebyla naplněna, tah motorů byl o 12 % menší, než bylo předpokládáno. V některých fázích letu byl stroj nestabilní ([13]), čtyři z pěti prototypů byly poškozeny, když stroj prudce narazil do země při přistání. Program byl ukončen v roce 1966 ([11]).



Obr. 11: XC-142 (převzato z [14])

Dvumotorový konvertoplán CL-84 byl výsledkem spolupráce kanadské vlády a firmy Canadair. Svůj první přechod z vertikálního do horizontálního letu provedl v prosinci roku 1965 ([13]). S jeho 3600 kg měl čtvrtinu hmotnosti XC-142 a rozpětí křídel měl pouze 10 m. Jeho ovládací vlastnosti byly mnohem lepší než u jeho předchůdců, pilot dokonce mohl ovládat letadlo bez znalosti úhlu natočení jeho křídel. I přes to, že program byl hodnocen jako úspěšný, nebyl o něj projevěn dostatečný zájem a letadlo nebylo nikdy uvedeno do výroby. Dnes je poslední přeživší prototyp umístěn v Národním leteckém muzeu v Kanadě ([11]).



Obr. 12: CL-84 (převzato z [14])

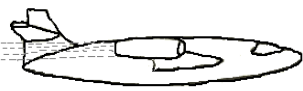
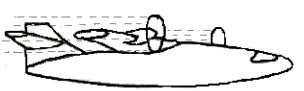
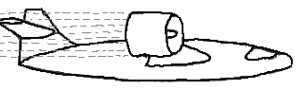
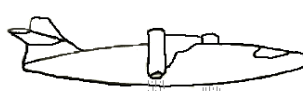





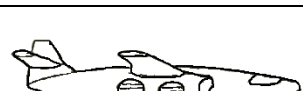
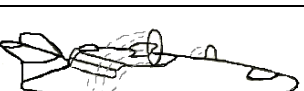
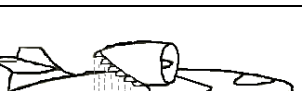
Za jednoho z modernějších zástupců UAV konvertoplánů s překlopným křídlem lze považovat GL-10 od NASA. Bylo postaveno 12 prototypů v různých velikostech. První přechod mezi vertikálním a horizontálním režimem letu byl proveden v roce 2015 ([15]).



Obr. 13: GL-10 (převzato z [15])

2. Základní rozdělení konvertoplánů a bikopér

Konvertoplán je označení pro letadlo těžší než vzduch, které je schopno z kolmého startu/přistání přejít do vodorovného letu. V průběhu letu mění metodu dosažení vztlaku. Z pravidla vztlak pro horizontální let zajišťují pevná křídla a vztlak pro vzlet a přistání zjišťují rotory nebo proudový motor. Změna z vertikálního do horizontálního letu může být realizována několika způsoby. Překlápěním celého křídla s pevně uchyceným pohonem ke křídlu, překlápěním samotného pohonu umístěného na pevném křídle nebo směřováním proudu vzduchu od pohonu směrem dolů pomocí klapek nebo jiného systému ([16]). Lze je tedy rozdělit dle pohonného systému a způsobu přechodu z vodorovného letu do vertikálního do několika základních skupin (obr. 14).

<i>Metoda provedení přechodu</i>	<i>Proudový pohon</i>	<i>Vrtule/ rotor</i>	<i>Vrtule v prstenci</i>
			
<i>Překlopné křídlo</i>			
<i>Překlopný motor</i>			
<i>Usměřováním proudu vzduchu</i>			

Obr. 14: Základní rozdělení konvertoplánů (převzato z [17] a upraveno)

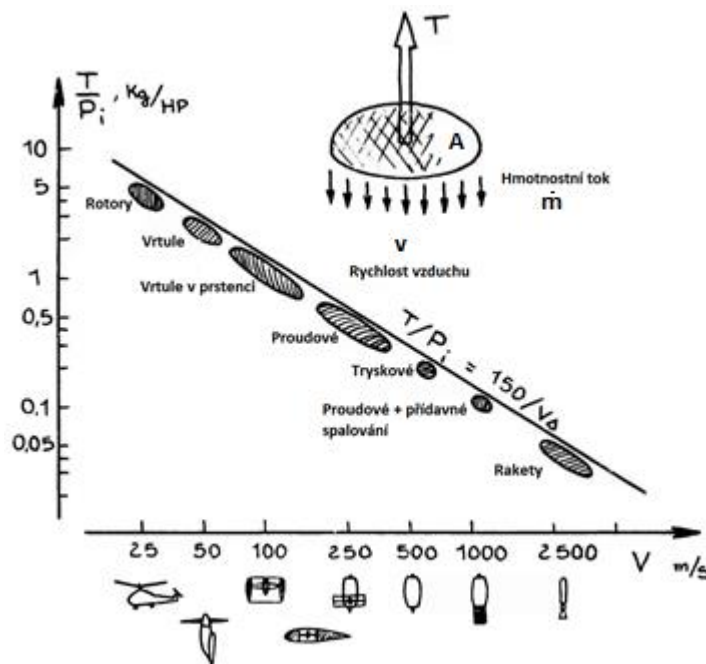
2.1. Podle pohonu

Všechny vznášející se letadla vytvářejí vztlak urychlováním proudu vzduchu směrem dolů. Vrtulníky nebo VTOL letadla s velkým průměrem rotoru předávají proud vzduchu za listem rotoru malou rychlost, ale na poměrně velkém průměru. Zatímco proudové motory urychlují proud vzduchu o malém průměru na velké rychlosti. V obou případech je tah dán rovnicí $T = \dot{m} \cdot \Delta v$, kde Δv je rozdíl rychlostí proudu vzduchu před a za motorem. Hmotnostní průtok za jednotku času je \dot{m} . Z toho plyne, že pokud je potřeba strávit delší čas ve vertikálním režimu letu, vhodnější je volba rotorové konfigurace ([19]). Na následujícím obrázku (viz obr. 18) je znázorněna závislost mezi potřebným tahem a výkonem jednotlivých druhů pohonu na rychlosti proudu vzduchu pro let ve visu ([18]).

$$\text{Ideální výkon: } P_i = \frac{1}{2} \dot{m} \cdot v^2 = \frac{1}{2} \rho \cdot A \cdot \frac{v}{2} \cdot v^2 = \frac{1}{4} \rho \cdot A \cdot v^3 \quad (1)$$

$$\text{Tah: } T = \dot{m} \cdot v = \frac{\rho \cdot A \cdot v^2}{2} \quad (2)$$

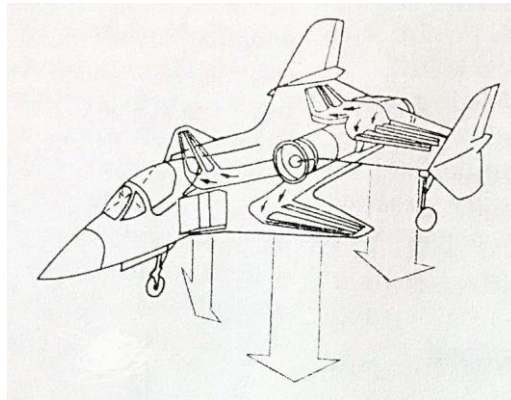
$$\text{Z (1) a (2): } \frac{T}{P} = \frac{2}{v} \quad (3)$$



Obr. 15: Tah potřebný pro vertikální režim letu (převzato z [18] a upraveno)

2.1.1. Proudový pohon

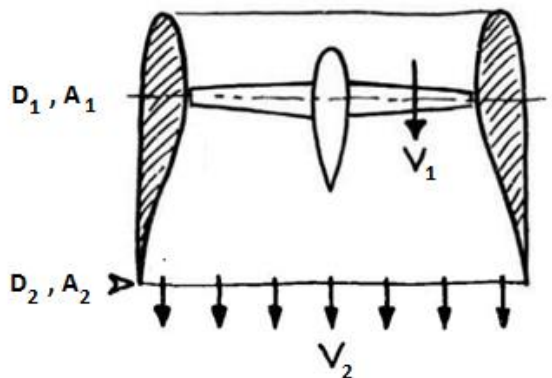
Proudové motory bývají navrženy na let vysokou rychlostí. Při nízkých rychlostech ve vertikálním letu nejsou tak účinné. Pro vytvoření stejného vertikálního vztlaku jako u jiných typů pohonu se často používá zvýšení tahu motoru pomocí přisávání vzduchu v ejektorových kanálech nebo jiným způsobem. Na druhou stranu při vysokých rychlostech jsou mnohem efektivnější než rotorové koncepce V/STOL letadel. Výhodou je vysoký výkon v poměru k hmotnosti a poměrně malé rozměry.



Obr. 16: Nákres vztlakového systému XVF-12 s přisáváním vzduchu (převzato z [20])

2.1.2. Vrtule v prstenci

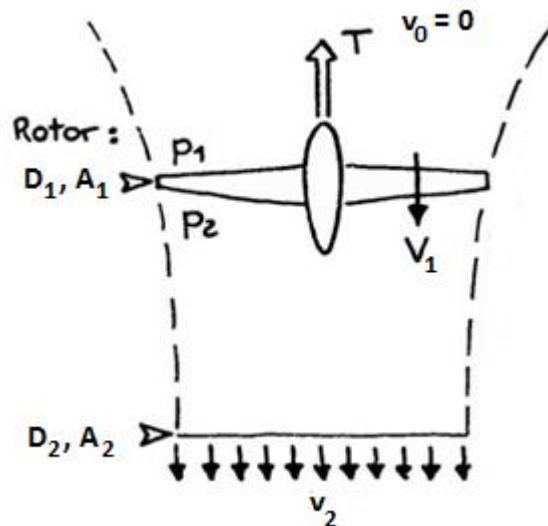
Okolo vnějšího průměru vrtule je umístěn prstenec, proto lze lépe uplatnit Bernouliho princip proudění kapaliny v kruhové trubce. Účinnost se dá ovlivnit mimo jiné také tvarem prstence. Teoreticky se ukazuje, že vrtule v prstenci má lepší účinnost ve visu, než obyčejná vrtule. Pro vrtuli v prstenci (viz obr. 20) je výstupní rychlost proudu stejná nebo menší jako rychlost rotoru ([18]).



Obr. 17: Vrtule v prstenci (převzato z [18] a upraveno)

2.1.3. Aerodynamika rotoru ve visu

Vrtule pracují ve vysokých otáčkách v horizontálním režimu letu. Pro vyvození svislé síly jsou méně vhodné než rotory, neboť při stejném výkonu motoru na hřídeli poskytují menší statický tah, avšak ve srovnání s rotorovými letadly dosahuje většího urychlení proudu vzduchu. Z Bernoulliho rovnice plyne, že rychlost proudu za vrtulí se rovná 2 násobku střední rychlosti přes disk rotoru. (viz obr. 21) ([18]). Rotory jsou optimalizované pro nízkou letovou rychlost a pro vertikální let. Jejich průměr je větší než u vrtule. U dvou rotorové konfigurace při vodorovném letu kladou velký odpor a neumožňují dosáhnout velkých rychlostí. Pro potřeby V/STOL letadel je velká hmotnost a velký průměr rotoru nežádoucí, proto se volí kompromis mezi vrtulí a rotorem ([17]).



Obr. 18: Tah rotoru ve visu (převzato z [18] a upraveno)

Z Bernoulliho rovnic plyne:

$$p_2 - p_1 = \rho \cdot \frac{V_2^2}{2} \quad (4)$$

$$T = A_1 \cdot (P_2 - P_1) = \rho \cdot A_1 \cdot V_1 \cdot V_2 \quad (5)$$

Z (4) a (5):

$$V_2 = 2 \cdot V_1 \quad (6)$$

2.2. Podle způsobu přechodu z horizontálního letu do vertikálního

Nejčastější rozdělení je podle způsobu realizace přechodu do vertikálního letu. Nepoužívanější způsoby jsou popsány v dalších kapitolách.

2.2.1. Překlopný rotor

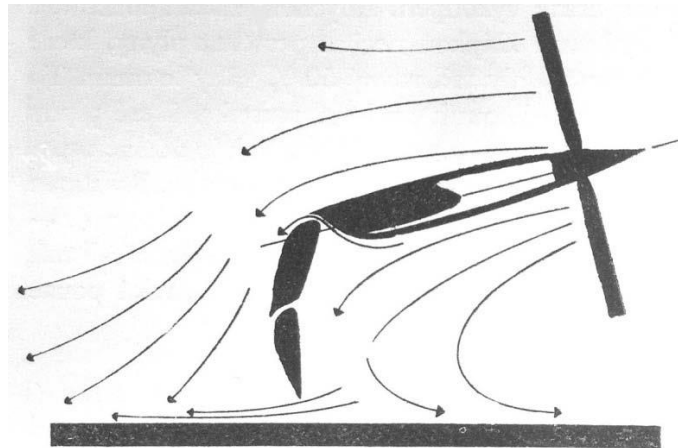
Potřebný vztlak zajišťuje otočný rotor umístěný na pevném křídle. Při startu/přistání je nasměrován tak, aby jeho tah směřoval kolmo k zemi. Přechod do horizontálního letu je uskutečněn postupným překlápěním rotoru do vodorovné polohy. Motor zajišťuje potřebný tah pro pohyb vpřed a křídla zajišťují vztlak. Na pevnost křídel jsou kladeny větší nároky vlivem dodatečných sil, při vertikálním letu nebo při přechodové fázi letu. Proti letounům s motory na překlopném křídle jsou letadla s překlopnými pohonnými jednotkami a pevným křídlem konstrukčně jednodušší. Na druhou stranu toto řešení přináší větší odpor stroje při vzletu ([19]).

2.2.2. Překlopné křídlo

Koncept je velmi podobný jako u samostatného otočného motoru jen s tím rozdílem, že zde je motor pevně spojen s křídlem. Motor vůči křídlu nemění svoji polohu, přechod z vertikálního letu do horizontálního je uskutečněn mechanismem, který otáčí celým křídlem i s motory. Letadla s překlopným křídlem se potýkají s problémy v přechodové fázi letu vlivem odtržení proudu. Tento problém je podrobněji diskutován v 3. kapitole. Ovládací prvky přidávají na hmotnosti a složitosti konstrukce a kladou také zvýšené nároky na pevnost křídla. Překlápěcí mechanismus však nemusí být umístěn u všech motorů, jako tomu je u překlopného rotoru.

2.2.3. Vektorování tahu/ohyb proudu vzduchu

Pro vytvoření vztlaku při startu/přistání lze využít například klapkového mechanismu. Motor nemění polohu vůči letadlu v žádném režimu letu, jeho tah je při startu/přistání přesměrován pod letadlo a vytváří vztlak. Při přechodu do vodorovného letu jsou klapky zataženy, tah motoru je využit pro pohyb vpřed a potřebný aerodynamický vztlak je vytvářen na křídlech. Nevýhody spočívají ve ztrátách při vedení proudu vzduchu a ve složitosti klapkových systémů. Ztráty při odklonění proudu vzduchu o 90° jsou až 50 %, u menších úhlů ztráty prudce klesají ([17]). K přijatelnějším poměrům dochází v případě, je-li vrtulový proud ohýbán o 60° či 50° . Ztráty v tomto případě jsou okolo 10 %. I to jsou však dosti velké ztráty zejména v porovnání s letounem se sklopným křídlem, kdy jsou tyto ztráty nulové. Dalším problémem je nutnost vyrovnávat klopivý moment „na hlavu“ při svislém vzletu a přistání, který vzniká v důsledku toho, že vztlaková síla vznikající ohybem vrtulového proudu má působíště posunuto za těžiště letounu. Tento moment lze eliminovat vyvoláním dolů působící síly v ocasní části stroje. To však znamená další ztrátu vztlakové síly ([19]).



Obr. 19: Ohyb tahu proudu vrtule pomocí klapek
 (převzato z [21])

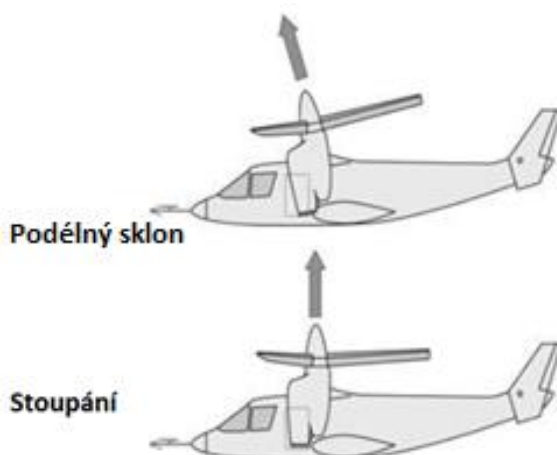
2.3. Podle způsobu ovládání

2.3.1. Ovládání ve visu a při přechodové fázi

Nejprve je potřeba zdůraznit, že ovládání tohoto typu letadel ve vertikálním letu i při přechodové fázi je mnohem obtížnější než ovládání letu konvenčního letadla. Zpravidla vyžaduje řídicí systém, který kompenzuje nežádoucí momenty způsobené například řídicími plochami, křídly nebo samotnými motory ([18]).

2.3.2. Ovládání podélného sklonu

Ovládání sklonu může být realizováno několika způsoby. U koncepce s proudovým pohonem bývá realizováno jako dvojice trysek umístěných na nose a ocasu letadla směřujících směrem dolů. Jejich tah se obvykle pohybuje mezi 5 až 10 procenty hmotnosti letadla ([17]). Další možností pro udržení stability a náklonu dopředu je přídatná vrtule na ocasu letadla, jako je například na stroji od společnosti Canadair CL-84 (obr. 24). Pokud se zvýší tah na přídatné vrtuli, letadlo se začne naklánět dopředu. Třetí možnost lze použít pouze u koncepce s překlopným křídlem. Ovládání je realizováno pomocí křídélka. Podobně jako u ovládání zatáčení s tím rozdílem, že pro náklon letadla dopředu se musí pohnout křídélka současně stejným směrem.



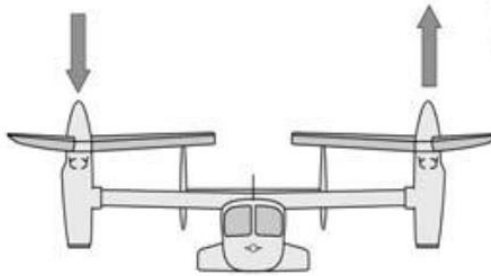
Obr. 20: Ovládání sklonu a stoupání
(převzato z [22] a upraveno)



Obr. 21: Přídatná vrtule (převzato z [14])

2.3.3. Ovládání náklonu

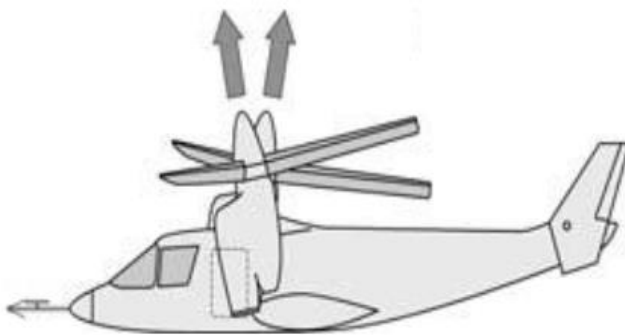
Změnou rychlosti otáčení vrtule/rotoru, tedy změnou tahu můžeme u vícemotorových strojů ovládat klonění kolem podélné osy. Tento způsob ovládání se používá jak u překlopného křídla, tak u překlopných motorů nebo vrtulí v prstenci ([17]).



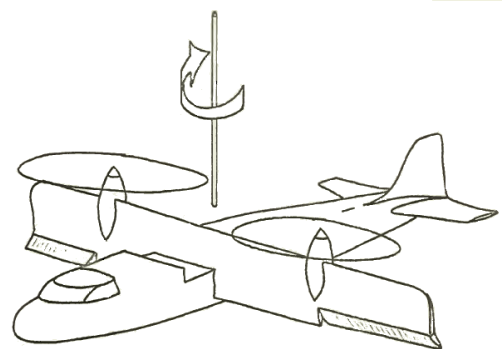
Obr. 22: Ovládání rozdílným tahem motorů
(převzato z [22])

2.3.4. Ovládání zatáčení

U koncepce s překlopným křídlem když je křídlo směrem nahoru, lze použít pro ovládání otáčení letadla křídélka. Podobnou koncepcí lze použít také pro letadla s vrtulí v prstenci ([17]). U koncepce s překlopnými motory je lze natáčet vůči sobě samostatně, a tak ovládat otáčení kolem svislé osy ([22]).



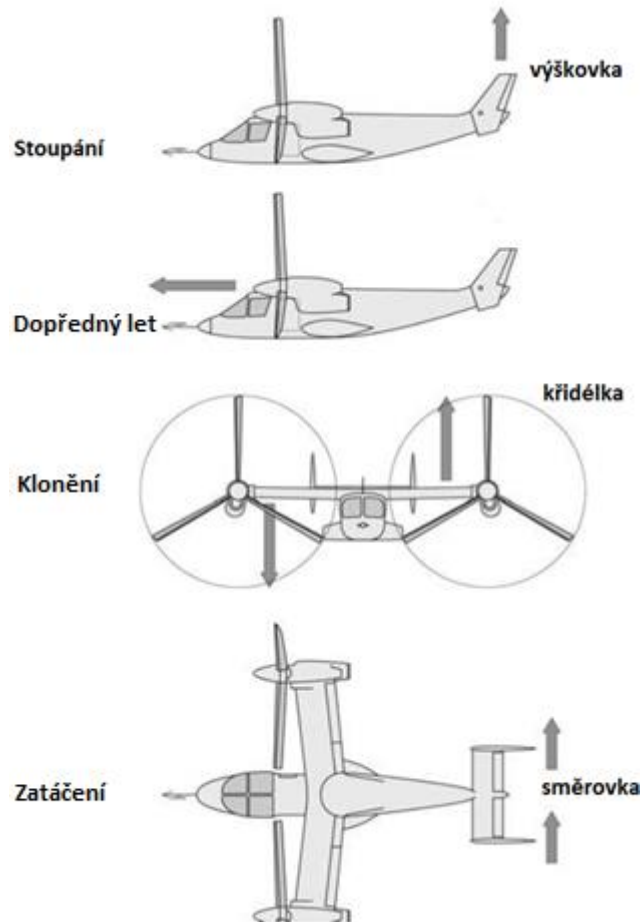
Obr. 23: Ovládání pomocí natáčení motorů (převzato z [22])



Obr. 24: Ovládání pomocí aerodynamických řídicích ploch (převzato z [17])

2.3.5. Ovládání při horizontálním letu

Při horizontálním letu bývají letadla ovládána stejně jako u konvenčního letadla pomocí křidélek, výškovky a směrového kormidla (obr. 28).



Obr. 25: Ovládání letadla při horizontálním letu
(převzato z [22] a upraveno)

3. Přechodová fáze z visu do vodorovného letu

Letadla s překlopným křídlem vykazují v průběhu přechodové fáze hlavně mezi úhly $60\text{--}90^\circ$ klopivý moment, který zvedá nos letadla nahoru. Při 0° je křídlo ve vodorovné poloze a při 90° míří směrem nahoru. Tento moment je primárně způsoben posunutím středu tahu rotoru dopředu před křídlo. U skutečných letadel je tento moment méně závažný, než bylo zjištěno z větrného tunelu. Rozdíl je způsoben skutečností, že letadlo v aerodynamickém tunelu má nulovou akceleraci. Dalším faktorem, který ovlivňuje stabilitu překlopného křídla je srázový úhel neboli úhel sešikmení proudu vzduchu za nosnou plochu ([17]).

4. Měření statického tahu vybrané pohonné jednotky

Jako pohonná jednotka byl zvolen motor XM3542EA-4 od firmy DUALSKY. Vrtule jsou od firmy Aeronaut Cam-Carb-Light 11x5“ průměru 11 palců. Tah motoru byl měřen pomocí laboratorní váhy, na které byl podstavec s motorem a vrtulí otočenou tak, aby vytvářela tlak směrem dolů (viz obr. 26). Pro lepší napodobení reálných podmínek a co nejmenšího ovlivnění okolím je vrtule oddálena od vlastního podstavce a stolu o její vlastní průměr, tj. přibližně 280mm. Pokud by byla vrtule s motorem přišroubována přímo k desce podstavce, rozdíl v tahu by činil téměř 0,5 kg. Výpočet rychlosti proudění vzduchu za pohonnou jednotkou je proveden podle teorie ideálního propulsoru a ideální vrtule. Předpokládáme ideální propulsor, tedy beze ztrát třením, který se nepohybuje. Propulsor rotuje stacionárně a s motorem je pevně spojen s podstavcem ([23]).



Obr. 26: Sestava pro měření tahu motoru

4.1.1. Přístroje a naměřené hodnoty

Naměřené hodnoty s podstavcem:

	Pravotočivá vrtule	Levotočivá vrtule
Proud [A]	62	60,3
Napětí [V]	11,48	11,5
Tah [N]	28,84	28,22

Tepolota: 10°C

Hustota: 1,246 kg/m³

Naměřené hodnoty bez podstavce:

	Pravotočivá vrtule	Levotočivá vrtule
Proud [A]	59	59,6
Napětí [V]	11,15	11,28
Tah [N]	21,66	21,57

Teplota: 10°C

Hustota: 1,246 kg/m³

Použité přístroje:

Vrtule: Aeronaut Cam-Carb-Light 11x5“

Akumulátor: LIPOL 5000 mAh 4SC

Regulátor: Dualsky XC 6018 BA

Vysílač: Hightech OPTIC 6 – Modul Jeti DUPLEX

Přijímač: Duplex R6 – Jeti Model

Motor: Dualsky XM 3542 EA-4

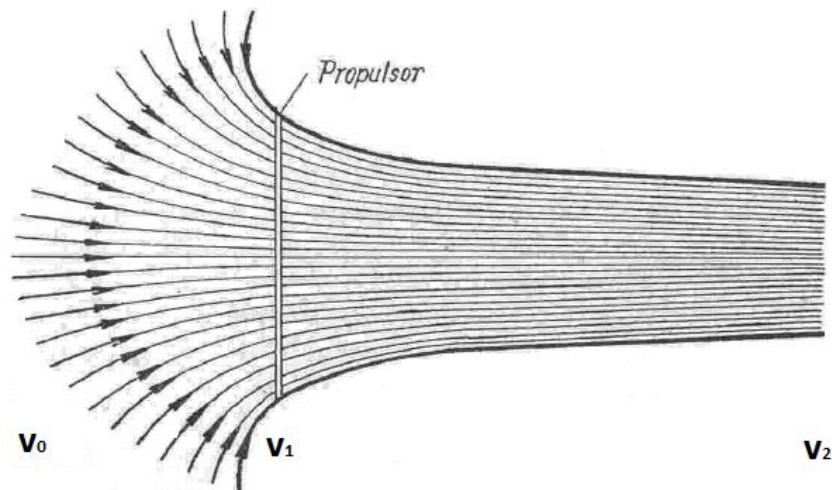
Klešťový multimetr: Chauvin Arnoux z2-000 4616/00

Laboratorní váha: Kern 672

Multimetr: M-4660A

4.1.2. Proudění vzduchu rotorem

Teorie ideálního propulsoru a ideální vrtule je založena na aplikaci obecných pouček proudu vzduchu vytvořeným propulsorem nebo vrtulí a mechaniky. Předpokládáme, že propulsor rotuje na místě. Za kotoučem tohoto propulsoru se ve směru rychlosti vzduchu vytvoří proud s jistou pohybovou energií. Bez působení ztrát třením tento proud zůstane konstantní až do nekonečna. Protože propulsor rotuje na místě, částičky vzduchu se musí pohybovat směrem ke kotouči nejen ve směru odtékajícího proudu, ale také po zakřivených trajektoriích (viz obr. 27). Proto na elementární proudová vlákna působí odstředivé síly, jejichž účinkem se proudnice zužují i v určité vzdálenosti za kotoučem propulsoru ([23]).



Obr. 27: Proud ideálního propulsoru při práci na místě (převzato z [23] a upraveno)

Vzduch před propulsorem stojí, proto rychlost proudu vzduchu $v_0=0$ m/s. Tah ideálního propulsoru je dán změnou hybnosti tekutiny protékající rovinou propulsoru:

$$T = \dot{m} \cdot v_2 - \dot{m} \cdot v_0 = \dot{m} \cdot v_2 \quad (7)$$

Rychlost proudu vzduchu ve velké vzdálenosti za propulsorem se rovná polovině rychlosti proudění způsobené ideálním propulsorem v jeho rovině ([23]):

$$v_1 = \frac{v_2}{2} \quad (8)$$

Výpočet hmotnostního toku:

$$\dot{m} = A \cdot \rho \cdot v_1 = \frac{1}{4} \cdot \pi \cdot d^2 \cdot \rho \cdot v_1 \quad (9)$$

Z (7),(8) a (9) plyne, že rychlost v rovině propulsoru v_1 je:

$$v_1 = \sqrt{\frac{T}{\frac{1}{2} \cdot \pi \cdot d^2 \cdot \rho}} \quad (10)$$

Rychlost proudu vzduchu ve velké vzdálenosti za propulsorem je tedy:

$$v_2 = 2 \cdot v_1 \quad (11)$$

4.1.3. Rychlost vzduchu za propulsorem

$$v_1 = \sqrt{\frac{T}{\frac{1}{2} \cdot \pi \cdot d^2 \cdot \rho}} = \sqrt{\frac{28,53}{\frac{1}{2} \cdot \pi \cdot 0,2794^2 \cdot 1,246}} = 13,665 \text{ [m/s]} = 49,194 \text{ [km/h]} \quad (10)$$

$$v_2 = 2 \cdot v_1 = 2 \cdot 13,665 = 27,33 \text{ [m/s]} = 98,388 \text{ [km/h]} \quad (11)$$

Kde: Průměr vrtule: $d=279,4 \text{ mm} = 0,2794 \text{ m}$

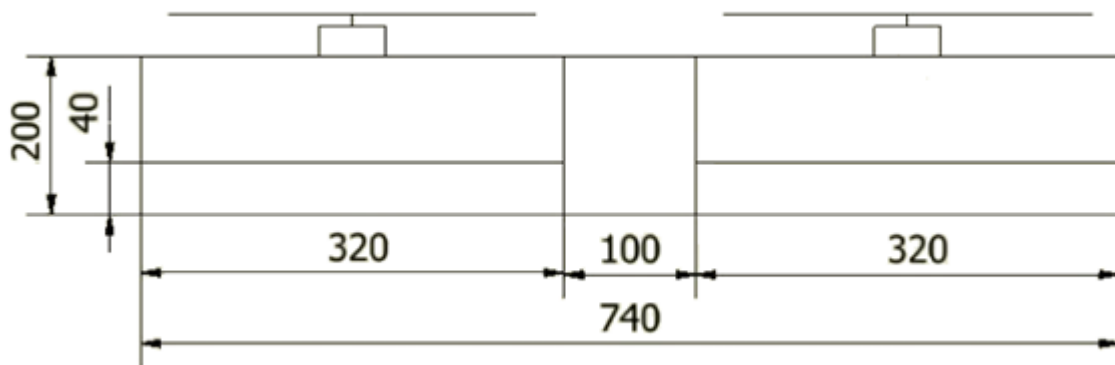
Hustota: $\rho = 1,246 \text{ kg/m}^3$

Průměrný tah motoru: $T \doteq 28,53 \text{ N}$

Jako pohonná jednotka byl vybrán motor XM3542EA-4 od firmy DUALSKY a vrtule od firmy Aeronaut Cam-Carb-Light 11x5“ průměru 11 palců. Poté byl změřen tah této pohonné jednotky a vypočítána rychlost vzduchu za vrtulí. Tah motorů činí při plném nabití baterie 28,53 N a rychlost vzduchu za propulsorem $v_2 = 27,33 \text{ m/s}$.

4.2. Návrh křídla

Z již zmiňovaných základních konceptu bikoptyry nebo letadla schopného kolmého startu a přistání se naskytovali dvě hlavní varianty. První varianta byla konstrukce s překlopným motorem a druhá koncepce překlopného křídla. Konstrukce s překlopnými motory by vyžadovala konstrukci celého letadla i s trupem a při letu ve visu by model měl mnohem větší odpor vzduchu pod propulsorem kvůli pevnému křídlu. Byla vybrána varianta překlopného křídla s pevně uchycenými motory. Tato varianta umožňuje sestavit křídlo samostatně a poté doplnit mechanismus pro překlopení křídla a trup. Pro křídlo byl zvolen symetrický profil NACA 0012. Charakteristický rozměr neboli tětiva profilu je $b = 200$ mm. Jako základní geometrický tvar křídla byl zvolen obdélník. Křídélka jsou umístěna na odtokové hraně křídla po celé jeho délce. Základní rozměry křídla jsou zobrazeny na (obr. 28).



Obr. 28: Základní rozměry křídla

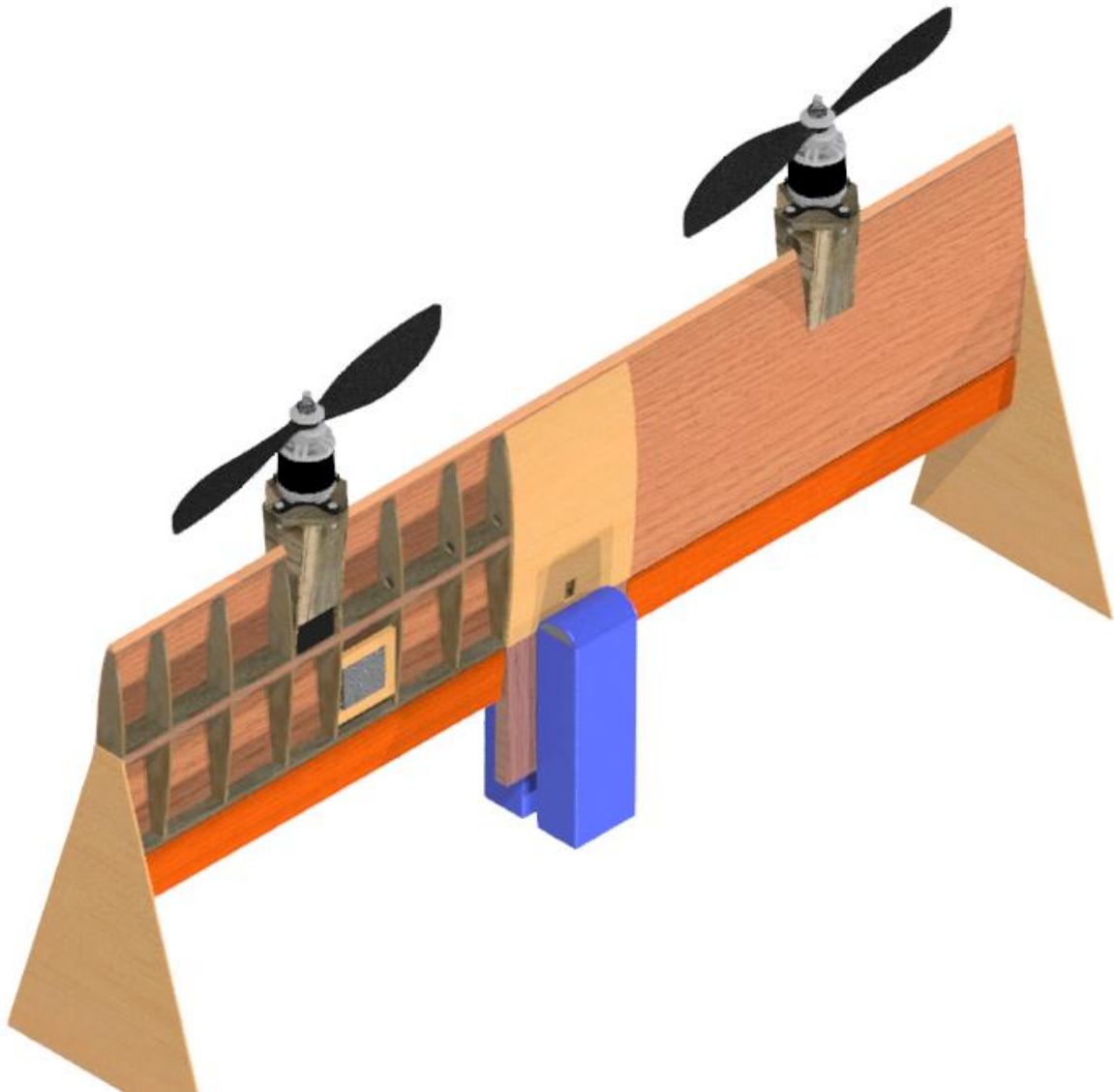
Hmotnost letadla:

1 x Přijímač = 10,7 g	2 x Motor = 157,1 g
2 x Vrtule = 13,7 g	2 x Akumulátor = 414,9 g
2 x Servo = 25 g	Material (balsa), táhla, kabeláž \doteq 500 g
2 x Regulátor = 26,1 g	Užitečná zátěž \doteq 500 g

$$\begin{aligned}
 m_{let} &= 10,7 + (2 \cdot 13,7) + (2 \cdot 25) + (2 \cdot 26,1) + (2 \cdot 157,1) + (2 \cdot 414,9) + 500 \\
 &+ 500 = 2284,3 \text{ g} = 2,28 \text{ kg}
 \end{aligned}$$

Celková odhadovaná hmotnost letadla činí přibližně $2284,3 \text{ g} = 2,28 \text{ kg}$. Pro výpočty byla s ohledem na bezpečnost zvolena maximální letová hmotnost $m_{let} = 2,5 \text{ kg}$.

Křídlo bylo vymodelováno v programu Autodesk Inventor 2016 Professional. V modelu není zobrazeno vedení drátu a kabelů. Byla zvolena žebrová konstrukce s jedním nosníkem uprostřed křídla. Jako materiál byla zvolena balsa o šířce 2 mm. Motory jsou uprostřed obou křídel přišroubovány k desce z balsy o šířce 5 mm. Za motory v každém křídle je umístěn regulátor a servo pro řízení křidélek. Řídící jednotka a baterie budou umístěny na desce uprostřed křídla mezi křidélky. Po obou stranách křídla jsou trojúhelníkové nohy pro přistání a start. V prostřední části křídla bude umístěn řídicí systém s bateriemi. Model křídla je zobrazen na (obr. 29) a je přiložen v příloze.



Obr. 29: Model Křídla

4.3. Rozložení vztlaku na křídle

Pro výpočet rozložení vztlaku na křídle a maximalního součinitele vztlaku křídla byla použita Schrenkova metoda. Tato metoda umožňuje jednoduché ohodnocení vlivu půdorysného tvaru křídla na průběh rozložení vztlaku. Na základě zkušeností s exaktními postupy vychází tato metoda z těchto závěrů:

- a) rozložení vztlaku po rozpětí křídla je blízké eliptickému
- b) v případě $C_{yk} = 1$ platí (viz rov. 12) U tohoto součinitele vztlaku musí normální rozložení sledovat rozložení hloubek křídla b , které tvoří plochu křídla A ([24]).

$$C_{yk} = \frac{Y}{\frac{1}{2}\rho v_{\infty}^2 A} = \frac{2}{A} \int_0^{l/2} C_y b \, dz \quad (12)$$

Normální rozložení vztlaku se navrhuje konstruovat jako střední čáru mezi průběhem hloubek křídla b a eliptickým rozložením o stejné ploše. V blízkosti konců křídla tento postup nelze použít protože rozložení vztlaku neklesá k nulové hodnotě ([24]).

$$(C_y b)_n = \frac{1}{2} (b + b_{el}) \quad (13)$$

Rozložení součinitele vztlaku po křídle C_y je:

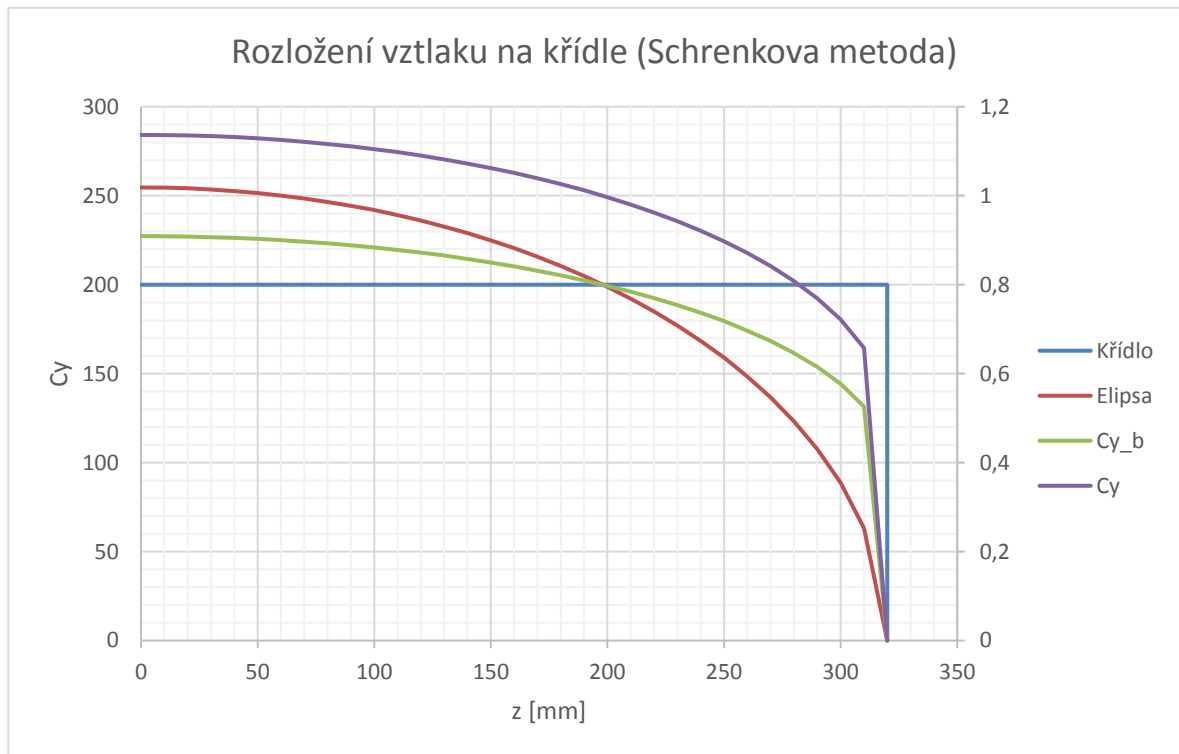
$$C_y = \frac{C_y b}{b} \quad (14)$$

Jak už bylo řečeno, rozložení vztlaku na křídle je blízké eliptickému. Obsah křídla musí být stejný jako obsah elipsy (viz rov. 15).

$$S_{el} = \frac{\pi \cdot a \cdot b_{el}}{4} = S_{křídla} \rightarrow b_{el} = \frac{4 \cdot b}{\pi} \quad (15)$$

Rovnice elipsy:

$$\frac{x^2}{a^2} + \frac{y^2}{b^2} = 1 \quad (16)$$



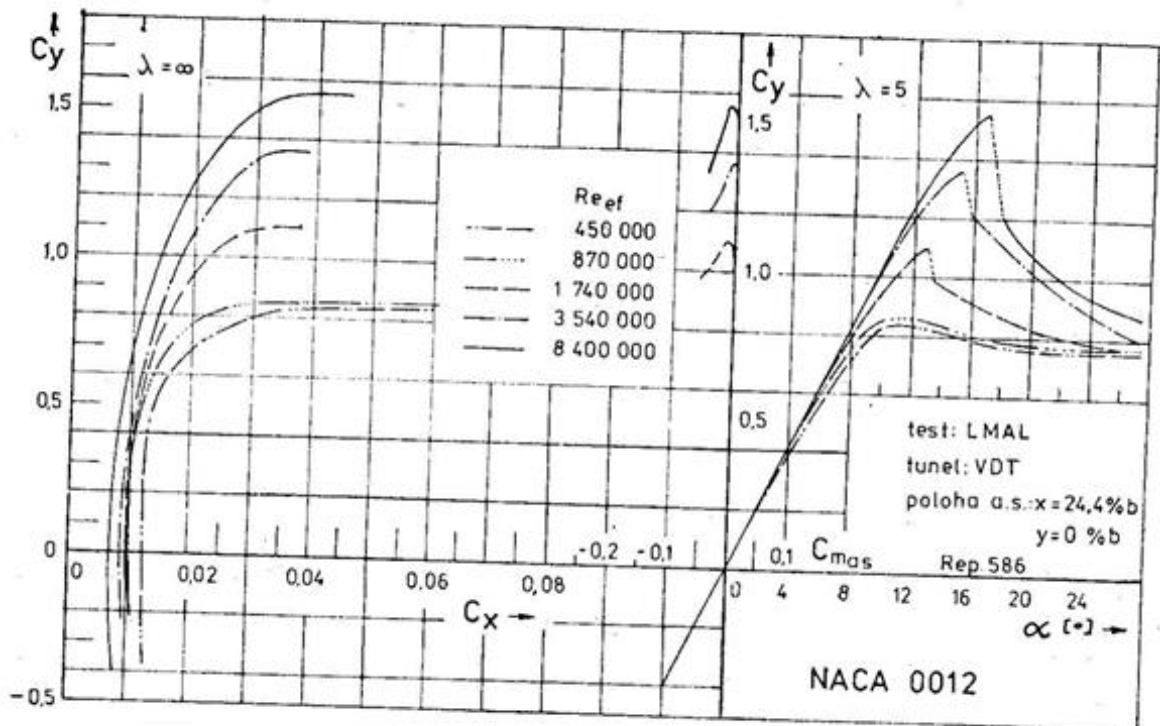
Obr. 30: Rozložení vztlaku na křídle pomocí Schrenkovy metody

Na (obr. 30) je zobrazen eliptický průběh dle půdorysného tvaru křídla z něj plynoucí normální rozložení $C_{y,b}$, které je konstruováno jako střední čára mezi rozložení hloubek křídla b a eliptickým průběhem (viz rov. 13). Rozložení vztlaku C_y na obdélníkovém křídle je podobné rozložení $C_{y,b}$ protože $b = \text{konst}$ ([24]).

4.3.1. Výpočet Reynoldsova čísla

Reynoldsovo číslo dává do souvislosti setrvačné síly a viskozitu. Čím je Reynoldsovo číslo větší, tím je vliv viskozity (tření částic kapaliny) menší. Číslo je dáno vztahem:

$$Re = \frac{\rho_0 \cdot b \cdot v}{\mu_{15^\circ C}} = \frac{1,225 \cdot 0,2 \cdot 20,221}{17,786 \cdot 10^{-6}} = 278541,8 [-] \quad (17)$$



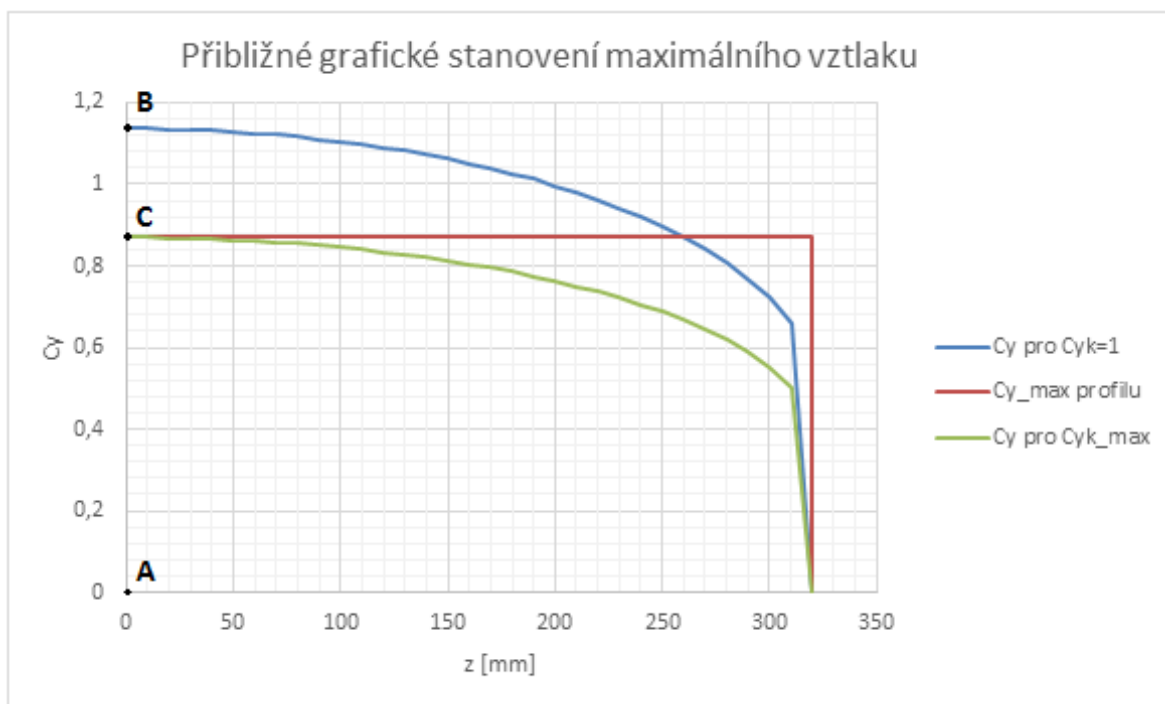
Obr. 31: Polára profilu NACA 0012. Měření v přetlakovém tunelu VTD (převzato z [25])

Koeficient C_y pro profil NACA 0012 byl odečten z obrázku (viz obr. 31). Kvůli nedostatku měřených charakteristik tohoto profilu v rozmezí $Re = (150\,000 \text{ až } 3\,000\,000)$ byla zvolena charakteristika s Reynoldsovým číslem 450 000, která byla nejbližší výpočtu. Z hlediska bezpečnosti proud vzduchu s větším Reynoldsovým číslem bude mít lepší vlastnosti a bude kvalitnější, proto skutečná hodnota bude mírně horší než vypočtená. Odečtený koeficient profilu pro $Re = 450\,000$ je $C_y = 0,87$.

4.3.2. Maximální součinitel vztlaku

Maximální profilové součinitele vztlaku jsou dány použitými profily po celém rozpětí křídla a Reynoldsovým číslem. V našem případě je průběh hloubek křídla konstantní, stačí pouze jedno Reynoldsovo číslo pro všechny profilové řezy. Tato čára představuje horní hranici vztlakových možností profilů na daném křídle. Skutečné rozložení C_y , lze stanovit z rozložení vztlaku $C_y b$ vypočítaného Schrenkovou metodou. Toto rozložení je úměrné součiniteli vztlaku křídla C_{yk} , proto stačí najít takovou hodnotu C_{yk} , při které se rozložení $C_{y(z)}$ dotkne čáry maximálního vztlaku profilu křídla. Maximální součinitel vztlaku grafickou metodou je dán vztahem ([24]):

$$(C_{yk})_{max} = \frac{AC}{AB} \quad (18)$$



Obr. 32: Grafické stanovení maximálního vztlaku

$$(C_{yk})_{max} = \frac{AC}{AB} = \frac{0,87}{1,1366} = 0,765 [-] \quad (19)$$

Maximální součinitel vztlaku byl určen pomocí Schrenkovy grafické metody na $(C_{yk})_{max} = 0,765$.

5. Výpočet minimální rychlosti v režimu letounu

$$F \cdot g = Y \quad (20)$$

Vztlak křídla:
$$Y = \frac{1}{2} \rho \cdot v_{\infty}^2 \cdot C_y \cdot S \quad (21)$$

Z (17) a (18) plyne:
$$m \cdot g = \frac{1}{2} \rho \cdot v_{\infty}^2 \cdot C_y \cdot S \quad (22)$$

Vypočet minimální rychlosti:

$$\begin{aligned} v_{min} &= \sqrt{\frac{2 \cdot m_{let} \cdot g}{\rho \cdot C_{y_{max}} \cdot S}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 2,5 \cdot 9,81}{1,225 \cdot 0,765 \cdot 2 \cdot (0,2 \cdot 0,32)}} = 20,221 \text{ [m/s]} \\ &= 72,72 \text{ [km/h]} \end{aligned}$$

Kde: $m_{let} \sim 2,5 \text{ kg}$

$$C_y = 0,765 \text{ [-]}$$

$$\rho = 1,225 \text{ kg/m}^3 \text{ z MSA (0 m MSA)}$$

$$S = 0,2 \cdot 0,32 = 0,064 \text{ m}^2$$

Minimální rychlost letadla o hmotnosti 2,5 kg činí 20,2 m/s .

6. Výpočet rychlosti vzduchu za rotorem ve visu

Výpočet rychlosti vzduchu za propulsorem ve visu:

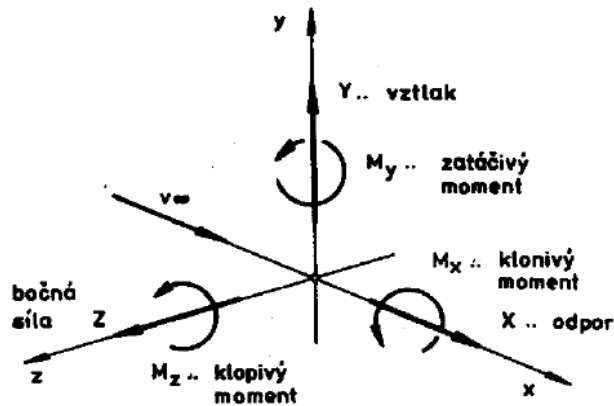
$$v_1 = \sqrt{\frac{(m_{let} \cdot g)/2}{\frac{1}{2} \cdot \pi \cdot d^2 \cdot \rho}} = \sqrt{\frac{12,2625}{\frac{1}{2} \cdot \pi \cdot 0,2794^2 \cdot 1,225}} = 9,035 \text{ [m/s]} = 32,53 \text{ [km/h]}$$

$$v_2 = 2 \cdot v_1 = 2 \cdot 9,035 = 18,07 \text{ [m/s]} = 65,052 \text{ [km/h]}$$

Rychlost vzduchu za propulsorem při letu ve visu činí 18,07 m/s.

7. Výpočet aerodynamických sil a momentů

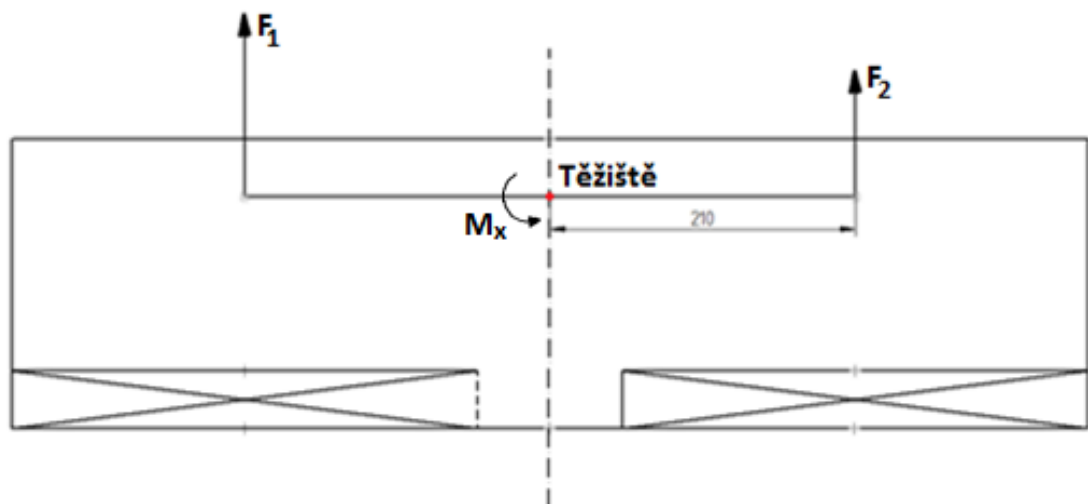
System aerodynamických sil a momentů v aerodynamické souřadné soustavě je znázorněn na (obr. 35).



Obr. 33: Zobrazení aerodynamických sil a momentů v souřadné soustavě (převzato z [24])

7.1. Klonivý moment

Ovládání klonivého momentu je realizováno změnou tahu motorů. Hmotnost letadla je rozdělena mezi tah obou motorů. Každý motor vytváří moment k těžišti letadla. Výsledný moment je rozdílem těchto dvou momentů.



Obr. 34: Klonivý moment

$$M_x = M_1 - M_2 = 4,435 \text{ Nm}$$

Kde: $m_{let} \sim 2,5kg$

$$M_1 = 4,793 Nm$$

$$M_2 = 0,358 Nm$$

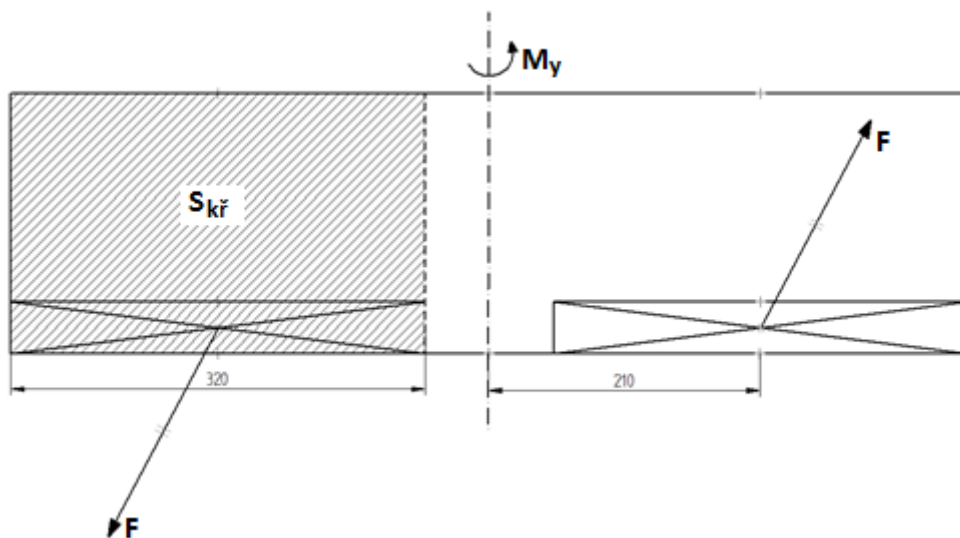
Průměrný tah motoru: $T \doteq 28,53 N$

Tah levého motoru při 80% výkonu: $F_1 = 22,82 N$

Tah pravého motoru: $F_2 = 1,705 N$

7.2. Zatáčivý moment

Ovládání zatáčení je realizováno pomocí klapek umístěných po celé odtokové hraně obou křídel (viz obr. 37). Výpočet byl proveden podle Schrenkova zjednodušeného rozložení vztlaku ([24]).

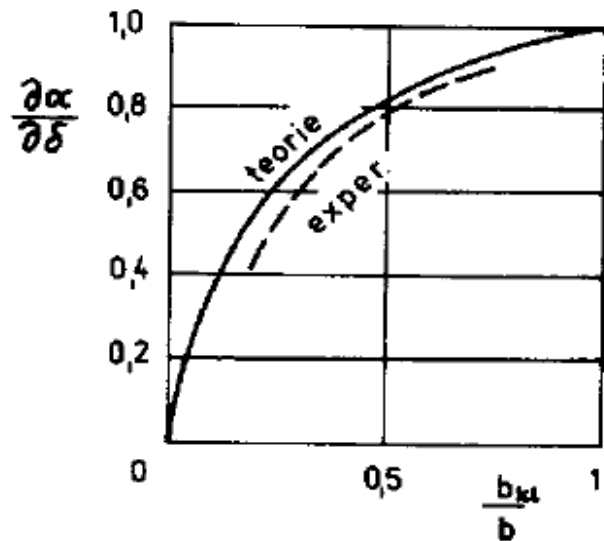


Obr. 35: Moment při zatáčení

Nulové rozložení vztlaku se v rámci Schrenkovy metody doporučuje odhadnout pomocí vzorce (23):

$$(C_y b)_0 = \frac{1}{2} \cdot C_{y\infty}^\alpha \cdot b \cdot \delta \quad (23)$$

Základní složky rozložení vztlaku s odpovídajícím rozložením úhlů náběhu je zobrazeno na (obr. 36). Superpozicí těchto složek lze stanovit obecné zatížení křídla (24). Poměr hloubky klapky a celého křídla činí $\frac{b_{kl}}{b} = \frac{0,04}{0,2} = 0,2$. Z experimentální křivky grafu na (obr. 35) bylo odečteno $\frac{\partial \alpha}{\partial \delta} = 0,48$.



Obr. 36: Rozložení vztlaku s odpovídajícím rozložením úhlů náběhu (převzato z [24])

Nahrazení účinku výchylky klapky ekvivalentní hodnotou úhlu náběhu:

$$\alpha_{ef} = \frac{\partial \alpha}{\partial \delta} \cdot \delta_{max} \quad (24)$$

$$\alpha_{ef} = \frac{\partial \alpha}{\partial \delta} \cdot \delta_{max} = 0,48 \cdot 30 = 14,4^\circ \quad (24)$$

Kde: $\frac{\partial \alpha}{\partial \delta} = 0,48$

$$\delta_{max} = 30^\circ$$

Stoupání vztlakové čáry $C_y^\alpha = \frac{0,4}{4} = 0,1$ odečteno z grafu poláry profilu na obr. 33.

Součinitel vztlaku křídla se sklopnou klapkou:

$$C_{ykř} = C_y^\alpha \cdot \alpha_{ef} \quad (25)$$

$$C_{ykř} = 0,1 \cdot 14,4 = 1,44 [-] \quad (25)$$

Kde: $C_y^\alpha = 0,1^\circ$

$$\alpha_{ef} = 14,4^\circ$$

Dle [25], může být maximální přírůstek vztlaku celého křídla od sklopné klapky (viz obr. 37) maximálně $C_{y_{max}} = 0,6$.



Obr. 37: Maximální součinitel vztlaku pro křídlo se sklopnou klapkou (převzato z [25])

Maximální přírůstek vztlaku od sklopné klapky je tedy $C_{y_{max}} = 0,6$ a maximální koeficient vztlaku pro profil NACA 0012 je $C_y = 0,87$ (viz. obr 31). Součinitel vztlaku křídla při sklopené klapce je tedy:

$$C_{y_{kř}} = 0,6 + 0,87 = 1,47 [-]$$

Síla při zatáčení:

$$F = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_{\infty}^2 \cdot S_{kř} \cdot C_{y_{kř}} \quad (26)$$

$$F = \frac{1}{2} \cdot 1,225 \cdot 18,07^2 \cdot 0,32 \cdot 0,2 \cdot 1,47 = 18,816 \text{ N} \quad (26)$$

Kde: $\rho = 1,225 \text{ kg/m}^3$ z MSA (0 m MSA)

$$v_{\infty} = 18,07 \text{ m/s}$$

$$C_{y_{kř}} = 1,47$$

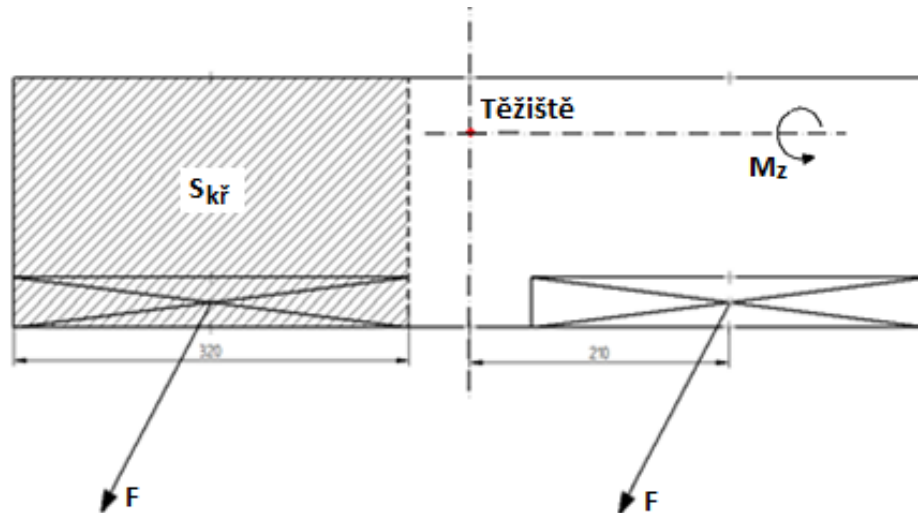
$$S_{kř} = (0,2 \cdot 0,32) = 0,064 \text{ m}^2$$

Výsledný moment při zatáčení:

$$M_y = 2 \cdot (F \cdot 0,21) = 2 \cdot (18,816 \cdot 0,21) = 7,9 \text{ Nm}$$

7.3. Klopivý moment

Pro výpočet aerodynamického momentu při sklonu letdla dopředu nebo dozadu byla použita norma ASTM F2245-14.



Obr. 38: Klopivý moment

$$C_m = 0,01 \cdot \delta(^{\circ}) \quad (27)$$

$$C_m = 0,01 \cdot 30 = 0,3 [-] \quad (27)$$

Kde: $\delta(^{\circ}) = 30$

Výsledný moment při klopení:

$$M_z = C_m \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_{\infty}^2 \cdot S \cdot b_{SAT} \quad (28)$$

$$M_z = 0,3 \cdot \frac{1}{2} \cdot 1,225 \cdot 18,07^2 \cdot 0,32 \cdot 0,2 \cdot 0,2 = 0,768 \text{ Nm} \quad (28)$$

Kde: $\rho = 1,225 \text{ kg/m}^3$ z MSA (0 m MSA)

$$v_{\infty} = 18,07 \text{ m/s}$$

$$C_m = 0,3 [-]$$

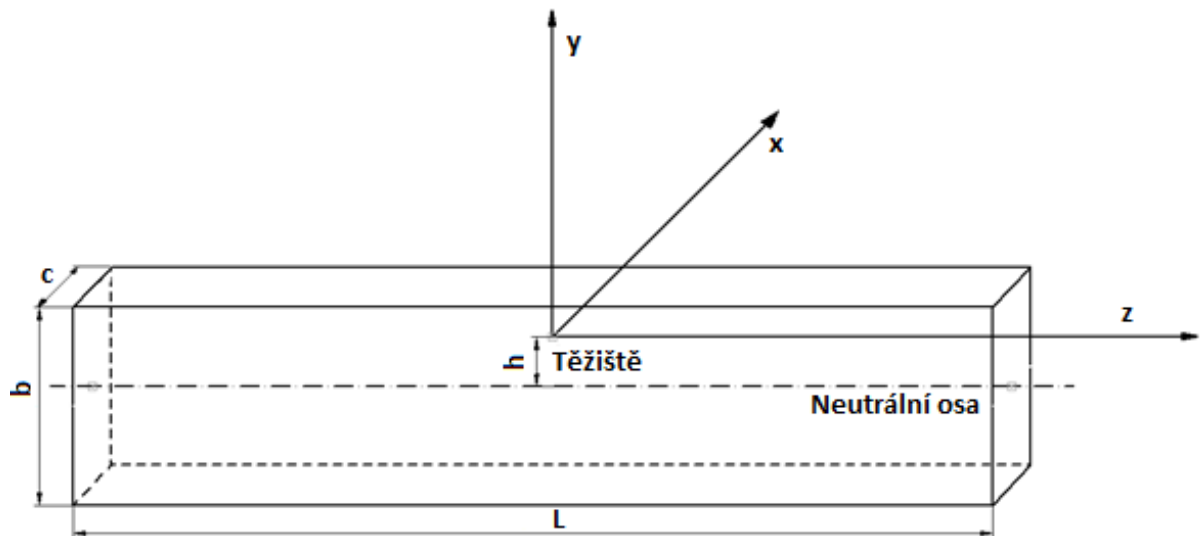
$$S = (0,32 \cdot 0,2) = 0,064 \text{ m}^2$$

$$b_{SAT} = 0,2 \text{ m}$$

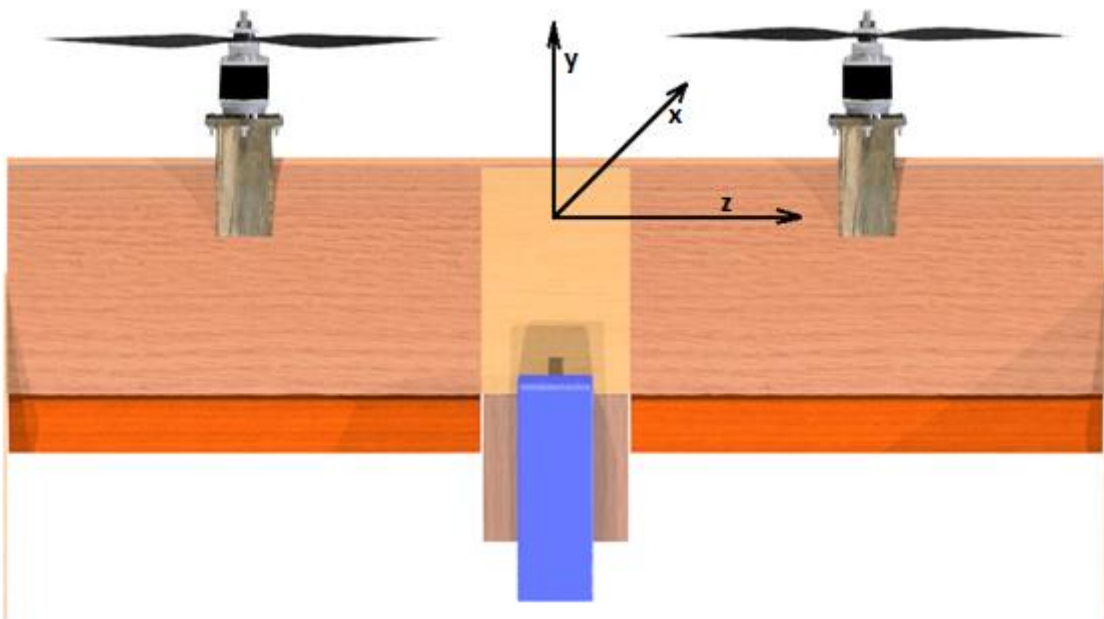
8. Analýza použitelnosti navržené koncepce

8.1. Momenty setrvačnosti

Pro zjednodušení bylo křídlo nahrazeno obdelníkovou deskou bez křidélek o hmotnosti $m_{let} = 2,5 \text{ kg}$. V budoucnu se uvažuje, že bikoptéra bude moci létat jako samokřídlo proto těžiště křídla musí být přibližně ve 20% hloubky křídla.



Obr. 39: Zjednodušené křídlo pro výpočet momentů setrvačnosti



Obr. 40: Skutečné křídlo se souřadným systémem

Moment setrvačnosti symetrického obdelníku s osou rotace v težišti:

$$J_x = \frac{1}{12} \cdot m \cdot (b^2 + L^2) + m \cdot h^2 \quad (29)$$

Moment setrvačnosti nesymetrického obdelníku s osou rotace v težišti:

$$J_y = \frac{1}{12} \cdot m \cdot (c^2 + L^2) \quad (30)$$

Moment setrvačnosti nesymetrického obdelníku s osou rotace v težišti:

$$J_z = \frac{1}{12} \cdot m \cdot (c^2 + b^2) + m \cdot h^2 \quad (31)$$

Výpočet momentů setrvačnosti desky k jednotlivým osám

$$J_x = \frac{1}{12} \cdot m \cdot (b^2 + L^2) + m \cdot h^2 = \frac{1}{12} \cdot 2,5 \cdot (0,16^2 + 0,74^2) + 2,5 \cdot 0,04^2 = 0,12342 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$$

$$J_y = \frac{1}{12} \cdot m \cdot (c^2 + L^2) = \frac{1}{12} \cdot 2,5 \cdot (0,015^2 + 0,74^2) = 0,11413 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$$

$$J_z = \frac{1}{12} \cdot m \cdot (c^2 + b^2) + m \cdot h^2 = \frac{1}{12} \cdot 2,5 \cdot (0,015^2 + 0,16^2) + 2,5 \cdot 0,04^2 = 0,00938 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$$

Kde: $L = 740 \text{ mm} = 0,74 \text{ m}$

$b = 160 \text{ mm} = 0,16 \text{ m}$

$m = 2,5 \text{ kg}$

$c = 0,015 \text{ m}$

Momenty jsou počítány pro případ, kdy je křídlo ve visu a nepůsobí na něj žádná větší síla ani moment. Vyvozený moment ovládací plochou nebo motorem je konstantní.

8.2. Úhlové zrychlení

Výpočet úhlového zrychlení:

$$\varepsilon = \frac{M}{J} \quad (32)$$

Kde: ε = úhlové zrychlení

M = moment

J = moment setrvačnosti

Vypočítané momenty v kapitole 6.2. jsou kvůli bezpečnosti děleny koeficientem $k=1,5$.

$$M_x = \frac{4,435}{1,5} = 2,957 \text{ Nm}$$

$$M_y = \frac{7,9}{1,5} = 5,268 \text{ Nm}$$

$$M_z = \frac{0,767}{1,5} = 0,512 \text{ Nm}$$

Úhlové zrychlení k ose x:

$$\varepsilon_x = \frac{M_x}{J_x} = \frac{2,957}{0,12342} = 23,96 \text{ Rad. s}^{-2} = 1372,8^\circ \cdot \text{s}^{-2}$$

Úhlové zrychlení k ose y:

$$\varepsilon_y = \frac{M_y}{J_y} = \frac{5,268}{0,11413} = 46,16 \text{ Rad. s}^{-2} = 2644,8^\circ \cdot \text{s}^{-2}$$

Úhlové zrychlení k ose z:

$$\varepsilon_z = \frac{M_z}{J_z} = \frac{0,512}{0,00938} = 54,58 \text{ Rad. s}^{-2} = 3127,2^\circ \cdot \text{s}^{-2}$$

9. Závěr

První část práce byla věnována zhotovení rešerše s cílem zmapovat současné trendy vývoje v oblasti se zaměřením na aerodynamiku a mechaniku letu bikoptyr. Dalším úkolem bakalářské práce byl výběr pohonné jednotky a měření jejího statického tahu. Jako pohonná jednotka byl vybrán motor XM3542EA-4 od firmy DUALSKY a vrtule od firmy Aeronaut Cam-Carb-Light 11x5“ o průměru 11 palců. Poté byl změřen tah této pohonné jednotky a vypočítána rychlost vzduchu za vrtulí. Naměřený tah vybraného motoru činí 28,53 N. Rychlost proudění vzduchu rotorem při visu je 18,07 m/s = 65,05 km/h. Vypočtená minimální rychlost ve vodorovném letu v konfiguraci letoun (tj. křídlo je překlopené do vodorovné polohy a rotory slouží pouze pro dopředný pohon) je 20,22 m/s = 72,72 km/h. Vypočítané momenty od ovladacích ploch nebo motorů k jednotlivým osám jsou poděleny koeficientem bezpečnosti $k=1,5$. Klonivý moment realizovaný změnou tahu motorů činí 2,957 Nm, moment při zatačení neboli zatačivý moment realizovaný pomocí klapek umístěných na odtokové hraně obou křídel je 5,268 Nm a klopivý moment také realizovaný pomocí klapek se rovná 0,512 Nm. Počáteční úhlová zrychlení jsou určena pro nulovou počáteční úhlovou rychlost rotace kolem dané osy. Počáteční úhlové zrychlení při klonění bikoptyr kolem osy x je $23,96 \text{ Rad} \cdot \text{s}^{-2} = 1372,8^\circ \cdot \text{s}^{-2}$, počáteční úhlové zrychlení při zatačení bikoptyr kolem osy y činí $46,16 \text{ Rad} \cdot \text{s}^{-2} = 2644,8^\circ \cdot \text{s}^{-2}$ a úhlové zrychlení při klopení kolem osy z je $54,58 \text{ Rad} \cdot \text{s}^{-2} = 3127,2^\circ \cdot \text{s}^{-2}$. Na základě vypočítaných velikostí momentů a úhlových zrychlení lze oprávněně předpokládat, že bikoptyr bude dobře říditelná.

10. Použitá literatura

[1] Martin D. Maisel, Demo J. Giulianetti, Daniel C. Dugan, The History of the XV-15 Tilt Rotor Research Aircraft: From Concept to Flight [online], NASA History Division Washington, D.C., 2000. [vid. 2_3_2016]. Dostupné z: <<http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20000027499.pdf>>

[2] Smithsonian National Air and Space Museum [online], Dostupné z: <<http://airandspace.si.edu/collections/artifact.cfm?id=A19240006000>>

[3] Luftwafe Resource Center [online], [vid. 7_6_2016], Dostupné z: <<http://www.warbirdsresourcegroup.org/LRG/fw61.html>>

[4] Anigrand Craftwork [online], [vid. 7_6_2016], Dostupné z: <http://www.anigrand.com/AA2062_XR-1.htm>

[5] Prototypes.com [online], [vid. 7_6_2016], Dostupné z: <<http://prototypes.free.fr/vtol/vtol-5.htm>>

[6] National Museum of the Us Air Force [online], [vid. 7_6_2016], Dostupné z: <<http://www.nationalmuseum.af.mil/Visit/MuseumExhibits/FactSheets/Display/tabid/509/Article/195785/bell-helicopter-textron-xv-3.aspx>>

[7] Aeromechanics [online], [vid. 7_6_2016], Dostupné z: <http://rotorcrafterc.nasa.gov/Research/Programs/xv_15.html>

[8] Ladin.cz [online], [vid. 4_6_2016]. Dostupné z: <<http://ladinn.cz/letectvi/vrtulniky/V-22.html>>

[9] Federation of American Scientists [online], [vid. 4_6_2016]. Dostupné z: <<http://fas.org/man/dod-101/sys/ac/v-22.htm>>

[10] Stargazer [online], [vid. 4_6_2016]. Dostupné z: <<http://stargazer2006.online.fr/unmanned/pages/eagleeye1.htm>>

[11] All the world's rotorcraft [online], [vid. 4_6_2016]. Dostupné z: <http://www.aviastar.org/helicopters_eng/bvertol_vz-2.php>

- [12] Daniel C. Dugan, Thrust control of VTOL aircraft – Part deluxe [online] [PDF], NASA Ames Research Center Moffett Field, California, [vid. 4_6_2016]. Dostupné z: <http://halfdome.arc.nasa.gov/Publications/files/AHSDuganFinal_TiltrotorThrustControl_1029_12408.pdf>
- [13] Seth B. Anderson, Historical Overview of V/STOL Aircraft Technology, NASA technical memorandum 81280, 1981, [online]. Dostupné z: <<http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19810010574.pdf>>
- [14] Wikipedia.org [online], [vid_12_6_2016]. Dostupné z: <https://en.wikipedia.org/wiki/LTV_XC-142>
- [15] NASA [online], [vid_12_6_2016]. Dostupné z: <<http://www.nasa.gov/langley/ten-engine-electric-plane-completes-successful-flight-test>>
- [16] Jeffrey Dickeson, Oguzhan Cifdaloz, Hover to Cruise Conversion for a Tilt-Wing Rotorcraft [online]. [vid. 4_6_2016]. Dostupné z: <<http://www.researchgate.net/publication/224627785>>
- [17] Paul J. Weitz, 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. [vid. 4_6_2016]. Dostupné z: <<http://calhoun.nps.edu/bitstream/handle/10945/12932/qualitivediscu00weit.pdf?sequence=1>>
- [18] Ph Poisson - Quinton, Introduction to V/STOL aircraft concepts and categories [online]. North Atlantic treaty organization advisory group for aerospace research and development. [vid. 4_6_2016]. Dostupné z: <<http://www.dtic.mil/dtic/tr/fulltext/u2/688921.pdf>>
- [19] Historie a současnost Letectví [online], [vid_20_6_2016]. Dostupné z: <<http://www.historieletectvi.xf.cz/vtol.htm>>
- [20] TŮMA, Jiří. Letadla, SNTL, Praha 1981, 179 s.

[21] BENEŠ, Pavel a Jaromír SCHINDLER. *Letectví dnes a zítra*, Mladá fronta, Praha 1959, 402 s.

[22] Debabrata Mahaparta, Control System Design of Tilt Rotor Unmanned Aerial Vehicle (UAV) [online], National Institute of Technology Rourkela [vid_20_6_2016]. Dostupné z: <<http://ethesis.nitrkl.ac.in/4775/1/109EE0277.pdf>>

[23] V.L. Alexandrov, *Letecké Vrtule* [PDF]. Státní nakladatelství technické literatury, 1954.

[24] Prof. Ing. Václav Brož, CSc. , *Aerodynamika nízkých rychlostí* [PDF], České Vysoké Učení Technické v Praze, leden 1990.

[25] Miroslav Musil, *Aerodynamika moderních leteckých modelů*, Naše vojsko, 1. Vyd. , 1978.