



VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING

LETECKÝ ÚSTAV

INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

PŘEDBĚŽNÝ NÁVRH MALÉHO DVOUMÍSTNÉHO VRTULNÍKU

PRELIMINARY DESIGN OF A SMALL TWO SEAT HELICOPTER

DIPLOMOVÁ PRÁCE

MASTER'S THESIS

AUTOR PRÁCE

AUTHOR

Bc. Milan Junas

VEDOUCÍ PRÁCE

SUPERVISOR

doc. Ing. Miloslav Petrásek, CSc.

BRNO 2016

Zadání diplomové práce

Ústav:	Letecký ústav
Student:	Bc. Milan Junas
Studijní program:	Strojní inženýrství
Studijní obor:	Stavba letadel
Vedoucí práce:	doc. Ing. Miloslav Petrásek, CSc.
Akademický rok:	2015/16

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

Předběžný návrh malého dvoumístného vrtulníku

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

V rámci úkolu bude proveden předběžný návrh malého dvoumístného vrtulníku s pístovým motorem. Předpokládá se takový rozsah plnění úkolů, které umožní vytvořit si představu o základních metodách projektování vrtulníků i o možnostech použití vybraných výpočtových postupů.

Cíle diplomové práce:

- Statistické vyhodnocení základních geometrických, hmotových a výkonových parametrů vhodného počtu vrtulníků.
- Návrh koncepce vrtulníku
- Odhad vzletové hmotnosti a volba pohonné jednotky
- Návrh hlavních rozměrů vrtulníku
- Provozní omezení vrtulníku - obálky
- Technický popis vrtulníku z hlediska konstrukčního a provozního
- Analýza stouací a dopředné rychlosti
- Konstrukční analýza zvolené části draku vrtulníku.

Seznam literatury:

Švéda, J. (1962): Teorie vrtulí a vrtulníků. S-2161, VAAZ Brno.

Švéda, J. (1995): Praktická aerodynamika vrtulníků, S-2684/2, VA, Brno.

Petrásek, M. (2012): Konstrukce vrtulníků, S-2575, UO, Brno.

Kulčák, L. (2006): Aerodynamika, konstrukce a systémy vrtulníků, CERM, Brno.

Watkinson, J. (2004): The Art of the Helicopter. Elsevier Butterworth Heinemann, Great Britain.

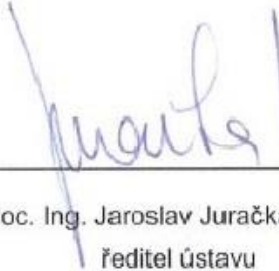
Dalin, V. N. (2001): Vertoljoty. Izdatělstvo MAI, Moskva.

Bogdanov, J. S. (1990): Konstrukcija vertoljotov. Mašinostrojenie, Moskva.

Termín odevzdání diplomové práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2015/16

V Brně, dne 2. 12. 2015





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



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

ABSTRAKT

Diplomová práca sa zaoberá témou predbežného návrhu malého dvojmiestneho vrtuľníka s piestovým motorom. Cieľom nie je navrhnúť vrtuľník v celej miere jeho problematiky, preto boli zvolené len vybrané problémy, ktoré je možné v danom rozsahu práce zvládnuť. Úvodná časť sa zameriava definovaním všeobecných požiadaviek kladených na navrhovaný vrtuľník, formulovaním základného koncepčného a konštrukčného návrhu v závislosti na jeho stavebný predpis určený kategóriou, do ktorej vrtuľník spadá. Tieto okruhy problematiky sú základným predpokladom k správne vyhodnoteniu štatistického rozboru vrtuľníkov rovnakej alebo parametrami veľmi blízkej kategórie. Z tohoto štatistického rozboru boli následne definované základné parametre, vďaka ktorým bolo možné riešiť výkonové charakteristiky v zvislom a doprednom lete. Práca sa ďalej zaoberá konštrukčným riešením rotorovej hlavy nosného rotora pre navrhovaný vrtuľník, vymedzením zaťaženia pôsobiaceho na rotorovú hlavu, analýze mávania a výpočtom pôsobiacich odstredivých síl na listy nosného rotora. Konštrukčné riešenie rotorovej hlavy a zároveň aj vrtuľníka ako celku bolo graficky spracované v programe Dassault Systemes Catia.

KLÚČOVÉ SLOVÁ

vrtuľník, hlavný rotor, vyrovnávací rotor, rotorová hlava, rotorový list

ABSTRACT

The thesis deals the preliminary draft of the small two-seat helicopter with a piston engine. The aim of the thesis is not to propose a helicopter across the extent of the problems. Therefore we have chosen only selected issues which can be managed in the range of work. The introduction is focused on defining the general requirements imposed on proposed helicopter, formulating the basic conceptual and structural design according to the building regulation the relevant category. These ranges create a based assumption for right evaluation of the statistical analysis of the helicopters of the same or very near parameters category. Subsequently, there were defined the basic parameters of the proposed helicopter which make possible to solve the performance characteristics in the vertical and backward flight. The work is also focused on design of the rotor head of main rotor for the proposed helicopter, the definition of load acting on the rotor head, waving analysis and calculation of centrifugal forces acting on the main rotor blades. The design of the rotor head and also the helicopter as a whole will be graphically processed in the program Dassault Systemes Catia.

KEY WORDS

helicopter, main rotor, tail rotor, rotor head, rotor blade

BIBLIOGRAFICKÁ CITÁCIA

JUNAS, M. *Předběžný návrh malého dvoumístného vrtulníku*. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2016. 127 s. Vedoucí diplomové práce doc. Ing. Miloslav Petrásek, CSc..

ČESTNÉ PREHLÁSENIE

Prehlasujem, že som diplomovú prácu na tému *Předběžný návrh malého dvoumístného vrtulníku* vypracoval samostatne a pod vedením doc. Ing. Miloslav Petrásek, CSc., s použitím odbornej literatúry a prameňov uvedených v zozname použitej literatúry tejto práce.

V Brne dňa 24. 05. 2016

Bc. Milan Junas

POĎAKOVANIE

Touto cestou by som chcel poďakovať doc. Ing. Miloslavu Petráskovi, CSc. za všetky veľmi cenné pripomienky, dôležité rady a ústretový prístup pri vypracovaní diplomovej práce. Zároveň mu ďakujem za osobné konzultácie, ktoré boli pri riešení problematiky predbežného návrhu vrtuľníka nenahraditeľné.

OBSAH

ÚVOD.....	13
1. PREDBEŽNÝ NÁVRH.....	15
1.1 Vymedzenie základných parametrov	15
1.1.1 Kategória a predpis	15
1.1.2 Prevádzkové obmedzenie vrtuľníka – letové obálky	15
1.1.3 Usporiadanie nosného a vyrovnávacieho rotora	16
1.1.4 Systém riadenia a jeho hlavné kanále	16
1.1.5 Otáčky nosného rotora	17
1.1.6 Priemer nosného rotora	17
1.1.7 Profil, hĺbka listu nosného a vyrovnávacieho rotora.....	18
1.2 Požiadavky na vrtuľník	18
1.3 Konceptný návrh vrtuľníka.....	18
1.4 Konštrukčný návrh vrtuľníka	21
1.4.1 Nosný a vyrovnávací rotor	21
1.4.2 Transmisná sústava	22
1.4.3 Riadenie vrtuľníka.....	23
1.4.4 Trup vrtuľníka	24
1.4.5 Pristávacie zariadenie.....	24
2. NÁVRH ZÁKLADNÝCH PARAMETROV	25
2.1 Štatistický rozbor.....	25
2.2 Voľba pohonnej jednotky.....	31
2.3 Návrh hlavných parametrov	34
2.3.1 Množstvo pohonných hmôt.....	34
2.3.2 Užitočné zaťaženie.....	35
2.3.3 Pomer hmotnostného zaťaženia	35
2.3.4 Vzletová hmotnosť	36
2.3.5 Zaťaženie pohonnej jednotky – výkonové zaťaženie	37
2.3.6 Zaťaženie rotorového disku – plošné zaťaženie	37
2.3.7 Plocha rotorového disku.....	38
2.3.8 Priemer nosného rotora	38
2.3.9 Otáčky nosného rotora	39
2.3.10 Kontrola na Machovo číslo	39
2.3.11 Súčiniteľ ťahu a indukovaná rýchlosť.....	40
2.3.12 Profil listu nosného a vyrovnávacieho rotora	40
2.3.13 Hĺbka listu nosného rotora a súčiniteľ plnosti nosného rotora.....	41

2.3.14	Priemer vyrovnávacieho rotora	41
2.3.15	Otáčky vyrovnávacieho rotora.....	42
2.3.16	Ťah vyrovnávacieho rotora.....	42
2.3.17	Geometrické rozmery trupu.....	43
3.	HMOTNOSTNÝ ROZBOR A CENTRÁŽ	45
3.1	Hmotnostný rozbor hlavných častí	45
3.1.1	Trup	45
3.1.2	Stabilizátor.....	45
3.1.3	Kýlová plocha.....	46
3.1.4	Pristávacie zariadenie – lyžový podvozok.....	46
3.1.5	Transmisná sústava.....	46
3.1.6	Pohonná sústava s príslušenstvom.....	47
3.1.7	Riadenie	47
3.1.8	Nosný a vyrovnávací rotor	47
3.1.9	Palubné vybavenie	48
3.2	Výpočet centráže vrtuľníka.....	48
3.3	Základné charakteristické parametre navrhnutého vrtuľníka	51
4.	ZVISLÝ LET	53
4.1	Zvislé stúpanie	53
4.2	Zvislé klesanie	54
4.3	Obecný postup výpočtu rýchlosti v zvislom stúpaní	55
4.4	Vzorový výpočet rýchlosti v zvislom stúpaní	57
5.	DOPREDNÝ LET	61
5.1	Základná charakteristika	61
5.2	Metóda energií	62
5.3	Obecný postup výpočtu metódou energií	63
5.4	Vzorový výpočet výkonov v doprednom lete.....	66
5.5	Grafický výstup riešenia výkonov v doprednom lete	81
6.	NÁVRH ROTOROVEJ HLAVY NOSNÉHO ROTORA.....	85
6.1	Konštrukčné prvky nosného rotora.....	85
6.2	Rotorová hlava nosného rotora.....	85
6.3	Princíp činnosti rotorovej hlavy.....	86
6.4	Konštrukcia hlavných častí rotorovej hlavy	86
6.5	Zaťaženie rotorových listov	87
6.5.1	Sily pôsobiace kolmo na rovinu rotácie	87
6.5.2	Sily pôsobiace v rovine rotácie.....	89
6.6	Obecný výpočet odstredivých síl a mávania rotorového listu	90

6.7	Vzorový výpočet odstredivých síl a mávania rotorového listu	92
	ZÁVER	101
	ZOZNAM POUŽITÝCH ZDROJOV	103
	ZOZNAM POUŽITÝCH SKRATIEK A SYMBOLOV	105
	ZOZNAM OBRÁZKOV	109
	ZOZNAM TABULIEK	110
	ZOZNAM GRAFOV	111
	ZOZNAM PRÍLOH	112
	Príloha A: Koncepčný návrh vrtuľníka v programe DS Catia.....	113
	Príloha B: Tabuľky štatistického rozboru.....	116
	Príloha C: Koefficienty pre výpočet výkonov v doprednom lete	120
	Príloha D: Hlavné časti rotorovej hlavy nosného rotora vrtuľníka.....	122
	Príloha E: Hodnoty odstredivých síl a uhlu mávania rotorového listu	127

ÚVOD

Vrtuľníky, lietajúce zariadenia, stroje s rotujúcou nosnou plochou, patria v súčasnosti medzi bežné dopravné prostriedky a sú neoddeliteľnou súčasťou dnešného sveta. Toto postavenie vo svete si vydobyli pozvoľnejšie než lietadlá, pretože dostatočné zvládnutie konštrukcie vrtuľníkov bolo náročnejšie ako stavba klzákov alebo motorových lietadiel. Konštruktéri úspešne aj neúspešne navrhovali odlišné riešenia problémov týkajúcich sa ovládania, pohonu, tvaru a počtu nosných rotorov. Pojem „vrtuľník“ alebo pre iných známy a používaný starší výraz helikoptéra, vznikol zložením dvoch gréckych slov helicós (špirála, skrutka) a pteron (krídlo). Označuje vynález, ktorý bol pre dokonalé zvládnutie letu vyvíjaný dlhé desaťročia. Dnes sa stal prostriedkom pre splnenie diametrálne odlišných cieľov a svojou náročnosťou na vývoj, úroveň spracovania, údržbou a obsluhou (respektíve riadením) tvorí samostatný vrchol technickej vyspelosti každého výrobcu a následne užívateľa. [9, 27]

„Vrtuľník je definične vymedzený ako motorové lietadlo ťažšie vzduchu s motoricky poháňanými plochami, rotujúcimi v približne vodorovnej rovine, ktoré sú zdrojom nosnej a propulznej sily.“ [25] Hlavná výhoda vrtuľníka oproti konvenčnému lietadlu s pevnou nosnou plochou - krídlom, spočíva vo fakte, že si pre svoj vzlet alebo pristátie nárokuje iba minimálny priestor. Nielen z tejto skutočnosti vyplýva jedinečné použitie v sťažených podmienkach neupravených terénov, najmä pri nasadení v záchranných akciách, kde táto schopnosť tvorí kľúčovú prednosť tohoto stroja. Preto sa v civilnom sektore možno najčastejšie stretnúť s prevádzkovateľmi v oblasti zdravotnej záchranej služby, kde sa môžu záchranári dostať aj do odľahlých miest a poskytnúť prvú pomoc zraneným ľuďom vo veľmi krátkom čase. Nasadenie vo vojenskej alebo policajnej službe vyzdvihuje ďalšiu typickú vlastnosť, a to manévrovateľnosť. I pri nulovej doprednej rýchlosti môže vrtuľník ľubovoľne stúpať, klesať, visieť vo vzduchu, letieť v bok či úplne sa otočiť okolo svojej osi, respektíve pohybovať sa vo všetkých troch smeroch, čo je u konvenčného lietadla s pevným krídlom nepredstaviteľné. Z tejto flexibility plynie výhoda vyššej obratnosti v náročnom boji s nepriateľom alebo so závažnou kriminalitou. [28]

Raketový vývoj vrtuľníkov, najmä v 20. storočí, viedol k ich rozvetveniu do mnohých variácií a kategórií. S tým súvisí aj každoročný rast počtu používaných vrtuľníkov po celom svete, rovnako tak aj rast počtu prepravovaných osôb a nákladu touto technikou.

Táto diplomová práca však nebude venovaná vrtuľníkovej aviatike ako pojmu, ale iba jej jednej časti. Konkrétne predbežnému návrhu malého dvojmiestneho vrtuľníka s piestovým motorom zaradeným do kategórie ultraľahkých a ľahkých vrtuľníkov ako prostriedkov osobnej dopravy a ako prostriedkov schopných splnenia preddefinovaných požiadavkou podľa predpisu letovej spôsobilosti CS-VLR určeného pre veľmi ľahké rotorové lietadlá. Dôvodom výberu tejto témy je osobný záujem a snaha o prehĺbenie si znalostí problematiky vrtuľníkov. [8]

Práca bude rozdelená do šiestich kapitol. Prvá kapitola bude definovať všeobecné požiadavky kladené na konkrétny navrhovaný vrtuľník, detailné formulovanie základného koncepčného a konštrukčného návrhu v závislosti na stavebný predpis CS-VLR. Tieto okruhy problematiky sú základným predpokladom k správne vyhodnoteniu štatistického rozboru vrtuľníkov rovnakej alebo parametrami veľmi blízkej kategórie. Ten bude tvoriť druhú kapitolu, kde s pomocou získaných a nazbieraných dát vyplynú grafické závislosti určené k získaniu základných potrebných parametrov slúžiacich pre ďalšie výpočty. Z tohoto štatistického rozboru budú definované základné parametre navrhovaného vrtuľníka, vďaka ktorým bude možné riešiť výkonové charakteristiky v zvislom a doprednom lete. Tretia kapitola bude obsahovať riešenie hmotnostného rozboru s výpočtom centráže pre dané konfigurácie. Štvrtá kapitola sa bude venovať riešeniu zvislého letu a to konkrétne výpočtom zvislej stúpavej rýchlosti a z nej vyplývajúcej hodnote statického dostupu na základe grafickej závislosti.

Na túto časť bude nadväzovať piata kapitola, ktorá sa bude zaoberať výkonmi v doprednom lete vrtuľníka, kde s využitím metódy energií bude možné získať výkonové charakteristiky pre jednotlivé konfigurácie vrtuľníka z hľadiska zmeny vybraných parametrov. Posledná šiesta časť bude venovaná konštrukčnému riešeniu rotorovej hlavy nosného rotora z hľadiska jej jednotlivých častí, vymedzeniu zaťaženia pôsobiaceho na rotorovú hlavu, analýze mávania a výpočtu pôsobiacich odstredivých síl na listy nosného rotora.

V práci budú využité získané vedomosti a znalosti z absolvovaných predmetov počas štúdia. Pre návrh konceptu a jeho konštrukčnú predstavu bude využitý program Dassault Systemes Catia (DS Catia) a pre všetky realizované výpočty Microsoft Excel (MS Excel). Hlavnou metódou písania tejto práce je metóda implementácie opierajúca sa o metódu analýzy a komparácie. Sťažením písania je zameranie leteckého ústavu a jeho odborníkov prevažne na problematiku lietadiel, ako strojov s pevnou nosnou plochou. Z tohoto dôvodu vyplýva vyššia časová náročnosť potrebná k získaniu relevantných materiálov slúžiacich k prehĺbeniu vedomostí o danej problematike vrtuľníkov ako celku.

1. PREDBEŽNÝ NÁVRH

1.1 Vymedzenie základných parametrov

Vymedzenie, respektíve voľba základných parametrov vrtuľníka je problémom pri návrhu akéhokoľvek funkčného zariadenia, ktoré má plniť svoju funkciu správne. V počiatkoch návrhového procesu je vždy zložitá definovať základné, veľmi dôležité charakteristické parametre, pretože sa nemôžeme oprieť o skoro žiadne reálne fakty a číselné hodnoty. Z tohoto dôvodu bude musieť na začiatok celého návrhu stačiť niekoľko základných parametrov reprezentujúcich počiatočné predstavy o navrhovanom vrtuľníku.

1.1.1 Kategória a predpis

Navrhovaný vrtuľník je požadovaný ako dvojmiestny, čo ho touto požiadavkou automaticky radí do kategórie ľahkých alebo veľmi ľahkých vrtuľníkov, ktoré podrobne dokumentuje predpis CS – VLR. Podľa CS – VLR.1 stanovujúceho pôsobnosť vrtuľníka, je definované nariadenie, ktorého znenie zužuje použiteľnú vzletovú hmotnosť na hranicu neprekračujúcu 600 kg. [8]

1.1.2 Prevádzkové obmedzenie vrtuľníka – letové obálky

Pri návrhu vrtuľníka bolo potrebné zohľadniť aj násobok zaťaženia, ktorý bude za letu na vrtuľník pôsobiť. Predpokladom je pôsobenie toho násobku v ťažisku kolmo k pozdĺžnej osi. Tento pôsobiaci násobok zaťaženia v závislosti na doprednej rýchlosti utvára manévrovaciu a poryvovú obálku, ktorých hodnoty presne popisujú jednotlivé časti predpisu CS – VLR.337 a CS – VLR.341. [8]

„CS – VLR.337 Násobok prevádzkového manévrovacieho zaťaženia

Rotorové lietadlo musí byť navrhnuté pre:

- (a) násobok prevádzkového manévrovacieho zaťaženia v rozsahu od kladnej hodnoty 3,5 po zápornú hodnotu -1,0; alebo*
- (b) akýkoľvek kladný násobok prevádzkového manévrovacieho zaťaženia, ktorý nie je nižší ako 2,0 a akýkoľvek záporný násobok prevádzkového manévrovacieho zaťaženia, ktorý nie je nižší ako -0,5, pre ktorý:*
 - (1) bola výpočtom a letovými skúškami preukázaná pravdepodobnosť jeho prekročenia ako mimoriadne nízka; a*
 - (2) sú zvolené hodnoty vhodné pre každé hmotnostné podmienky medzi návrhovou maximálnou a návrhovou minimálnou hmotnosťou.*

CS – VLR.341 Poryvové zaťaženia

Rotorové lietadlo musí byť navrhnuté tak, aby za všetkých kritických vzdušných rýchlostí vrátane visenia odolalo zaťaženiam spôsobených zvislým poryvom o rýchlosti 9,1 m/s (30 ft/s).“
[8]

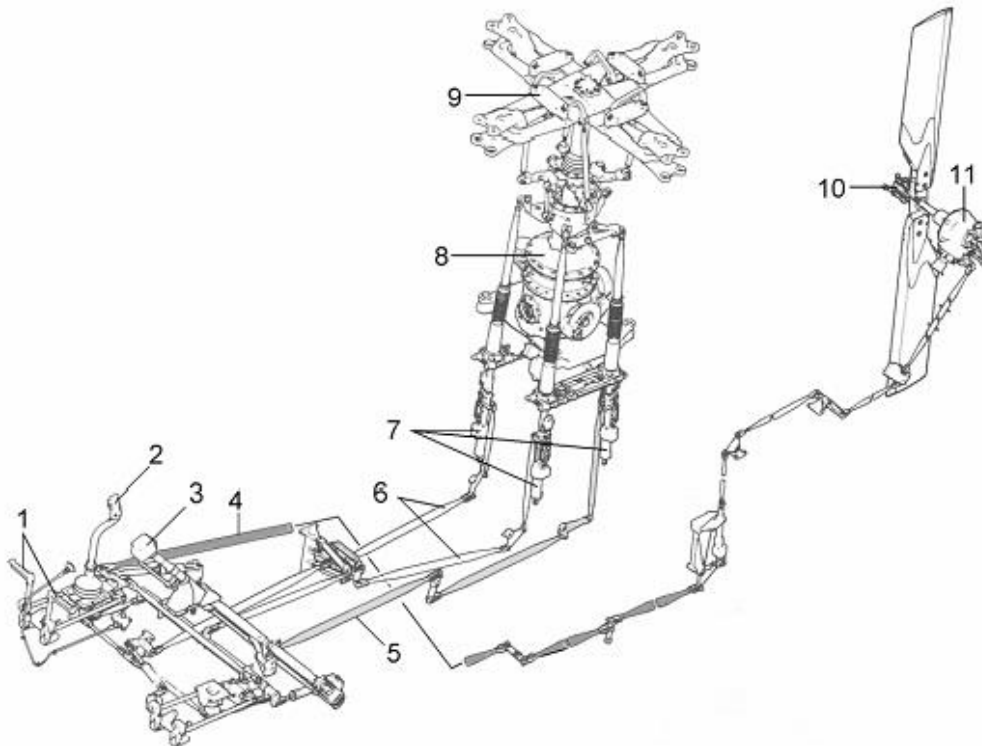
1.1.3 Usporiadanie nosného a vyrovnávacieho rotora

Vzhľadom k predurčenej kategórii vrtuľníka a možnostiam usporiadania rotorov bol zvolený klasický variant jednorotorového vrtuľníka s jedným nosným a jedným vyrovnávacím rotorom. Jednorotorové vrtuľníky patria v súčasnej dobe medzi najrozšírejšie. Základnou príčinou je predovšetkým relatívna jednoduchosť celej konštrukcie, a zároveň nie príliš komplikovaná transmisačná sústava a v porovnaní s inými typmi taktiež pomerne jednoduchý systém riadenia. Menšia zložitosť vedie k pomerne vyššej spoľahlivosti a nižšie nároky na pozemnú obsluhu sú potom príčinou nižších prevádzkových nákladov. Tento variant zaručuje zároveň praktickosť využitia, pretože v danej kategórii vrtuľníkov využíva iné usporiadanie iba zlomok z nich. Počet listov rotora je podľa zvolenej kategórie vrtuľníka taktiež zrejмый fakt a bolo by v tomto prípade zbytočné voliť z dôvodu zachovania niektorých požiadaviek na vrtuľník iný počet ako dva listy u nosného rotora a dva listy u vyrovnávacieho rotora. [5, 19, 20]

1.1.4 Systém riadenia a jeho hlavné kanále

Pre zaručenie jednoduchosti konštrukcie, v ktorej je sústava riadenia tvorená sústavou tiahel a lán je zvolený klasický systém riadenia. Ten vytvára väzbu medzi pilotom a orgánmi riadenia vrtuľníka, ktorými sú predovšetkým listy nosného a vyrovnávacieho rotora. Medzi hlavné kanále systému riadenia vrtuľníka patrí páka kolektívneho riadenia, páka cyklicky a smerové riadenie, ktoré je ovládané pedálmi. Vrtuľník sa riadi zmenou veľkosti a smeru vektoru ťahu nosného rotora a zmenou ťahu vyrovnávacieho rotora. K týmto hlavným mechanickým systémom riadenia je však nutné priradiť ovládanie príпусти motora, ktoré býva sprevádzané niektorými systémami riadenia, predovšetkým s kolektívnym riadením nosného rotora. Zobrazenie hlavných kanálov systému riadenia je uvedené na obrázku 1.1 a ich stručný popis funkcie je nasledovný:

- Kolektívne riadenie je ovládané pákou kolektívneho riadenia umiestnenou na ľavej strane pilotnej sedačky a umožňuje docieľiť v jednom okamžiku rovnaké zmeny uhlu nastavenia na všetkých rotorových listoch a zabezpečiť tak stúpanie a klesanie vrtuľníka.
- Cyklické riadenie je ovládané pravou rukou pomocou páky riadenia, ktorá je umiestnená pred pilotom. Týmto riadením je možné dosiahnuť cyklickej zmeny uhlu nastavenia rotorových listov a zároveň tým zabezpečiť prechod do dopredného letu, bočenie, prípadne aj cúvanie vrtuľníka.
- Smerové riadenie je zabezpečené pedálmi riadenia a to princípom, kedy pri ich zošliapnutí je kolektívne menený uhol nastavenia listu vyrovnávacieho rotora, a tým zároveň aj zmena jeho ťahu. Toto riadenie sa používa pre zmenu smeru letu a pri uskutočňovaní niektorých neštandardných manévrov.
- Prípust' motora a jej ovládanie je pre základné zmeny daného režimu letu zabezpečovaná regulačnou sústavou motorov väčšinou automaticky. Pre drobnejšie korekcie sa používa otočná plynová rukoväť, ktorá je umiestnená na páke kolektívneho riadenia. Ovládanie príпусти motora je pre riadenie mimoriadne dôležité, pretože každá zmena režimu letu, ktorá je vyvolaná zásahom do prvých troch systémov riadenia, je sprevádzaná nárastom alebo poklesom odporu rotujúcich listov, následne teda potrebou zvýšenia alebo zníženia výkonnosti motora. [14, 19, 20]



1 - pedále smerového riadenia, 2 - páka cyklického riadenia, 3 - páka kolektívneho riadenia, 4 - prevod smerového riadenia, 5 - prevod kolektívneho riadenia, 6 - prevod cyklického riadenia, 7 - hydraulické posilňovače, 8 - hlavný reduktor, 9 - nosný rotor, 10 - mechanizmus zmeny uhlu nastavenia listu vyrovnávacieho rotora, 11 - ocasný reduktor.

Obrázok 1.1: Príklad hlavných kanálov systému riadenia malého vrtuľníka [19]

1.1.5 Otáčky nosného rotora

Voľbu otáčok nosného rotora, rovnako ako aj ďalšie základné parametre, ovplyvňuje kategória a predpis, do ktorej bol vrtuľník zaradený. Obecné platí zaužívané základné pravidlo, že o čo menší vrtuľník sa jedná, tým sú otáčky nosného rotora vyššie. Z tohoto dôvodu preto nie je možné voliť rovnaké otáčky ako napríklad u väčších dopravných vrtuľníkov. Zvolený bol prvotný odhad otáčok nosného rotora v rozmedzí 450 až 550 ot/min. [5, 21]

1.1.6 Priemer nosného rotora

V úzkej závislosti na predchádzajúci parameter, ktorým sú otáčky nosného rotora, je podľa kategórie vrtuľníka dané, že pre vyššie otáčky bude potrebné zvoliť menší priemer nosného rotora. Tým zabezpečíme, aby nedochádzalo pri veľkom priemere rotora a zvolených vyšších otáčkach na koncoch listov k nadzvukovému prúdeniu vzduchu. Pre splnenie tohoto tvrdenia bude pri návrhu základných parametrov vykonaný výpočet na kontrolu Machovho čísla. Zvolený priemer by sa mal pohybovať v rozmedzí 6 až 8 m, čo je ideálne rozmedzie pre kategóriu veľmi ľahkých vrtuľníkov. [5, 27]

1.1.7 Profil, hĺbka listu nosného a vyrovnávacieho rotora

Voľba profilu listu nosného rotora väčšinou vyplýva z aktuálnej ponuky výrobcu a na základe jeho odporúčenia, pretože charakteristiky jednotlivých druhov a kategórií profilov používaných pre listy nosného rotora chráni vo väčšine prípadov výrobné tajomstvo. Taktiež je to veľmi podobné aj pre voľbu profilu listu vyrovnávacieho rotora. S tým súvisiaca hĺbka nosného a vyrovnávacieho profilu listu, respektíve jej voľba, je veľmi náročná a vyplýva z vyhodnotenia aerodynamických charakteristík, ako pre samotný profil listu, tak aj pre vrtuľník ako celok. Konkrétna hodnota následne vyplynie zo štatistického rozboru dát pri výpočte výkonových charakteristík. [14, 15]

1.2 Požiadavky na vrtuľník

Z podkapitoly 1.1 *Vymedzenie základných parametrov vrtuľníka* vyplýva, že je navrhovaný dvojmiestny vrtuľník s jedným nosným a jedným vyrovnávacím rotorom, poháňaný piestovým motorom s patričným výkonom, určený pre športové lietanie, ako pomocník pre základný výcvik pilotov a taktiež pre rôzne ďalšie činnosti v civilnej, prípadne vojenskej oblasti akou môže byť napríklad kontrolná alebo prípadne výzvedná činnosť. V snahe o zabezpečenie čo najpriaznivejších vlastností ako celku boli vďaka predpokladaným malým rozmerom, nízkej hmotnosti, malej hlučnosti a nenáročnosti na prevádzku navrhnuté tieto základné požiadavky:

- preprava dvoch cestujúcich s batožinou
- vzlet a pristátie na neupravované plochy a terény
- rozsah prevádzkových teplôt v rozmedzí ± 45 °C
- konštrukčná a technologická jednoduchosť
- rýchla a jednoduchá úprava interiéru (nahradenie jedného člena posádky príslušenstvom, ako je napríklad meracia aparatúra, box na prepravu zásielok)
- ľahká obsluha a údržba
- ekonomickosť a efektívnosť prevádzky
- rýchla a jednoduchá montáž/demontáž

Približné očakávané parametre výkonov boli stanovené na základe preskúmania a zhodnotenia vrtuľníkov rovnakej, prípadne veľmi blízkej hmotnostnej kategórie s nasledujúcimi hodnotami:

- výkon motora $N_M = 80 \div 110$ kW
- maximálna vzletová hmotnosť $m_{VZL} = 550 \div 600$ kg
- maximálna rýchlosť letu $v_{MAX} = 160 \div 200$ km/h
- cestovná rýchlosť letu $v_{CEST} = 140 \div 160$ km/h
- zvislá stúpacia rýchlosť $v_{ys} = \min 4$ m/s
- šikmá stúpacia rýchlosť $v_{yš} = \min 5$ m/s
- dynamický dostup $H_{DYN} \approx 3000$ m
- dolet $R_L \approx 300$ km

1.3 Konceptný návrh vrtuľníka

Koncept vrtuľníka navrhovaného ako dvojmiestny s jedným nosným a jedným vyrovnávacím rotorom je teda v klasickom jednorotorovom usporiadaní. U oboch rotorov je počítané s variantom dvojlistého prevedenia s polotuhým upevnením listov k rotorovej hlave z dôvodu umožnenia mávania rotorových listov.

Pohon vrtuľníka zabezpečí jeden piestový motor, ktorého umiestenie bude za kabínou pilota, respektíve posádky, v strednej časti trupu samotného draku vrtuľníka. Nosný a vyrovnávací rotor, respektíve počet ich listov, je volený podľa danej kategórie, do ktorej vrtuľník spadá a zároveň podľa funkčných požiadaviek kladených na tento typ vrtuľníka. Zvolený počet listov je dva. Oba rotory sú dvojlisté ako bolo už zmienené v pododdiely *1.1.2 Usporiadanie nosného a vyrovnávacieho rotora*.

Transmisná sústava je ako celok jednou z veľmi významných častí vrtuľníka nielen po stránke plnenia svojej funkcie, ale taktiež aj po hmotnostnej stránke. Z tohoto dôvodu je preto potrebné s ňou uvažovať v čo možno najjednoduchšom prevedení tak, aby bolo rešpektované celkové hmotnostné obmedzenie vrtuľníka. Bude tvorená remeňovými prevodmi a prevodmi pomocou ozubených kôl, systémom hriadeľov a spojok, brzdou nosného rotora a taktiež zariadením, ktoré bude plniť funkciu rozbehovej a voľnobežnej spojky.

Riadenie vrtuľníka sa skladá z troch základných ovládacích prvkov, ktorými sú páka cyklicky – sprostredkováva ovládanie cyklickej zmeny nastavenia uhlu rotorových listov, páka kolektivu – ovládanie kolektívnej zmeny nastavenia uhlu rotorových listov a pedále – zaistenie smerového riadenia ovládaním uhlu nastavenia listov vyrovnávacieho rotora. Vrtuľník bude vybavený stabilizátorom nastaviteľným na zemi a pevnou kýlovou plochou umiestnenou na konci ocasného nosníka.

Trup vrtuľníka, ktorý je koncepčne radený medzi základné typy, tvorí kabína umiestená v prednej časti. Pilotná kabína bude dvojmiestna a koncipovaná k zaisteniu dostatočného pohodlia a prehľadnosti jednotlivých ovládacích prvkov. V nej bude zároveň umiestnený primárny panel s prvkami zobrazujúcimi letové parametre a s ovládaním hlavných systémov vrtuľníka. Nad hlavou pilota bude primontovaný sekundárny panel so sekundárnymi a doplnkovými ovládacími prvkami. Na prednú časť nadväzuje stredný úsek trupu, ktorého konštrukcia musí odpovedať nutnosti nosnosti a upevnenia motora a palivovej nádrže, ako aj častí nosného rotora a veľkej časti transmisnej sústavy. Napokon zadná časť trupu bude tvorená ocasným nosníkom s kýlovou plochou a stabilizátorom letu. Na konci ocasného nosníka bude umiestnený vyrovnávací rotor a jeho funkčné súčasti.

Pristávacie zariadenie vrtuľníka bude tvoriť jednoduchý lyžový podvozok uchytený k spodnej časti trupu.

Koncepčný návrh bol realizovaný aj po grafickej stránke ako 3D model z plôch a to pomocou programu Dassault Systemes Catia. Takto realizovaný koncept vrtuľníka reprezentuje obrázok 1.2 a 1.3, ktoré sú umiestnené na nasledujúcej strane. Z dôvodu detailnejšieho predstavenia konceptu navrhovaného vrtuľníka z rôznych uhlov pohľadu sú ostatné obrázky umiestnené v prílohe A.



Obrázok 1.2: Koncept navrhovaného vrtuľníka – pohľad spredu



Obrázok 1.3: Koncept navrhovaného vrtuľníka – pohľad zozadu

1.4 Konštrukčný návrh vrtuľníka

Základnou úlohou tejto podkapitoly je doplniť a rozšíriť predstavu koncepčného návrhu z predchádzajúcej podkapitoly 1.3 *Koncepčný návrh vrtuľníka* do pomerne viac detailov, a tým zároveň špecifikovať tento navrhovaný vrtuľník z konštrukčného hľadiska po jednotlivých sústavách a celkoch, ktoré ho charakterizujú.

1.4.1 Nosný a vyrovnávací rotor

Z koncepčného návrhu plynie, že nosný rotor je tvorený rotorovou hlavou s dvomi rotorovými listami. Tie budú pripevnené k rotorovej hlave polotuhým spojením. Rotorové listy budú skonštruované z ľahkých kompozitných materiálov so sklenou, prípadne uhlíkovou maticou s výplňou. Rez takýmto listom je uvedený na obrázku 1.4. Vďaka vysokému pomeru pevnosti k hmotnosti, pomerne jednoduchému technologickému spracovaniu a lepším únavovým charakteristikám v porovnaní s kovmi, plne odpovedajú požiadavkám, ktoré sú pre tento návrh potrebné a to aj pri uvážení vyššej ceny, ktorú táto technológia predstavuje. [14, 20]



Obrázok 1.4: Rez kompozitným listom [19]

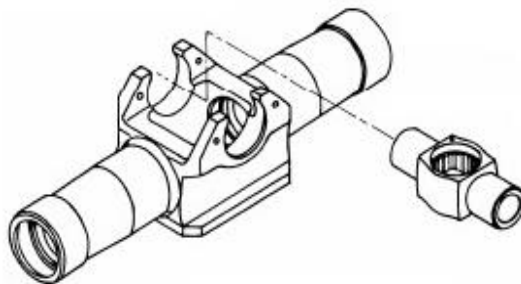
Polotuhé upnutie rotorových listov bude riešené pomocou votknutia do centrálného prvku, ktorým je vahadlo. To je k hnaciemu hriadeľu pripevnené vodorovným čapom. Rotorové listy uchytené týmto spôsobom majú možnosť mávania a zmeny uhlu nastavenia. Toto riešenie je veľmi často používané u dvojlistých rotorov vďaka svojim prednostiam, a to konštrukčná jednoduchosť, ľahká obsluha, údržba a nízka hmotnosť. Ako príklad je na obrázku 1.5 uvedená rotorová hlava polotuhého rotora amerického ľahkého dvojlistého vrtuľníka Bell-206. Materiál rotorovej hlavy bude volený v súvislosti s vysokým namáhaním, ktorému podlieha, a preto na zhotovenie bude použitá vysokopevnostná oceľ. Pri konštrukcii rotorovej hlavy je nutné počítať s upevnením prvkov pre zabezpečenie riadenia a to ovládacích prvkov zaisťujúcich cyklickú a kolektívnu zmenu uhlu nastavenia rotorových listov. Konštrukcia nosného rotora bude volená z hľadiska požiadavky na nízku hmotnosť, jednoduchosť konštrukcie a vysokú mieru spoľahlivosti, no nie na úkor bezpečnosti alebo funkčnosti. [5, 15, 20]

Pre zabezpečenie vyrovnávania reakčného momentu a smerového riadenia je potrebné použitie vyrovnávacieho rotora, tak ako vyplýva z koncepčného návrhu. Výber konštrukcie vyrovnávacieho rotora je možný z viacerých variant, napríklad klasické dvojlisté usporiadanie, fenestron¹ alebo NOTAR². V tomto prípade však bude zvolené riešenie klasického dvojlistého usporiadania a to ako variant vyrovnávacieho rotora s priebežným priečnikom.

¹ Fenestron – vyrovnávací rotor vrtuľníka ventilátorového typu, tvorený viaclistým rotorom (do 20 listov) a statorom v prstenci na konci ocasného nosníka [19]

² NOTAR – anglická skratka pre označenie NO TAIL Rotor, čo je vyrovnávací rotor vrtuľníka, ktorého základom je dúchadlo s variabilným nastavením lopatiek umiestnené v koreni ocasného nosníka [19]

Toto usporiadanie sa veľmi často používa u dvojlistých ocasných rotorov a jeho výhodou je jednoduchá výroba. Rotorové listy vyrovnávacieho rotora budú vyrobené z kompozitného materiálu rovnako ako aj listy nosného rotora. V prípade rotorovej hlavy vyrovnávacieho rotora, ktorá bude v jednoduchom konštrukčnom prevedení, čo zahŕňa upútanie rotorových listov a zaistenie ovládania uhlu nastavenia rotorových listov pedálmi pilota, bude zvolený materiál z vysokopevnostnej ocele. Pre zaistenie ochrany vyrovnávacieho rotora pri prípadnom styku so zemou, bude chránený ostrohou proti nárazu o zem. [2, 3, 14]



Obrázok 1.5: Rotorová hlava polotuhého rotora vrtuľníka Bell-206 [19]

1.4.2 Transmisná sústava

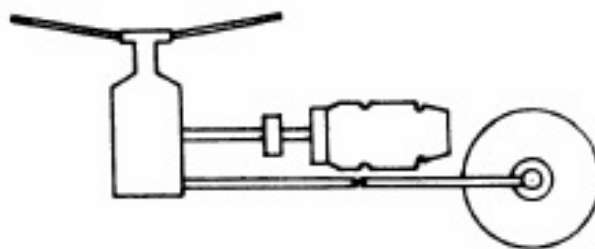
Ako už bolo zmienené v predchádzajúcej podkapitole, transmisná sústava, inak povedané prenosová sústava, je ako celok jednou z veľmi významných častí vrtuľníka a svojou konštrukciou je komplikovaná. V závislosti na jej funkčnosti a z hľadiska použitia materiálov je veľmi hmotná. Z tohoto dôvodu je hlavnou snahou uvažovať sústavu za čo najjednoduchšiu. Je tvorená súborom agregátov, ktoré slúžia k prenosu výkonu od motora k nosnému a vyrovnávaciemu rotoru, zároveň k ďalším agregátom zabezpečujúcim spoľahlivú prevádzku.

Klasická transmisná sústava pre variant s jedným nosným a jedným vyrovnávacím rotorom pozostáva z nasledujúcich častí:

- reduktory a ich uchytenie
- sústava primárnych a sekundárnych hriadeľov, a ich podpory
- spojky reduktorov
- kužeľový a remeňový prevod
- brzda nosného rotora
- systémy mazania a chladenia
- meracie a signalizačné prvky

Porucha ktoréhokoľvek prvku sústavy zvyčajne znamená dlhodobejšie vyradenie z prevádzky, v horšom prípade vážnu haváriu. Transmisná sústava sa významne podieľa na celkovej hmotnosti a na obstarávacích a prevádzkových nákladoch. Komplikovanosť tejto sústavy a potenciálna výpočtová alebo konštrukčná chyba pri jej aplikácii do praxe sú veľkým problémom, preto bude prevzaté overené riešenie z iného vrtuľníka rovnakej hmotnostnej kategórie a parametrov alebo bude toto riešenie slúžiť ako hlavná inšpirácia pri návrhu a následnej konštrukcii transmisnej sústavy.

Pre navrhovaný typ vrtuľníka, teda kategóriu s jedným nosným a jedným vyrovnávacím rotorom bude použitá jedna zo základných koncepcií transmisnej sústavy, a to s najväčšími skúsenosťami používania, ktorá je uvedená na obrázku 1.6. Je to koncepcia, v ktorej sa hlavný reduktor stáva centrálnym prvkom celého systému, výkon je od neho ďalej rozvádzaný na nosný a na vyrovnávací rotor. Priama väzba medzi motorom a vyrovnávacím rotorom prakticky neexistuje. Nevýhodou tohoto usporiadania sú väčšie rozmery, hmotnosť hlavného reduktora a komplikovanejší prenos výkonu k vyrovnávaciemu rotoru. Naopak, za jednu z najvýznamnejších výhod je možné považovať dobré ovládanie aj v prípade vysadenia motora v režime autorotácie, čím znížime riziko nepriaznivého výsledku v prípade havárie. [5, 19, 20]



Obrázok 1.6: Koncepcia transmisnej sústavy pre jednorotorový vrtuľník [19]

1.4.3 Riadenie vrtuľníka

Riadenie bude zabezpečené mechanickými systémami a to tromi ovládacími prvkami – pákou kolektívu, pákou cyklicky a pedálmi. Patrí sem aj ovládanie prístupnosti motorov, ktoré v prípade navrhovaného dvojmiestneho vrtuľníka bude zabezpečované automaticky nastavením regulačnej sústavy motoru pre základné zmeny režimu letu. Páka cyklického riadenia (zaisťuje cyklickú zmenu uhlu nastavenia rotorových listov) bude umiestnená pred pilotom a jej funkciou bude meniť smer výsledného vektoru ťahu nosného rotora, čím sa dosiahne dopredného letu, letu do strán a samozrejme aj cúvanie. Páka kolektívneho riadenia (zaisťuje kolektívnu zmenu nastavenia uhlu rotorových listov) bude umiestnená na ľavej strane pilotnej sedačky a jej funkciou bude zaistenie zmeny veľkosti vektoru ťahu. V dôsledku tejto zmeny môžeme docieľiť konštantnej letovej výšky pri doprednom lete, uviesť vrtuľník do zvislého stúpania a klesania alebo taktiež do rovnovážneho stavu visenia. Pedále (zaisťujú smerové riadenie ovládaním uhlu nastavenia listov vyrovnávacieho rotora, zmenou veľkosti ťahu) budú umiestnené na podlahe kabíny a ich funkciou je smerové riadenie, slúžia k zmene smeru letu. Všetky funkčné systémy vrtuľníka týkajúce sa orgánov riadenia budú navrhnuté v súlade s predpisom CS – VLR.151 a CS – VLR.391. [5, 8, 19]

Na konci ocasného nosníka bude umiestnené konštrukčné ukončenie a to pevná kýlová plocha, ktorá tvorí na vrtuľníku zvislé ocasné plochy. Tie sú určené k zaisteniu jeho smerovej stability a zároveň k odľahčeniu vyrovnávacieho rotora, a tým zvýšeniu zásoby smerovej riaditeľnosti. Taktiež bude na ocasnom nosníku umiestnený stabilizátor, ktorý je určený k zlepšeniu pozdĺžnej stability. Bude nastaviteľný na zemi a veľkosť jeho plochy bude prispôbená tak, aby boli jeho tlmiace schopnosti, a tým zároveň charakteristiky riaditeľnosti čo najefektívnejšie. Tak ako aj kýlová plocha, tak aj stabilizátor budú vyrobené z kompozitného materiálu s uhlíkovej, prípadne sklenej matrice, aby sa zaručila ich nízka hmotnosť. [19, 20]

1.4.4 Trup vrtuľníka

Vychádzame z koncepčného návrhu, kde bol trup rozdelený na tri časti – na prednú, strednú a zadnú časť trupu. Konštrukcia prednej časti, pilotnej kabíny, bude koncipovaná rovnakým postupom ako ostatné časti trupu, prostredníctvom tenkostennej škrupinovej konštrukcie vyrobenej z kompozitných materiálov, prevažne s uhlíkovou maticou. V celom rozsahu trupu je z tohoto hľadiska snaha o dosiahnutie veľmi ľahkej konštrukcie celého vrtuľníka tak, aby bol svojimi parametrami zaradený do kategórie určenej predpisom CS – VLR.

Hlavnou funkciou prednej časti trupu, pilotnej kabíny, bude preprava dvoch cestujúcich, ktorí budú sedieť v ergonomických sedadlách zabezpečenými trojbodovými bezpečnostnými pásmi. Kabína bude presklená s jedným veľkým deleným vystuženým čelným sklom, prípadne bude použitý ako materiál plexisklo, a dvomi presklenenými otváracími dverami po oboch stranách. Taktiež sa bude v tejto časti trupu nachádzať malý odkladací batožinový priestor.

V strednej časti bude kladený dôraz na nosnú funkciu draku, pretože v tejto časti trupu budú umiestnené najťažšie a najdôležitejšie komponenty a funkčné súčasti. Z tohoto dôvodu bude nutné uvažovať nad zosilnením konštrukcie za pomoci úprav na kompozitnej škrupine, ktoré zaistia stabilné a bezpečné ukotvenie prednej časti (pilotnej kabíny), zároveň aj ocasného nosníka, teda zadnej časti a všetkých komponentov umiestnených v strednej časti trupu (pohonná jednotka, transmisná sústava, palivová nádrž, a iné).

Zadná časť trupu je zložená z ocasného nosníka, v ktorom je vedený hnací hriadeľ vyrovnávacieho rotora, kýlovej plochy, stabilizátoru letu, vyrovnávacieho rotora s reduktorom otáčok a mechanizmy pre ovládanie uhlu nastavenia rotorových listov.

1.4.5 Pristávacie zariadenie

Pristávacie zariadenie bude konštruované z dvoch rovnakých lyží vyrobených z oceľového prípadne hliníkového materiálu, ktoré zaistia stabilitu pri pristávaní na nerovnom povrchu a zabránia tým prípadnému nechcenému pojazdu na zemi. Pre zabezpečenie lepšej manipulácie na zemi budú lyžiny vybavené pojazdovými kolieskami umiestnenými na lyžinách priamo pod ťažiskom celého vrtuľníka.

2. NÁVRH ZÁKLADNÝCH PARAMETROV

2.1 Štatistický rozbor

Cieľom štatistického rozboru je zhromaždiť čo najviac informácií, údajov a pokladov o vrtuľníkoch rovnakej alebo podobnej hmotnostnej kategórie, ktoré majú blízke významné parametre s návrhom.

Všetky tieto informácie sa napokon spracujú do tabuliek a následne sa hľadajú vzájomné väzby takých parametrov, ktoré vykazujú určitú spoločnú zákonitosť a je možné ich využiť v plnom rozsahu k predbežnému návrhu hlavných rozmerov.

Navrhovaný vrtuľník je možné systematicky zaradiť do kategórie veľmi ľahkých vrtuľníkov danej predpisom CS – VLR s maximálnou vzletovou hmotnosťou do 600 kg viz. pododdiel *1.1.1 Kategória vrtuľníka*. V súčasnej dobe je počet vyrábaných typov tejto kategórie nie veľmi početný, a ak vyberieme z tohoto obmedzeného počtu typov typy vrtuľníkov, ktoré spĺňajú požiadavku dvoch miest v pilotnej kabíne, je celkový počet vrtuľníkov pre štatistický rozbor ešte menší. Tento počet nám nezaručuje, že spracované štatistické údaje budú dostatočne reprezentatívne. Z tohoto dôvodu bol základný súbor moderných vrtuľníkov doplnený o zopár vrtuľníkov starších typov pri zachovaní rovnakej, prípadne podobnej vzletovej hmotnosti, akými sú napríklad Robinson R22 Beta II, RotorWay Exec 162F alebo Guimbal G2 Cabri. Vďaka tomuto riešeniu je možné považovať všetky získané výsledky za reprezentatívnejšie ako v prípade bez ich uvažovania. [8]

Celkový počet vrtuľníkov, ktoré sa podarilo zahrnúť do rozboru sa teda ustálil na počte pätnásť, pri ktorom väčšinu z nich na časovej ose môžeme radiť k tým modernejším. Bohužiaľ však nie u každého typu sú všetky informácie kompletne. Informácie, ktoré chýbajú nebolo možné v dostupnej literatúre získať. Z tohoto dôvodu neboli niektoré časti štatistiky uvedené v plnom rozsahu všetkých typov. Pre predbežný návrh sa však ukázal objem informácií ako dostačujúci. Pri následnom štatistickom rozbere je nutné brať v úvahu, že každý z jednotlivých vrtuľníkov môže byť navrhnutý k iným účelom a konštruovaný z odlišných materiálov, preto je viac než možné, že rozptyl jednotlivých štatistik bude poplatný tomuto faktoru. Súbor všetkých dát spracovaných pre tento štatistický rozbor bol čerpaný z rôznych literárnych zdrojov, z ktorých jedným z najpodstatnejších je odborná literatúra [11].

Z dôvodu spracovania väčšieho množstva údajov, z ktorých vytvorené tabuľky sú veľmi rozsiahle, je pre ich lepšiu čitateľnosť nutné využiť na každú priestor jednej stránky. Preto je na nasledujúcej strane uvedená tabuľka 2.1, ktorá uvádza nazbierané informácie o jednotlivých typoch vrtuľníkov z hľadiska ich základnej charakteristiky. Ostatné doplňujúce tabuľky sú uvedené v prílohe B. Nachádza sa v nich prehľad základných výrobných a prevádzkových, geometrických, hmotnostných a výkonových parametrov jednotlivých strojov. Na zostavenie a usporiadanie všetkých dát do tabuliek nadväzuje definovanie niektorých základných parametrov, ktoré boli zvolené ako tie najlepšie ukazovatele porovnania medzi jednotlivými vrtuľníkmi. Z týchto základných parametrov boli vytvorené závislosti, ktoré sú uvedené v grafoch. Za pomoci matematickej funkcie spojnice trendu (použitý typ: lineárna závislosť) a prostredníctvom vyčíslenia z rovnice tohoto trendu u jednotlivých grafov bolo možné určiť hodnoty jednotlivých záujmových parametrov, s ktorými sa ďalej pracovalo pri určovaní dôležitých parametrov návrhu.

Tabuľka 2.1: Štatistický rozbor: Základné výrobné parametre

Základné výrobné parametre						
Typ vrtuľníku	Výrobca	Krajina pôvodu	Počet miest	Začiatok vývoja	Prvý vzlet	
Robinson R22 Beta II	Robinson helicopter company	USA-Spojené štáty americké	2	1973	1975	
RotorWay Exec 162F	Rotorway International	USA-Spojené štáty americké	2	1967	-	
ASII Ultraspot 496 RT	American Sportscopter International INC	USA-Spojené štáty americké	2	1993	1995	
Gumbal G2 Cabri	Helicopteres Gumbal SA	FR-Francúzsko	2	1980	1992	
Masquito M80	Masquito aircraft n.v.	BE-Belgicko	2	1994	1996	
Brantly B-2B	Brantly International INC	USA-Spojené štáty americké	2	-	1953	
Helispot CH-7 Kompress	CH-7 Helispot SRL	IT-Taliansko	2	1989	-	
DFH Dragon 334	DF Helicopters SRL	IT-Taliansko	2	1990	1991	
Aerocopter AK1-3	Aerocopter LTD	UA-Ukrajina	2	2002	-	
Swisscopter Swisscopter	Swisscopter SA	CH-Švajčiarsko	2	1998	2002	
Helowerks HX-1 Wasp	Helowerks HX-1 Wasp	USA-Spojené štáty americké	2	2006	-	
Aviotecnica ES-101 Raven	Aviotecnica	IT-Taliansko	2	2001	-	
Hillberg EH 1-02 Tandemmouse	Hillberg Helicopters	USA-Spojené štáty americké	2	1990	1992	
Voyager-500	Revolution Helicopter	USA-Spojené štáty americké	2	-	1998	
Dynali H2	Dynali helicopter company	BE-Belgicko	2	-	2001	

K zostaveniu základných grafických závislostí boli hľadané také charakteristiky, ktoré umožnia alebo prinajmenšom poslúžia k návrhu základných parametrov, predovšetkým vzletovej hmotnosti a následne hlavných rozmerov nosného a vyrovnávacieho rotora. V jednotlivých grafických závislostiach sa vyskytujú pomerné hodnoty parametrov **q** a **p**, ktoré sú definované nasledovne vzťahmi (2.01) a (2.02).

$$q = \frac{m_{VZL}}{N_M} [kg/kW] \quad (2.01)$$

kde: q [kg/kW] výkonové zaťaženie
 m_{VZL} [kg] vzletová hmotnosť
 N_M [kW] výkon motora

$$p = \frac{m_{VZL}}{S} [kg/m^2] \quad (2.02)$$

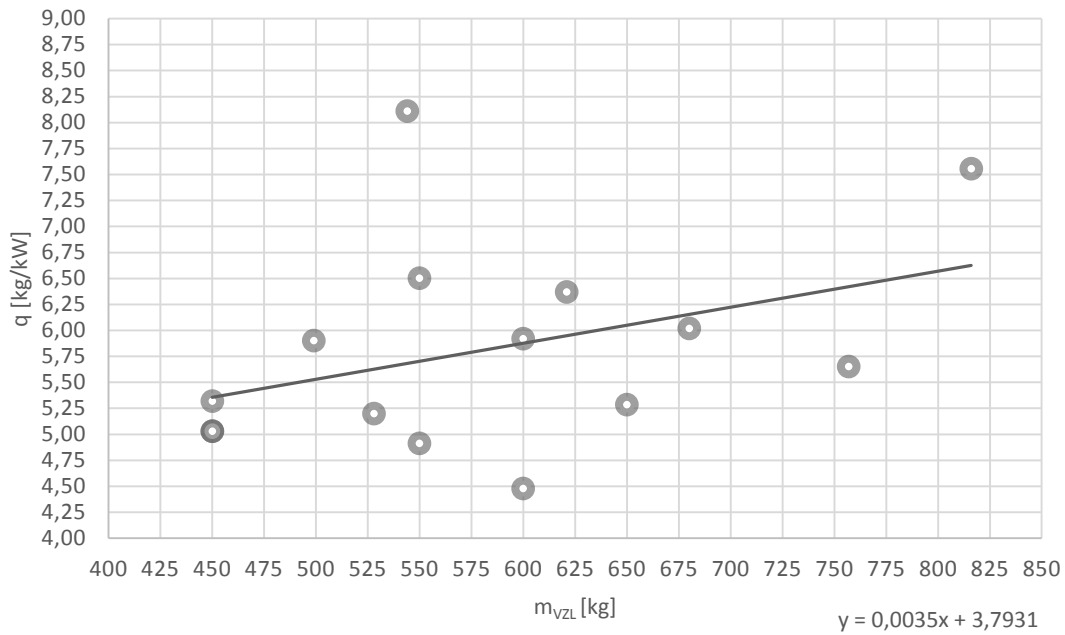
kde: p [kg/m²] plošné zaťaženie
 S [m²] plocha rotorového disku

S využitím hore definovaných pomerných parametrov q a p sa napokon zostavil komplexný parameter vyjadrený ako $q\sqrt{p}$, ktorý je zvyčajne pri predbežnom návrhu vrtuľníkov veľmi široko používaný. Celkovo bolo zostavených niekoľko grafických závislostí, z ktorých však nemajú všetky príslušnú vypovedajúcu hodnotu, čo sa prejaví väčším rozptylom štatisticky vyhodnocovaných bodov, teda veľkým koeficientom korelácie, ktorý určuje mieru tesnosti vo vzťahu k preloženej priamke. Využitie získaných závislostí je v týchto prípadoch z hľadiska štatistických zákonov neopodstatnené. Z tohoto dôvodu nebudú uvedené všetky závislosti všetkých parametrov, ale budú uvedené len tie, ktoré majú požadovanú vypovedajúcu hodnotu alebo je z nich dobre čitateľná a vyčísľiteľná rovnica priamky spojnice trendu vyhodnocovanej funkcie. Preložená priamka alebo krivka nie je ako matematický vzťah použitá k žiadnemu automatizovanému odhadu základných parametrov. Voľba týchto parametrov sa realizuje vždy tak, aby sa zvolená hodnota vždy nachádzala niekde vo vnútri tohoto poľa. Pokiaľ by sa niektoré parametre blížili k okraju vymedzenej oblasti, sú tieto parametre uvažované z hľadiska danej potreby, ako napríklad vyššou požiadavkou na rýchlosť, alebo dolet a mnohé iné, v porovnaní s vrtuľníkmi, ktoré boli zaradené do štatistického súboru.

Prehľad spracovaných grafických závislostí:

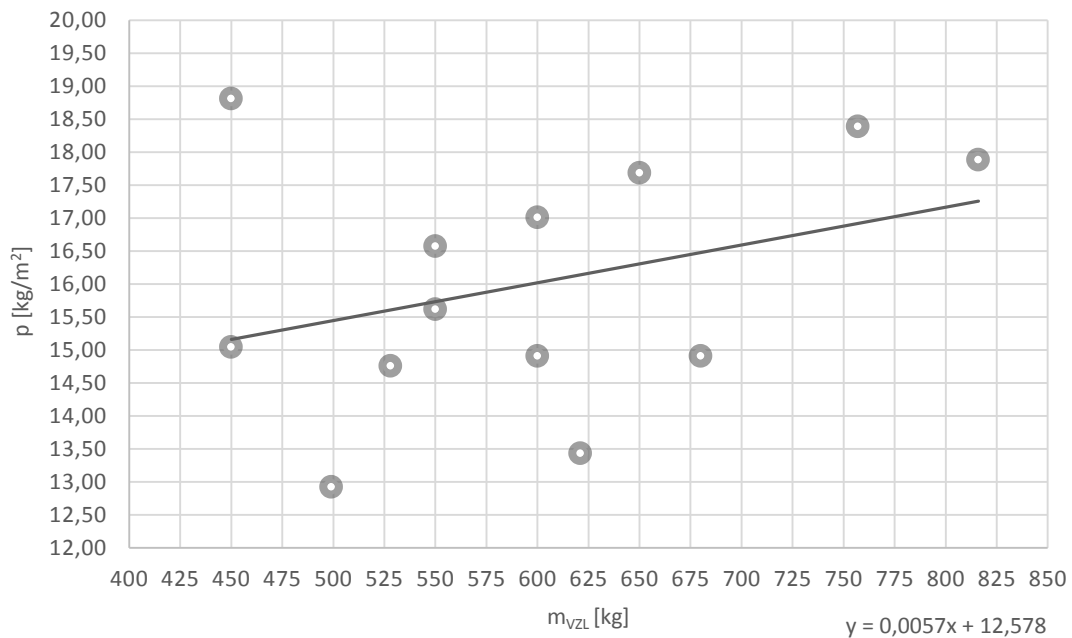
- Graf 2.1: Závislosť výkonového zaťaženia q na vzletovej hmotnosti m_{VZL}
- Graf 2.2: Závislosť plošného zaťaženia disku p na vzletovej hmotnosti m_{VZL}
- Graf 2.3: Závislosť plošného zaťaženia disku p na výkonovom zaťažení q
- Graf 2.4: Závislosť vzletovej hmotnosti m_{VZL} na hmotnostnom zaťažení m_Z
- Graf 2.5: Závislosť vzletovej hmotnosti m_{VZL} na komplexnom parametre $q\sqrt{p}$
- Graf 2.6: Závislosť komplexného parametra $q\sqrt{p}$ na výkone motora N_M

Závislosť výkonového zaťaženia q na vzletovej hmotnosti m_{VZL}



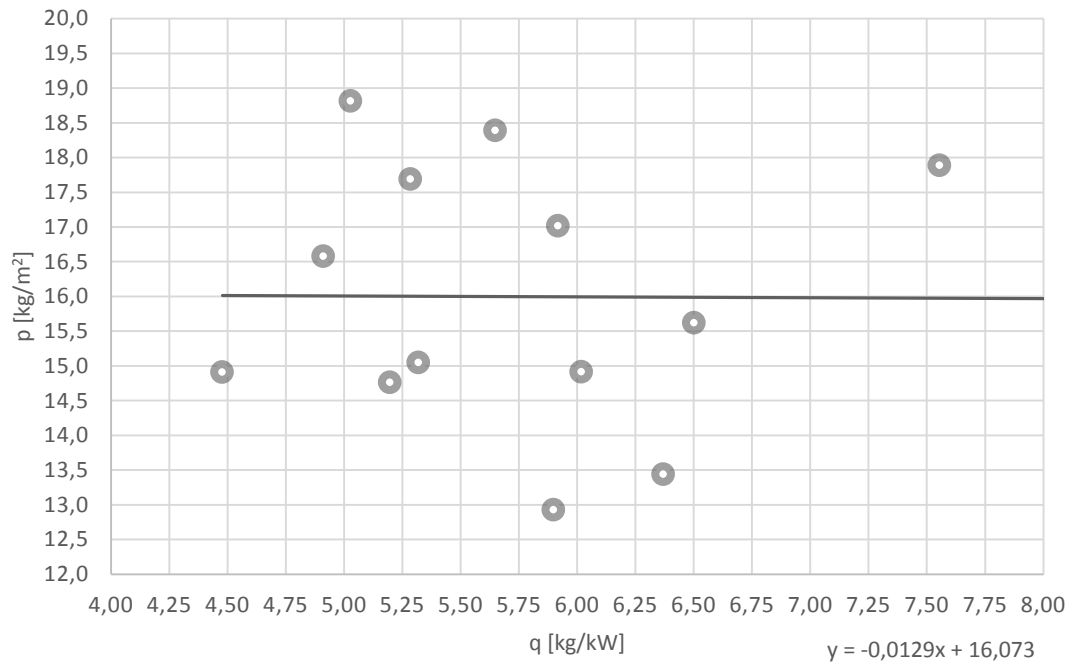
Graf 2.1: Závislosť výkonového zaťaženia q na vzletovej hmotnosti m_{VZL}

Závislosť plošného zaťaženia disku p na vzletovej hmotnosti m_{VZL}



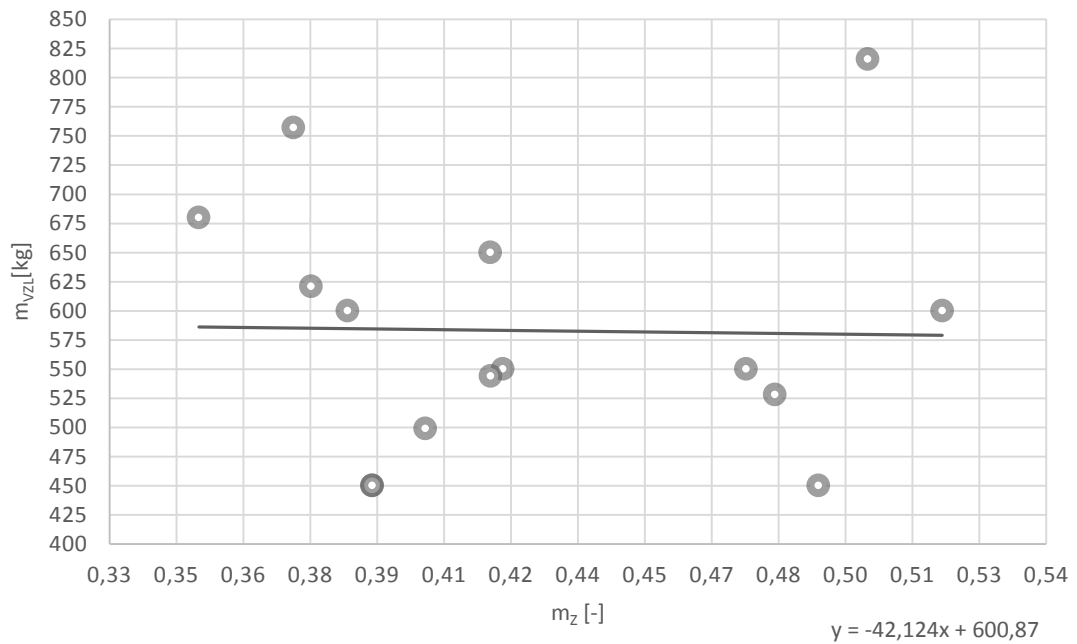
Graf 2.2: Závislosť plošného zaťaženia disku p na vzletovej hmotnosti m_{VZL}

Závislosť plošného zaťaženia disku p na výkonovom zaťažení q



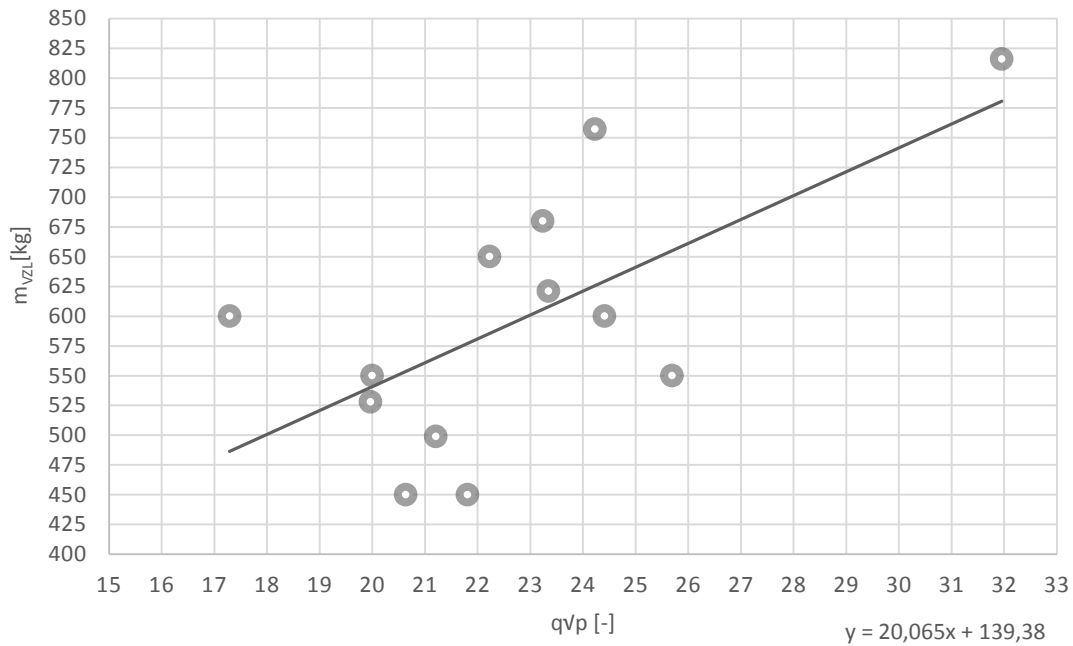
Graf 2.3: Závislosť plošného zaťaženia disku p na výkonovom zaťažení q

Závislosť vzletovej hmotnosti m_{vZL} na hmotnostnom zaťažení m_Z



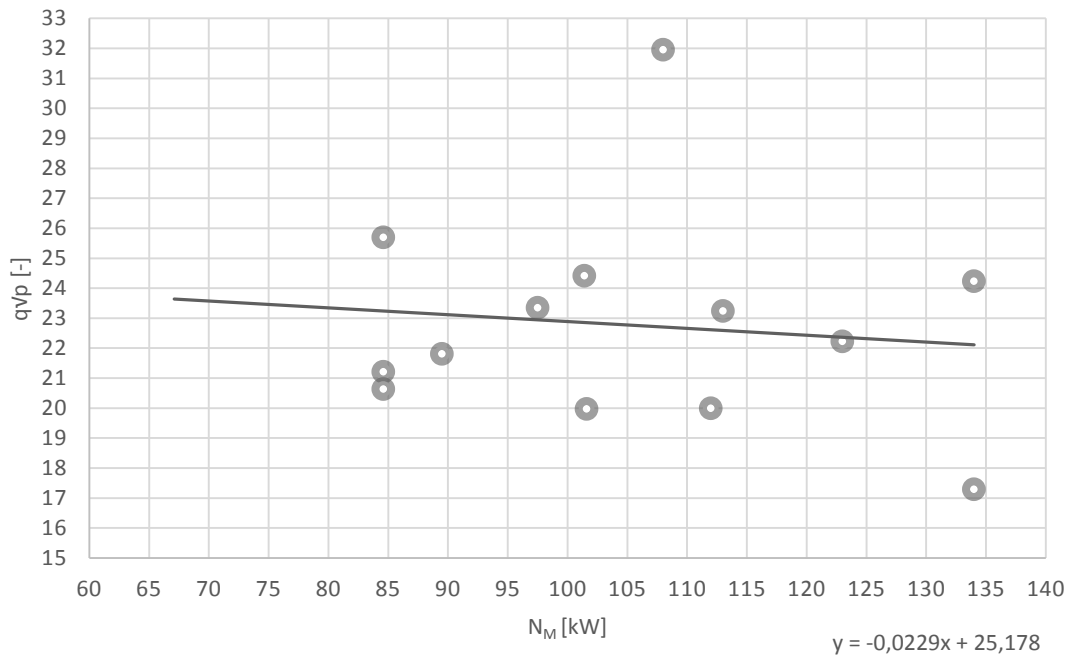
Graf 2.4: Závislosť vzletovej hmotnosti m_{vZL} na hmotnostnom zaťažení m_z

Závislosť vzletovej hmotnosti m_{VZL} na komplexnom parametre $q\sqrt{p}$



Graf 2.5: Závislosť vzletovej hmotnosti m_{VZL} na komplexnom parametre $q\sqrt{p}$

Závislosť komplexného parametra $q\sqrt{p}$ na výkone motora N_M



Graf 2.6: Závislosť komplexného parametra $q\sqrt{p}$ na výkone motora N_M

2.2 Voľba pohonnej jednotky

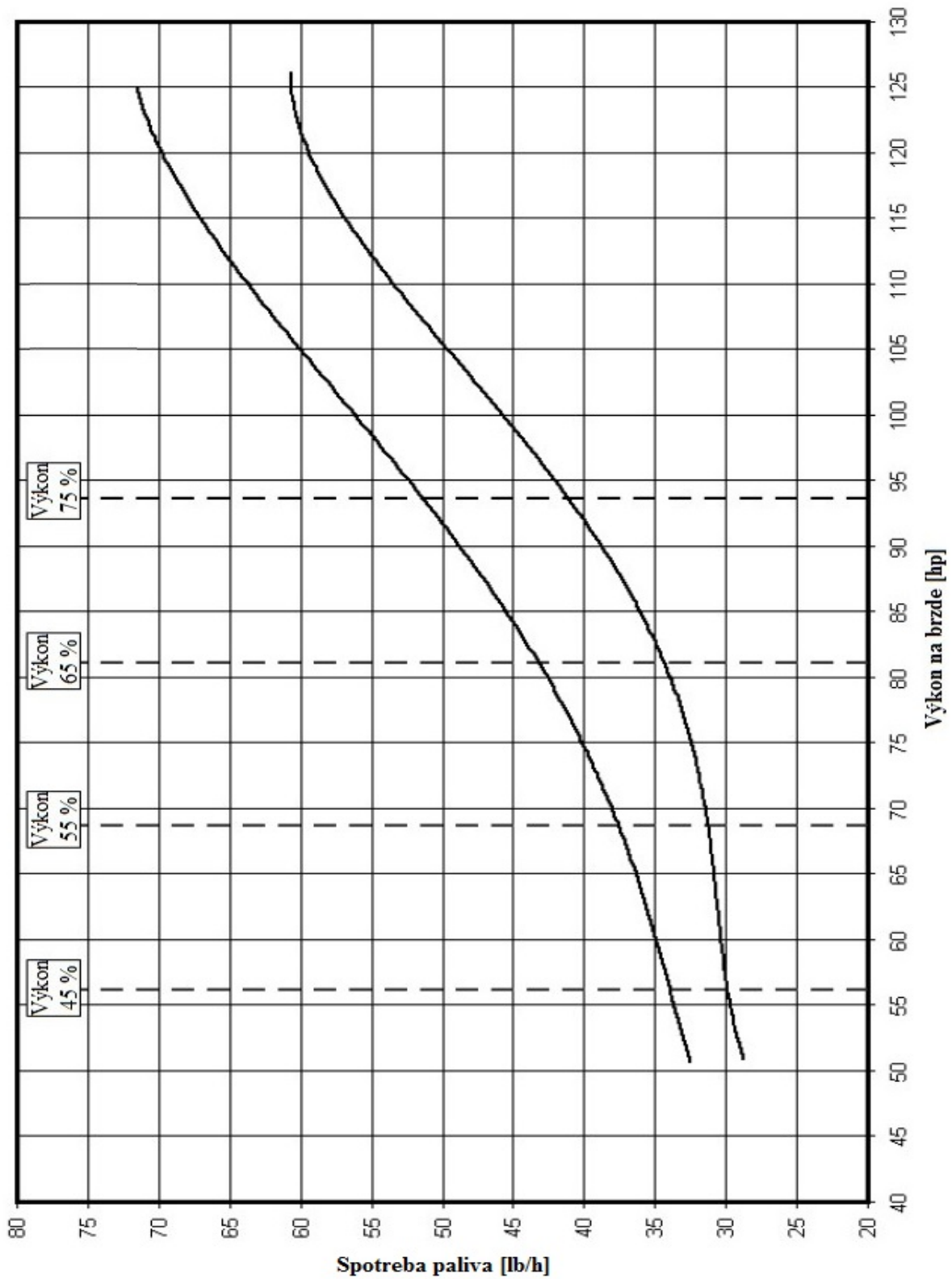
Pri voľbe typu pohonnej jednotky – motora do navrhovaného malého dvojmiestneho vrtuľníka sa vychádzalo z niekoľkých predpokladov, ktoré boli intuitívne vyvedené z parametrov už inštalovaných typov motorov u typovo podobných vrtuľníkov. Všetky tieto parametre sú uvedené v tabuľkách štatistického rozboru v prílohe B.

Jedným z parametrov je obmedzenie maximálneho výkonu motora na maximálnu hodnotu 110 kW. Ďalším parametrom z hľadiska požiadavku na dosiahnutie nižšej hmotnosti je obmedzenie suchej hmotnosti samotného motora do 120 kg. Pri výbere bolo prihliadnuté aj k parametrom, ktoré môžu ovplyvniť prípadné použitie a aplikáciu motora, ako napríklad usporiadanie valcov vo vnútri motora a samozrejme nie menej dôležitý fakt a to, či je daný motor dvojdobý alebo štvordobý. Dvojdobé motory majú sice na rozdiel od štvordobých pri rovnakých otáčkach vyšší merný výkon, ktorý je daný dvojnásobným počtom pracovných cyklov na jednu otáčku, ale majú taktiež nižšiu účinnosť, ktorá je ovplyvnená skrátením expanzie alebo kompresie plynov tak, aby došlo k výmene paliva a výfukových plynov v pracovnej časti valca. Dvojdobé motory sú dnes na ústupe pre ich nižšiu účinnosť a pre spôsobované znečistenie, ktoré je zapríčinené prímесou nespáleného paliva v spalínach.

Pre dané konkrétne zameranie a použitie na základe splňajúcich požiadaviek bol ako pohonná jednotka vybraný štvordobý motor Continental IOF-240-B od firmy Teledyne Continental Motors, Inc [7]. Potrebne údaje o tomto type motora sú uvedené v tabuľke 2.2 a dôležité grafické závislosti na obrázku 2.1 a 2.2. Všetky údaje boli prevzaté z Manuálu údržby a opráv pre konkrétny typ motora Continental. Výber pohonnej jednotky a jeho zástavba podlieha požiadavkám predpisu CS – VLR.901 a CS – VLR.903, podľa ktorých sa riadi. [8]

Tabuľka 2.2: Parametre pohonnej jednotky

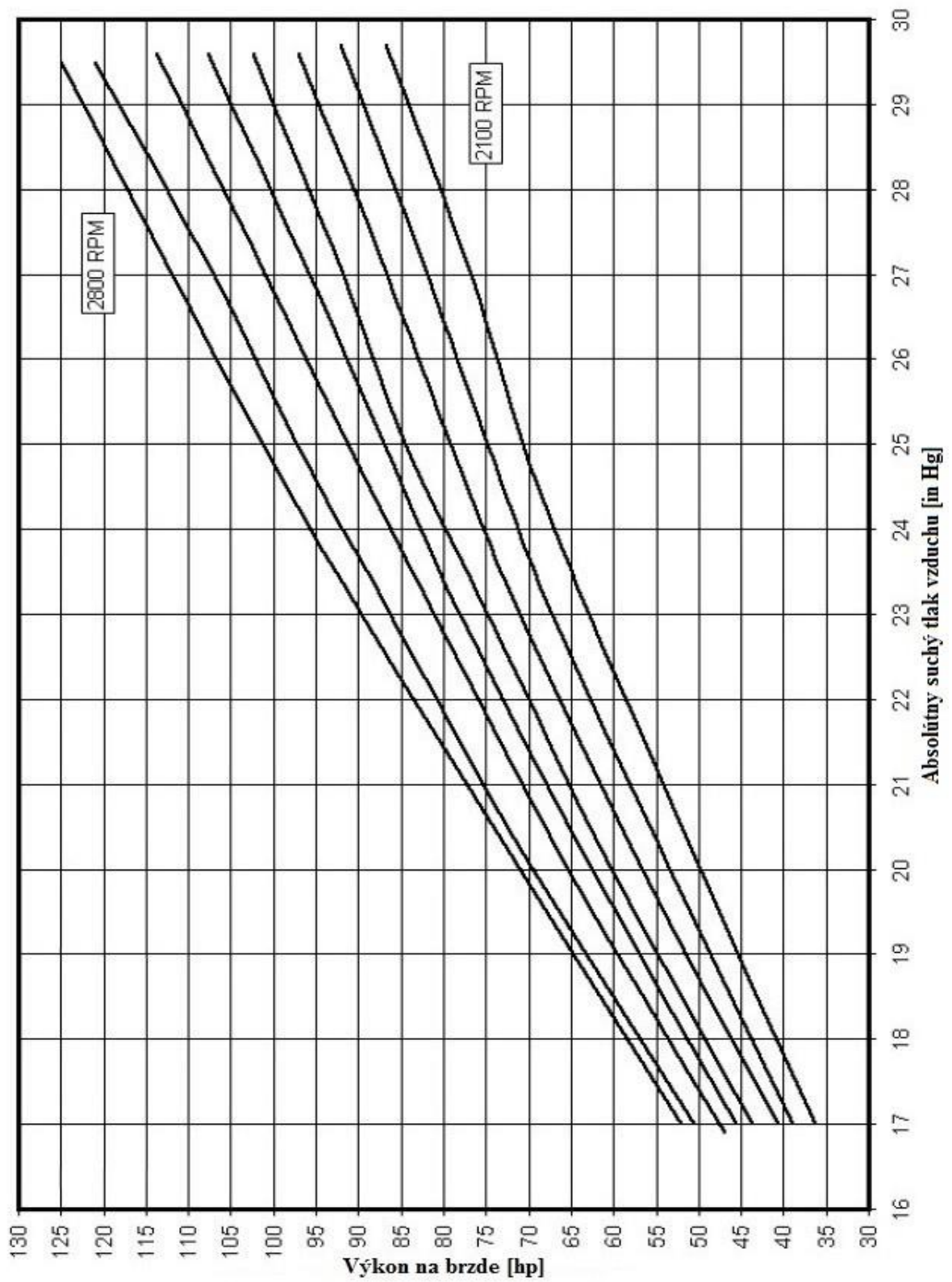
Pohonná jednotka	
Názov	Continental [®] Aircraft Engine
Model	IOF-240-B
Výrobca	Teledyne Continental Motors, Inc
Usporiadanie	plochý
Počet valcov [ks]	4
Zdvihový objem [cm ³]	3933 (240 cu. in)
Kompresný pomer [–]	8,5:1
Suchá hmotnosť [kg]	115,8 (255 lb)
Maximálne otáčky [ot/min]	2800
Výkon: Max. vzletový [kW]	93,2 (125 hp)
Výkon: Cestovný režim (75%) [kW]	70,1 (94 hp)



Obrázok 2.1: Závislosť výkonu motora na spotrebe paliva [7]

Prevod jednotiek k obrázku 2.1

kde: 1 [hp] = 0,746 [kW]
 1 [lb/h] = 0,454 [kg/h]



Obrázok 2.2: Závislosť absolútneho tlaku vzduchu na výkone motora [7]

Prevod jednotiek k obrázku 2.2

kde: 1 [hp] = 0,746 [kW]
 1 [in Hg] = 3386,389 [Pa] pri T = 0 [°C]

2.3 Návrh hlavných parametrov

Z podkapitoly 1.2 *Požiadavky na vrtuľník* vyplýva, že vzletová hmotnosť by sa mala pohybovať v intervale $550 \div 600$ kg, pričom hodnota $m_Z = 600$ kg je udávaná ako hraničná hodnota. Podľa predpisu CS – VLR.1 ide o maximálnu vzletovú hmotnosť, ktorá nesmie byť za žiadnych podmienok prekročená. Tento intervalový odhad je zároveň v súlade s približnými hodnotami hmotností vrtuľníkov podobnej kategórie. Návrh hodnoty hmotnosti, ktorá predstavuje jeden z najdôležitejších parametrov pri celom návrhu, je realizovaný v súlade s metodikou uvedenou v literatúre [4] a kontrolovaný pomocou výsledkov štatistického rozboru, a mal by sa preto v tomto intervale nachádzať. Takýto postup je realizovaný pri väčšine určovaných parametrov, ktoré bolo možné podľa už zmienenej metodiky vypočítať, prípadne využiť hodnoty štatistiky. Vzhľadom k tomu, že ide o predbežnú časť návrhu, je potrebné počítať s tým, že sa jednotlivé parametre budú v priebehu meniť a bude nutné ich upravovať podľa vhodnosti k danému návrhu.

2.3.1 Množstvo pohonných hmôt

Pre odhad množstva pohonných hmôt, teda paliva potrebného pre inštalovaný výkon z literárnych zdrojov [4] vyplýva, že pre kategóriu malých a ľahkých vrtuľníkov s piestovým motorom je priemerná spotreba udávaná mernou spotrebou paliva c_E , ktorá má pre tento prípad hodnotu $c_E = 0,226$ kg/kW·h. S uvážením inštalovaného maximálneho výkonu motora s hodnotou $N_M = 93,2$ kW (vo výpočte použitá hodnota v jednotkách hp) a predpokladanej maximálnej dobe letu $t_L = 2$ h je priemerná cestovná rýchlosť približne $v_{CEST} = 150$ km/h, čo odpovedá doletu $R_L = 300$ km. Priemerná cestovná rýchlosť v_{CEST} je v tomto prípade uvedená ako optimistická, v skutočnosti bude jej hodnota o niečo menšia. Množstvo paliva označované ako m_{PAL} bolo určené pre dané parametre podľa vzťahu (2.03) v dvoch variáciách výkonu, pre 100 % a 75 %.

- Výpočet pre 100 % výkonu (125 hp)

$$\begin{aligned} m_{PAL} &= c_E \cdot N_M \cdot t_L [kg] & (2.03) \\ m_{PAL} &= 0,226 \cdot 125 \cdot 2 [kg] \\ m_{PAL} &= 56,20 [kg] \end{aligned}$$

kde: m_{PAL} [kg] hmotnosť paliva
 c_E [kg/kW·h] merná spotreba paliva
 t_L [h] doba trvania letu

- Výpočet pre 75 % výkonu (94 hp)

$$\begin{aligned} m_{PAL} &= c_E \cdot N_M \cdot t_L [kg] \\ m_{PAL} &= 0,226 \cdot 94 \cdot 2 [kg] \\ m_{PAL} &= 42,50 [kg] \end{aligned}$$

Pre určenie celkovej hodnoty hmotnosti paliva bola uvažovaná hmotnosť paliva z výpočtu pri 100 % výkone motora. V súvislosti s touto voľbou pre zabezpečenie bezpečnostnej zásoby paliva, bolo k vypočítanej hmotnosti paliva pripočítaných ešte 5 % určených z tejto hodnoty. Množstvo paliva je teda vyjadrené vzťahom (2.04). Táto konečná hmotnosť paliva zároveň v sebe zahŕňa hmotnosť nevyčerpatel'ného množstva, čo je v súlade s predpisom CS – VLR.29.

$$\begin{aligned}
 m_{PAL} &= m_{PAL} + 0,05 \cdot m_{PAL} [kg] & (2.04) \\
 m_{PAL} &= 56,20 + (0,05 \cdot 56,20) [kg] \\
 m_{PAL} &= 59,01 [kg]
 \end{aligned}$$

2.3.2 Užitočné zaťaženie

Užitočné zaťaženie označované ako $m_{UŽ}$ je dané súčtom hmotnosti paliva m_{PAL} , hmotnosti posádky m_{POS} a hmotnosti batožiny m_{BAT} . Použité bočné výpočty hmotnosti jednotlivých členov posádky určené vzťahom (2.06) a batožiny určené vzťahom (2.07) sú stanovené v súlade s predpisom pre danú kategóriu vrtuľníka a to CS – VLR.25. Hodnota zaťaženia bola určená podľa vzťahu (2.05).

$$\begin{aligned}
 m_{UŽ} &= m_{PAL} + m_{POS} + m_{BAT} [kg] & (2.05) \\
 m_{UŽ} &= 59,01 + 180 + 10 [kg] \\
 m_{UŽ} &= 249,01 [kg] \\
 m_{UŽ} &\cong 249 [kg]
 \end{aligned}$$

kde: $m_{UŽ}$ [kg] užitočná hmotnosť
 m_{POS} [kg] hmotnosť posádky
 m_{BAT} [kg] hmotnosť batožiny

$$m_{POS} = 2 \cdot 90 = 180 [kg] \quad (2.06)$$

$$m_{BAT} = 2 \cdot 5 = 10 [kg] \quad (2.07)$$

2.3.3 Pomer hmotnostného zaťaženia

Pomer hmotnostného zaťaženia m_Z vyjadruje pomer užitočnej hmotnosti k vzletovej. Je významným parametrom, ktorý slúži k určení celkovej hmotnosti. Voľba tohoto parametra je realizovaná v súlade s informáciami a údajmi danej hmotnostnej kategórie. Podľa týchto informácií, ktoré vyplývajú z vykonaného štatistického rozboru, sa tento pomer pohybuje v intervale $m_Z = 0,35 \div 0,52$, ako je možné vidieť aj v priloženej tabuľke 2.3.

Tabuľka 2.3: Hmotnostné zaťaženie vrtuľníkov

Hmotnostné zaťaženie			
Typ vrtuľníku	Užitočná hmotnosť [kg]	Vzletová hmotnosť [kg]	m_Z [-]
Robinson R22 Beta II	233	621	0,38
RotorWay Exec 162F	238	680	0,35
ASII Ultraspport 496 RT	200	499	0,40
Guimbal G2 Cabri	230	550	0,42
Masquito M80	220	450	0,49
Brantly B-2B	281	757	0,37
Helisport CH-7 Kompress	175	450	0,39
DFH Dragon 334	260	550	0,47
Aerocopter AK1-3	270	650	0,42
Swisscopter Swisscopter	310	600	0,52
Helowerks HX-1 Wasp	226	544	0,42
Aviotecnica ES-101 Raven	175	450	0,39
Hillberg EH 1-02 Tandemmouse	408	816	0,50
Voyager-500	253	528	0,48
Dynali H2	230	600	0,38
Priemerná hodnota m_Z			0,42

Podľa vykonaného aritmetického priemeru s uvážením všetkých typov vrtuľníkov vyplýva hodnota hmotnostného zaťaženia $m_Z = 0,42$. Hmotnostné zaťaženie je pre výpočet dané vzťahom (2.08). V tomto uvažovanom prípade s využitím výsledku štatistického rozboru bola pre ďalšie výpočty vychádzajúce z tohoto parametra zvolená hodnota $m_Z = 0,42$.

$$m_Z = \frac{m_{U\check{z}}}{m_{VZL}} [-] \quad (2.08)$$

$$m_Z = 0,42 [-]$$

kde: $m_Z [-]$ hmotnostné zaťaženie

2.3.4 Vzletová hmotnosť

Stanovenie odhadu vzletovej hmotnosti, tak ako už bolo povedané v podkapitole 2.3 *Návrh hlavných rozmerov*, bol prevedený na základe odbornej metodiky a teda realizovaný podľa vzťahu (2.09).

$$m_{VZL} = \frac{m_{U\check{z}}}{m_Z} [kg] \quad (2.09)$$

$$m_{VZL} = \frac{249}{0,42} [kg]$$

$$m_{VZL} = 592,86 [kg]$$

$$m_{VZL} \cong 593 [kg]$$

Vypočítaná hodnota vzletovej hmotnosti spadá do definovaného intervalu $550 \div 600$ kg, následne bol realizovaný ďalší výpočet, slúžiaci k získaniu hodnoty výpočtom inou cestou, a to pomocou spracovaných štatistických dát a jednotlivých grafických závislostí, konkrétne z grafickej závislosti:

- Z grafu 2.4 definovaného pre hmotnostné zaťaženie $m_Z = 0,42$ určíme vzletovú hmotnosť m_{VZL} podľa rovnice priamky tohto grafu vzťahom (2.10)

$$m_{VZL} = (-42,124 \cdot m_Z) + 600,87 [kg] \quad (2.10)$$

$$m_{VZL} = (-42,124 \cdot 0,42) + 600,87 [kg]$$

$$m_{VZL} = 583,18 [kg]$$

$$m_{VZL} \cong 583 [kg]$$

- Z grafu 2.6 definovaného pre výkon motora $N_M = 93,2$ kW určíme hodnotu komplexného parametra $q\sqrt{p}$ pomocou vzťahu (2.11), ktorú následne využijeme a z grafu 2.5 definovaného pre už získaný komplexný parameter $q\sqrt{p}$ určíme vzletovú hmotnosť m_{VZL} podľa rovnice priamky tohto grafu vzťahom (2.12)

$$q\sqrt{p} = (-0,0229 \cdot N_M) + 25,178 [-] \quad (2.11)$$

$$q\sqrt{p} = (-0,0229 \cdot 93,20) + 25,178 [-]$$

$$q\sqrt{p} = 23,04 [-]$$

kde: $q\sqrt{p} [-]$ komplexný parameter

$$\begin{aligned}
m_{VZL} &= (20,065 \cdot q\sqrt{p}) + 139,38 \text{ [kg]} & (2.12) \\
m_{VZL} &= (20,065 \cdot 23,04) + 139,38 \text{ [kg]} \\
m_{VZL} &= 601,68 \text{ [kg]} \\
m_{VZL} &\cong 602 \text{ [kg]}
\end{aligned}$$

Na základe posúdenia jednotlivých výsledkov, ktoré boli dosiahnuté rozdielnymi cestami bola zvolená pre ďalšie výpočty uvažovaná vzletová hmotnosť $m_{VZL} = 590$ kg.

2.3.5 Zat'azenie pohonnej jednotky – výkonové zat'azenie

Keďže v predchádzajúcom pododdiel 2.3.4 *Vzletová hmotnosť* bola určená vzletová hmotnosť, je možné definovať vďaka inštalovanému výkonu motora $N_M = 93,2$ kW výkonové zat'azenie pohonnej jednotky q podľa vzťahu (2.13).

$$\begin{aligned}
q &= \frac{m_{VZL}}{N_M} \text{ [kg/kW]} & (2.13) \\
q &= \frac{590}{93,2} \text{ [kg/kW]} \\
q &\cong 6,33 \text{ [kg/kW]}
\end{aligned}$$

Aj v tomto prípade určenia zat'azenia pohonnej jednotky bol realizovaný ďalší výpočet, slúžiaci k získaniu hodnoty výpočtom inou cestou, a to pomocou spracovaných štatistických dát a jednotlivých grafických závislostí a to konkrétne z grafickej závislosti:

- Z grafu 2.1 definovaného pre vzletovú hmotnosť $m_{VZL} = 590$ kg určíme výkonové zat'azenie q podľa rovnice priamky tohto grafu vzťahom (2.14)

$$\begin{aligned}
q &= (0,0035 \cdot m_{VZL}) + 3,7931 \text{ [kg/kW]} & (2.14) \\
q &= (0,0035 \cdot 590) + 3,7931 \text{ [kg/kW]} \\
q &\cong 5,86 \text{ [kg/kW]}
\end{aligned}$$

Na základe posúdenia jednotlivých výsledkov, ktoré boli dosiahnuté rozdielnymi cestami bolo zistené, že obe hodnoty sú v intervale hodnôt, ktoré vyplývajú zo štatistického súboru dát, a preto bolo zvolené pre ďalšie výpočty menšie uvažované výkonové zat'azenie pohonnej jednotky $q = 5,86$ kg/kW.

2.3.6 Zat'azenie rotorového disku – plošné zat'azenie

Pre získanie hodnoty plošného zat'azenia p bol využitý spracovaný štatistický súbor dát, respektíve hodnoty boli získané z jednotlivých grafických závislostí a to konkrétne z grafickej závislosti:

- Z grafu 2.2 definovaného pre vzletovú hmotnosť $m_{VZL} = 590$ kg určíme plošné zat'azenie p podľa rovnice priamky tohto grafu vzťahom (2.15)

$$\begin{aligned}
p &= (0,0057 \cdot m_{VZL}) + 12,578 \text{ [kg/m}^2\text{]} & (2.15) \\
p &= (0,0057 \cdot 590) + 12,578 \text{ [kg/m}^2\text{]}
\end{aligned}$$

$$p \cong 15,94 \text{ [kg/m}^2\text{]}$$

- Z grafu 2.3 definovaného pre vzletovú hmotnosť $m_{VZL} = 590 \text{ kg}$ určíme plošné zaťaženie p podľa rovnice priamky tohto grafu vzťahom (2.16)

$$p = (-0,0129 \cdot q) + 16,073 \text{ [kg/m}^2\text{]} \quad (2.16)$$

$$p = (-0,0129 \cdot 5,86) + 16,073 \text{ [kg/m}^2\text{]}$$

$$p \cong 16 \text{ [kg/m}^2\text{]}$$

Plošné zaťaženie rotorového disku sa podľa zozbieraných štatistických dát pohybuje v intervale $p = 12,9 \div 18,8 \text{ kg/m}^2$ a jeho priemerná hodnota má hodnotu $p = 16 \text{ kg/m}^2$. Táto hodnota je vo veľmi dobrom súlade s hodnotou získanou výpočtami zo štatisticky spracovaných grafických závislostí, ktorá sa pohybuje na úrovni $p = 15,9 \div 16 \text{ kg/m}^2$. Ak by sme ponechali výsledok $p = 16 \text{ kg/m}^2$, bol by zhodný s už zmieneným výsledkom štatistického rozboru dát. Vyššie hodnoty plošného zaťaženia pri danej vzletovej hmotnosti vedú k menšiemu priemeru nosného rotora, jeho vyšším otáčkam a následne k veľmi nepriaznivému namáhaniu rotorových listov. Z tohoto dôvodu bola pre ďalšie výpočty v prvom priblížení zvolená hodnota plošného zaťaženia rotorového disku $p = 13 \text{ kg/m}^2$.

2.3.7 Plocha rotorového disku

Plocha disku S bola stanovená z uvážením vzťahu plošného zaťaženia rotorového disku (2.02) úpravou na vzťah (2.17).

$$p = \frac{m_{VZL}}{S} \text{ [kg/m}^2\text{]} \quad (2.02)$$

$$S = \frac{m_{VZL}}{p} \text{ [m}^2\text{]} \quad (2.17)$$

$$S = \frac{590}{13} \text{ [m}^2\text{]}$$

$$S \cong 45,39 \text{ [m}^2\text{]}$$

2.3.8 Priemer nosného rotora

Priemer nosného rotora D_{NR} bol stanovený s uvážením predchádzajúcej vypočítanej hodnoty plochy rotorového disku S a to podľa vzťahu (2.18).

$$D_{NR} = \sqrt{\frac{4 \cdot S}{\pi}} \text{ [m]} \quad (2.18)$$

$$D_{NR} = \sqrt{\frac{4 \cdot 45,39}{\pi}} \text{ [m]}$$

$$D_{NR} \cong 7,60 \text{ [m]}$$

kde: D_{NR} [m] priemer nosného rotora
 π [-] Rudolfovo číslo

2.3.9 Otáčky nosného rotora

Pre výpočet otáčok nosného rotora bolo nutné poznať hodnotu obvodovej rýchlosti rotora. Rýchlosť bola preto zvolená na základe skúseností a pomocou literárnych podkladov [4]. V tomto prípade bude hodnota obvodovej rýchlosti nosného rotora $v_{NR} = 180$ m/s. Následne boli otáčky nosného rotora stanovené úpravou z vychádzajúceho základného vzťahu (2.19).

$$v_{NR} = R_{NR} \cdot \omega_{NR} [m/s] \quad (2.19)$$

$$v_{NR} = R_{NR} \cdot (2 \cdot \pi \cdot n_{NR}) [m/s]$$

$$n_{NR} = \frac{v_{NR}}{R_{NR} \cdot 2 \cdot \pi} [s^{-1}]$$

$$n_{NR} = \frac{180}{3,80 \cdot 2 \cdot \pi} [ot/s]$$

$$n_{NR} \cong 7,54 [ot/s]$$

$$n_{NR} \cong 452,34 [ot/min]$$

kde: R_{NR} [m] polomer nosného rotora
 v_{NR} [m/s] obvodová rýchlosť nosného rotora
 ω_{NR} [rad/s] uhlová rýchlosť otáčania nosného rotora
 n_{NR} [ot/min] otáčky nosného rotora

2.3.10 Kontrola na Machovo číslo

Pri kontrole na Machovo číslo vychádzame z určených hodnôt maximálnej letovej rýchlosti $v_{MAX} = 180$ km/h, z ktorej môžeme určiť cestovnú rýchlosť podľa predpokladu vzťahom (2.20).

$$v_{CEST} = \frac{3}{4} \cdot v_{MAX} [km/h] \quad (2.20)$$

$$v_{CEST} = \frac{3}{4} \cdot 180 [km/h]$$

$$v_{CEST} = 135 [km/h]$$

$$v_{CEST} \cong 37,50 [m/s]$$

kde: v_{CEST} [km/h] cestovná rýchlosť letu
 v_{MAX} [km/h] maximálna rýchlosť letu

Následne bola určená hodnota Machovho čísla podľa vzťahu (2.21).

$$M = \frac{v_{NR} + v_{CEST}}{a_z} [-] \quad (2.21)$$

$$M = \frac{180 + 37,50}{340} [-]$$

$$M \cong 0,64 [-]$$

kde: M [-] Machovo číslo
 a_z [m/s] rýchlosť zvuku, $a_z = 340$ [m/s] pre $H = 0$ [m]

Vypočítaná hodnota Machovho čísla pre daný cestovný režim letu vyhovuje.

2.3.11 Súčiniteľ ťahu a indukovaná rýchlosť

S využitím už vypočítaných a známych parametrov boli ďalej stanovené základné hodnoty pre súčiniteľ ťahu c_T podľa vzťahu (2.22) a indukovaná rýchlosť v_I podľa vzťahu (2.23).

$$c_T = \frac{2 \cdot m_{VZL} \cdot g}{\rho \cdot S \cdot v_{MAX}^2} [-] \quad (2.22)$$

$$c_T = \frac{2 \cdot 590 \cdot 9,80665}{1,225 \cdot 45,39 \cdot 180^2} [-]$$

$$c_T \cong 0,0064 [-]$$

kde: $c_T [-]$ súčiniteľ ťahu
 $g [m/s^2]$ gravitačné zrýchlenie, $g = 9,80665 [m/s^2]$ pre $H = 0 [m]$
 $\rho [kg/m^3]$ hustota vzduchu, $\rho = 1,225 [kg/m^3]$ pre $H = 0 [m]$

$$v_I = \frac{1}{2} \cdot R_{NR} \cdot \omega_{NR} \cdot \sqrt{c_T} [m/s] \quad (2.23)$$

$$v_I = \frac{1}{2} \cdot 3,80 \cdot 47,37 \cdot \sqrt{0,0064} [m/s]$$

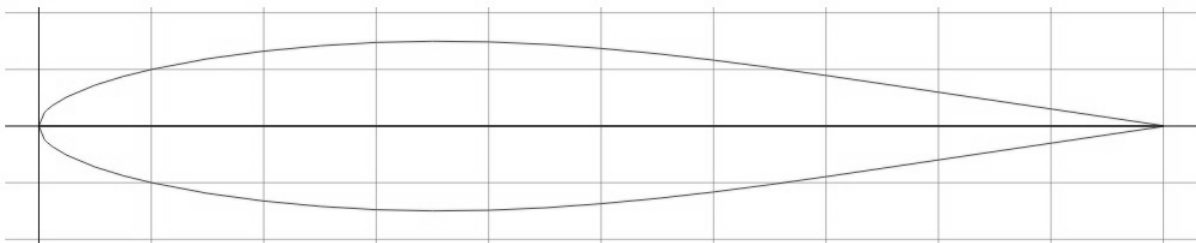
$$v_I \cong 7,20 [m/s]$$

kde: $v_I [m/s]$ indukovaná rýchlosť

2.3.12 Profil listu nosného a vyrovnávacieho rotora

Voľba profilu listu nosného a vyrovnávacieho rotora väčšinou závisí na ponuke výrobcu a na základe jeho odporúčenia pre danú kategóriu, pretože charakteristiky jednotlivých druhov a kategórií profilov používaných pre listy nosného rotora chráni vo väčšine prípadov výrobné tajomstvo. V tomto prípade bola voľba výberu realizovaná na základe skúseností z prevádzky zohľadnenej podľa štatistického rozboru a nie v závislosti na aerodynamických vlastnostiach, ktoré budú následne skúmané dodatočne pri realizácii série CFD³ výpočtov, a tak rozhodnú o vhodnosti danej voľby profilu listov jednotlivých rotorov.

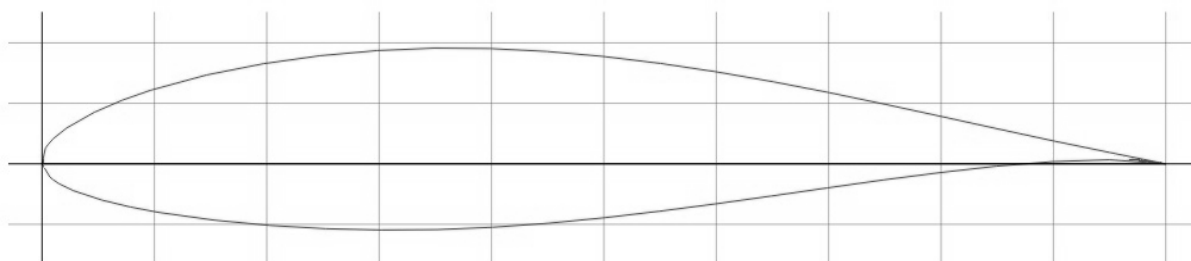
- Nosný rotor: profil NACA 63-015



Obrázok 2.3: Profil NACA 63-015 [17]

³ CFD – anglická skratka pre označenie Computational Fluid Dynamics, predstavuje výpočtovú metódu, ktorá umožňuje modelovanie dynamiku prúdenia kvapalín či plynov v danom prostredí, v ktorom sa skúmaný prvok nachádza [6]

- Vyrovnávací rotor: profil NACA 63-415



Obrázok 2.4: Profil NACA 63-415 [18]

2.3.13 Hĺbka listu nosného rotora a súčiniteľ plnosti nosného rotora

Hĺbka nosného a vyrovnávacieho profilu listu, respektíve jej voľba je veľmi náročná a vyplýva z vyhodnotenia aerodynamických charakteristík, ako pre samotný profil listu, tak aj pre vrtuľník ako celok. Hĺbka listu nosného rotora bola určená na základe spracovania štatistického súboru dát s ohľadom na hodnoty stúpavej rýchlosti pri hladine mora v_{ys} , statického dostupu H a cestovnej rýchlosti v_{CEST} . Na základe tohoto odhadu bola zvolená hĺbka listu $b = 0,19$ m. Z týchto údajov bolo možné určiť súčiniteľ plnosti nosného rotora σ , ktorý je definovaný vzťahom (2.24).

$$\sigma = \frac{z \cdot b}{\pi \cdot R_{NR}} [-] \quad (2.24)$$

$$\sigma = \frac{2 \cdot 0,19}{\pi \cdot 3,80} [-]$$

$$\sigma = 0,0318 [-]$$

$$\sigma \cong 0,032 [-]$$

kde: σ [-] súčiniteľ plnosti nosného rotora
 z [ks] počet listov nosného rotora
 b [m] hĺbka listu nosného rotora

2.3.14 Priemer vyrovnávacieho rotora

Priemer vyrovnávacieho rotora D_{VR} bol stanovený s uvážením vzájomného vzťahu s priemerom nosného rotora D_{NR} a plošným zaťažením rotorového disku p . Pre tento prípad berieme hodnotu p v lb/ft^2 . Výpočet bol realizovaný úpravou základného vzťahu (2.25).

$$\frac{D_{VR}}{D_{NR}} = \frac{1}{7,15 - (0,27 \cdot p)} [-] \quad (2.25)$$

$$D_{VR} = \left(\frac{1}{7,15 - (0,27 \cdot p)} \right) \cdot D_{NR} [m]$$

$$D_{VR} = \left(\frac{1}{7,15 - (0,27 \cdot 2,663)} \right) \cdot 7,60 [m]$$

$$D_{VR} \cong 1,18 [m]$$

kde: D_{VR} [m] priemer vyrovnávacieho rotora

2.3.15 Otáčky vyrovnávacieho rotora

Podobne ako pri stanovení otáčok nosného rotora bolo pre výpočet otáčok vyrovnávacieho rotora nutné poznať hodnotu obvodovej rýchlosti rotora. Táto rýchlosť bola preto zvolená s ohľadom na požadovaný ťah, kategóriu vrtuľníka a pomocou literárnych podkladov. [4] V tomto prípade bude hodnota obvodovej rýchlosti vyrovnávacieho rotora $v_{VR} = 140$ m/s. Následne boli otáčky rotora stanovené úpravou z vychádzajúceho základného vzťahu (2.26).

$$v_{VR} = R_{VR} \cdot \omega_{VR} [m/s] \quad (2.26)$$

$$v_{VR} = R_{VR} \cdot (2 \cdot \pi \cdot n_{VR}) [m/s]$$

$$n_{VR} = \frac{v_{VR}}{R_{VR} \cdot 2 \cdot \pi} [s^{-1}]$$

$$n_{VR} = \frac{140}{0,59 \cdot 2 \cdot \pi} [ot/s]$$

$$n_{VR} \cong 37,77 [ot/s]$$

$$n_{VR} \cong 2266,93 [ot/min]$$

kde: R_{VR} [m] polomer vyrovnávacieho rotora
 v_{VR} [m/s] obvodová rýchlosť vyrovnávacieho rotora
 ω_{VR} [rad/s] uhlová rýchlosť otáčania vyrovnávacieho rotora
 n_{VR} [ot/min] otáčky vyrovnávacieho rotora

2.3.16 Ťah vyrovnávacieho rotora

Vyrovnávací rotor s daným priemerom a pracovnými otáčkami musí byť schopný vyrovnat' účinok reakčného momentu M_R nosného rotora. Pre splnenie tejto podmienky je potrebné, aby bol tento rotor schopný vyvinúť požadovanú ťahovú silu T_{VR} . Je to sila, ktorá na ramene l_{VR} vytvorí rovnako veľký moment, no s opačným zmyslom otáčania ako pôsobí reakčný moment. Aby bolo možné stanoviť veľkosť ťahu vyrovnávacieho rotora, bolo potrebné najskôr určiť hodnotu reakčného momentu M_R podľa vzťahu (2.27).

$$M_R = \frac{N_M \cdot \mu}{\omega_{NR}} [Nm] \quad (2.27)$$

$$M_R = \frac{N_M \cdot \mu}{2 \cdot \pi \cdot n_{NR}} [Nm]$$

$$M_R = \frac{93,2 \cdot 10^3 \cdot 0,8}{2 \cdot \pi \cdot 7,54} [Nm]$$

$$M_R \cong 1574,04 [Nm]$$

kde: M_R [Nm] reakčný moment nosného rotora
 μ [-] mechanická účinnosť sústavy, $\mu = 0,8$ [-]

Pre stanovenie potrebnej ťahovej sily T_{VR} bolo potreba poznať veľkosť ramena l_{VR} , ktorá predstavuje vzdialenosť pôsobiska ťahu vyrovnávacieho rotora od ťažiska vrtuľníka. V prvom priblížení bol zavedený predpoklad, že poloha ťažiska je trvalo v ose otáčania nosného rotora.

Vzdialenosť ramena l_{VR} [m] bola určená podľa vzťahu (2.28).

$$l_{VR} = \frac{D_{NR} + D_{VR}}{2} [m] \quad (2.28)$$
$$l_{VR} = \frac{7,60 + 1,18}{2} [m]$$
$$l_{VR} = 4,39 [m]$$

kde: l_{VR} [m] rameno pôsobiska ťahovej sily

Následne bola určená hodnota ťahovej sily T_{VR} [N] úpravou vzťahu (2.29).

$$M_R = T_{VR} \cdot l_{VR} [Nm] \quad (2.29)$$
$$T_{VR} = \frac{M_R}{l_{VR}} [N]$$
$$T_{VR} = \frac{1574,04}{4,39} [N]$$
$$T_{VR} \cong 358,55 [N]$$

Skúsenosti plynúce z prevádzky vrtuľníkov a odborné literárne zdroje odporúčajú, aby bola vytvorená ťahová rezerva pre zaistenie smerovej stability a riaditeľnosti v prípadoch vzletu v nepriaznivých atmosférických podmienkach, predovšetkým pri vzlete s bočným vetrom. Udávaná doporučená hodnota rezervy je približne 25 % ťahu vyrovnávacieho rotora. S uvážením týchto odporúčajúcich faktov bola hodnota ťahovej sily upravená pomocou tejto rezervy a výsledná ťahová sila vyrovnávacieho rotora má hodnotu $T_{VR} = 448,19$ N.

2.3.17 Geometrické rozmery trupu

Geometrické rozmery trupu boli navrhnuté s uvážením na spracovaný štatistický rozbor, vychádzajú z realizovaného grafického modelu v programe Dassault Systemes Catia, kde bol navrhovaný vrtuľník vymodelovaný. Tento model vytvorený z plôch určuje všetky reálne rozmery, ktorých jednotlivé hodnoty sú:

- dĺžka trupu $l_{TR} = 6,70$ m
- dĺžka trupu (s uvážením oboch rotorov) $l_{TR} = 8,85$ m
- výška trupu (po rotorovú hlavu) $h_{TR} = 2,45$ m
- výška trupu (s rotorovou hlavou) $h_{TR} = 2,90$ m
- šírka trupu $s_{TR} = 1,25$ m
- dĺžka lyžinového podvozku $l_{LYŽ} = 1,65$ m

3. HMOTNOSTNÝ ROZBOR A CENTRÁŽ

3.1 Hmotnostný rozbor hlavných častí

V tejto podkapitole bol spracovaný predbežný odhad hmotnosti hlavných častí vrtuľníka, ktorý sa opiera o údaje z už spracovaného štatistického súboru dát a taktiež o metodiku postupu stanovenia jednotlivých hmotností z príslušnej odbornej literatúry [4, 24]. Keďže táto literatúra je určená pre projektovanie vrtuľníkov vyšších hmotnostných kategórií, je nutné brať jednotlivé informácie s rezervou. Hodnoty hmotnosti jednotlivých častí vrtuľníka boli určené následne podľa daného postupu a podľa jednotlivých výpočtových vzťahov.

3.1.1 Trup

- Celková hmotnosť trupu m_{TR} [kg], vzťah (3.01)

$$m_{TR} = (0,08 \div 0,16) \cdot m_{VZL} [kg] \quad (3.01)$$

Zvolená hodnota: 0,08

$$m_{TR} = 0,08 \cdot m_{VZL} [kg]$$

$$m_{TR} = 0,08 \cdot 590 [kg]$$

$$m_{TR} = 47,20 [kg]$$

- Hmotnosť ocasného nosníka m_{ON} [kg], vzťah (3.02)

$$m_{ON} = (0,13 \div 0,16) \cdot m_{TR} [kg] \quad (3.02)$$

Zvolená hodnota: 0,13

$$m_{ON} = 0,13 \cdot m_{TR} [kg]$$

$$m_{ON} = 0,13 \cdot 47,2 [kg]$$

$$m_{ON} \cong 6,14 [kg]$$

- Hmotnosť prednej časti trupu $m_{PR.TR}$ [kg], vzťah (3.03)

$$m_{PR.TR} = m_{TR} - m_{ON} [kg] \quad (3.03)$$

$$m_{PR.TR} = 47,2 - 6,14 [kg]$$

$$m_{PR.TR} = 41,06 [kg]$$

3.1.2 Stabilizátor

- Plocha stabilizátora S_{ST} [m²] bola určená v závislosti na hmotnostnej kategórii vrtuľníka $S_{ST} = 0,186$ m²
- Hmotnosť stabilizátora m_{ST} [kg], vzťah (3.04)

$$m_{ST} = (5,5 \div 6,3) \cdot S_{ST} [kg] \quad (3.04)$$

Zvolená hodnota: 5,5

$$m_{ST} = 5,5 \cdot S_{ST} [kg]$$

$$m_{ST} = 5,5 \cdot 0,186 [kg]$$

$$m_{ST} \cong 1,02 [kg]$$

3.1.3 Kýľová plocha

- Plocha kýľovej plochy S_{KP} [m²] bola určená v závislosti na hmotnostnej kategórii vrtuľníka
 $S_{KP} = 0,52 \text{ m}^2$
- Hmotnosť kýľovej plochy m_{KP} [kg], vzťah (3.05)

$$m_{KP} = (4,0 \div 4,6) \cdot S_{KP} \text{ [kg]} \quad (3.05)$$

Zvolená hodnota: 4,0

$$m_{KP} = 4,0 \cdot S_{KP} \text{ [kg]}$$
$$m_{KP} = 4,0 \cdot 0,52 \text{ [kg]}$$
$$m_{KP} = 2,08 \text{ [kg]}$$

3.1.4 Pristávacie zariadenie – lyžový podvozok

- Hmotnosť trubkového podvozku $m_{PODV} = 15,40$ [kg]
- Charakteristika trubkového podvozku: Materiál: Dural (AlCu4Mg)
Priemer $D_{trub} = 60,00$ [mm]
Hrúbka steny $t_{trub} = 2,00$ [mm]

3.1.5 Transmisná sústava

- Hmotnosť transmisnej sústavy m_{TS} [kg], vzťah (3.06)

$$m_{TS} = k_{TS} \cdot m_{VZL} \text{ [kg]} \quad (3.06)$$
$$m_{TS} = (0,078 \div 0,093) \cdot m_{VZL} \text{ [kg]}$$

Zvolená hodnota: 0,078

$$m_{TS} = 0,078 \cdot 590 \text{ [kg]}$$
$$m_{TS} = 46,02 \text{ [kg]}$$

kde: k_{TS} [-] hmotnostný súčiniteľ transmisnej sústavy

- Podrobný popis dielov a ich hmotností:

Hlavný reduktor $m_{HR} = 30,02$ [kg]
Ocasný reduktor m_{OR} [kg], vzťah (3.07)

$$m_{OR} = k_{OR} \cdot N_{Mmax} \text{ [kg]} \quad (3.07)$$
$$m_{OR} = 0,024 \cdot 125 \text{ [kg]}$$
$$m_{OR} = 3,00 \text{ [kg]}$$

kde: k_{OR} [-] hmotnostný súčiniteľ ocasného reduktora
 N_{Mmax} [hp] maximálny výkon motora

Hriadele a spojky $m_{HR,SP} = 6,00$ [kg]
Spínacia spojka $m_{SS} = 3,00$ [kg]
Brzda nosného rotora $m_{BR,NR} = 1,50$ [kg]
Remenice $m_{REM} = 1,50$ [kg]
Olej $m_{OL} = 1,00$ [kg]

3.1.6 Pohonná sústava s príslušenstvom

- Celková hmotnosť pohonnej sústavy s príslušenstvom, vzťah (3.08)

$$\begin{aligned}m_{PS} &= m_{MOT} + m_{\dot{s}T} + m_{GEN} + m_{ML} + m_{PN,P} + m_{PAL} [kg] \\m_{PS} &= 115,80 + 6,20 + 4,65 + 5,00 + 5,50 + 59,10 [kg] \\m_{PS} &= 196,25 [kg]\end{aligned}\tag{3.08}$$

- Hmotnosti jednotlivého vybavenia:

Motor (suchá hmotnosť) $m_{MOT} = 115,80$ [kg]

Štartér motora $m_{\dot{s}T} = 6,20$ [kg]

Generátor (55 A, 12 V) $m_{GEN} = 4,65$ [kg]

Prúťové motorové lôže $m_{ML} = 5,00$ [kg]

Palivová nádrž s príslušenstvom $m_{PN,P} = 5,50$ [kg]

Palivo s 5 [%] zásobou $m_{PAL} = 59,10$ [kg]

3.1.7 Riadenie

- Hmotnosť riadenia m_R [kg], vzťah (3.09)

$$\begin{aligned}m_R &= k_R \cdot m_{VZL} [kg] \\m_R &= (0,02 \div 0,038) \cdot m_{VZL} [kg] \\Zvolená hodnota: 0,02 \\m_R &= 0,02 \cdot 590 [kg] \\m_R &= 11,80 [kg]\end{aligned}\tag{3.09}$$

kde: k_R [-] hmotnostný súčiniteľ riadenia

3.1.8 Nosný a vyrovnávací rotor

- Hmotnosť nosného rotora:

Rotorová hlava nosného rotora $m_{RH,NR} = 27,03$ [kg]

2 × List rotorovej hlavy $m_{LRH,NR} = 6,50$ [kg]

- Hmotnosť vyrovnávacieho rotora:

Rotorová hlava vyrovnávacieho rotora $m_{RH,VR} = 5,80$ [kg]

2 × List rotorovej hlavy $m_{LRH,VR} = 2,20$ [kg]

- Celková hmotnosť sústavy rotorov m_{RS} [kg], vzťah (3.10)

$$\begin{aligned}m_{RS} &= m_{RH,NR} + m_{LRH,NR} + m_{RH,VR} + m_{LRH,VR} [kg] \\m_{RS} &= 27,03 + (2 \cdot 6,50) + 5,80 + (2 \cdot 2,20) [kg] \\m_{RS} &= 50,23 [kg]\end{aligned}\tag{3.10}$$

3.1.9 Palubné vybavenie

- Hmotnosti jednotlivého vybavenia:

Prístrojová doska $m_{PD} = 10,00$ [kg]

Akumulátor $m_{AKU} = 10,00$ [kg]

2 × Sedadlo s bezpečnostnými pásmi $m_{SED} = 5,00$ [kg]

2 × Batožina $m_{BAT} = 5,00$ [kg]

2 × Pilot (prípadne 1 × Pilot, 1 × Pasažier) $m_{PIL} = 90,00$ [kg]

3.2 Výpočet centráže vrtuľníka

Tak ako aj v podkapitole 3.1 *Hmotnostný rozbor hlavných častí* bol prevedený výpočet ťažiska v návrhu v prvom priblížení a prakticky bez akýchkoľvek podkladov z praxe. Hlavným zdrojom postupu pre realizáciu výpočtu bola metodika v príslušnej literatúre. [4, 8, 24]

Výpočet ťažiska bol realizovaný pre dve základné varianty:

- Variant A, predná centráž: 2 × Pilot
2 × Batožina
Palivová nádrž – plná zásoba paliva
- Variant B, zadná centráž: 1 × Pilot
0 × Batožina
Palivová nádrž – núdzová zásoba paliva

Tieto dve varianty sa po podrobnejšej analýze ukázali ako rozhodujúce pre stanovenie prednej a zadnej centráže, ktoré je potrebné stanoviť v súvislosti s požiadavkou predpisu CS – VLR.27. Stanovenie polohy ťažiska bolo realizované veľmi obdobne ako u lietadiel, a to k dvom súradnicovým osám x_T a y_T . Bola zavedená súradnicová sústava, kde osa x_T prechádzala osou rotácie nosného rotora a osa y_T bola totožná so spodnou hranou podvozkovej lyže. Pri výpočte nebola uvažovaná hmotnosť nosného rotora, pretože poloha ťažiska je počítaná k ose otáčania rotora. Základom výpočtu bolo stanovenie momentovej rovnováhy, z ktorej bola stanovená súradnica ťažiska x_T a y_T . Rovnice pre výpočet ťažiska potom získali tvar (3.11) a (3.12). [5, 8]

$$x_T = \frac{\sum(m_i \cdot x_i)}{\sum m_i} [m] \quad (3.11)$$

$$y_T = \frac{\sum(m_i \cdot y_i)}{\sum m_i} [m] \quad (3.12)$$

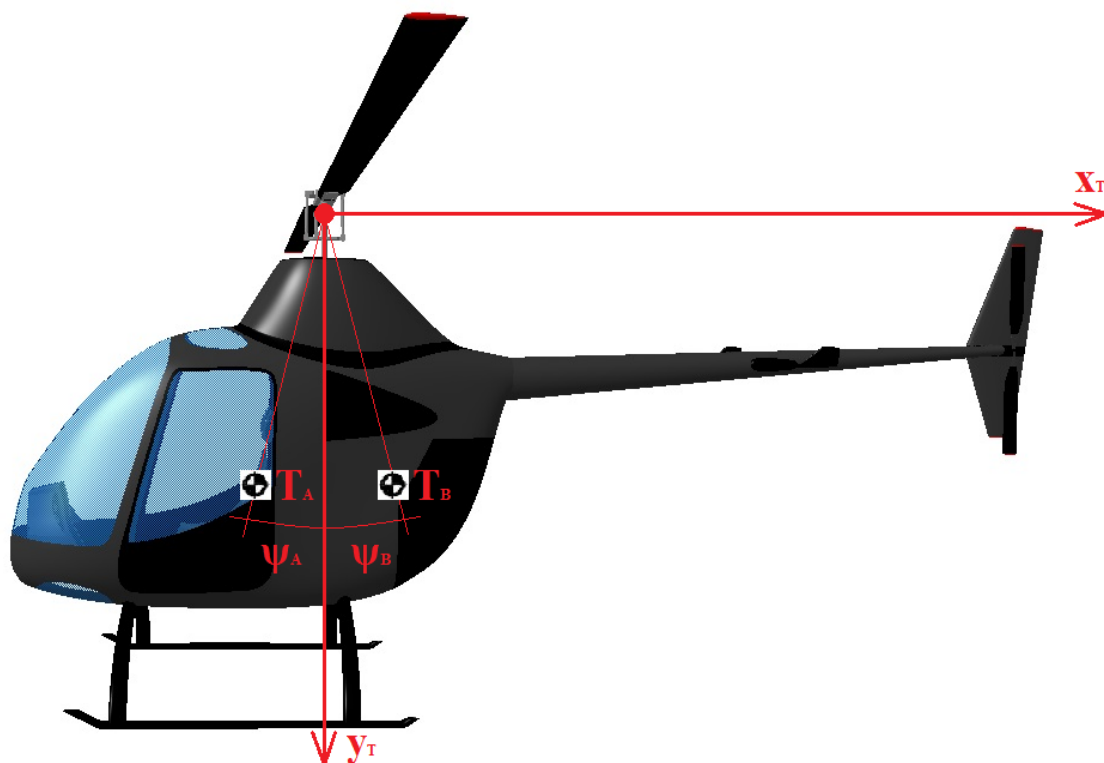
kde: x_T, y_T [m] súradnice polohy ťažiska
 m_i [kg] hmotnosť jednotlivej časti vrtuľníka
 x_i, y_i [m] polohové súradnice častí vrtuľníka

Takto stanovený výpočet ťažiska však neumožňuje porovnanie vypočítaných hodnôt s hodnotami doporučenými, pretože sa poloha ťažiska zvyčajne udáva v stupňoch výchylky ψ . Dosiahnuté výsledky preto museli byť prepočítané tak, aby súradnice os x_T a y_T prednej a zadnej centráže mohli byť vyjadrené pomocou uhlu ψ_A a ψ_B tak, ako je to vyznačené na obrázku 2.2, popis príslušných veličín je umiestnený pod týmto obrázkom 2.2.

Doporučené hodnoty pre polohu ťažiska boli pre variant $\psi_A = -3^\circ$ a pre variant $\psi_B = 2^\circ$, zároveň dovolené rozmedzie posuvu $\psi = 1 \div 4^\circ$. Prepočet na súradnice $\hat{o}s$ bol realizovaný podľa vzťahu (3.13). [5, 24]

$$\psi_{A,B} = \tan\left(\frac{x_T}{y_T}\right) [^\circ] \quad (3.13)$$

kde: $\psi_{A,B} [^\circ]$ výchylka ťažiska pre jednotlivý variant A,B
 $\tan x [-]$ matematická goniometrická funkcia



Obrázok 3.1: Súradnicová sústava pre výpočet centráže vrtuľníka

Popis veličín uvedených na obrázku 2.2

kde: x_T [m] súradnica polohy ťažiska, osa x
 y_T [m] súradnica polohy ťažiska, osa y
 T_A [-] poloha ťažiska, variant A
 T_B [-] poloha ťažiska, variant B
 ψ_A [°] výchylka ťažiska, variant A
 ψ_B [°] výchylka ťažiska, variant B

Z realizovaného výpočtu ťažiska boli získané hodnoty pre výchylku polohy ťažiska, a to pre jednotlivý variant $\psi_A = -2,94^\circ$ a pre variant $\psi_B = 2,04^\circ$. Z riešenia vyplýva, že v prvom priblížení boli dosiahnuté prijateľné hodnoty oboch centrží. Predná aj zadná centráž sa nachádza v stanovených medziach. Rozmiestnenie jednotlivých častí z hľadiska rozmerov, ich hmotnosť a následne pôsobisko ťažiska určené danou súradnicou je podrobne rozpísané pre obe varianty a to v priloženej tabuľke 3.1 pre variant A, v tabuľke 3.2 pre variant B.

Tabuľka 3.1: Hmotnostné rozloženie častí vrtuľníka, výpočet ťažiska – variant A

Predná centráž - variant A					
Názov časti vrtuľníka	m_i [kg]	x_i [m]	y_i [m]	$m_i \cdot x_i$ [kg.m]	$m_i \cdot y_i$ [kg.m]
Trup - predná časť	41,06	-0,50	1,18	-20,53	48,25
Trup - ocasná časť	6,14	3,00	1,33	18,42	8,14
Stabilizátor	1,02	3,63	1,33	3,70	1,35
Trup - kým	2,08	5,13	2,25	10,66	4,68
Podvozok	15,40	-0,63	0,15	-9,63	2,31
Hlavný reduktor	30,02	0,10	1,65	3,00	49,53
Ocasný reduktor	3,00	4,85	1,63	14,55	4,88
Hriadele a spojky	6,00	-0,50	1,10	-3,00	6,60
Spínacia spojka	3,00	-0,50	1,20	-1,50	3,60
Brzda	1,50	0,20	1,63	0,30	2,44
Remenica 1	1,00	0,25	1,63	0,25	1,63
Remenica 2	0,50	0,25	1,05	0,13	0,53
Olej	1,00	0,10	1,65	0,10	1,65
Motor	115,80	-0,15	1,05	-17,37	121,59
Štartér motora	6,20	0,25	1,40	1,55	8,68
Generátor	4,65	0,25	1,40	1,16	6,51
Prutové motorové lože	5,00	-0,10	1,05	-0,50	5,25
Palivová nádrž s príslušenstvom	5,50	0,63	1,08	3,44	5,91
Riadenie	11,80	-0,50	1,40	-5,90	16,52
Vyrovňavací rotor	10,20	4,85	1,63	49,47	16,58
Prístrojová doska	10,00	-1,68	1,13	-16,75	11,25
Akumulátor	10,00	0,63	0,80	6,25	8,00
Sedačky	10,00	-0,58	0,88	-5,75	8,75
Piloti	180,00	-0,55	1,00	-99,00	180,00
Palivo	59,10	0,66	1,08	38,71	63,53
Batožina	10,00	-0,25	1,08	-2,50	10,75
Výpočet					
Σ Suma (bez NR = 40,03 kg)	549,97	[kg]			
x_t	-0,06	[m]			
y_t	1,09	[m]			
x_t/y_t	-0,05	[-]			
Ψ_A	-2,94	[°]			

Tabuľka 3.2: Hmotnostné rozloženie častí vrtuľníka, výpočet ťažiska – variant B

Zadná centráž - variant B					
Názov časti vrtuľníka	m_i [kg]	x_i [m]	y_i [m]	$m_i \cdot x_i$ [kg.m]	$m_i \cdot y_i$ [kg.m]
Trup - predná časť	41,06	-0,50	1,18	-20,53	48,25
Trup - ocasná časť	6,14	3,00	1,33	18,42	8,14
Stabilizátor	1,02	3,63	1,33	3,70	1,35
Trup - kýl	2,08	5,13	2,25	10,66	4,68
Podvozok	15,40	-0,63	0,15	-9,63	2,31
Hlavný reduktor	30,02	0,10	1,65	3,00	49,53
Ocasný reduktor	3,00	4,85	1,63	14,55	4,88
Hriadele a spojky	6,00	-0,50	1,10	-3,00	6,60
Spínacia spojka	3,00	-0,50	1,20	-1,50	3,60
Brzda	1,50	0,20	1,63	0,30	2,44
Remenica 1	1,00	0,25	1,63	0,25	1,63
Remenica 2	0,50	0,25	1,05	0,13	0,53
Olej	1,00	0,10	1,65	0,10	1,65
Motor	115,80	-0,15	1,05	-17,37	121,59
Štartér motora	6,20	0,25	1,40	1,55	8,68
Generátor	4,65	0,25	1,40	1,16	6,51
Prutové motorové lože	5,00	-0,10	1,05	-0,50	5,25
Palivová nádrž s príslušenstvom	5,50	0,63	1,08	3,44	5,91
Riadenie	11,80	-0,50	1,40	-5,90	16,52
Vyrovňavací rotor	10,20	4,85	1,63	49,47	16,58
Prístrojová doska	10,00	-1,68	1,13	-16,75	11,25
Akumulátor	10,00	0,63	0,80	6,25	8,00
Sedačky	10,00	-0,58	0,88	-5,75	8,75
Pilot	90,00	-0,55	1,00	-49,50	90,00
Palivo	2,81	0,66	1,08	1,84	3,02
Batožina	0,00	-0,25	1,08	0,00	0,00
Výpočet					
Σ Suma (bez NR = 40,03 kg)	393,68	[kg]			
x_t	-0,04	[m]			
y_t	1,11	[m]			
x_t/y_t	-0,04	[-]			
Ψ_B	2,04	[°]			

3.3 Základné charakteristické parametre navrhnutého vrtuľníka

Táto kapitola obsahuje všeobecné zhrnutie základných parametrov, ktoré boli doposiaľ určené, a to buď cestou s využitím podobnej hmotnostnej kategórie vrtuľníka, z použitia štatisticky spracovaných dát alebo následne s jednotlivých výpočtov realizovaných v jednotlivých kapitolách tejto práce. Tieto hodnoty sú spracované a zahrnuté v prehľadnej tabuľke 3.3.

Tabuľka 3.3: Prehľad navrhnutých parametrov vrtuľníka

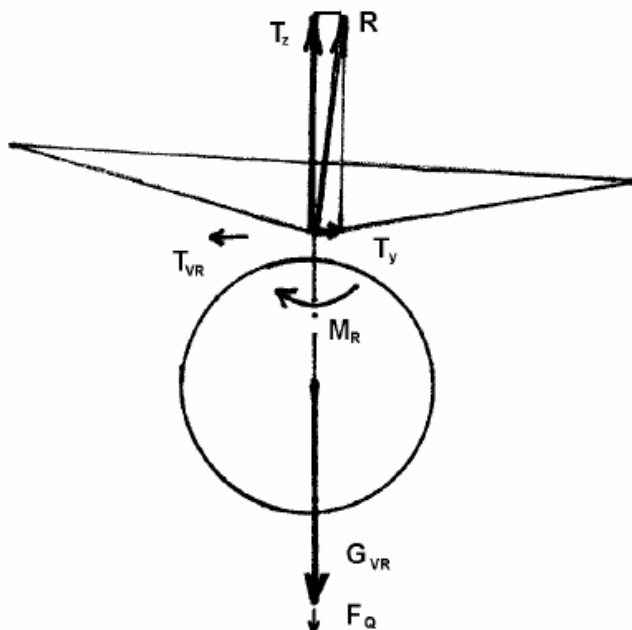
Parametre vrtuľníka	
Trup	
Dĺžka bez rotorov [m]	6,70
Dĺžka s rotormi [m]	8,85
Výška po rotorovú hlavu [m]	2,45
Výška s rotorovou hlavou [m]	2,90
Šírka [m]	1,25
Plocha stabilizátora [m ²]	0,19
Plocha kýlu [m ²]	0,52
Nosný rotor	
Počet listov [ks]	2
Priemer rotora [m]	7,60
Zaťaženie disku rotora [kg/m ²]	13,00
Hĺbka listu [m]	0,19
Profil [–]	NACA 65-015
Otáčky [ot/min]	502,60
Vyrovnávací rotor	
Počet listov [ks]	2
Priemer rotora [m]	1,18
Hĺbka listu [m]	0,08
Profil [–]	NACA 65-415
Otáčky [ot/min]	2266,93
Hmotnosti	
Maximálna vzletová hmotnosť [kg]	590,00
Prázdna hmotnosť [kg]	336,00
Užitočné zaťaženie [kg]	249,00
Maximálna hmotnosť paliva [kg]	59,10
Výkony	
Maximálna rýchlosť letu [km/h]	180
Cestovná rýchlosť letu [km/h]	135
Dolet [km]	300
Vytrvalosť [hod]	2
Pohonná jednotka	
Názov	Continental [®] Aircraft Engine
Typové označenie	IOF-240-B
Usporiadanie	plochý
Počet valcov [ks]	4
Zdvihový objem [cm ³]	3933
Kompresný pomer [–]	8,5:1
Suchá hmotnosť [kg]	115,80
Maximálne otáčky [ot/min]	2800
Výkon: Max. vzletový [kW]	93,20
Výkon: Cestovný režim (75%) [kW]	70,10

4. ZVISLÝ LET

4.1 Zvislé stúpanie

Pojem zvislý let vrtuľníka predstavuje jeho manéver stúpania alebo klesania, pričom trajektória ťažiska opisuje priamku, ktorá je kolmá k zemskému povrchu. Toto tvrdenie však nie je vždy dodržané. Pri uvážení vplyvov okolitých podmienok nemusí byť výsledná trajektória ťažiska nutne kolmá k povrchu zeme.

Zvislé stúpanie vrtuľníka je režim, ktorý je používaný ako základný vzletový manéver. Pre jeho realizáciu je potreba dosiahnuť prebytok ťahu nad pôsobiacou tiažovou silou. Práve na tomto prebytku ťahu je závislá stúpacia rýchlosť vrtuľníka, ktorá s rastúcou nadmorskou výškou klesá. Okrem použitia tohoto manévru pre vzlet, sa už ďalej v bežnej prevádzke veľmi nepoužíva, a to hlavne pre jeho veľkú energetickú náročnosť, horšiu schopnosť prechodu do autorotácie a taktiež pre nižšiu stabilitu v porovnaní s letmi v doprednom smere. Pôsobiace sily a momenty pre tento režim letu sú znázornené na obrázku 4.1 a popísané v silovej a momentovej rovnováhe, z ktorej následne vyplývajú podmienky rovnováhy uvedené jednotlivými rovnicami (4.01) až (4.03). [11, 12, 20]



Obrázok 4.1: Pôsobiace sily a momenty na vrtuľník pri zvislom stúpaní [19]

Rovnice rovnováhy:

- Suma všetkých zvislých síl sa musí rovnať nule

$$\sum F_z = 0; \quad T_z - G_{VR} - F_Q - (F_S) = 0 \text{ [N]} \quad (4.01)$$

- Suma všetkých priečných síl sa musí rovnať nule

$$\sum F_y = 0; \quad T_y - T_{VR} = 0 \text{ [N]} \quad (4.02)$$

- Suma všetkých momentov sa musí rovnať nule

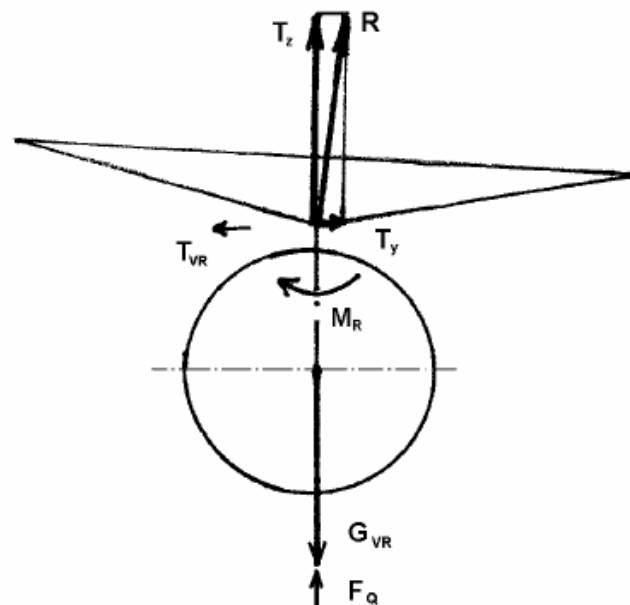
$$\sum M = 0; \quad M_R - T_{VR} \cdot l_{VR} = 0 \text{ [Nm]} \quad (4.03)$$

kde: R [N] výsledná ťahová sila
 T_Z [N] zvislá zložka ťahovej sily
 T_Y [N] bočná zložka ťahovej sily
 T_{VR} [N] ťahová sila vyrovnávacieho rotora
 G_{VR} [N] tiažová sila vyrovnávacieho rotora
 F_Q [N] odporová sila
 F_S [N] zotrvačná sila
 l_{VR} [m] rameno pôsobiska sily
 M_R [Nm] reakčný moment

4.2 Zvislé klesanie

Režim zvislého klesania sa používa najčastejšie v prípade, kedy je k dispozícii malá pristávacia plocha alebo je k nej náročný prístup. V tomto režime letu je nutné dosiahnutie nižšieho ťahu nosného rotora v porovnaní s tiažovou silou. Zvislé klesanie môže prebiehať v niekoľkých režimoch, ktorými sú:

- režim klesania s pracujúcim motorom, kde je rýchlosť klesania menšia ako indukovaná rýchlosť
- režim vírového krúžku, kedy motor pracuje, ale rýchlosť klesania je rovnaká alebo väčšia ako indukovaná rýchlosť
- režim zvislého klesania bez motoru (autorotácia), kedy je nosný rotor poháňaný iba aerodynamickými silami



Obrázok 4.2: Pôsobiace sily a momenty na vrtuľník pri zvislom klesaní [19]

Pri zvislom klesaní pôsobia rovnaké sily avšak s tým rozdielom, že odporová sila je orientovaná smerom nahor. Prehľad pôsobiacich síl a momentov je uvedený na obrázku 4.2, z ktorého vyplývajú podmienky rovnováhy uvedené jednotlivými rovnicami (4.04) až (4.06). [12, 20]

Rovnice rovnováhy:

- Suma všetkých zvislých síl sa musí rovnať nule

$$\sum F_z = 0; \quad T_z - G_{VR} + F_Q + (F_S) = 0 [N] \quad (4.04)$$

- Suma všetkých priečných síl sa musí rovnať nule

$$\sum F_y = 0; \quad T_Y - T_{VR} = 0 [N] \quad (4.05)$$

- Suma všetkých momentov sa musí rovnať nule

$$\sum M = 0; \quad M_R - T_{VR} \cdot l_{VR} = 0 [Nm] \quad (4.06)$$

4.3 Obecný postup výpočtu rýchlosti v zvislom stúpaní

Pri stanovení rýchlosti zvislého stúpania v_z bola použitá zjednodušujúca teória elementu listu využívajúca znalosť experimentálnej aerodynamiky slúžiacej k stanoveniu aerodynamických síl na element listu nosného rotora. Hlavným princípom metódy je určenie ťahu a výkonnosti nosného rotora potrebnej k otočeniu jedného listu tvoreného zo zložiek elementárnej aerodynamickej sily integráciou po dĺžke listu. Keďže sú listy nosného rotora uvažované vrtuľníka rovnaké a v koncepcii sú uvažované dva listy, výsledný ťah a výkonnosť je násobkom (dvojnásobkom) počtu listov. Vo výpočte bolo počítané s konštantnou hmotnosťou, ktorá sa však za letu mení (klesá o hmotnosť spotrebovaného paliva), no táto zmena sa deje veľmi pozvoľne a plynule. Pri dlhotrvajúcom lete by ju bolo potrebné do výpočtu zahrnúť, no to už nie je náplňou tejto práce. Postup výpočtu sa riadil podľa vzťahov (4.07) až (4.16) z odbornej literatúry, ktorých cieľom je stanovenie rýchlosti zvislého stúpania v_z . [12, 19, 23]

Postup výpočtu:

- súčiniteľ ťahu c_T [-], vzťah (4.07)

$$c_T = \frac{2 \cdot m_{VZL} \cdot g}{\rho \cdot \pi \cdot R_{NR}^2 \cdot (R_{NR} \cdot \omega_{NR})^2} [-] \quad (4.07)$$

kde: m_{VZL} [kg] vzletová hmotnosť
 g [m/s^2] gravitačné zrýchlenie, $g = 9,80665$ [m/s^2] pre $H = 0$ [m]
 ρ [kg/m^3] hustota vzduchu, $\rho = 1,225$ [kg/m^3] pre $H = 0$ [m]
 π [-] Rudolfovo číslo
 R_{NR} [m] polomer nosného rotora
 ω_{NR} [rad/s] uhlová rýchlosť otáčania nosného rotora

- súčiniteľ výkonnosti m_k [-], vzťah (4.08)

$$m_k = \frac{2 \cdot \xi \cdot N_M}{\rho \cdot \pi \cdot R_{NR}^2 \cdot (R_{NR} \cdot \omega_{NR})^3} [-] \quad (4.08)$$

kde: ξ [-] účinnosť prenosu výkonu
 N_M [W] výkon motora

- koeficient strát B [-] (na špičkách listov), vzťah (4.09)

$$B = 1 - \frac{\sqrt{c_T}}{z} [-] \quad (4.09)$$

kde: z [ks] počet listov nosného rotora

- súčiniteľ okrajových strát κ [-], vzťah (4.10)

$$\kappa = B - \left(\frac{r}{R_{NR}}\right)^2 [-] \quad (4.10)$$

kde: r [m] neúčinná časť rotorového listu

- súčiniteľ plnosti nosného rotora σ [-], vzťah (4.11)

$$\sigma = \frac{z \cdot b}{\pi \cdot R_{NR}} [-] \quad (4.11)$$

kde: b [m] hĺbka listu nosného rotora

- súčiniteľ vztlaku c_y [-], vzťah (4.12)

$$c_y = \frac{3 \cdot c_T}{\kappa \cdot \sigma} [-] \quad (4.12)$$

- miestny uhol nábehu α [-], vzťah (4.13)

$$\alpha = \frac{c_y}{a} [rad] \quad (4.13)$$

kde: a [1/rad] sklon vztlakovej čiary profilu

- profilový súčiniteľ odporu c_x [-], vzťah (4.14)

$$c_x = \delta_0 - \delta_1 \cdot \alpha + \delta_2 \cdot \alpha^2 [-] \quad (4.14)$$

kde: $\delta_0, \delta_1, \delta_2$ [-] súčinitele odporu profilu

- všeobecný parameter n_V [-] zahŕňa potrebnú výkonnosť a ťah nosného rotora, vzťah (4.15)

$$n_V = m_k - \frac{c_x \cdot \sigma}{4} [-] \quad (4.15)$$

- zvislá stúpacia rýchlosť v_Z [m/s], vzťah (4.16)

$$v_Z = \left(\frac{n_V \cdot \kappa}{c_T} - \frac{c_T^2}{4 \cdot n_V \cdot \kappa^2} \right) \cdot R_{NR} \cdot \omega_{NR} [m/s] \quad (4.16)$$

4.4 Vzorový výpočet rýchlosti v zvislom stúpaní

Tento konkrétny výpočet zvislej stúpavej rýchlosti bol realizovaný na základe zmeny parametra výšky a to v tomto prípade pre prvý krok riešenia, kde $m_{VZL} = 590$ kg a výška $H = 0$ m MSA. Hodnoty všetkých veličín potrebných pre tento výpočet boli stanovené v predchádzajúcich kapitolách tejto práce a sú z dôvodu prehľadnosti uvedené v nasledujúcej tabuľke 4.1. Prehľad výsledkov prvého kroku realizovaného výpočtu a taktiež zvyšných hodnôt zvislej stúpavej rýchlosti v závislosti na zmene parametra výšky je uvedený v tabuľke 4.2.

Tabuľka 4.1: Hodnoty základných veličín pre výpočet zvislej stúpavej rýchlosti

Hodnoty veličín pre výpočet	
Vzletová hmotnosť m_{VZL} [kg]	590
Priemer hlavného rotora D_{NR} [m]	7,60
Polomer hlavného rotora R_{NR} [m]	3,80
Maximálny výkon motora N_M [W]	93200
Otáčky nosného rotora n_{NR} [ot/min]	452,34
Hĺbka profilu listu hlavného rotora b [m]	0,19
Počet listov hlavného rotora z [ks]	2
Sklon vztlakovej čiary profilu a [1/rad]	5,80
Účinnosť prenosu výkonu transmisnou sústavou na hlavný rotor ξ [-]	0,75
Neúčinná časť rotorového listu r [m]	0,50
Uhlová rýchlosť hlavného rotora ω_{NR} [rad/s]	47,37
Veľkosť plochy rotorového disku S [m ²]	45,37

Postup výpočtu:

- súčiniteľ ťahu c_T [-]

$$c_T = \frac{2 \cdot m_{VZL} \cdot g}{\rho \cdot \pi \cdot R_{NR}^2 \cdot (R_{NR} \cdot \omega_{NR})^2} [-]$$

$$c_T = \frac{2 \cdot 590 \cdot 9,80665}{1,225 \cdot \pi \cdot 3,8^2 \cdot (3,8 \cdot 47,37)^2} [-]$$

$$c_T \cong 0,0064 [-]$$

- súčiniteľ výkonnosti m_k [-]

$$m_k = \frac{2 \cdot \xi \cdot N_M}{\rho \cdot \pi \cdot R_{NR}^2 \cdot (R_{NR} \cdot \omega_{NR})^3} [-]$$

$$m_k = \frac{2 \cdot 0,75 \cdot 93200}{1,225 \cdot \pi \cdot 3,8^2 \cdot (3,8 \cdot 47,37)^3} [-]$$

$$m_k \cong 0,00043 [-]$$

- koeficient strát B [-]

$$B = 1 - \frac{\sqrt{c_T}}{z} \quad [-]$$

$$B = 1 - \frac{\sqrt{0,0064}}{2} \quad [-]$$

$$B \cong 0,9599 \quad [-]$$

- súčiniteľ okrajových strát κ [-]

$$\kappa = B - \left(\frac{r}{R_{NR}}\right)^2 \quad [-]$$

$$\kappa = 0,9599 - \left(\frac{0,5}{3,8}\right)^2 \quad [-]$$

$$\kappa \cong 0,9426 \quad [-]$$

- súčiniteľ plnosti nosného rotora σ [-]

$$\sigma = \frac{z \cdot b}{\pi \cdot R_{NR}} \quad [-]$$

$$\sigma = \frac{2 \cdot 0,19}{\pi \cdot 3,8} \quad [-]$$

$$\sigma \cong 0,0318 \quad [-]$$

- súčiniteľ vztlaku c_y [-]

$$c_y = \frac{3 \cdot c_T}{\kappa \cdot \sigma} \quad [-]$$

$$c_y = \frac{3 \cdot 0,0064}{0,9426 \cdot 0,0318} \quad [-]$$

$$c_y \cong 0,6426 \quad [-]$$

- miestny uhol nábehu α [rad]

$$\alpha = \frac{c_y}{a} \quad [rad]$$

$$\alpha = \frac{0,6426}{5,8} \quad [rad]$$

$$\alpha \cong 0,1108 \quad [rad]$$

- profilový súčiniteľ odporu c_x [-]

$$c_x = \delta_0 - \delta_1 \cdot \alpha + \delta_2 \cdot \alpha^2 \quad [-]$$

$$c_x = 0,0087 - 0,0216 \cdot 0,1108 + 0,4 \cdot 0,1108^2 \quad [-]$$

$$c_x \cong 0,0112 \quad [-]$$

- všeobecný parameter n_V [-]

$$n_V = m_k - \frac{c_x \cdot \sigma}{4} [-]$$

$$n_V = 0,00043 - \frac{0,0112 \cdot 0,0318}{4} [-]$$

$$n_V \cong 0,00034 [-]$$

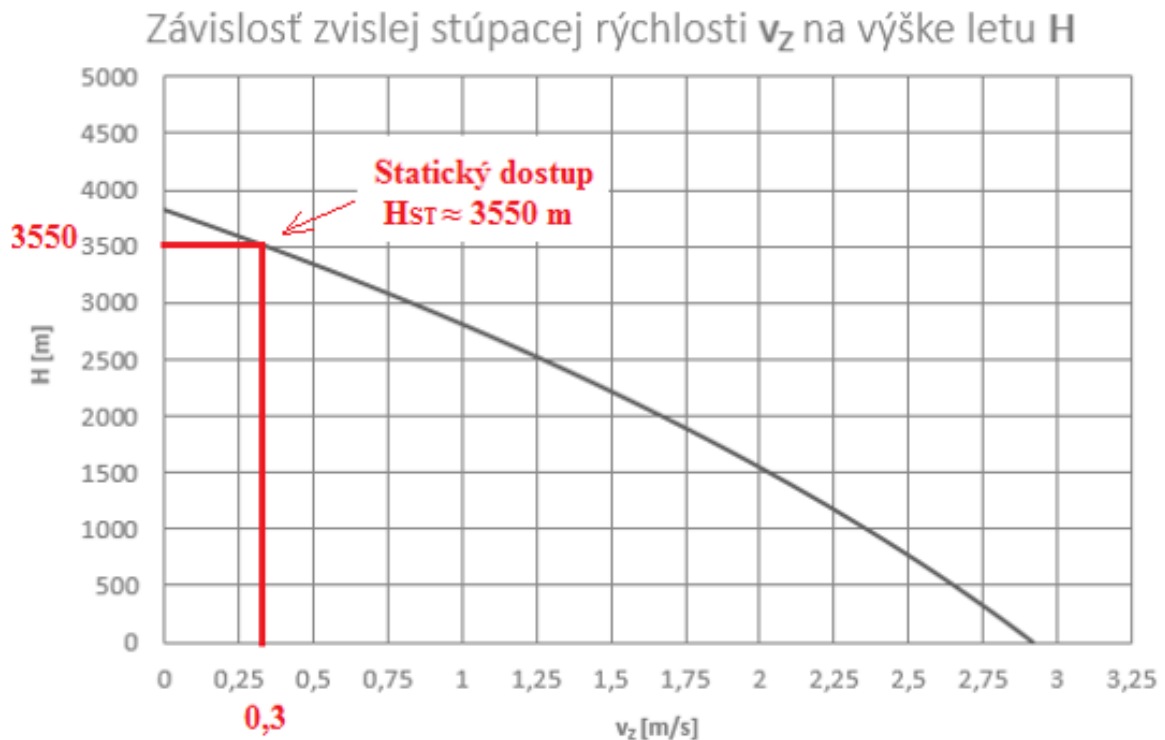
- zvislá stúpacia rýchlosť v_Z [m/s]

$$v_Z = \left(\frac{n_V \cdot \kappa}{c_T} - \frac{c_T^2}{4 \cdot n_V \cdot \kappa^2} \right) \cdot R_{NR} \cdot \omega_{NR} [m/s]$$

$$v_Z = \left(\frac{0,00034 \cdot 0,9426}{0,0064} - \frac{0,0064^2}{4 \cdot 0,00034 \cdot 0,9426^2} \right) \cdot 3,8 \cdot 47,37 [m/s]$$

$$v_Z \cong 2,9158 [m/s]$$

Priebeh výsledkov závislosti zvislých stúpacích rýchlostí na výške letu pre hodnotu vzletovej hmotnosti $m_{VZL} = 590$ kg je graficky zobrazený v nižšie uvedenom grafe 4.1.



Graf 4.1: Závislosť zvislej stúpacej rýchlosti v_Z na výške letu H

Tabuľka 4.2: Hodnoty zvislých stúpacích rýchlostí pre jednotlivé výšky letu

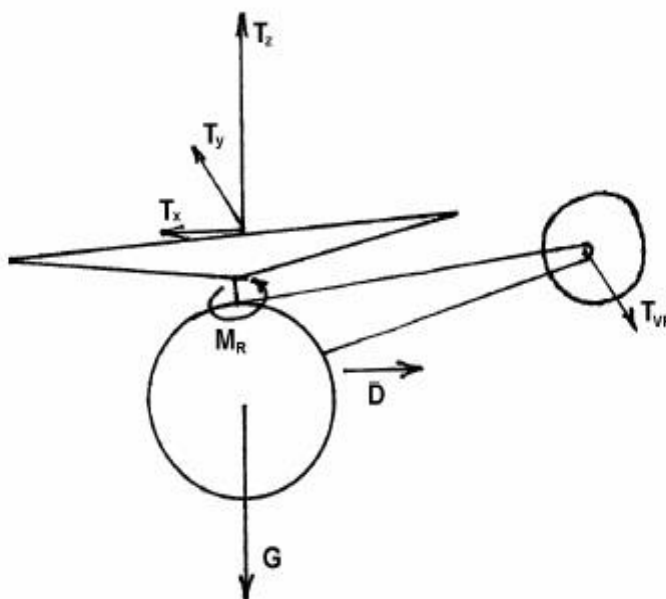
Zvislé stúpacie rýchlosti														
h [m]	T [K]	ρ [kg/m ³]	p [MPa]	g [m/s ²]	c_T [-]	m_k [-]	B [-]	κ [-]	σ [-]	c_y [-]	α [rad]	c_x [-]	m_V [-]	v_z [m/s]
0	288,15	1,2250	101 325,00	9,8067	0,0064	0,0004	0,9599	0,9426	0,0318	0,6426	0,1108	0,0112	0,0003	2,9158
500	284,90	1,1673	95 460,71	9,8051	0,0067	0,0005	0,9589	0,9416	0,0318	0,6750	0,1164	0,0116	0,0004	2,6516
1 000	281,65	1,1116	89 874,32	9,8036	0,0071	0,0005	0,9579	0,9406	0,0318	0,7094	0,1223	0,0120	0,0004	2,3575
1 500	278,40	1,0581	84 555,64	9,8020	0,0074	0,0005	0,9569	0,9396	0,0318	0,7460	0,1286	0,0125	0,0004	2,0312
2 000	275,15	1,0065	79 494,76	9,8005	0,0078	0,0005	0,9558	0,9385	0,0318	0,7851	0,1354	0,0131	0,0004	1,6699
2 500	271,90	0,9569	74 682,00	9,7990	0,0082	0,0006	0,9547	0,9374	0,0318	0,8266	0,1425	0,0137	0,0004	1,2705
3 000	268,65	0,9091	70 107,94	9,7974	0,0087	0,0006	0,9535	0,9362	0,0318	0,8710	0,1502	0,0145	0,0005	0,8296
3 100	268,00	0,8998	69 220,96	9,7971	0,0087	0,0006	0,9533	0,9359	0,0318	0,8802	0,1518	0,0146	0,0005	0,7361
3 200	267,35	0,8905	68 343,09	9,7968	0,0088	0,0006	0,9530	0,9357	0,0318	0,8896	0,1534	0,0148	0,0005	0,6407
3 300	266,70	0,8814	67 474,25	9,7965	0,0089	0,0006	0,9528	0,9355	0,0318	0,8990	0,1550	0,0150	0,0005	0,5434
3 400	266,05	0,8723	66 614,39	9,7962	0,0090	0,0006	0,9525	0,9352	0,0318	0,9086	0,1567	0,0151	0,0005	0,4443
3 500	265,40	0,8632	65 763,41	9,7959	0,0091	0,0006	0,9523	0,9350	0,0318	0,9184	0,1583	0,0153	0,0005	0,3431
3 600	264,75	0,8543	64 921,27	9,7956	0,0092	0,0006	0,9520	0,9347	0,0318	0,9282	0,1600	0,0155	0,0005	0,2400
3 700	264,10	0,8454	64 087,87	9,7953	0,0093	0,0006	0,9518	0,9345	0,0318	0,9382	0,1618	0,0157	0,0005	0,1348
3 800	263,45	0,8365	63 263,16	9,7950	0,0094	0,0006	0,9515	0,9342	0,0318	0,9483	0,1635	0,0159	0,0005	0,0275

5. DOPREDNÝ LET

5.1 Základná charakteristika

Dopredný let sa významným spôsobom odlišuje od princípu zvislého letu. Rozdielom je, že má rýchlosť vrtuľníka pri danom pohybe voči zemi aj vodorovnú zložku. Základná problematika dopredného letu sa týka veľkosti a smeru výslednej rýchlosti obtekania rotora, ktorá je následne potrebná k určeniu jednotlivých zložiek síl a momentov pôsobiacich na list hlavného rotora. Výsledná rýchlosť obtekania rotorového listu je zložená z rýchlosti letu, obvodovej rýchlosti letu, rýchlosti mávania listu a z indukovaného rýchlosti, zároveň sa mení s otáčkami hlavného rotora, rýchlosťou letu a taktiež s azimutálnou a radiálnou polohou elementu listu.

Pri doprednom lete v konštantnej výške pôsobia na vrtuľník sily a momenty, ktoré sú uvedené na obrázku 5.1. Sú to tri zložky výslednej aerodynamickej sily pôsobiacej na rotore, tiaž vrtuľníka, ťah vyrovnávacieho rotora, reakčný moment a celkový odpor vrtuľníka. Pre zachovanie ustáleného dopredného letu je nevyhnutné, aby všetky sily a momenty boli v rovnováhe. Musia preto byť splnené nasledujúce podmienky rovnováhy uvedené jednotlivými rovnicami (5.01) až (5.04). [12, 19, 21]



Obrázok 5.1: Pôsobiace sily a momenty na vrtuľník pri doprednom lete [19]

Rovnice rovnováhy:

- Suma všetkých pozdĺžnych síl sa musí rovnať nule

$$\sum F_x = 0; \quad T_x - D = 0 [N] \quad (5.01)$$

- Suma všetkých priečných síl sa musí rovnať nule

$$\sum F_y = 0; \quad T_y - T_{VR} = 0 [N] \quad (5.02)$$

- Suma všetkých zvislých síl sa musí rovnať nule

$$\sum F_z = 0; \quad T_z - G = 0 [N] \quad (5.03)$$

- Suma všetkých momentov sa musí rovnať nule

$$\sum M = 0; \quad M_R - T_{VR} \cdot l_{VR} = 0 [Nm] \quad (5.04)$$

kde: T_x [N] pozdĺžna zložka ťahovej sily
 D [N] odporová sila
 G [N] tiažová sila

K tomu, aby bolo možné určiť výkony v doprednom lete, je potrebné stanoviť výkonnosti na nosnom rotore, ktorými sú výkonnosť potrebná a využitelná. Potrebná výkonnosť je daná predovšetkým aerodynamickými a hmotnostnými charakteristikami vrtuľníka, následne výškou letu a parametrami okolitej atmosféry. Využitelná výkonnosť vychádza z parametrov pohonnej jednotky a je taktiež ovplyvňovaná výškou letu a teplotou okolia. [19, 21]

V súčasnosti existuje viacero teoretických princípov a možností riešenia problematiky dopredného letu. Jednou z najčastejšie používaných je metóda energií, ktorá bola zároveň použitá k riešeniu dopredného letu vrtuľníka v tejto práci.

5.2 Metóda energií

Metóda je používaná k výpočtu výkonov vrtuľníkov v doprednom lete podobne ako u lietadiel s pevnými nosnými plochami. Do riešenia výpočtu zavádza zjednodušenie, ktoré považuje vrtuľník v ustálených režimoch letu za hmotný bod. Vďaka tomuto zjednodušeniu je možné z rovnováhy síl alebo z rovnováhy energií pôsobiacich na vrtuľník vypočítať letové výkony. Riadi sa predpokladom, ktorý tvrdí, že všetok výkon, ktorý je privedený na hriadeľ nosného rotora je spotrebovávaný na prekonanie všetkých strát výkonnosti samotného rotora ale aj ostatných častí, ako indukovaný odpor rotora, profilový odpor rotora, odpor trupu, rotorovej hlavy, podvozku, strát vzniknutých zmenou výšky letu (napríklad stúpanie, kedy dochádza k odberu výkonu u hriadeľa motora). [10, 26]

Pre riešenie problematiky dopredného letu je najvhodnejšia voľba práve metóda energií, pretože je v porovnaní s ostatnými metódami relatívne pochopiteľná a v súvislosti s istými obmedzujúcimi predpokladmi je aj dostatočne presná. Základný princíp riešenia pomocou metódy energií a všetkých použitých vzťahov je uvedený v odbornej literatúre. [10, 26]

Celková výkonnosť vrtuľníka je definovaná vzťahom (5.05).

$$N_{\Sigma} = N_p + N_i + N_f + N_y [W] \quad (5.05)$$

Každú z čiastkových výkonností je možné vyjadriť pomocou súčinu ekvivalentného odporu a rýchlosti letu vrtuľníka jednotlivými vzťahmi (5.06) až (5.10).

$$N_{\Sigma} = N_{\Sigma} \cdot v [W] \quad (5.06)$$

$$N_p = N_p \cdot v [W] \quad (5.07)$$

$$N_i = N_i \cdot v [W] \quad (5.08)$$

$$N_f = N_f \cdot v [W] \quad (5.09)$$

$$N_y = N_y \cdot v [W] \quad (5.10)$$

Pomocou tejto úpravy je možné predchádzajúcu rovnováhu výkonností previesť na rovnováhu čiastkových síl danú vzťahom (5.11).

$$X_{\Sigma} = X_p + X_i + X_f + X_y [N] \quad (5.11)$$

Z tejto rovnice následne úpravou podelením vztlakom Y je získaný bezrozmerný tvar súčiniteľov definovaný vzťahom (5.12).

$$\left(\frac{X}{Y}\right)_{\Sigma} = \left(\frac{X}{Y}\right)_p + \left(\frac{X}{Y}\right)_i + \left(\frac{X}{Y}\right)_f + \left(\frac{X}{Y}\right)_y [-] \quad (5.12)$$

K určeniu potrebného výkonu a celkovej výkonnosti pre let po danej trajektórii a v určitej rýchlosti je potrebné určiť jednotlivé čiastkové pomery podľa vzťahov (5.13) až (5.17).

$$\left(\frac{X}{Y}\right)_{\Sigma} = \frac{0,25 \cdot c_T}{\mu \cdot \sqrt{(\mu^2 + \lambda^2)}} [-] \quad (5.13)$$

$$\left(\frac{X}{Y}\right)_i = \frac{c_y}{4} \cdot \left[\frac{\mu}{(\cos \alpha)^3 \cdot \sqrt{(\mu^2 + \lambda^2)}} \right] [-] \quad (5.14)$$

$$\left(\frac{X}{Y}\right)_f = \frac{f}{c_y \cdot \pi \cdot R_{NR}^2} [-] \quad (5.15)$$

$$\left(\frac{X}{Y}\right)_y = \tan \theta \cong \frac{v_y}{v} [-]; \quad \text{pre vodorovný let } \theta = 0 \rightarrow \left(\frac{X}{Y}\right)_y = 0 \quad (5.16)$$

$$\begin{aligned} \left(\frac{X}{Y}\right)_p = & \frac{\sigma \cdot \delta_0}{\mu \cdot c_T} \cdot (t_{6,1}) + \frac{\sigma \cdot \delta_1}{\mu \cdot c_T} \cdot [(t_{6,2}) \cdot \lambda + (t_{6,3}) \cdot \varphi_0 + (t_{6,4}) \cdot \varphi_1] + \\ & + \frac{\sigma \cdot \delta_1}{\mu \cdot c_T} \cdot \left[(t_{6,5}) \cdot \lambda^2 + (t_{6,6}) \cdot \lambda \cdot \varphi_0 + (t_{6,7}) \cdot \lambda \cdot \varphi_1 + \right. \\ & \left. + (t_{6,8}) \cdot \varphi_0^2 + (t_{6,9}) \cdot \varphi_0 \cdot \varphi_1 + (t_{6,10}) \cdot \varphi_1^2 \right] [-] \end{aligned} \quad (5.17)$$

5.3 Obecný postup výpočtu metódou energií

Realizácia výpočtu výkonov v doprednom lete je pomerne zložitá a zdĺhavá záležitosť. Tento fakt je spôsobený veľmi komplikovaným určením miestneho uhlu nábehu listu nosného rotora, ktorý sa pozdĺž listu mení aj so zmenou jeho azimutálnej polohy a veľkosť tohoto uhlu ovplyvňuje pretekánie prúdu vzduchu diskom hlavného rotora.

Pri označení uhlu nábehu listu hlavného rotora φ , uhlu skrútenia φ_1 a miestneho uhlu nábehu φ_0 , platí závislosť daná vzťahom (5.18).

$$\varphi = \varphi_0 + \varphi_1 [rad] \quad (5.18)$$

Pre výpočet miestneho uhlu nábehu φ_0 a prietokového súčiniteľa λ boli využité rovnice pre výpočet ťahu a krútiaceho momentu, ktoré sú dané vzťahmi (5.19) až (5.21).

$$\frac{c_T}{\sigma \cdot a} = (t_{3,1}) \cdot \lambda + (t_{3,2}) \cdot \varphi_0 + (t_{3,3}) \cdot \varphi_1 [-] \quad (5.19)$$

$$\begin{aligned} \frac{m_{k+}}{\sigma \cdot a} = & (t_{4,1}) \cdot \lambda^2 + (t_{4,2}) \cdot \lambda \cdot \varphi_0 + (t_{4,3}) \cdot \lambda \cdot \varphi_1 + \\ & + (t_{4,4}) \cdot \varphi_0^2 + (t_{4,5}) \cdot \varphi_0 \cdot \varphi_1 + (t_{4,6}) \cdot \varphi_1^2 [-] \end{aligned} \quad (5.20)$$

$$\begin{aligned} \frac{m_{k-}}{\sigma} = & \delta_0 \cdot (t_{5,1}) + \delta_1 \cdot [(t_{5,2}) \cdot \lambda + (t_{5,3}) \cdot \varphi_0 + (t_{5,4}) \cdot \varphi_1] + \\ & + \delta_2 \cdot \left[\begin{aligned} & (t_{5,5}) \cdot \lambda^2 + (t_{5,6}) \cdot \lambda \cdot \varphi_0 + (t_{5,7}) \cdot \lambda \cdot \varphi_1 + \\ & + (t_{5,8}) \cdot \varphi_0^2 + (t_{5,9}) \cdot \varphi_0 \cdot \varphi_1 + (t_{5,10}) \cdot \varphi_1^2 \end{aligned} \right] [-] \end{aligned} \quad (5.21)$$

Zo všetkých týchto rovníc je zrejmé, že súčiniteľ ťahu predstavuje závislosť $c_T = f(\lambda, \mu, \varphi_0)$ a súčiniteľ výkonnosti $m_k = f(\lambda, \mu, \varphi_0)$. Z rovníc (5.20) a (5.21) sa následne určí výsledný súčiniteľ krútiaceho momentu vzťahom (5.22).

$$m_K = m_{k-} - m_{k+} [-] \quad (5.22)$$

Po vyjadrení závislosti $\lambda = f(\varphi_0)$ z rovnice (5.19), sa tento vzťah dosadí do získanej rovnice pro m_K (5.22). Týmto dosadením vznikne kvadratická rovnice daná vzťahom (5.23). Jednotlivé koeficienty A, B a C sú potom definované vzťahmi (5.24) až (5.26).

$$A \cdot \varphi_0^2 + B \cdot \varphi_0 + C = 0 [-] \quad (5.23)$$

Koeficienty kvadratickej rovnice:

$$\begin{aligned} A = & \delta_2 \cdot \sigma \cdot \left[\frac{(t_{5,5}) \cdot (t_{3,2})^2}{(t_{3,1})^2} - \frac{(t_{5,6}) \cdot (t_{3,2})}{(t_{3,1})} + (t_{5,8}) \right] - \\ & - \sigma \cdot a \cdot \left[\frac{(t_{4,1}) \cdot (t_{3,2})^2}{(t_{3,1})^2} - \frac{(t_{4,2}) \cdot (t_{3,2})}{(t_{3,1})} + (t_{4,4}) \right] [-] \end{aligned} \quad (5.24)$$

$$\begin{aligned} B = & \delta_1 \cdot \sigma \cdot \left[-\frac{(t_{5,2}) \cdot (t_{3,2})}{(t_{3,1})} + (t_{5,3}) \right] + c_T \cdot \left[\frac{2 \cdot (t_{4,1}) \cdot (t_{3,2})}{(t_{3,1})^2} - \frac{(t_{4,2})}{(t_{3,1})} \right] - \\ & - \frac{2 \cdot \delta_2 \cdot c_T}{a} \cdot \left[\frac{(t_{5,5}) \cdot (t_{3,2})}{(t_{3,1})^2} - \frac{(t_{5,6})}{(t_{3,1})} \right] + \\ & + \delta_2 \cdot \sigma \cdot \varphi_1 \cdot \left[\frac{2 \cdot (t_{5,5}) \cdot (t_{3,2}) \cdot (t_{3,3})}{(t_{3,1})^2} - \frac{(t_{5,6}) \cdot (t_{3,3})}{(t_{3,1})} - \frac{(t_{5,7}) \cdot (t_{3,2})}{(t_{3,1})} + (t_{5,9}) \right] - \\ & - \sigma \cdot a \cdot \varphi_1 \cdot \left[\frac{2 \cdot (t_{4,1}) \cdot (t_{3,1}) \cdot (t_{3,3})}{(t_{3,1})^2} - \frac{(t_{4,2}) \cdot (t_{3,3})}{(t_{3,1})} - \frac{(t_{4,1}) \cdot (t_{3,2})}{(t_{3,1})} + (t_{4,5}) \right] [-] \end{aligned} \quad (5.25)$$

$$\begin{aligned}
C = & \delta_0 \cdot \sigma \cdot (t_{5,1}) + \frac{c_T \cdot \delta_1}{a} \cdot \frac{(t_{5,2})}{(t_{3,1})} + \frac{c_T^2 \cdot \delta_2}{\sigma \cdot a^2} \cdot \frac{(t_{5,5})}{(t_{3,1})^2} - \frac{c_T^2}{\sigma \cdot a} \cdot \frac{(t_{4,1})}{(t_{3,1})^2} - \\
& - \delta_1 \cdot \sigma \cdot \varphi_1 \left[\frac{(t_{5,2}) \cdot (t_{3,3})}{(t_{3,1})} + (t_{5,4}) \right] - \frac{c_T \cdot \delta_2 \cdot \varphi_1}{a} \cdot \left[\frac{2 \cdot (t_{5,5}) \cdot (t_{3,3})}{(t_{3,1})^2} - \frac{(t_{5,7})}{(t_{3,1})} \right] + \\
& + \sigma \cdot \delta_2 \cdot \varphi_1^2 \cdot \left[\frac{(t_{5,5}) \cdot (t_{3,3})^2}{(t_{3,1})^2} - \frac{(t_{5,7}) \cdot (t_{3,3})}{(t_{3,1})} + (t_{5,10}) \right] + \\
& + c_T \cdot \varphi_1 \cdot \left[\frac{2 \cdot (t_{3,3}) \cdot (t_{4,1})}{(t_{3,1})^2} - \frac{(t_{4,3})}{(t_{3,1})} \right] - \\
& - \sigma \cdot a \cdot \varphi_1^2 \cdot \left[\frac{(t_{4,1}) \cdot (t_{3,3})^2}{(t_{3,1})^2} - \frac{(t_{4,3}) \cdot (t_{3,3})}{(t_{3,1})} + (t_{4,6}) \right] - m_{Kzvol} [-]
\end{aligned} \tag{5.26}$$

Celkový krútiaci moment M_K , ktorý spotrebovávajú motor, nie je možné vypočítať, pokiaľ nebude stanovená časť, ktorá je určená na prekonávanie profilového odporu. Ak je známa uhlová rýchlosť otáčania nosného rotora ω_{NR} a súčiniteľ ťahu c_T , je možné stanoviť k výpočtu nasledujúce aproximácie a riadiť sa nasledovným postupom:

- zvolenie hodnoty pre veličinu m_{Kzvol} a následne výpočet miestneho uhla nábehu φ_0 z predchádzajúcej kvadratickej rovnice (5.23)
- pre vypočítané korene z rovnice (5.23), φ_{01} a φ_{02} je možné potom z rovnice (5.19) určiť hodnoty prietokového súčiniteľa λ_1 a λ_2
- následne sa pre hodnoty prietokového súčiniteľa λ_1 a λ_2 vypočítajú uhly nábehu nosného rotora α_1 a α_2 zo vzťahu (5.27)

$$\alpha = \arctg \left(\frac{\lambda}{\mu} + \frac{c_T}{4 \cdot \mu \cdot \sqrt{(\mu^2 + \lambda^2)}} \right) [rad] \tag{5.27}$$

- pre ďalšie kroky výpočtu sú využité hodnoty miestneho uhla nábehu φ_0 a prietokového súčiniteľa λ , ku ktorým vychádzajú z realizovaných výpočtov záporné hodnoty uhla nábehu α
- s použitím hodnoty uhla nábehu α je potom možné vypočítať hodnotu súčiniteľa vztlaku c_y podľa vzťahu (5.28)

$$c_y = \frac{c_T \cdot (\cos \alpha)^3}{\mu^2} [-] \tag{5.28}$$

- s využitím týchto hodnôt je potom možné vypočítať hodnoty súčiniteľov jednotlivých čiastkových pomerov výkonnosti s pomocou už zmienených vzťahov (5.14) až (5.17)

$$\left(\frac{X}{Y} \right)_i \text{ vzťah (5.14); } \left(\frac{X}{Y} \right)_f \text{ vzťah (5.15); } \left(\frac{X}{Y} \right)_y \text{ vzťah (5.16); } \left(\frac{X}{Y} \right)_p \text{ vzťah (5.17)}$$

- súčtom všetkých súčiniteľov vypočítaných čiastkových pomerov výkonnosti sa stanoví hodnota výsledného celkového pomeru, ktorý je definovaný vzťahom (5.12)

$$\left(\frac{X}{Y}\right)_{\Sigma} = \left(\frac{X}{Y}\right)_p + \left(\frac{X}{Y}\right)_i + \left(\frac{X}{Y}\right)_f + \left(\frac{X}{Y}\right)_y \quad [-]$$

- s využitím získanej hodnoty súčiniteľa celkového pomeru výkonnosti z predchádzajúceho kroku a úpravou rovnice danej vzťahom (5.29) je možné získať vzťah (5.30) pre výpočet krútiaceho momentu M_K

$$\left(\frac{X}{Y}\right)_{\Sigma} = \frac{N_{\Sigma}}{v \cdot Y} = \frac{M_K \cdot \omega_{NR}}{v \cdot G} \quad [-] \quad (5.29)$$

$$M_K = \frac{\left(\frac{X}{Y}\right)_{\Sigma} \cdot \mu \cdot G \cdot R_{NR}}{\cos \alpha} \quad [Nm] \quad (5.30)$$

- z vypočítanej hodnoty krútiaceho momentu M_K je možné potom podľa vzťahu (5.31) vypočítať hodnotu súčiniteľa krútiaceho momentu m_K

$$m_K = \frac{1}{2} \cdot \frac{M_K}{\rho \cdot \pi \cdot R_{NR}^3 \cdot (R_{NR} \cdot \omega_{NR})^2} \quad [-] \quad (5.31)$$

- následne je možné porovnanie zvolenej hodnoty krútiaceho momentu m_{Kzvol} s vypočítanou hodnotou m_K . Ak sa ich hodnota nezhoduje, je nutné zvoliť novú hodnotu m_{Kzvol} a celý výpočet opakovať odznova, pokiaľ nie sú obe hodnoty zhodné
- taktiež je možné výpočtom stanoviť potrebnú výkonnosť N_p , a to pomocou vypočítaných hodnôt miestneho uhla nábehu φ_0 a prietokového súčiniteľa λ pre rôzne hodnoty postupového pomeru μ
- cyklus výpočtu prebieha podľa už zmienených rovníc v poradí:
 - (a) voľba hodnoty postupového pomeru μ
 - (b) výpočet súčiniteľa ťahu c_T , miestneho uhla nábehu φ_0 , prietokového súčiniteľa λ , súčiniteľa vztlaku c_y , súčiniteľov čiastkových pomerov výkonnosti $(X/Y)_i$, $(X/Y)_f$, $(X/Y)_y$, $(X/Y)_p$ a doprednej rýchlosti v , danej vzťahom (5.32)

$$v = \frac{\mu \cdot R_{NR} \cdot \omega_{NR}}{\cos \alpha} \quad [m/s] \quad (5.32)$$

- napokon je možné stanoviť potrebnú výkonnosť N_p z rovnice danej vzťahom (5.33)

$$N_p = \left(\frac{X}{Y}\right)_{\Sigma} \cdot m_{VZL} \cdot g \cdot v \quad [W] \quad (5.33)$$

5.4 Vzorový výpočet výkonov v doprednom lete

Ako už bolo zmienené v podkapitole 5.3 *Obecný postup výpočtu metódou energií*, riešenie problematiky výpočtu výkonov v doprednom lete akoukoľvek metódou je veľmi komplikované a vyžaduje nielen dostatok času, ale aj mnoho zjednodušení, zostručnení a štatistických prvkov, aby bolo možné prísť k reálnemu výsledku, ktorý je možné označiť ako dostačujúci.

Pre výpočet výkonov vrtuľníka v doprednom lete a následne pre vyhodnotenie výsledkov bol použitý výpočtový program vytvorený v aplikácii Microsoft Excel, ktorého autorom je doc. Ing. Dalibor Rozehnal, Ph.D. [22]

K realizácii výpočtu boli potrebné tabuľky číselných hodnôt koeficientov, ktoré slúžia k stanoveniu jednotlivých parametrov dopredného letu. Tieto tabuľky, ktoré boli prepísané do súčasnej podoby ako sú uvedené v tejto práci, tak ako aj celý postup výpočtu, ktorý bol realizovaný na základe príslušnej odbornej literatúry. Z dôvodu veľkého obsahu číselných hodnôt v tabuľkách bola ako ilustratívny príklad pre lepšiu prehľadnosť v texte práce uvedená iba tabuľka 5.1. Zvyšné tabuľky potrebné k výpočtu sú uvedené v prílohe C tejto práce. [26]

Tabuľka 5.1: Číselné koeficienty pre výkony v doprednom lete vrtuľníka [26]

Koeficienty pre stanovenie parametrov: a_0/γ , a_1 , b_1/γ pri $\gamma=7,5$ a $B=0,97$												
Koeficient	μ	0,00	0,05	0,10	0,15	0,20	0,25	0,30	0,35	0,40	0,45	0,50
$t_{1,1}$	λ	0,1521	0,1521	0,1521	0,1522	0,1524	0,1526	0,1530	0,1535	0,1541	0,1549	0,1558
$t_{1,2}$	φ_0	0,1107	0,1110	0,1118	0,1133	0,1153	0,1179	0,1210	0,1245	0,1285	0,1329	0,1376
$t_{1,3}$	φ_1	0,0859	0,0861	0,0866	0,0876	0,0889	0,0906	0,0926	0,0949	0,0976	0,1005	0,1038
$t_{1,4}$	λ	0,0000	0,1064	0,2134	0,3215	0,4315	0,5438	0,6592	0,7781	0,9011	1,0290	1,1622
$t_{1,5}$	φ_0	0,0000	0,1377	0,2767	0,4184	0,5641	0,7154	0,8737	1,0404	1,2172	1,4055	1,6071
$t_{1,6}$	φ_1	0,0000	0,1002	0,2013	0,3043	0,4102	0,5199	0,6343	0,7545	0,8813	1,0159	1,1589
$t_{1,7}$	λ	0,0000	0,0104	0,0209	0,0312	0,0415	0,0517	0,0619	0,0720	0,0822	0,0924	0,1027
$t_{1,8}$	φ_0	0,0000	0,0076	0,0153	0,0233	0,0315	0,0401	0,0493	0,0590	0,0695	0,0809	0,0933
$t_{1,9}$	φ_1	0,0000	0,0059	0,0119	0,0180	0,0243	0,0308	0,0376	0,0449	0,0526	0,0609	0,0697
$t_{1,10}$	$M_G/(2 \cdot \gamma \cdot J_{VZ} \cdot \Omega^2)$	0,0000	-0,0686	-0,1367	-0,2038	-0,2693	-0,3328	-0,3939	-0,4522	-0,5071	-0,5585	-0,6058

Pre jednotlivé množiny hodnôt odpovedajúcich rovnakému koeficientu $t_{x,y}$ boli vytvorené grafické závislosti. Tie boli preložené krivkami polynómu tretieho rádu, aby nebol výpočet viazaný iba na hodnoty uvedené v priložených tabuľkách. Vďaka tejto úprave boli s pomocou kriviek polynómu vytvorené náhradné polynomicke vzťahy, prostredníctvom ktorých bude možné jednotlivé koeficienty $t_{x,y}$ vypočítať. [10]

Výpočet výkonov v doprednom lete bol realizovaný podľa štandardných parametrov a hodnôt veličín pre $H = 0$ m MSA (základné veličiny MSA sú uvedené v tabuľke 5.2) pre vzletovú hmotnosť vrtuľníka $m_{VZL} = 590$ kg. Hodnoty veličín potrebných pre tento výpočet boli stanovené v predchádzajúcich kapitolách tejto práce a sú z dôvodu prehľadnosti uvedené v nasledujúcej tabuľke 5.3. Parametre pre profil rotorového listu boli prevzaté z obecného a používaného NACA reportu. Ostatné parametre bolo treba stanoviť voľbou na základe literárnych zdrojov, prípadne skúseností z použitia v praxi, iné bolo nutné dopočítať. Nasledujúce výpočty boli realizované v súlade s výpočtovými krokmi ako v už zmienenom programe vytvorenom v aplikácii Microsoft Excel.

Tabuľka 5.2: Hodnoty veličín pre $H = 0$ m MSA

Hodnoty veličín pre $H = 0$ m MSA	
Výška letu H [m]	0
Atmosférický tlak p_A [Pa]	101325
Plynová konštanta r_{PK} [J/kg·K]	287,10
Teplota T [K]	288,15
Hustota vzduchu ρ [kg/m ³]	1,225
Gravitačné zrýchlenie g [m/s ²]	9,80665

Tabuľka 5.3: Hodnoty veličín pre výpočet výkonov v doprednom lete

Hodnoty veličín pre výpočet	
Vzletová hmotnosť m_{VZL} [kg]	590
Tiaž G [N]	5785,92
Počet pracujúcich motorov k [ks]	1
Využitelný výkon motora N_M využit. [kW]	79
Účinnosť prenosu sústavy η [-]	0,85
Otáčky nosného motora n_{NR} [ot/min]	452,34
Uhlová rýchlosť otáčania ω_{NR} [1/rad]	47,37
Počet listov z [ks]	2
Priemer nosného rotora D_{NR} [m]	7,60
Polomer nosného rotora R_{NR} [m]	3,80
Hĺbka profilu listu hlavného rotora b [m]	0,19
Neúčinná plocha listu r [m]	0,50
Sklon vztlakovej čiary profilu $a_{prof.}$ [1/rad]	5,80
Sklon vztlakovej čiary listu $a_{list.}$ [1/rad]	5,17
Absolútny člen profilu δ_0 [-]	0,0087
Lineárny člen profilu δ_1 [-]	-0,0216
Kvadratický člen profilu δ_2 [-]	0,4000
Odpor ekvivalentnej dosky f [-]	2
Postupový pomer μ [-]	0,07
Charakteristická konštanta γ [-]	7,5
Skrútenie listu φ_1 [rad]	0

Postup výpočtu:

- výškový koeficient motora A_M [-]

$$A_M = 1,11 \cdot \frac{p}{p_{H=0}} \cdot \sqrt{\frac{T_{H=0}}{T}} - 0,11 \text{ [-]}$$

$$A_M = 1,11 \cdot \frac{101325}{101325} \cdot \sqrt{\frac{288,15}{288,15}} - 0,11 \text{ [-]}$$

$$A_M = 1 \text{ [-]}$$

- plnosť disku nosného rotora σ [-]

$$\sigma = \frac{z \cdot b}{\pi \cdot R_{NR}} \text{ [-]}$$

$$\sigma = \frac{2 \cdot 0,19}{\pi \cdot 3,8} \text{ [-]}$$

$$\sigma \cong 0,0318 \text{ [-]}$$

- zaťaženie disku nosného rotora p [kg/m^2]

$$p = \frac{4 \cdot m_{VZL} \cdot g}{\pi \cdot D_{NR}^2} [kg/m^2]$$

$$p = \frac{4 \cdot 590 \cdot 9,80665}{\pi \cdot 7,6^2} [kg/m^2]$$

$$p \cong 127,54 [kg/m^2]$$

- súčiniteľ ťahu nosného rotora c_T [-]

$$c_T = \frac{2 \cdot p}{\rho \cdot (\omega_{NR} \cdot R_{NR})^2} [-]$$

$$c_T = \frac{2 \cdot p}{\rho \cdot (\omega_{NR} \cdot R_{NR})^2} [-]$$

$$c_T = \frac{2 \cdot 127,54}{1,225 \cdot (47,37 \cdot 3,8)^2} [-]$$

$$c_T \cong 0,0064 [-]$$

- empirický súčiniteľ strát B [-]

$$B = 1 - \frac{\sqrt{c_T}}{z} [-]$$

$$B = 1 - \frac{\sqrt{0,0064}}{2} [-]$$

$$B \cong 0,9599 [-]$$

- súčiniteľ neúčinného polomeru r_N [-]

$$r_N = \frac{r}{R_{NR}} [-]$$

$$r_N = \frac{0,5}{3,8} [-]$$

$$r_N \cong 0,1316 [-]$$

- súčiniteľ okrajových strát κ [-]

$$\kappa = B - r_N^2 [-]$$

$$\kappa = 0,9599 - 0,1316^2 [-]$$

$$\kappa \cong 0,9426 [-]$$

- axiálna indukovaná rýchlosť v_{axial} [m/s]

$$v_{axial} = R_{NR} \cdot \omega_{NR} \cdot \frac{\sqrt{c_T}}{2} [m/s]$$

$$v_{axial} = 3,8 \cdot 47,37 \cdot \frac{\sqrt{0,0064}}{2} [m/s]$$

$$v_{axial} \cong 7,20 [m/s]$$

- súčiniteľ vztlaku c_y [-]

$$c_y = \frac{3 \cdot c_T}{\kappa \cdot \sigma} [-]$$

$$c_y = \frac{3 \cdot 0,0064}{0,9426 \cdot 0,0318} [-]$$

$$c_y \cong 0,6426 [-]$$

- miestny uhol nábehu profilu listu α [rad]

$$\alpha = \frac{c_y}{a_{list}} [rad]$$

$$\alpha = \frac{0,6426}{5,17} [rad]$$

$$\alpha \cong 0,1243 [rad]$$

$$\alpha \cong 7,12 [^\circ]$$

- uhol pritekania prúdu β [°]

$$\beta = \arctg\left(\frac{v_{axial}}{\omega_{NR} \cdot R_{NR}}\right) [^\circ]$$

$$\beta = \arctg\left(\frac{7,20}{47,37 \cdot 3,8}\right) [^\circ]$$

$$\beta \cong 2,29 [^\circ]$$

- uhol nastavenia φ_0 [°]

$$\varphi_0 = \alpha + \beta [^\circ]$$

$$\varphi_0 = 7,12 + 2,29 [^\circ]$$

$$\varphi_0 = 9,41 [^\circ]$$

- súčiniteľ odporu c_x [-]

$$c_x = \delta_0 - \delta_1 \cdot \alpha + \delta_2 \cdot \alpha^2 [-]$$

$$c_x = 0,0087 - 0,0216 \cdot 0,1243 + 0,400 \cdot 0,1243^2 [-]$$

$$c_x \cong 0,0122 [-]$$

- vplyv indukčnosti pod rotorom podľa teórie ideálneho propulzoru $P_{v.odpor}$ [W]

$$P_{v.odpor} = \frac{\rho}{2} \cdot \left(v_z + v_{axial} \cdot \frac{v_2}{v_0}\right)^3 \cdot c_{x,vertik} \cdot s [W]$$

$$\frac{v_2}{v_0} = 1,65 [-]; \quad c_{x,vertik} \cdot s = 4 [-]$$

$$P_{v.odpor} = \frac{1,225}{2} \cdot (2,9158 + 7,20 \cdot 1,65)^3 \cdot 4 [W]$$

$$P_{v.odpor} = 7935,63 [W]$$

- súčiniteľ výkonnosti m_k [-]

$$m_k = \frac{2 \cdot (N_{Mvyužit.} - P_{v.odpor})}{\rho \cdot \pi \cdot R_{NR}^2 \cdot (R_{NR} \cdot \omega_{NR})^3} [-]$$

$$m_k = \frac{2 \cdot (79220 - 7935,63)}{1,225 \cdot \pi \cdot 3,8^2 \cdot (3,8 \cdot 47,37)^3} [-]$$

$$m_k \cong 0,00044 [-]$$

- všeobecný parameter n_V [-]

$$n_V = m_k - \frac{c_x \cdot \sigma}{4} [-]$$

$$n_V = 0,00044 - \frac{0,0122 \cdot 0,0318}{4} [-]$$

$$n_V \cong 0,00034 [-]$$

- stúpacia rýchlosť v_Z [m/s]

$$v_Z = \left(\frac{n_V \cdot \kappa}{c_T} - \frac{c_T^2}{4 \cdot n_V \cdot \kappa^2} \right) \cdot R_{NR} \cdot \omega_{NR} [m/s]$$

$$v_Z = \left(\frac{0,00034 \cdot 0,9426}{0,0064} - \frac{0,0064^2}{4 \cdot 0,00034 \cdot 0,9426^2} \right) \cdot 3,8 \cdot 47,37 [m/s]$$

$$v_Z \cong 2,9158 [m/s]$$

- Machovo číslo M [-]

$$M = \frac{R_{NR} \cdot \omega_{NR}}{a_Z} [-]$$

$$M = \frac{3,8 \cdot 47,37}{340} [-]$$

$$M \cong 0,53 [-]$$

- dopredná rýchlosť v_{dop} [m/s]

$$v_{dop} = \frac{\mu \cdot R_{NR} \cdot \omega_{NR}}{\cos \alpha} [m/s]$$

$$v_{dop} = \frac{0,07 \cdot 3,8 \cdot 47,37}{\cos 7,12} [m/s]$$

$$v_{dop} \cong 12,70 [m/s]$$

- prietokový súčiniteľ λ [-]

$$\lambda = \frac{(v_{dop} \cdot \sin \alpha) - v_{axial}}{R_{NR} \cdot \omega_{NR}} [-]$$

$$\lambda = \frac{(12,70 \cdot \sin 7,12) - 7,20}{3,8 \cdot 47,37} [-]$$

$$\lambda \cong -0,0313 [-]$$

- súčiniteľ výkonnosti m_k [-]

$$m_k = \sqrt{\frac{c_T^3}{4 \cdot \kappa^3} + \sigma \cdot \frac{c_x}{4}} [-]$$

$$m_k = \sqrt{\frac{0,0064^3}{4 \cdot 0,9426^3} + 0,0318 \cdot \frac{0,0122}{4}} [-]$$

$$m_k \cong 0,00038 [-]$$

- potrebný výkon N_p [W]

$$N_p = \frac{m_k \cdot \rho \cdot \pi \cdot R_{NR}^2 \cdot (R_{NR} \cdot \omega_{NR})^3}{2 \cdot \eta} [W]$$

$$N_p = \frac{0,00038 \cdot 1,225 \cdot \pi \cdot 3,8^2 \cdot (3,8 \cdot 47,37)^3}{2 \cdot 0,85} [W]$$

$$N_p \cong 71827,56 [W]$$

$$N_p \cong 71,8 [kW]$$

- číselné hodnoty koeficientov pre stanovenie parametrov $\mathbf{a_0/\gamma}$, $\mathbf{a_0}$, $\mathbf{a_1}$, $\mathbf{b_1/\gamma}$, $\mathbf{b_1}$

kde: a_0 [rad] uhol vzopätia
 a_1 [rad] uhol pozdĺžneho sklonu osi kužeľa nosného rotora
 b_1 [rad] uhol priečného sklonu osi kužeľa nosného rotora

$$t_{1,1} = 0,0185 \cdot \mu^3 + 0,0073 \cdot \mu^2 - 0,0009 \cdot \mu + 0,1521 [-]$$

$$t_{1,1} = 0,0185 \cdot 0,07^3 + 0,0073 \cdot 0,07^2 - 0,0009 \cdot 0,07 + 0,1521 [-]$$

$$t_{1,1} \cong 0,1521 [-]$$

$$t_{1,2} = -0,0454 \cdot \mu^3 + 0,1343 \cdot \mu^2 - 0,0020 \cdot \mu + 0,1107 [-]$$

$$t_{1,2} = -0,0454 \cdot 0,07^3 + 0,1343 \cdot 0,07^2 - 0,0020 \cdot 0,07 + 0,1107 [-]$$

$$t_{1,2} \cong 0,1112 [-]$$

$$t_{1,3} = -0,0172 \cdot \mu^3 + 0,0812 \cdot \mu^2 - 0,0005 \cdot \mu + 0,0859 [-]$$

$$t_{1,3} = -0,0172 \cdot 0,07^3 + 0,0812 \cdot 0,07^2 - 0,0005 \cdot 0,07 + 0,0859 [-]$$

$$t_{1,3} \cong 0,0863 [-]$$

$$t_{1,4} = 0,7947 \cdot \mu^3 + 0,0002 \cdot \mu^2 + 2,1260 \cdot \mu + 0,00001 [-]$$

$$t_{1,4} = 0,7947 \cdot 0,07^3 + 0,0002 \cdot 0,07^2 + 2,1260 \cdot 0,07 + 0,00001 [-]$$

$$t_{1,4} \cong 0,1491 [-]$$

$$t_{1,5} = 1,9810 \cdot \mu^3 - 0,0756 \cdot \mu^2 + 2,7570 \cdot \mu - 0,00009 [-]$$

$$t_{1,5} = 1,9810 \cdot 0,07^3 - 0,0756 \cdot 0,07^2 + 2,7570 \cdot 0,07 - 0,00009 [-]$$

$$t_{1,5} \cong 0,1932 [-]$$

$$t_{1,6} = 1,2760 \cdot \mu^3 - 0,0032 \cdot \mu^2 + 2,0010 \cdot \mu + 0,000006 [-]$$

$$t_{1,6} = 1,2760 \cdot 0,07^3 - 0,0032 \cdot 0,07^2 + 2,0010 \cdot 0,07 + 0,000006 [-]$$

$$t_{1,6} \cong 0,1405 [-]$$

$$t_{1,7} = 0,0269 \cdot \mu^3 - 0,0258 \cdot \mu^2 + 0,2117 \cdot \mu - 0,000047 [-]$$

$$t_{1,7} = 0,0269 \cdot 0,07^3 - 0,0258 \cdot 0,07^2 + 0,2117 \cdot 0,07 - 0,000047 [-]$$

$$t_{1,7} \cong 0,0147 [-]$$

$$t_{1,8} = 0,1500 \cdot \mu^3 - 0,0082 \cdot \mu^2 + 0,1532 \cdot \mu - 0,00003 [-]$$

$$t_{1,8} = 0,1500 \cdot 0,07^3 - 0,0082 \cdot 0,07^2 + 0,1532 \cdot 0,07 - 0,00003 [-]$$

$$t_{1,8} \cong 0,0107 [-]$$

$$t_{1,9} = 0,0943 \cdot \mu^3 - 0,0058 \cdot \mu^2 + 0,1188 \cdot \mu - 0,00001 [-]$$

$$t_{1,9} = 0,0943 \cdot 0,07^3 - 0,0058 \cdot 0,07^2 + 0,1188 \cdot 0,07 - 0,00001 [-]$$

$$t_{1,9} \cong 0,0083 [-]$$

$$t_{1,10} = 0,5778 \cdot \mu^3 + 0,0455 \cdot \mu^2 - 1,3790 \cdot \mu + 0,00007 [-]$$

$$t_{1,10} = 0,5778 \cdot 0,07^3 + 0,0455 \cdot 0,07^2 - 1,3790 \cdot 0,07 + 0,00007 [-]$$

$$t_{1,10} \cong -0,0096 [-]$$

- stanovenie parametrov $\mathbf{a_0/\gamma}$, $\mathbf{a_0}$, $\mathbf{a_1}$, $\mathbf{b_1/\gamma}$, $\mathbf{b_1}$

$$\frac{a_0}{\gamma} = 2 \cdot \left[(t_{1,1}) \cdot \lambda + (t_{1,2}) \cdot \varphi_0 + (t_{1,3}) \cdot \varphi_1 - (t_{1,10}) \cdot \frac{1}{2 \cdot \gamma} \cdot \frac{M_G}{J_{vz} \cdot \omega_{NR}^2} \right] [-]$$

$$\frac{a_0}{\gamma} = 2 \cdot \left[(0,1521) \cdot (-0,0313) + (0,1112) \cdot 0,1642 + \right. \\ \left. + (0,0863) \cdot 0 - (-0,0096) \cdot \frac{1}{2 \cdot 7,5} \cdot \frac{590 \cdot 9,80665}{32,77 \cdot 47,37^2} \right] [-]$$

$$\frac{a_0}{\gamma} \cong 0,0271 [-]$$

$$\frac{a_0}{\gamma} \cong 0,0271 [-] \quad \rightarrow \quad a_0 = 0,0271 \cdot \gamma [rad]$$

$$a_0 = 0,0271 \cdot 7,5 [rad]$$

$$a_0 \cong 0,2032 [rad]$$

$$a_1 = (t_{1,4}) \cdot \lambda + (t_{1,5}) \cdot \varphi_0 + (t_{1,6}) \cdot \varphi_1 \text{ [rad]}$$

$$a_1 = (0,1491) \cdot (-0,0313) + (0,1932) \cdot 0,1642 + (0,1405) \cdot 0 \text{ [rad]}$$

$$a_1 \cong 0,0271 \text{ [rad]}$$

$$\frac{b_1}{\gamma} = 2 \cdot \left[(t_{1,7}) \cdot \lambda + (t_{1,8}) \cdot \varphi_0 + (t_{1,9}) \cdot \varphi_1 + (t_{1,10}) \cdot \frac{1}{2 \cdot \gamma} \cdot \frac{M_G}{J_{vz} \cdot \omega_{NR}^2} \right] \text{ [-]}$$

$$\frac{b_1}{\gamma} = 2 \cdot \left[(0,0147) \cdot (-0,0313) + (0,0107) \cdot 0,1642 + \right. \\ \left. + (0,0083) \cdot 0 + (-0,0096) \cdot \frac{1}{2 \cdot 7,5} \cdot \frac{590 \cdot 9,80665}{32,77 \cdot 47,37^2} \right] \text{ [-]}$$

$$\frac{b_1}{\gamma} \cong 0,0025 \text{ [-]}$$

$$\frac{b_1}{\gamma} \cong 0,0025 \text{ [-]} \quad \rightarrow \quad b_1 = 0,0025 \cdot \gamma \text{ [rad]}$$

$$b_1 = 0,0025 \cdot 7,5 \text{ [rad]}$$

$$b_1 \cong 0,0187 \text{ [rad]}$$

- číselné hodnoty koeficientov pre stanovenie parametrov \mathbf{a}_2/μ^2 , \mathbf{b}_2/μ^2

$$t_{2,1} = 0,0004 \cdot \gamma^3 - 0,0118 \cdot \gamma^2 + 0,2334 \cdot \gamma - 0,0035 \text{ [-]}$$

$$t_{2,1} = 0,0004 \cdot 7,5^3 - 0,0118 \cdot 7,5^2 + 0,2334 \cdot 7,5 - 0,0035 \text{ [-]}$$

$$t_{2,1} \cong 1,2470 \text{ [-]}$$

$$t_{2,2} = 0,0005 \cdot \gamma^3 - 0,0143 \cdot \gamma^2 + 0,2223 \cdot \gamma - 0,0044 \text{ [-]}$$

$$t_{2,2} = 0,0005 \cdot 7,5^3 - 0,0143 \cdot 7,5^2 + 0,2223 \cdot 7,5 - 0,0044 \text{ [-]}$$

$$t_{2,2} \cong 1,0552 \text{ [-]}$$

$$t_{2,3} = 0,0004 \cdot \gamma^3 - 0,0107 \cdot \gamma^2 + 0,1684 \cdot \gamma - 0,0033 \text{ [-]}$$

$$t_{2,3} = 0,0004 \cdot 7,5^3 - 0,0107 \cdot 7,5^2 + 0,1684 \cdot 7,5 - 0,0033 \text{ [-]}$$

$$t_{2,3} \cong 0,8072 \text{ [-]}$$

$$t_{2,4} = 0,0006 \cdot \gamma^3 - 0,0082 \cdot \gamma^2 - 0,0159 \cdot \gamma + 0,0054 \text{ [-]}$$

$$t_{2,4} = 0,0006 \cdot 7,5^3 - 0,0082 \cdot 7,5^2 - 0,0159 \cdot 7,5 + 0,0054 \text{ [-]}$$

$$t_{2,4} \cong -0,3379 \text{ [-]}$$

$$t_{2,5} = 0,0007 \cdot \gamma^3 - 0,0099 \cdot \gamma^2 - 0,0194 \cdot \gamma + 0,0066 \text{ [-]}$$

$$t_{2,5} = 0,0007 \cdot 7,5^3 - 0,0099 \cdot 7,5^2 - 0,0194 \cdot 7,5 + 0,0066 \text{ [-]}$$

$$t_{2,5} \cong -0,4097 \text{ [-]}$$

$$t_{2,6} = 0,0005 \cdot \gamma^3 - 0,0074 \cdot \gamma^2 - 0,0145 \cdot \gamma + 0,0049 \text{ [-]}$$

$$t_{2,6} = 0,0005 \cdot 7,5^3 - 0,0074 \cdot 7,5^2 - 0,0145 \cdot 7,5 + 0,0049 \text{ [-]}$$

$$t_{2,6} \cong -0,3052 \text{ [-]}$$

- stanovenie parametrov \mathbf{a}_2/μ^2 , \mathbf{b}_2/μ^2

$$\frac{a_2}{\mu^2} = (t_{2,1}) \cdot \lambda + (t_{2,2}) \cdot \varphi_0 + (t_{2,3}) \cdot \varphi_1 [-]$$

$$\frac{a_2}{\mu^2} = (1,2470) \cdot (-0,0313) + (1,0552) \cdot 0,1642 + (0,8072) \cdot 0 [-]$$

$$\frac{a_2}{\mu^2} \cong 0,1342 [-]$$

$$\frac{b_2}{\mu^2} = (t_{2,4}) \cdot \lambda + (t_{2,5}) \cdot \varphi_0 + (t_{2,6}) \cdot \varphi_1 [-]$$

$$\frac{b_2}{\mu^2} = (-0,3379) \cdot (-0,0313) + (-0,4097) \cdot 0,1642 + (-0,3052) \cdot 0 [-]$$

$$\frac{b_2}{\mu^2} \cong -0,0567 [-]$$

- číselné hodnoty koeficientov pre stanovenie parametra $\mathbf{c}_T/(\sigma \cdot \mathbf{a})$

$$t_{3,1} = 0,1911 \cdot \mu^3 + 0,1875 \cdot \mu^2 + 0,0067 \cdot \mu + 0,4703 [-]$$

$$t_{3,1} = 0,1911 \cdot 0,07^3 + 0,1875 \cdot 0,07^2 + 0,0067 \cdot 0,07 + 0,4703 [-]$$

$$t_{3,1} \cong 0,4718 [-]$$

$$t_{3,2} = 0,1106 \cdot \mu^3 + 0,4030 \cdot \mu^2 + 0,0087 \cdot \mu + 0,3041 [-]$$

$$t_{3,2} = 0,1106 \cdot 0,07^3 + 0,4030 \cdot 0,07^2 + 0,0087 \cdot 0,07 + 0,3041 [-]$$

$$t_{3,2} \cong 0,3067 [-]$$

$$t_{3,3} = 0,1467 \cdot \mu^3 + 0,1882 \cdot \mu^2 + 0,0051 \cdot \mu + 0,2212 [-]$$

$$t_{3,3} = 0,1467 \cdot 0,07^3 + 0,1882 \cdot 0,07^2 + 0,0051 \cdot 0,07 + 0,2212 [-]$$

$$t_{3,3} \cong 0,2225 [-]$$

- stanovenie parametra $\mathbf{c}_T/(\sigma \cdot \mathbf{a})$

$$\frac{c_T}{\sigma \cdot a} = (t_{3,1}) \cdot \lambda + (t_{3,2}) \cdot \varphi_0 + (t_{3,3}) \cdot \varphi_1 [-]$$

$$\frac{c_T}{\sigma \cdot a} = (0,4718) \cdot (-0,0313) + (0,3067) \cdot 0,1642 + (0,2225) \cdot 0 [-]$$

$$\frac{c_T}{\sigma \cdot a} \cong 0,0356 [-]$$

- číselné hodnoty koeficientov pre stanovenie parametra $\mathbf{m}_{k+}/(\sigma \cdot \mathbf{a})$

$$t_{4,1} = 0,3719 \cdot \mu^3 + 1,2670 \cdot \mu^2 + 0,0124 \cdot \mu + 0,4702 [-]$$

$$t_{4,1} = 0,3719 \cdot 0,07^3 + 1,2670 \cdot 0,07^2 + 0,0124 \cdot 0,07 + 0,4702 [-]$$

$$t_{4,1} \cong 0,4774 [-]$$

$$t_{4,2} = 2,7870 \cdot \mu^3 + 1,9350 \cdot \mu^2 + 0,0851 \cdot \mu + 0,3030 [-]$$

$$t_{4,2} = 2,7870 \cdot 0,07^3 + 1,9350 \cdot 0,07^2 + 0,0851 \cdot 0,07 + 0,3030 [-]$$

$$t_{4,2} \cong 0,3194 [-]$$

$$t_{4,3} = 1,9780 \cdot \mu^3 + 1,4160 \cdot \mu^2 + 0,0622 \cdot \mu + 0,2204 [-]$$

$$t_{4,3} = 1,9780 \cdot 0,07^3 + 1,4160 \cdot 0,07^2 + 0,0622 \cdot 0,07 + 0,2204 [-]$$

$$t_{4,3} \cong 0,2324 [-]$$

$$t_{4,4} = 2,2470 \cdot \mu^3 + 0,2068 \cdot \mu^2 + 0,0701 \cdot \mu - 0,0010 [-]$$

$$t_{4,4} = 2,2470 \cdot 0,07^3 + 0,2068 \cdot 0,07^2 + 0,0701 \cdot 0,07 - 0,0010 [-]$$

$$t_{4,4} \cong 0,0057 [-]$$

$$t_{4,5} = 3,2610 \cdot \mu^3 + 0,3073 \cdot \mu^2 + 0,1027 \cdot \mu - 0,0015 [-]$$

$$t_{4,5} = 3,2610 \cdot 0,07^3 + 0,3073 \cdot 0,07^2 + 0,1027 \cdot 0,07 - 0,0015 [-]$$

$$t_{4,5} \cong 0,0083 [-]$$

$$t_{4,6} = 1,1770 \cdot \mu^3 + 0,1187 \cdot \mu^2 + 0,0367 \cdot \mu - 0,0005 [-]$$

$$t_{4,6} = 1,1770 \cdot 0,07^3 + 0,1187 \cdot 0,07^2 + 0,0367 \cdot 0,07 - 0,0005 [-]$$

$$t_{4,6} \cong 0,0030 [-]$$

- stanovenie parametra $m_{k+}/(\sigma \cdot a)$

$$\frac{m_{k+}}{\sigma \cdot a} = (t_{4,1}) \cdot \lambda^2 + (t_{4,2}) \cdot \lambda \cdot \varphi_0 + (t_{4,3}) \cdot \lambda \cdot \varphi_1 +$$

$$+ (t_{4,4}) \cdot \varphi_0^2 + (t_{4,5}) \cdot \varphi_0 \cdot \varphi_1 + (t_{4,6}) \cdot \varphi_1^2 [-]$$

$$\frac{m_{k+}}{\sigma \cdot a} = (0,4774) \cdot (-0,0313)^2 + (0,3194) \cdot (-0,0313) \cdot 0,1642 +$$

$$+ (0,2324) \cdot (-0,0313) \cdot 0 + (0,0057) \cdot 0,1642^2 +$$

$$+ (0,0083) \cdot 0,1642 \cdot 0 + (0,0030) \cdot 0^2 [-]$$

$$\frac{m_{k+}}{\sigma \cdot a} \cong -0,0010 [-]$$

- číselné hodnoty koeficientov pre stanovenie parametra m_k/σ

$$t_{5,1} = -0,0329 \cdot \mu^3 + 0,2604 \cdot \mu^2 - 0,0009 \cdot \mu + 0,2500 [-]$$

$$t_{5,1} = -0,0329 \cdot 0,07^3 + 0,2604 \cdot 0,07^2 - 0,0009 \cdot 0,07 + 0,2500 [-]$$

$$t_{5,1} \cong 0,2512 [-]$$

$$t_{5,2} = -0,0432 \cdot \mu^3 + 0,0133 \cdot \mu^2 - 0,0011 \cdot \mu + 0,3333 [-]$$

$$t_{5,2} = -0,0432 \cdot 0,07^3 + 0,0133 \cdot 0,07^2 - 0,0011 \cdot 0,07 + 0,3333 [-]$$

$$t_{5,2} \cong 0,3333 [-]$$

$$t_{5,3} = -0,0393 \cdot \mu^3 + 0,2558 \cdot \mu^2 + 0,0006 \cdot \mu + 0,2500 [-]$$

$$t_{5,3} = -0,0393 \cdot 0,07^3 + 0,2558 \cdot 0,07^2 + 0,0006 \cdot 0,07 + 0,2500 [-]$$

$$t_{5,3} \cong 0,2513 [-]$$

$$t_{5,4} = -0,0365 \cdot \mu^3 + 0,1775 \cdot \mu^2 - 0,0010 \cdot \mu + 0,2000 [-]$$

$$t_{5,4} = -0,0365 \cdot 0,07^3 + 0,1775 \cdot 0,07^2 - 0,0010 \cdot 0,07 + 0,2000 [-]$$

$$t_{5,4} \cong 0,2008 [-]$$

$$t_{5,5} = -0,4701 \cdot \mu^3 + 1,3910 \cdot \mu^2 + 0,0102 \cdot \mu + 0,4999 [-]$$

$$t_{5,5} = -0,4701 \cdot 0,07^3 + 1,3910 \cdot 0,07^2 + 0,0102 \cdot 0,07 + 0,4999 [-]$$

$$t_{5,5} \cong 0,5076 [-]$$

$$t_{5,6} = 3,1770 \cdot \mu^3 + 2,1060 \cdot \mu^2 + 0,0922 \cdot \mu + 0,6655 [-]$$

$$t_{5,6} = 3,1770 \cdot 0,07^3 + 2,1060 \cdot 0,07^2 + 0,0922 \cdot 0,07 + 0,6655 [-]$$

$$t_{5,6} \cong 0,6834 [-]$$

$$t_{5,7} = 2,2530 \cdot \mu^3 + 1,5210 \cdot \mu^2 + 0,0709 \cdot \mu + 0,4990 [-]$$

$$t_{5,7} = 2,2530 \cdot 0,07^3 + 1,5210 \cdot 0,07^2 + 0,0709 \cdot 0,07 + 0,4990 [-]$$

$$t_{5,7} \cong 0,5122 [-]$$

$$t_{5,8} = 2,4000 \cdot \mu^3 + 0,5228 \cdot \mu^2 + 0,0748 \cdot \mu + 0,2489 [-]$$

$$t_{5,8} = 2,4000 \cdot 0,07^3 + 0,5228 \cdot 0,07^2 + 0,0748 \cdot 0,07 + 0,2489 [-]$$

$$t_{5,8} \cong 0,2575 [-]$$

$$t_{5,9} = 3,5250 \cdot \mu^3 + 0,7272 \cdot \mu^2 + 0,1098 \cdot \mu + 0,3984 [-]$$

$$t_{5,9} = 3,5250 \cdot 0,07^3 + 0,7272 \cdot 0,07^2 + 0,1098 \cdot 0,07 + 0,3984 [-]$$

$$t_{5,9} \cong 0,4109 [-]$$

$$t_{5,10} = 1,2440 \cdot \mu^3 + 0,2836 \cdot \mu^2 + 0,0385 \cdot \mu + 0,1661 [-]$$

$$t_{5,10} = 1,2440 \cdot 0,07^3 + 0,2836 \cdot 0,07^2 + 0,0385 \cdot 0,07 + 0,1661 [-]$$

$$t_{5,10} \cong 0,1706 [-]$$

- stanovenie parametra \mathbf{m}_k/σ

$$\frac{m_{k-}}{\sigma} = \delta_0 \cdot (t_{5,1}) + \delta_1 \cdot [(t_{5,2}) \cdot \lambda + (t_{5,3}) \cdot \varphi_0 + (t_{5,4}) \cdot \varphi_1] +$$

$$+ \delta_2 \cdot \left[(t_{5,5}) \cdot \lambda^2 + (t_{5,6}) \cdot \lambda \cdot \varphi_0 + (t_{5,7}) \cdot \lambda \cdot \varphi_1 + \right. \\ \left. + (t_{5,8}) \cdot \varphi_0^2 + (t_{5,9}) \cdot \varphi_0 \cdot \varphi_1 + (t_{5,10}) \cdot \varphi_1^2 \right] [-]$$

$$\frac{m_{k-}}{\sigma} = 0,0087 \cdot (0,2512) + (-0,0216) \cdot \left[\begin{array}{l} (0,3333) \cdot (-0,0313) + \\ + (0,2513) \cdot 0,1642 + \\ + (0,2008) \cdot 0 \end{array} \right] +$$

$$+ 0,4000 \cdot \left[\begin{array}{l} (0,5076) \cdot (-0,0313)^2 + (0,6834) \cdot (-0,0313) \cdot 0,1642 + \\ + (0,5122) \cdot (-0,0313) \cdot 0 + (0,2575) \cdot (0,1642)^2 + \\ + (0,4109) \cdot (0,1642) \cdot 0 + (0,1706) \cdot 0^2 \end{array} \right] [-]$$

$$\frac{m_{k-}}{\sigma} \cong 0,0031 [-]$$

- číselné hodnoty koeficientov pre stanovenie parametra $\mu \cdot cr / (\sigma \cdot a) \cdot (X/Y)_p$

$$t_{6,1} = 0,1075 \cdot \mu^3 + 0,7075 \cdot \mu^2 + 0,0062 \cdot \mu + 0,2499 [-]$$

$$t_{6,1} = 0,1075 \cdot 0,07^3 + 0,7075 \cdot 0,07^2 + 0,0062 \cdot 0,07 + 0,2499 [-]$$

$$t_{6,1} \cong 0,2538 [-]$$

$$t_{6,2} = 0,1490 \cdot \mu^3 + 0,0897 \cdot \mu^2 + 0,0080 \cdot \mu + 0,3330 [-]$$

$$t_{6,2} = 0,1490 \cdot 0,07^3 + 0,0897 \cdot 0,07^2 + 0,0080 \cdot 0,07 + 0,3330 [-]$$

$$t_{6,2} \cong 0,3341 [-]$$

$$t_{6,3} = 0,0591 \cdot \mu^3 + 0,2729 \cdot \mu^2 + 0,0020 \cdot \mu + 0,2500 [-]$$

$$t_{6,3} = 0,0591 \cdot 0,07^3 + 0,2729 \cdot 0,07^2 + 0,0020 \cdot 0,07 + 0,2500 [-]$$

$$t_{6,3} \cong 0,2515 [-]$$

$$t_{6,4} = 0,0398 \cdot \mu^3 + 0,1536 \cdot \mu^2 + 0,0014 \cdot \mu + 0,2000 [-]$$

$$t_{6,4} = 0,0398 \cdot 0,07^3 + 0,1536 \cdot 0,07^2 + 0,0014 \cdot 0,07 + 0,2000 [-]$$

$$t_{6,4} \cong 0,2009 [-]$$

$$t_{6,5} = 0,6670 \cdot \mu^3 + 0,7505 \cdot \mu^2 + 0,0212 \cdot \mu + 0,4997 [-]$$

$$t_{6,5} = 0,6670 \cdot 0,07^3 + 0,7505 \cdot 0,07^2 + 0,0212 \cdot 0,07 + 0,4997 [-]$$

$$t_{6,5} \cong 0,5051 [-]$$

$$t_{6,6} = 2,0130 \cdot \mu^3 + 1,2540 \cdot \mu^2 + 0,0689 \cdot \mu + 0,6659 [-]$$

$$t_{6,6} = 2,0130 \cdot 0,07^3 + 1,2540 \cdot 0,07^2 + 0,0689 \cdot 0,07 + 0,6659 [-]$$

$$t_{6,6} \cong 0,6776 [-]$$

$$t_{6,7} = 1,4590 \cdot \mu^3 + 0,7389 \cdot \mu^2 + 0,0459 \cdot \mu + 0,4993 [-]$$

$$t_{6,7} = 1,4590 \cdot 0,07^3 + 0,7389 \cdot 0,07^2 + 0,0459 \cdot 0,07 + 0,4993 [-]$$

$$t_{6,7} \cong 0,5066 [-]$$

$$t_{6,8} = 1,5430 \cdot \mu^3 + 0,3728 \cdot \mu^2 + 0,0483 \cdot \mu + 0,2493 [-]$$

$$t_{6,8} = 1,5430 \cdot 0,07^3 + 0,3728 \cdot 0,07^2 + 0,0483 \cdot 0,07 + 0,2493 [-]$$

$$t_{6,8} \cong 0,2550 [-]$$

$$t_{6,9} = 1,9210 \cdot \mu^3 + 0,5396 \cdot \mu^2 + 0,0601 \cdot \mu + 0,3991 [-]$$

$$t_{6,9} = 1,9210 \cdot 0,07^3 + 0,5396 \cdot 0,07^2 + 0,0601 \cdot 0,07 + 0,3991 [-]$$

$$t_{6,9} \cong 0,4066 [-]$$

$$t_{6,10} = 0,6255 \cdot \mu^3 + 0,2280 \cdot \mu^2 + 0,0191 \cdot \mu + 0,1664 [-]$$

$$t_{6,10} = 0,6255 \cdot 0,07^3 + 0,2280 \cdot 0,07^2 + 0,0191 \cdot 0,07 + 0,1664 [-]$$

$$t_{6,10} \cong 0,1691 [-]$$

- stanovenie parametra $\mu \cdot c_T / (\sigma \cdot a) \cdot (X/Y)_p$

$$\frac{\mu \cdot c_T}{\sigma \cdot a} \cdot \left(\frac{X}{Y}\right)_p = \frac{\delta_0}{a} \cdot (t_{6,1}) + \frac{\delta_1}{a} \cdot [(t_{6,2}) \cdot \lambda + (t_{6,3}) \cdot \varphi_0 + (t_{6,4}) \cdot \varphi_1] +$$

$$+ \frac{\delta_2}{a} \cdot \left[(t_{6,5}) \cdot \lambda^2 + (t_{6,6}) \cdot \lambda \cdot \varphi_0 + (t_{6,7}) \cdot \lambda \cdot \varphi_1 + \right. \\ \left. + (t_{6,8}) \cdot \varphi_0^2 + (t_{6,9}) \cdot \varphi_0 \cdot \varphi_1 + (t_{6,10}) \cdot \varphi_1^2 \right] [-]$$

$$\frac{\mu \cdot c_T}{\sigma \cdot a} \cdot \left(\frac{X}{Y}\right)_p = \frac{0,0087}{5,80} \cdot (0,2538) + \frac{(-0,0216)}{5,80} \cdot \left[\begin{array}{l} (0,3341) \cdot (-0,0313) + \\ + (0,2515) \cdot 0,1642 + \\ + (0,2009) \cdot 0 \end{array} \right] +$$

$$+ \frac{0,4000}{5,80} \cdot \left[\begin{array}{l} (0,5051) \cdot (-0,0313)^2 + (0,6776) \cdot (-0,0313) \cdot 0,1642 + \\ + (0,5066) \cdot (-0,0313) \cdot 0 + (0,2550) \cdot (0,1642)^2 + \\ + (0,4066) \cdot (0,1642) \cdot 0 + (0,1691) \cdot 0^2 \end{array} \right] [-]$$

$$\frac{\mu \cdot c_T}{\sigma \cdot a} \cdot \left(\frac{X}{Y}\right)_p \cong 0,0005 [-]$$

- číselné hodnoty koeficientov pre stanovenie parametra $\mu \cdot c_T / (\sigma \cdot a)$

$$t_{7,1} = 0,1742 \cdot \mu^3 + 0,0695 \cdot \mu^2 + 0,4540 \cdot \mu + 0,0003 [-]$$

$$t_{7,1} = 0,1742 \cdot 0,07^3 + 0,0695 \cdot 0,07^2 + 0,4540 \cdot 0,07 + 0,0003 [-]$$

$$t_{7,1} \cong 0,0325 [-]$$

$$t_{7,2} = 0,3435 \cdot \mu^3 + 0,0443 \cdot \mu^2 + 0,2998 \cdot \mu + 0,00006 [-]$$

$$t_{7,2} = 0,3435 \cdot 0,07^3 + 0,0443 \cdot 0,07^2 + 0,2998 \cdot 0,07 + 0,00006 [-]$$

$$t_{7,2} \cong 0,0214 [-]$$

$$t_{7,3} = 0,2352 \cdot \mu^3 - 0,000005 \cdot \mu^2 + 0,2213 \cdot \mu + 0,000001 [-]$$

$$t_{7,3} = 0,2352 \cdot 0,07^3 - 0,000005 \cdot 0,07^2 + 0,2213 \cdot 0,07 + 0,000001 [-]$$

$$t_{7,3} \cong 0,0156 [-]$$

- stanovenie parametra $\mu \cdot c_T / (\sigma \cdot a)$

$$\frac{\mu \cdot c_T}{\sigma \cdot a} = (t_{7,1}) \cdot \lambda + (t_{7,2}) \cdot \varphi_0 + (t_{7,3}) \cdot \varphi_1 [-]$$

$$\frac{\mu \cdot c_T}{\sigma \cdot a} = (0,0325) \cdot (-0,0313) + (0,0214) \cdot 0,1642 + (0,0156) \cdot 0 [-]$$

$$\frac{\mu \cdot c_T}{\sigma \cdot a} \cong 0,0025 [-]$$

- výpočet jednotlivých čiastkových pomerov výkonnosti

parameter $(X/Y)_i$

$$\left(\frac{X}{Y}\right)_i = \frac{c_y}{4} \cdot \left[\frac{\mu}{(\cos \alpha)^3 \cdot \sqrt{(\mu^2 + \lambda^2)}} \right] [-]$$

$$\left(\frac{X}{Y}\right)_i = \frac{0,6426}{4} \cdot \left[\frac{0,07}{(\cos 7,12)^3 \cdot \sqrt{(0,07^2 + (-0,0313)^2)}} \right] [-]$$

$$\left(\frac{X}{Y}\right)_i \cong 0,1501 [-]$$

parameter $(\mathbf{X}/\mathbf{Y})_f$

$$\left(\frac{X}{Y}\right)_f = \frac{f}{c_y \cdot \pi \cdot R_{NR}^2} [-]$$

$$\left(\frac{X}{Y}\right)_f = \frac{c_x \cdot \pi \cdot R_{NR}^2}{c_y \cdot \pi \cdot R_{NR}^2} [-]$$

$$\left(\frac{X}{Y}\right)_f = \frac{c_x}{c_y} [-]$$

$$\left(\frac{X}{Y}\right)_f = \frac{0,0122}{0,6426} [-]$$

$$\left(\frac{X}{Y}\right)_f \cong 0,0190 [-]$$

parameter $(\mathbf{X}/\mathbf{Y})_y$

$$\left(\frac{X}{Y}\right)_y = \tan \theta \cong \frac{v_y}{v} [-]; \quad \text{pre vodorovný let } \theta = 0 \rightarrow \left(\frac{X}{Y}\right)_y = 0$$

parameter $(\mathbf{X}/\mathbf{Y})_p$

$$\left(\frac{X}{Y}\right)_p = \frac{\sigma \cdot \delta_0}{\mu \cdot c_T} \cdot (t_{6,1}) + \frac{\sigma \cdot \delta_1}{\mu \cdot c_T} \cdot [(t_{6,2}) \cdot \lambda + (t_{6,3}) \cdot \varphi_0 + (t_{6,4}) \cdot \varphi_1] +$$

$$+ \frac{\sigma \cdot \delta_1}{\mu \cdot c_T} \cdot [(t_{6,5}) \cdot \lambda^2 + (t_{6,6}) \cdot \lambda \cdot \varphi_0 + (t_{6,7}) \cdot \lambda \cdot \varphi_1 +$$

$$+ (t_{6,8}) \cdot \varphi_0^2 + (t_{6,9}) \cdot \varphi_0 \cdot \varphi_1 + (t_{6,10}) \cdot \varphi_0^2] [-]$$

$$\left(\frac{X}{Y}\right)_p = \frac{0,0005}{\frac{\mu \cdot c_T}{\sigma \cdot a}} [-]$$

$$\left(\frac{X}{Y}\right)_p = \frac{0,0005}{0,0025} [-]$$

$$\left(\frac{X}{Y}\right)_p = 0,2000 [-]$$

- výpočet celkového pomeru výkonnosti $(\mathbf{X}/\mathbf{Y})_\Sigma$

$$\left(\frac{X}{Y}\right)_\Sigma = \left(\frac{X}{Y}\right)_p + \left(\frac{X}{Y}\right)_i + \left(\frac{X}{Y}\right)_f + \left(\frac{X}{Y}\right)_y [-]$$

$$\left(\frac{X}{Y}\right)_\Sigma = 0,2000 + 0,1501 + 0,0190 + 0 [-]$$

$$\left(\frac{X}{Y}\right)_\Sigma = 0,3691 [-]$$

- výpočet rýchlosti dopredného letu z celkovej výkonnosti v_{dop} [m/s]

$$\left(\frac{X}{Y}\right)_{\Sigma} = \frac{N_{\Sigma}}{v_{dop} \cdot Y} [-]$$

$$\left(\frac{X}{Y}\right)_{\Sigma} = \frac{N_{\Sigma}}{v_{dop} \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_{dop}^2 \cdot \pi \cdot R_{NR}^2 \cdot c_y} [-]$$

$$\left(\frac{X}{Y}\right)_{\Sigma} = \frac{N_{\Sigma}}{v_{dop}^3 \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot \pi \cdot R_{NR}^2 \cdot c_y} [-]$$

$$v_{dop} = \sqrt[3]{\frac{N_{\Sigma}}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot \pi \cdot R_{NR}^2 \cdot c_y \cdot \left(\frac{X}{Y}\right)_{\Sigma}}} [m/s]$$

$$v_{dop} = \sqrt[3]{\frac{71827,56}{\frac{1}{2} \cdot 1,225 \cdot \pi \cdot 3,80^2 \cdot 0,6426 \cdot 0,3691}} [m/s]$$

$$v_{dop} \cong 22,17 [m/s]$$

$$v_{dop} \cong 79,82 [km/h]$$

Vypočítaná rovnomerná dopredná rýchlosť pri konštantnej výške v_{dop} podľa výkonovej závislosti uvedenej v nasledujúcej podkapitole v grafe 5.2 približne odpovedá rýchlosti, pri ktorej je požadovaný výkon pre zabezpečenie dopredného letu minimálny, respektíve odpovedá rýchlosti pri najväčšom prebytku ťahu. Pri tejto rýchlosti je vrtuľník schopný prejsť do fáze letu najrýchlejšieho stúpania.

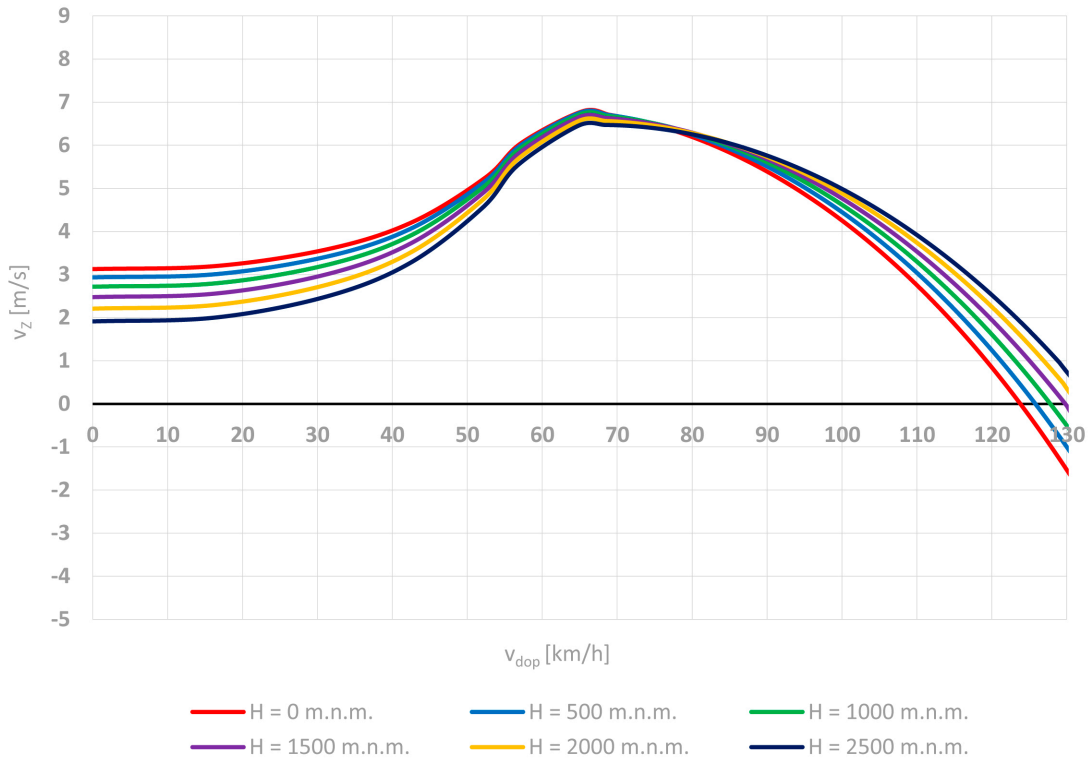
Výslednú hodnotu potrebného výkonu N_p a doprednej rýchlosti v_{dop} je treba brať s určitou rezervou, pretože v priebehu výpočtu dochádzalo k zaokrúhľovaniu a tiež k mnohým zjednodušeniam, ktoré do výsledných hodnôt vniesli nepresnosť. Tento realizovaný výpočet plní ilustratívnu funkciu skutočného výpočtu v programe Microsoft Excel.

5.5 Grafický výstup riešenia výkonov v doprednom lete

V rámci realizácie výpočtu výkonov v doprednom lete dochádzalo zámerne k variácii niektorých parametrov ako napríklad vzletová hmotnosť m_{VZL} (pri 600, 590, 580 kg) alebo účinnosť prenosu výkonu motora na nosný rotor η (pri 90, 85, 80 %). Do výpočtu bol taktiež zahrnutý vplyv výškovej charakteristiky, aby daný výpočet, a tým aj priebeh grafických závislostí bol čo najreálnejší. Vďaka týmto variáciám vzniklo veľké množstvo dát a grafických závislostí, preto nebolo možné uviesť všetky.

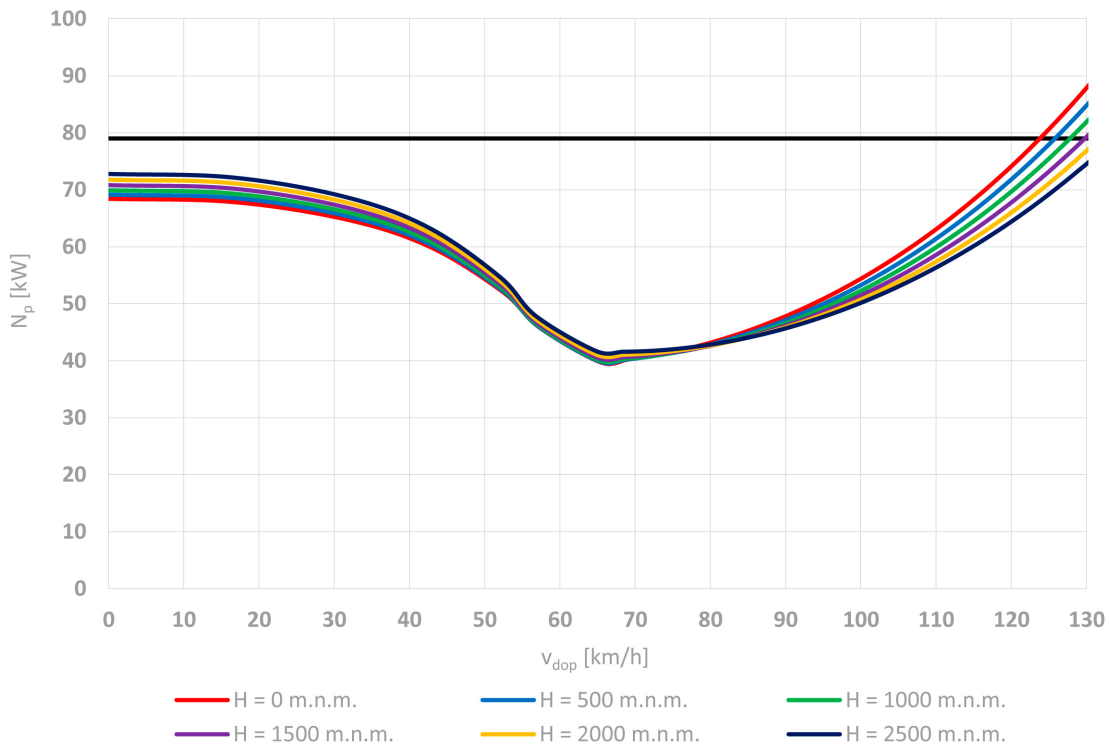
Pre vyhodnotenie vypočítaných a vykreslených dát bol zvolený variant uvedený v tabuľke 5.2. Grafické závislosti uvedené v grafe 5.1 a 5.2 v tejto podkapitole boli vytvorené pri zvolenej vzletovej hmotnosti $m_{VZL} = 590$ kg s účinnosťou prenosu výkonu $\eta = 0,85$ (85 %), čo predstavuje využiteľný výkon približne $N_{Mvyuž} = 79$ kW.

Stúpacia rýchlosť vrtuľníka



Graf 5.1: Závislosť zvislej stúpacej rýchlosti v_z na doprednej rýchlosti letu v_{dop} [22]

Potrebný výkon vrtuľníka



Graf 5.2: Závislosť potrebného výkonu N_p na doprednej rýchlosti letu v_{dop} [22]

Porovnanie výsledných závislostí stúpacích rýchlostí v_Z na doprednej rýchlosti v_{dop} logicky naznačuje fakt, že čím väčšia je vzletová hmotnosť vrtuľníka, tým sa dosahujú horšie výkony a nižšie stúpacie rýchlosti.

Zo závislosti potrebného výkonu motora N_p na doprednej rýchlosti v_{dop} plynie, že voľba daného motora a ďalších parametrov, ktoré z väčšej časti vyplývajú zo štatistického rozboru, bola úspešná. Je však pravdou, že vrtuľník pri danej voľbe pohonnej jednotky, zvolenými a vypočítanými základnými parametrami nebude radený popredných priečkach v letových výkonoch a vlastnostiach vo svojej kategórii. Problémy by mohli nastať s letovými výkonmi hlavne vo vyšších výškach z dôvodu nie príliš veľkého nadbytku výkonu. Tento výkonový nedostatok vo vyšších výškach však nie je tak vážny, pretože bolo počítané s tým, že sa vrtuľník nebude prevádzkovať vo vyšších výškach a bude predovšetkým používaný pre lety nízko nad terénom.

6. NÁVRH ROTOROVEJ HLAVY NOSNÉHO ROTORA

6.1 Konštrukčné prvky nosného rotora

Nosný rotor ako celok patrí k najdôležitejšej časti vrtuľníka a predstavuje pomerne zložitú a mimoriadne namáhanú časť, ktorej je nutné v priebehu návrhu, ale aj pri samotnej prevádzke venovať maximálnu možnú mieru pozornosti.

Zloženie nosného rotora pozostáva z týchto hlavných častí:

- rotorová hlava
- rotorové listy
- prvky zavesenia listov
- tlmiče odťahovania
- tlmiče vibrácií
- dorazy
- prvky ovládania listov
- ďalšie príslušenstvo (mazací, elektrický, proti-námrazový systém a častí systému riadenia)

V závislosti na jednotlivom type vrtuľníka sa môže tento zoznam hlavných častí nosného rotora meniť a nemusí obsahovať všetky uvedené časti. Príkladom sú moderné vrtuľníky s tuhým uchytením rotorových listov, uchytením listov elastomerickými kĺbmi, kde niektoré časti nie sú obsiahnuté v zostave nosného rotora. [1, 19]

6.2 Rotorová hlava nosného rotora

Hlava nosného rotora je určená predovšetkým k upevneniu rotorových listov a k prenosu krútiaceho momentu z hriadeľa na rotorové listy. Slúži však aj k zachyteniu síl a momentov pôsobiacich na rotor a k ich prenosu do trupu vrtuľníka. Ide o veľmi namáhanú časť nosného rotora, preto je dôležité zabezpečiť požadovanú dĺžku únavového života. Z tohoto hľadiska je kladený dôraz na výber materiálu, ktorým bude vysokopevnostná oceľ a na samotný technologický postup výroby, ktorý zabezpečí splnenie vysokých nárokov na spoľahlivosť. Základný polotovarom budú predkovky a výlisky a tieto technologické metódy budú využité aj pri dokončovacích operáciách. Pre splnenie funkcie a spoľahlivosti je nutné pri návrhu konštrukčného riešenia rotorovej hlavy brať v úvahu veľa faktorov. Nie je to iba spomínaný druh materiálu, technológia výroby, statické a dynamické pevnosti a únavová životnosť, no dôležitú úlohu tu zohráva aj samotný tvar a veľkosť rotorovej hlavy. Tie ovplyvnia hmotnosť, čelný odpor, spôsob uchytenia listov, systém riadenia, vhodnú voľbu ložísk a systém ich mazania, a podobne. [20]

Z konštrukčného návrhu uvedenom v podkapitole *1.4 Konštrukčný návrh vrtuľníka* plynie, že nosný rotor bude tvorený rotorovou hlavou s dvomi rotorovými listami, ktoré sú pripevnené k rotorovej hlave polotuhým spojením, ktoré zabezpečí možnosť mávania rotorových listov a vytvorí tak rotačný kužeľ nosného rotora. Jedným z hlavných dôvodov voľby dvoch rotorových listov je následné zvýšenie zložitosti celej konštrukcie rotorovej hlavy, zvýšenie hmotnosti a nákladov na prevádzku a opravy pri vyššom počte listov.

Polotuhé upnutie rotorových listov bude riešené pomocou vodorovných mávajúcich kĺbov. Pri konštrukcii rotorovej hlavy je nutné počítať s upevnením prvkov pre zabezpečenie riadenia a to ovládacích prvkov zaisťujúcich cyklickú a kolektívnu zmenu uhlu nastavenia rotorových listov.

U ľahkých vrtuľníkov je praxou potvrdené dostačujúce použitie polotuhého usporiadania listov rotorovej hlavy. Funkčne to znamená, že rotorové listy môžu mávať a meniť uhol nábehu, ale nie je umožnený kývavý pohyb listu. Túto funkciu zabezpečuje vertikálny čap, ktorý je spojený s pákou alebo tlmičom. Tento pohyb je realizovaný iba pôsobením aerodynamických síl na rotorový list a možnou pružnou deformáciou listu v závislosti na konštrukcii a materiáli rotorového listu, čo v tomto prípade skôr predstavuje nežiaduci jav. [20]

Celková konštrukcia hlavy nosného rotora bude uvažovaná z hľadiska požiadavky na nízku hmotnosť, jednoduchosť konštrukcie a vysokú mieru spoľahlivosti, zároveň však nie na úkor bezpečnosti alebo funkčnosti.

Navrhovaniu a konštruovaniu rotorovej hlavy predchádzalo skúmanie konštrukcií rotorových hláv vrtuľníkov s podobnými parametrami, akými sú napríklad Robinson R22 Beta II či RotorWay Exec 162F. Ich podrobné konštrukčné výkresy a schémy sú však chránené výrobným tajomstvom, a preto sú jednotlivé zdroje prakticky nedostupné, a to vo všetkých formách, čo veľmi komplikuje chápanie princípu činnosti jednotlivých konštrukčných zostáv skúmaných rotorových hláv.

6.3 Princíp činnosti rotorovej hlavy

Činnosť rotorovej hlavy je vo svojej podstate relatívne jednoduchá. Na pohyblivú dosku je od pilota privedený sústavou riadenia signál a to pákou cyklíky prípadne pákou kolektívneho riadenia. Privedený signál sa prejaví vychýlením pohyblivej dosky v danom smere, čo je umožnené vďaka uchyteniu na hriadeľ rotora. Vzniknutá výchylka pohyblivej dosky je ďalej vedená cez tiahla a páky k závesu rotorového listu, uchytený k hlavnému rámu rotorovej hlavy pomocou ložísk a hriadele, následne prostredníctvom rámu k závesu rotorovej hlavy. Na základe tejto prenesenej výchylky sa potom vychýli záves rotorového listu, ktorý rotuje okolo pozdĺžnej osi listu, tým sa docieli zvýšenie alebo zníženie uhlu nábehu rotorového listu. Záves rotorovej hlavy s uchytením vedľajšej hriadele pomocou guľôčkových ložísk sa bude otáčať okolo osi tejto vedľajšej hriadele a tým sa zároveň zabezpečí mávaný pohyb rotorových listov.

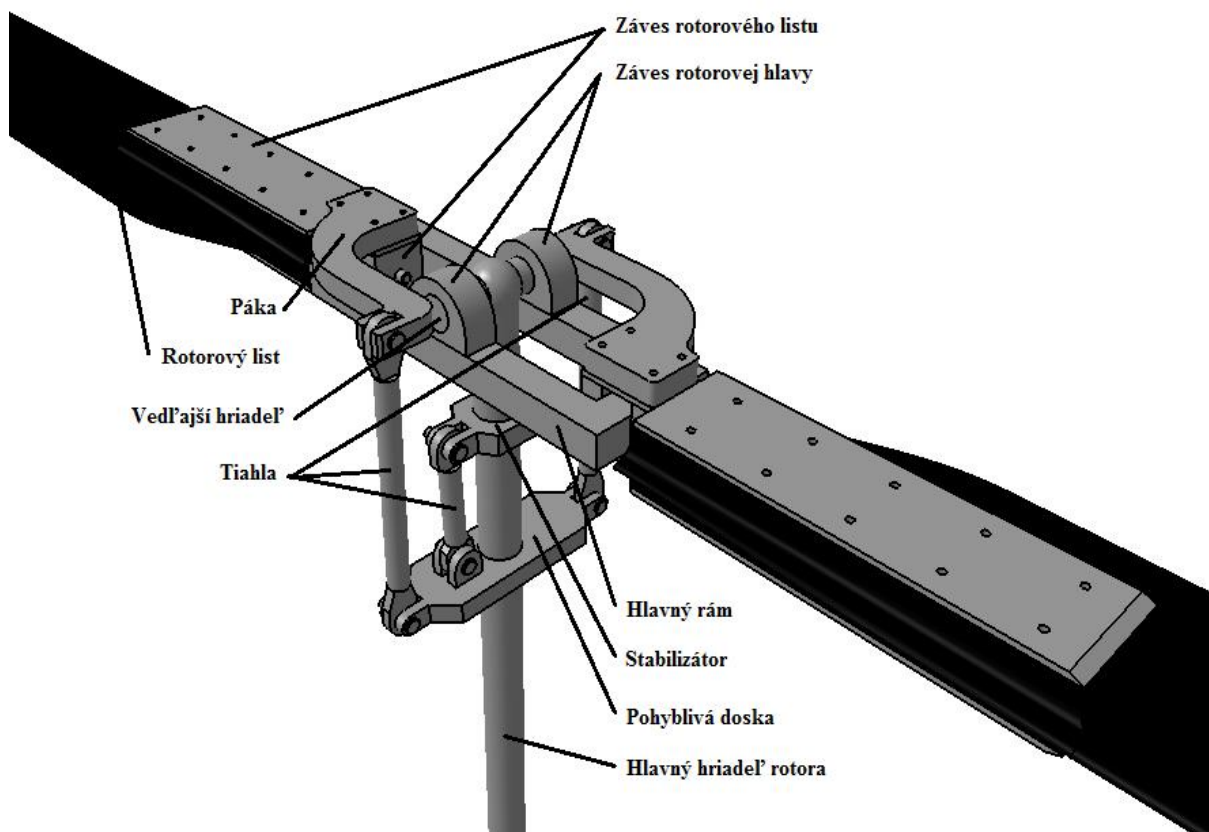
6.4 Konštrukcia hlavných častí rotorovej hlavy

Návrh konštrukcie ako 3D modelu z plôch tak ako aj pre celý koncept vrtuľníka bol realizovaný v programe Dassault Systemes Catia. Navrhnutá konštrukcia rotorovej hlavy je do určitej miery podobná konštrukcii rotorovej hlavy zmieneného typu vrtuľníka a to konkrétne RotorWay Exec 162F. Tento typ rotorovej hlavy je u tohoto konkrétneho výrobcu s pomerne menšími úpravami aplikovaný aj u vrtuľníkov novej generácie. Ide preto o konštrukciu funkčnú, praktickú a veľmi málo poruchovú a z tohoto dôvodu spĺňa všetky požiadavky pre túto konkrétnu navrhovanú rotorovú hlavu.

V skonštruovanej rotorovej hlave bola u všetkých pohyblivých prvkoch zaistená pohyblivosť pomocou ložísk jednotlivých typov. Pre prvky umiestnené na hlavnej hriadeľi boli použité sférické ložiská z dôvodu zabezpečenia pohyblivosti vo viacerých osách. U menších rotujúcich častí boli použité jednoradové, prípadne dvojradové ložiská a u zavesenia vedľajšej hriadele rotora ložisko valčekové.

Konštrukčný návrh v zmienenom grafickom programe neobsahuje jednotlivé zaistovacie prvky a zaistenie všetkých častí bolo realizované pomocou pevných, prípadne pohyblivých väzieb, ktoré daný konštrukčný program umožňuje implementovať do tejto konštrukcie. Tieto prvky nie sú v návrhu uvedené zámerne a to z dôvodu veľkého množstva a komplikovanosti celej navrhovanej sústavy rotorovej hlavy ako 3D modelu, ktorý sám o sebe tvorí relatívne komplikovanú zostavu.

Konštrukcia a popis jednotlivých častí 3D modelu rotorovej hlavy je uvedená na obrázku 6.1. Z dôvodu väčšieho množstva prvkov, z ktorých sa táto rotorová hlava skladá, sú jej všetky ostatné časti uvedené v obrázkoch v prílohe D.



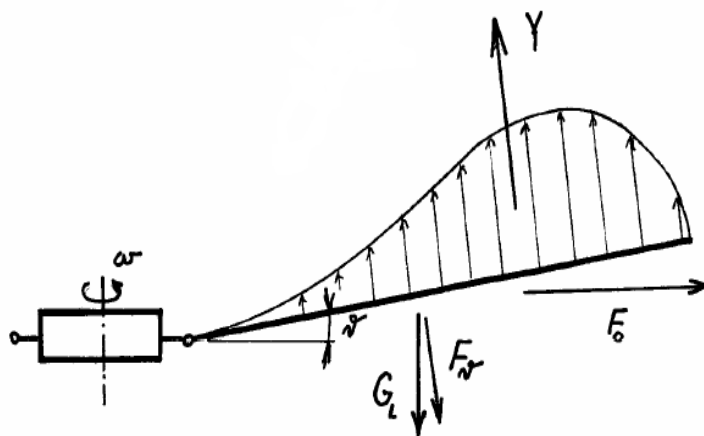
Obrázok 6.1: Koncept rotorovej hlavy nosného rotora

6.5 Zaťaženie rotorových listov

Rotorové listy nosného rotora patria k najviac namáhaným častiam celého vrtuľníka. Tvoria zároveň životne dôležitú časť celej konštrukcie, preto treba venovať maximálnu pozornosť pri návrhu a uvážení pôsobiaceho zaťaženia, a pri pevnostnom výpočte. Konštrukcia listu a dimenzovanie základných nosných prvkov je závislá na analýze zaťaženia, ktoré pôsobí na list v rôznych režimoch letu. Z tejto analýzy vyplýva fakt, že na rotorový list pôsobí celá rada síl, ktoré je možné rozdeliť na sily pôsobiace kolmo na rovinu rotácie a na sily pôsobiace v rovine rotácie. [1, 20]

6.5.1 Sily pôsobiace kolmo na rovinu rotácie

Do tejto skupiny síl patria predovšetkým vztlakové sily listu, odstredivé sily, tiažové sily a sily zotrvačné. Vznikajú ako dôsledok mávania rotorového listu. Všetky sily pôsobiace kolmo na rovinu rotácie sú uvedené na obrázku 6.2, kde príslušný popis všetkých veličín je umiestnený pod obrázkom. [19]



Obrázok 6.2: Pôsobiace sily na list v rovine kolmej na rovinu rotácie [19]

Popis veličín uvedených na obrázku 6.2

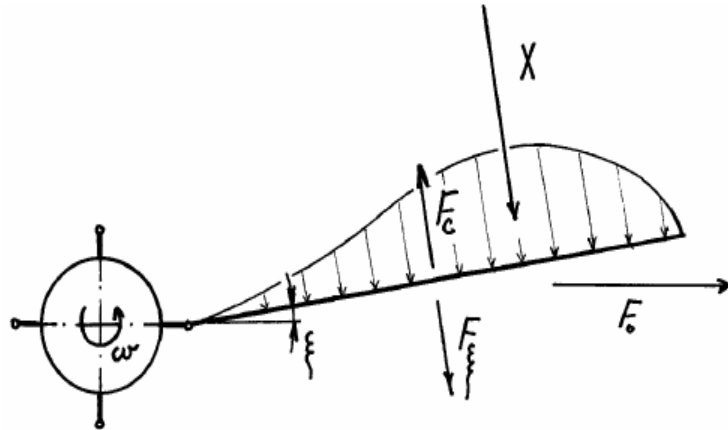
kde: Y [N] vztlaková sila na rotorový list
 F_0 [N] odstredivá sila
 G_L [N] tiažová sila rotorového listu
 F_v [N] zotrvačná sila od mávania listu
 φ [rad] uhol mávania listu nosného rotora
 ω [rad/s] uhlová rýchlosť otáčania

Pôsobiace sily:

- **Vztlaková sila na rotorový list** je ekvivalentom vztlakovej sily pôsobiacej na krídlo klasického lietadla. Výslednica týchto síl na jednotlivých listoch následne udáva ťah nosného rotora. Závisí na zvolenom profile, rýchlosti obtekania s čím súvisia otáčky rotora, plocha listu a hustota vzduchu. Pôsobí kolmo na rovinu listu a pre prvé priblíženie, pri zanedbaní mávania listu, ju možno považovať za silu kolmú na rovinu rotorového disku. V priebehu otáčania mení veľkosť a je priamo závislá na okamžitej azimutálnej polohe listu. [19]
- **Odstredivá sila** vzniká pri rotácii hmotného telesa. Veľkosť je závislá na polohe ťažiska rotujúcej hmoty od osi otáčania, hmotnosti telesa, druhej mocniny uhlovej rýchlosti, otáčkach rotora a vzhľadom na vztlakovú silu je veľkosť rádovo vyššia. Udržiava rozsah mávania rotorového listu v prijateľných medziach. V priebehu otáčania sa mení, táto zmena je však menej výrazná v porovnaní so vztlakovou silou. [19]
- **Tiažová sila rotorového listu** je závislá na hmotnosti listu ako celku a na rozložení hmotnosti po hĺbke i dĺžke listu. Vždy smeruje kolmo k zemi a v priebehu otáčania listu sa veľkosť nemení. [19]
- **Zotrvačná sila od mávania listu** vzniká vďaka zrýchlenému pohybu mávajúcего listu. Veľkosťou nedosahuje hodnoty predchádzajúcich síl, no nemožno ju v žiadnom prípade zanedbať. Hodnota sily sa v priebehu mávania mení. Najvyššiu hodnotu dosiahne sila v počiatku mávania a nulovú hodnotu v oboch krajných polohách, kedy je rýchlosť mávania nulová. [19]

6.5.2 Sily pôsobiace v rovine rotácie

Skupinu síl reprezentujú odporové sily, zotrvačné sily od kývania listu, odstredivá sila a sily Coriolisové. Všetky sily pôsobiace v rovine rotácie sú uvedené na obrázku 6.3, kde príslušný popis všetkých veličín je umiestnený pod obrázkom. [19]



Obrázok 6.3: Pôsobiace sily na list v rovine rotácie [19]

Popis veličín uvedených na obrázku 6.3

kde: X [N] odporová sila na rotorový list
 F_0 [N] odstredivá sila
 F_ξ [N] zotrvačná sila od kývania listu
 F_c [N] Coriolisová sila
 ξ [rad] uhol kývania nosného rotora
 ω [rad/s] uhlová rýchlosť otáčania

Pôsobiace sily:

- **Odporová sila na rotorový list** je závislá na aerodynamických charakteristikách listu, jeho geometrii a na rýchlosti otáčania listu. Vzhľadom k nesymetrickému obtekaniu rotora pri doprednom lete sa hodnota sily mení v závislosti na azimutálnej polohe listu. Pri visení a zvislom stúpaní či klesaní vrtuľníka je hodnota sily na všetkých listoch rovnaká. [19]
- **Odstredivá sila** pôsobiaca v rovine rotácie je zhodná s odstredivou silou ležiacou v rovine kolmej na osu rotácie. [19]
- **Zotrvačná sila od kývania listu** vzniká na podobnom princípe ako zotrvačná sila od mávania. Rozdiel je iba v rovine, smere pôsobenia a v hodnotách zrýchlenia pri kývaní listu. [19]
- **Coriolisova sila** vzniká ako dôsledok mávania rotujúceho listu, respektíve ako dôsledok zloženia dvoch pohybov. Je vyvolaná mávaním listu v rovine kolmej na rovinu rotácie, no pôsobí však v rovine rotácie. Veľkosť je závislá na veľkosti Coriolisovho zrýchlenia. Najväčší význam má u vyrovnávacích rotorov, kde nie sú zvislé čapy. V tomto prípade potom Coriolisova sila spolu s odstredivou predstavuje rozhodujúcu zložku zaťaženia. [19]

6.6 Obecný výpočet odstředivých síl a mávania rotorového listu

Ako už bolo zmenené v podkapitole 6.5 *Zaťaženie rotorových listov* patria rotorové listy k najviac namáhaným častiam celého vrtuľníka a z tohoto dôvodu im preto treba venovať maximálnu pozornosť pri návrhu, uvážení pôsobiaceho zaťaženia a pri pevnostnom výpočte. Na rotorový list pôsobí celá rada síl, ktoré pôsobia kolmo na rovinu rotácie a zároveň aj v rovine rotácie.

Z hľadiska prvého priblíženia a naznačenia výpočtu zaťaženia rotorových listov je potrebné niektoré pôsobiace sily v závislosti na ich veľkosti zanedbať. V súvislosti s týmto zjednodušením, kde niektoré pôsobiace sily sú brané ako zanedbateľne malé, sa javí ako najviac ovplyvňujúca (zaťažujúca) rotorové listy sila odstredivá, ktorej veľkosť je vždy minimálne o jeden rád vyššie ako ostatné sily. Zároveň je to sila, ktorá pôsobí kolmo na rovine rotácie a aj v rovine rotácie. Vďaka svojej veľkosti zaisťuje rovnovážnu polohu listu a to v každej azimutálnej polohe.

Na veľkosti odstredivej sily na rotorovom liste sa prejavuje vplyv mávania listu behom otáčky rotora. Odstredivá sila zároveň udržiava rozsah mávania rotorového listu v prijateľných medziach. Poloha listu je určovaná uhlom azimutu Ψ , pričom začiatočná poloha je $\Psi = 0$ rad ($\Psi = 0^\circ$). Keďže je uhol mávania v závislosti na azimutálnej polohe Ψ , je možné tvrdiť, že odstredivá sila je závislá na okamžitej polohe rotorového listu. Pri mávaní sa mení okamžitý polomer pôsobiska sily a tým zároveň aj poloha nositeľky sily. Postup výpočtu sa riadi postupnosťou podľa vzťahov (6.01) až (6.16), ktorých cieľom je stanovenie veľkosti uhlu mávania ν a odstredivej sily F_O v závislosti na azimutálnej polohe rotorového listu danej uhlom azimutu Ψ . Všetky uvedené vzťahy a celkový postup riešenia bol realizovaný podľa príslušnej odbornej literatúry. [13, 19, 20]

Postup výpočtu:

- uhlová rýchlosť otáčania nosného rotora ω_{NR} [rad/s], vzťah (6.01)

$$\omega_{NR} = \frac{\pi \cdot n_{NR}}{30} \text{ [rad/s]} \quad (6.01)$$

kde: π [-] Rudolfovo číslo
 n_{NR} [ot/min] otáčky nosného rotora

- postupový pomer μ [-], vzťah (6.02)

$$\mu = \frac{v_{MAX} \cdot \cos \alpha_{NR}}{R_{NR} \cdot \omega_{NR}} \text{ [-]} \quad (6.02)$$

kde: v_{MAX} [m/s] maximálna rýchlosť letu
 α_{NR} [rad] uhol nábehu nosného rotora
 R_{NR} [m] polomer nosného rotora

- K výpočtu je potrebné zistiť číselné hodnoty koeficientov $t_{x,y}$, ktoré slúžia k stanoveniu parametrov k výpočtu pre konkrétny určený postupový pomer μ . Tabuľky s týmito koeficientami sú uvedené v podkapitole 5.4 *Vzorový výpočet výkonov v doprednom lete*, konkrétne tabuľka 5.1, zvyšné v prílohe C. Pre jednotlivé množiny hodnôt odpovedajúcich rovnakému koeficientu $t_{x,y}$ boli vytvorené náhradné polynomicke vzťahy, prostredníctvom ktorých je možné jednotlivé koeficienty $t_{x,y}$ vypočítať.

- súčiniteľ plnosti nosného rotora σ [-], vzťah (6.03)

$$\sigma = \frac{z \cdot b}{\pi \cdot R_{NR}} \quad [-] \quad (6.03)$$

kde: z [ks] počet listov nosného rotora
 b [m] hĺbka listu nosného rotora

- hmotový moment zotrvačnosti J_{VZ} [kg/m²], vzťah (6.04)

$$J_{VZ} = \frac{1}{3} \cdot m_{Lm,NR} \cdot R_{NR}^3 \quad [kg/m^2] \quad (6.04)$$

kde: $m_{Lm,NR}$ [kg/m] merná hmotnosť listu nosného rotora

- charakteristická konštanta hmoty listu γ [-], vzťah (6.05)

$$\gamma = \frac{b \cdot a \cdot \rho \cdot R_{NR}^4}{2 \cdot J_{VZ}} \quad [-] \quad (6.05)$$

kde: a [1/rad] sklon vztlakovej čiary profilu
 ρ [kg/m³] hustota vzduchu, $\rho = 1,225$ [kg/m³] pre $H = 0$ [m]

- prietokový pomer nosného rotora λ_{NR} [-], vzťah (6.06)

$$\lambda_{NR} = \frac{1}{t_{3,1}} \cdot \left(\frac{2 \cdot m_{VZL} \cdot g}{\rho \cdot \pi \cdot \omega_{NR}^2 \cdot R_{NR}^4 \cdot \sigma \cdot a} - t_{3,2} \cdot \varphi_0 - t_{3,3} \cdot \varphi_1 \right) \quad [-] \quad (6.06)$$

kde: m_{VZL} [kg] vzletová hmotnosť
 g [m/s²] gravitačné zrýchlenie, $g = 9,80665$ [m/s²] pre $H = 0$ [m]
 φ_0 [rad] uhol nastavenia listu nosného rotora
 φ_1 [rad] uhol skrútenia listu nosného rotora

- súčiniteľ ťahu c_T [-], vzťah (6.07)

$$c_T = \sigma \cdot a \cdot (t_{3,1} \cdot \lambda_{NR} + t_{3,2} \cdot \varphi_0 + t_{3,3} \cdot \varphi_1) \quad [-] \quad (6.07)$$

- moment tiažovej sily M_G [Nm], vzťah (6.08)

$$M_G = \frac{1}{2} \cdot m_{Lm,NR} \cdot g \cdot R_{NR}^2 \quad [Nm] \quad (6.08)$$

- indukovaná rýchlosť v_I [m/s], vzťah (6.09)

$$v_I = v_{MAX} \cdot \sin \alpha_{NR} - \lambda_{NR} \cdot R_{NR} \cdot \omega_{NR} \quad [m/s] \quad (6.09)$$

- koeficienty harmonických zložiek mávania listu nosného rotora A_0, A_1, A_2, B_1, B_2 [rad], vzťah (6.10) až (6.14)

$$A_0 = 2 \cdot \gamma \cdot \left(t_{1,1} \cdot \lambda_{NR} + t_{1,2} \cdot \varphi_0 + t_{1,3} \cdot \varphi_1 - \frac{M_G}{2 \cdot \gamma \cdot J_{VZ} \cdot \omega_{NR}^2} \right) \text{ [rad]} \quad (6.10)$$

$$A_1 = t_{1,4} \cdot \lambda_{NR} + t_{1,5} \cdot \varphi_0 + t_{1,6} \cdot \varphi_1 \text{ [rad]} \quad (6.11)$$

$$A_2 = \mu^2 \cdot (t_{2,1} \cdot \lambda_{NR} + t_{2,2} \cdot \varphi_0 + t_{2,3} \cdot \varphi_1) \text{ [rad]} \quad (6.12)$$

$$B_1 = 2 \cdot \gamma \cdot \left(t_{1,7} \cdot \lambda_{NR} + t_{1,8} \cdot \varphi_0 + t_{1,9} \cdot \varphi_1 + t_{1,10} \cdot \frac{M_G}{2 \cdot \gamma \cdot J_{VZ} \cdot \omega_{NR}^2} \right) \text{ [rad]} \quad (6.13)$$

$$B_2 = \mu^2 \cdot (t_{2,4} \cdot \lambda_{NR} + t_{2,5} \cdot \varphi_0 + t_{2,6} \cdot \varphi_1) \text{ [rad]} \quad (6.14)$$

- uhol mávania listu nosného rotora ν [rad], určený Fourierovou radou, vzťah (6.15)

$$\nu = A_0 - A_1 \cdot \cos \Psi - B_1 \cdot \sin \Psi - A_2 \cdot \cos 2\Psi - B_2 \cdot \sin 2\Psi \text{ [rad]} \quad (6.15)$$

kde: Ψ [rad] azimutálna poloha listu nosného rotora

- výpočet odstredivej sily pôsobiacej v ťažisku listu v danej vzdialenosti od osi otáčania, s uvažovaním zmeny vzdialenosti ako dôsledku mávania, s vhodne zvoleným rozdelením listu na elementy a pre rôzne azimutálne polohy bol riešený podľa bodov:

- rozdelenie listu na n_i dielov a u každého dielu určenie hmotnosti dielu m_i
- využitie azimutálnej polohy listu Ψ a vypočítanej hodnoty uhla mávania ν
- určenie vzdialenosti R_i ťažísk, ramien, jednotlivých dielov od osi mávania
- určenie elementárnej odstredivej sily F_{O_i} pre každý diel n_i o hmotnosti m_i
- sčítanie elementárnych odstredivých síl F_{O_i} v jednotlivých rezoch listu
- určenie celkovej odstredivej sily F_O s uvažovaním závislosti na zmene Ψ a ν

Pre výpočet $F_{OL,T}$ [N], pre pôsobenie v ťažisku listu nosného rotora, bol použitý všeobecný vzťah (6.16)

$$F_{OL,T} = m_{LRH,NR} \cdot \omega_{NR}^2 \cdot (l_{RH} + R_T \cdot \cos \nu) \text{ [N]} \quad (6.16)$$

kde: $m_{LRH,NR}$ [kg] hmotnosť listu rotorovej hlavy nosného rotora
 l_{RH} [m] vzdialenosť osi závesu mávania listu od osi otáčania rotorovej hlavy
 R_T [m] rameno polohy ťažiska listu nosného rotora

6.7 Vzorový výpočet odstredivých síl a mávania rotorového listu

Pre výpočet mávania a pôsobiacich odstredivých síl na rotorový list vrtuľníka boli uvažované čo najnepriaznivejšie podmienky, a to maximálna vzletová hmotnosť pri maximálnej rýchlosti letu v prízemnej výške, kedy je nosný rotor najviac namáhaný od všetkých pôsobiacich síl. Z týchto definovaných podmienok letu vyplýva, že vypočítané hodnoty odstredivých síl zaťažujúcich list nosného rotora budú reprezentovať maximálnu možnú mieru tohoto zaťaženia. K výpočtu boli použité vstupné parametre veličín, ktoré sú uvedené v tabuľke 6.1.

Tabuľka 6.1: Hodnoty veličín pre výpočet odstredivých síl a mávania rotor. listu

Hodnoty veličín pre výpočet	
Vzletová hmotnosť m_{VZL} [kg]	590
maximálna rýchlosť letu v_{MAX} [km/h]	180
hustota vzduchu ρ [kg/m ³]	1,225
gravitačné zrýchlenie g [m/s ²]	9,80665
Priemer nosného rotora D_{NR} [m]	7,60
Polomer nosného rotora R_{NR} [m]	3,80
Dĺžka listu nosného rotora l_{NR} [m]	3,60
Hmotnosť listu rotorovej hlavy nosného rotora $m_{L,RH,NR}$	6,50
Merná hmotnosť listu nosného rotora $m_{Lm,NR}$ [kg]	1,81
Priemer hlavy nosného rotora $D_{H,NR}$ [m]	0,40
Polomer hlavy nosného rotora $R_{H,NR}$ [m]	0,20
Počet listov nosného rotora z [ks]	2
Otáčky nosného rotora n_{NR} [ot/min]	452,34
Hĺbka profilu listu hlavného rotora b [m]	0,19
Sklon vztlakovej čiary profilu a [1/rad]	5,80
Uhol nastavenia listu nosného rotora φ_0 [°]	9,41
Uhol skrútenia listu nosného rotora φ_1 [°]	-6,00
Uhol nábehu nosného rotora α_{NR} [°]	3,00

Postup výpočtu:

- uhlová rýchlosť otáčania nosného rotora ω_{NR} [rad/s]

$$\omega_{NR} = \frac{\pi \cdot n_{NR}}{30} \text{ [rad/s]}$$

$$\omega_{NR} = \frac{\pi \cdot 452,34}{30} \text{ [rad/s]}$$

$$\omega_{NR} \cong 47,37 \text{ [rad/s]}$$

- postupový pomer μ [-]

$$\mu = \frac{v_{MAX} \cdot \cos \alpha_{NR}}{R_{NR} \cdot \omega_{NR}} \text{ [-]}$$

$$\mu = \frac{50,00 \cdot \cos 0,0523}{3,80 \cdot 47,37} \text{ [-]}$$

$$\mu \cong 0,2774 \text{ [-]}$$

- číselné hodnoty koeficientov $t_{x,y}$ pre postupový pomer $\mu = 0,2774$ [-]

$$t_{1,1} = 0,0185 \cdot \mu^3 + 0,0073 \cdot \mu^2 - 0,0009 \cdot \mu + 0,1521 \text{ [-]}$$

$$t_{1,1} = 0,0185 \cdot 0,2774^3 + 0,0073 \cdot 0,2774^2 - 0,0009 \cdot 0,2774 + 0,1521 \text{ [-]}$$

$$t_{1,1} \cong 0,1528 \text{ [-]}$$

$$t_{1,2} = -0,0454 \cdot \mu^3 + 0,1343 \cdot \mu^2 - 0,0020 \cdot \mu + 0,1107 [-]$$

$$t_{1,2} = -0,0454 \cdot 0,2774^3 + 0,1343 \cdot 0,2774^2 - 0,0020 \cdot 0,2774 + 0,1107 [-]$$

$$t_{1,2} \cong 0,1195 [-]$$

$$t_{1,3} = -0,0172 \cdot \mu^3 + 0,0812 \cdot \mu^2 - 0,0005 \cdot \mu + 0,0859 [-]$$

$$t_{1,3} = -0,0172 \cdot 0,2774^3 + 0,0812 \cdot 0,2774^2 - 0,0005 \cdot 0,2774 + 0,0859 [-]$$

$$t_{1,3} \cong 0,0916 [-]$$

$$t_{1,4} = 0,5963 \cdot \mu^2 + 2,0119 \cdot \mu + 0,0036 [-]$$

$$t_{1,4} = 0,5963 \cdot 0,2774^2 + 2,0119 \cdot 0,2774 + 0,0036 [-]$$

$$t_{1,4} \cong 0,6075 [-]$$

$$t_{1,5} = 1,9810 \cdot \mu^3 - 0,0756 \cdot \mu^2 + 2,7570 \cdot \mu - 0,00009 [-]$$

$$t_{1,5} = 1,9810 \cdot 0,2774^3 - 0,0756 \cdot 0,2774^2 + 2,7570 \cdot 0,2774 - 0,00009 [-]$$

$$t_{1,5} \cong 0,8010 [-]$$

$$t_{1,6} = 1,2760 \cdot \mu^3 - 0,0032 \cdot \mu^2 + 2,0010 \cdot \mu + 0,000006 [-]$$

$$t_{1,6} = 1,2760 \cdot 0,2774^3 - 0,0032 \cdot 0,2774^2 + 2,0010 \cdot 0,2774 + 0,000006 [-]$$

$$t_{1,6} \cong 0,5818 [-]$$

$$t_{1,7} = 0,2050 \cdot \mu - 0,0003 [-]$$

$$t_{1,7} = 0,2050 \cdot 0,2774 - 0,0003 [-]$$

$$t_{1,7} \cong 0,0572 [-]$$

$$t_{1,8} = 0,1500 \cdot \mu^3 - 0,0082 \cdot \mu^2 + 0,1532 \cdot \mu - 0,00003 [-]$$

$$t_{1,8} = 0,1500 \cdot 0,2774^3 - 0,0082 \cdot 0,2774^2 + 0,1532 \cdot 0,2774 - 0,00003 [-]$$

$$t_{1,8} \cong 0,0450 [-]$$

$$t_{1,9} = 0,0943 \cdot \mu^3 - 0,0058 \cdot \mu^2 + 0,1188 \cdot \mu - 0,00001 [-]$$

$$t_{1,9} = 0,0943 \cdot 0,2774^3 - 0,0058 \cdot 0,2774^2 + 0,1188 \cdot 0,2774 - 0,00001 [-]$$

$$t_{1,9} \cong 0,0345 [-]$$

$$t_{1,10} = 0,5778 \cdot \mu^3 + 0,0455 \cdot \mu^2 - 1,3790 \cdot \mu + 0,00007 [-]$$

$$t_{1,10} = 0,5778 \cdot 0,2774^3 + 0,0455 \cdot 0,2774^2 - 1,3790 \cdot 0,2774 + 0,00007 [-]$$

$$t_{1,10} \cong -0,3665 [-]$$

$$t_{2,1} = 0,0004 \cdot \gamma^3 - 0,0114 \cdot \gamma^2 + 0,2311 \cdot \gamma [-]$$

$$t_{2,1} = 0,0004 \cdot 0,2774^3 - 0,0114 \cdot 0,2774^2 + 0,2311 \cdot 0,2774 [-]$$

$$t_{2,1} \cong 0,0632 [-]$$

$$t_{2,2} = 0,0004 \cdot \gamma^3 - 0,0138 \cdot \gamma^2 + 0,2192 \cdot \gamma [-]$$

$$t_{2,2} = 0,0004 \cdot 0,2774^3 - 0,0138 \cdot 0,2774^2 + 0,2192 \cdot 0,2774 [-]$$

$$t_{2,2} \cong 0,0597 [-]$$

$$t_{2,3} = 0,0003 \cdot \gamma^3 - 0,0103 \cdot \gamma^2 + 0,1662 \cdot \gamma [-]$$

$$t_{2,3} = 0,0003 \cdot 0,2774^3 - 0,0103 \cdot 0,2774^2 + 0,1662 \cdot 0,2774 [-]$$

$$t_{2,3} \cong 0,0453 [-]$$

$$t_{2,4} = 0,0006 \cdot \gamma^3 - 0,0089 \cdot \gamma^2 - 0,0122 \cdot \gamma [-]$$

$$t_{2,4} = 0,0006 \cdot 0,2774^3 - 0,0089 \cdot 0,2774^2 - 0,0122 \cdot 0,2774 [-]$$

$$t_{2,4} \cong -0,0041 [-]$$

$$t_{2,5} = 0,0007 \cdot \gamma^3 - 0,0107 \cdot \gamma^2 - 0,0148 \cdot \gamma [-]$$

$$t_{2,5} = 0,0007 \cdot 0,2774^3 - 0,0107 \cdot 0,2774^2 - 0,0148 \cdot 0,2774 [-]$$

$$t_{2,5} \cong -0,0049 [-]$$

$$t_{2,6} = 0,0005 \cdot \gamma^3 - 0,0080 \cdot \gamma^2 - 0,0111 \cdot \gamma [-]$$

$$t_{2,6} = 0,0005 \cdot 0,2774^3 - 0,0080 \cdot 0,2774^2 - 0,0111 \cdot 0,2774 [-]$$

$$t_{2,6} \cong -0,0037 [-]$$

$$t_{3,1} = 0,1911 \cdot \mu^3 + 0,1875 \cdot \mu^2 + 0,0067 \cdot \mu + 0,4703 [-]$$

$$t_{3,1} = 0,1911 \cdot 0,2774^3 + 0,1875 \cdot 0,2774^2 + 0,0067 \cdot 0,2774 + 0,4703 [-]$$

$$t_{3,1} \cong 0,4907 [-]$$

$$t_{3,2} = 0,1106 \cdot \mu^3 + 0,4030 \cdot \mu^2 + 0,0087 \cdot \mu + 0,3041 [-]$$

$$t_{3,2} = 0,1106 \cdot 0,2774^3 + 0,4030 \cdot 0,2774^2 + 0,0087 \cdot 0,2774 + 0,3041 [-]$$

$$t_{3,2} \cong 0,3399 [-]$$

$$t_{3,3} = 0,1467 \cdot \mu^3 + 0,1882 \cdot \mu^2 + 0,0051 \cdot \mu + 0,2212 [-]$$

$$t_{3,3} = 0,1467 \cdot 0,2774^3 + 0,1882 \cdot 0,2774^2 + 0,0051 \cdot 0,2774 + 0,2212 [-]$$

$$t_{3,3} \cong 0,2402 [-]$$

- súčiniteľ plnosti nosného rotora σ [-]

$$\sigma = \frac{z \cdot b}{\pi \cdot R_{NR}} [-]$$

$$\sigma = \frac{2 \cdot 0,19}{\pi \cdot 3,80} [-]$$

$$\sigma \cong 0,0318 [-]$$

- hmotový moment zotrvačnosti J_{VZ} [kg/m²]

$$J_{VZ} = \frac{1}{3} \cdot m_{Lm,NR} \cdot R_{NR}^3 [kg/m^2]$$

$$J_{VZ} = \frac{1}{3} \cdot 1,81 \cdot 3,8^3 [kg/m^2]$$

$$J_{VZ} \cong 33,02 [kg/m^2]$$

- charakteristická konštanta hmoty listu γ [-]

$$\gamma = \frac{b \cdot a \cdot \rho \cdot R_{NR}^4}{2 \cdot J_{VZ}} [-]$$

$$\gamma = \frac{0,19 \cdot 5,80 \cdot 1,225 \cdot 3,80^4}{2 \cdot 33,02} [-]$$

$$\gamma \cong 4,26 [-]$$

- prietokový pomer nosného rotora λ_{NR} [-]

$$\lambda_{NR} = \frac{1}{t_{3,1}} \cdot \left(\frac{2 \cdot m_{VZL} \cdot g}{\rho \cdot \pi \cdot \omega_{NR}^2 \cdot R_{NR}^4 \cdot \sigma \cdot a} - t_{3,2} \cdot \varphi_0 - t_{3,3} \cdot \varphi_1 \right) [-]$$

$$\lambda_{NR} = \frac{1}{0,4907} \cdot \left[\frac{2 \cdot 590 \cdot 9,80665}{1,225 \cdot \pi \cdot 47,37^2 \cdot 3,80^4 \cdot 0,0318 \cdot 5,80} - 0,3399 \cdot 0,1642 - 0,2402 \cdot (-0,1047) \right] [-]$$

$$\lambda_{NR} \cong 0,0084 [-]$$

- súčiniteľ ťahu c_T [-]

$$c_T = \sigma \cdot a \cdot (t_{3,1} \cdot \lambda_{NR} + t_{3,2} \cdot \varphi_0 + t_{3,3} \cdot \varphi_1) [-]$$

$$c_T = 0,0318 \cdot 5,80 \cdot [0,4907 \cdot 0,0084 + 0,3399 \cdot 0,1642 + 0,2402 \cdot (-0,1047)] [-]$$

$$c_T \cong 0,0064 [-]$$

- moment tiažovej sily M_G [Nm]

$$M_G = \frac{1}{2} \cdot m_{Lm,NR} \cdot g \cdot R_{NR}^2 [Nm]$$

$$M_G = \frac{1}{2} \cdot 1,81 \cdot 9,80665 \cdot 3,80^2 [Nm]$$

$$M_G \cong 127,84 [Nm]$$

- indukovaná rýchlosť v_I [m/s]

$$v_I = v_{MAX} \cdot \sin \alpha_{NR} - \lambda_{NR} \cdot R_{NR} \cdot \omega_{NR} [m/s]$$

$$v_I = 50,00 \cdot \sin 0,0523 - 0,0084 \cdot 3,80 \cdot 47,37 [m/s]$$

$$v_I \cong 1,10 [m/s]$$

- koeficienty harmonických zložiek mávania listu nosného rotora A_0, A_1, A_2, B_1, B_2 [rad]

$$A_0 = 2 \cdot \gamma \cdot \left(t_{1,1} \cdot \lambda_{NR} + t_{1,2} \cdot \varphi_0 + t_{1,3} \cdot \varphi_1 - \frac{M_G}{2 \cdot \gamma \cdot J_{VZ} \cdot \omega_{NR}^2} \right) [rad]$$

$$A_0 = 2 \cdot 4,26 \cdot \left[0,1528 \cdot 0,0084 + 0,1195 \cdot 0,1642 + 0,0916 \cdot (-0,1047) - \frac{127,84}{2 \cdot 4,26 \cdot 33,02 \cdot 47,37^2} \right] [rad]$$

$$A_0 \cong 0,0948 [rad]$$

$$A_1 = t_{1,4} \cdot \lambda_{NR} + t_{1,5} \cdot \varphi_0 + t_{1,6} \cdot \varphi_1 \text{ [rad]}$$

$$A_1 = 0,6075 \cdot 0,0084 + 0,8010 \cdot 0,1642 + 0,5818 \cdot (-0,1047) \text{ [rad]}$$

$$A_1 \cong 0,0758 \text{ [rad]}$$

$$A_2 = \mu^2 \cdot (t_{2,1} \cdot \lambda_{NR} + t_{2,2} \cdot \varphi_0 + t_{2,3} \cdot \varphi_1) \text{ [rad]}$$

$$A_2 = 0,2774^2 \cdot [0,0632 \cdot 0,0084 + 0,0597 \cdot 0,1642 + 0,0453 \cdot (-0,1047)] \text{ [rad]}$$

$$A_2 \cong 0,0004 \text{ [rad]}$$

$$B_1 = 2 \cdot \gamma \cdot \left(t_{1,7} \cdot \lambda_{NR} + t_{1,8} \cdot \varphi_0 + t_{1,9} \cdot \varphi_1 + t_{1,10} \cdot \frac{M_G}{2 \cdot \gamma \cdot J_{VZ} \cdot \omega_{NR}^2} \right) \text{ [rad]}$$

$$B_1 = 2 \cdot 4,26 \cdot \left[\begin{array}{l} 0,0572 \cdot 0,0084 + 0,0452 \cdot 0,1642 + 0,0345 \cdot (-0,1047) + \\ + (-0,3665) \cdot \frac{127,84}{2 \cdot 4,26 \cdot 33,02 \cdot 47,37^2} \end{array} \right] \text{ [rad]}$$

$$B_1 \cong 0,0357 \text{ [rad]}$$

$$B_2 = \mu^2 \cdot (t_{2,4} \cdot \lambda_{NR} + t_{2,5} \cdot \varphi_0 + t_{2,6} \cdot \varphi_1) \text{ [rad]}$$

$$B_2 = 0,2774^2 \cdot \left[\begin{array}{l} (-0,0041) \cdot 0,0084 + (-0,0049) \cdot 0,1642 + \\ + (-0,0037) \cdot (-0,1047) \end{array} \right] \text{ [rad]}$$

$$B_2 \cong -0,00004 \text{ [rad]}$$

- uhol mávania listu nosného rotora ν [rad]

$$\nu = A_0 - A_1 \cdot \cos \Psi - B_1 \cdot \sin \Psi - A_2 \cdot \cos 2\Psi - B_2 \cdot \sin 2\Psi \text{ [rad]}$$

$$\nu = 0,0948 - 0,0758 \cdot \cos \Psi - 0,0357 \cdot \sin \Psi - 0,0004 \cdot \cos 2\Psi -$$

$$- (-0,00004) \cdot \sin 2\Psi \text{ [rad]}$$

$$\nu = \dots \text{ [rad]} \rightarrow \text{závisí na azimutálnej polohe listu } \Psi = 0^\circ \div 360^\circ, \text{ viz tabuľka 6.2}$$

$$\nu_{MAX} = 0,1781 \text{ [rad]} = 10,20^\circ, \quad \text{pri } \Psi = 210^\circ$$

- výpočet odstredivej sily $F_{OL,T}$ [N] pôsobiacej v ťažisku listu nosného rotora

$$F_{OL,T} = m_{LRH,NR} \cdot \omega_{NR}^2 \cdot (l_{RH} + R_T \cdot \cos \nu) \text{ [N]}$$

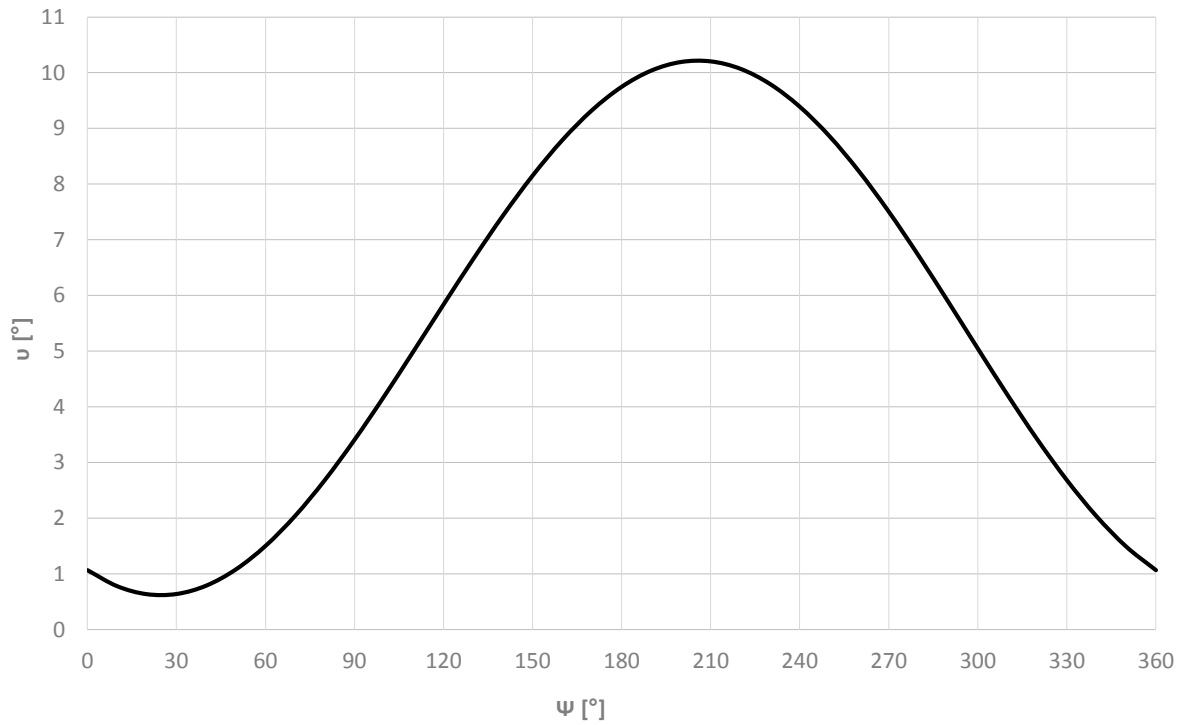
$$F_{OL,T} = 1,81 \cdot 47,37^2 \cdot (0,20 + 1,80 \cdot \cos \nu) \text{ [N]}$$

$$F_{OL,T} = \dots \text{ [N]} \rightarrow \text{závisí na uhle mávania } \nu, \text{ viz tabuľka 6.2}$$

$$F_{OL,T,MAX} = 29168 \text{ [N]}, \quad \text{pri } \nu = 0,0111 \text{ [rad]} = 0,6373^\circ, \Psi = 25^\circ$$

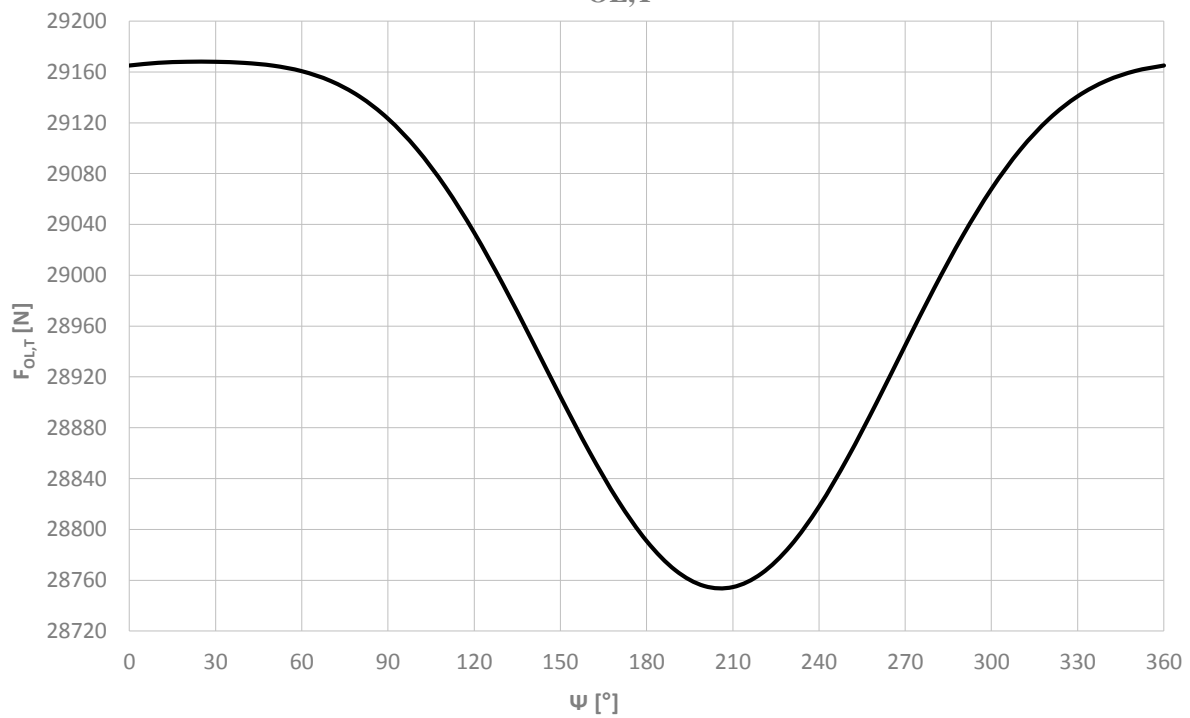
Výsledné hodnoty uhlu mávania ν pre celú škálu azimutálnej polohy listu nosného rotora $\Psi = 0^\circ \div 360^\circ$ a s touto polohou súvisiaca veľkosť pôsobiacich odstredivých síl sú uvedené v príslušnej tabuľke E-1, ktorá sa nachádza v prílohe E tejto práce. Na základe vypovedajúcich hodnôt boli vytvorené grafické závislosti zmienených určovaných veličín, a to závislosť veľkosti uhlu mávania na azimutálnej polohe listu nosného rotora uvedenej v grafe 6.1, závislosť veľkosti odstredivej sily pôsobiacej v ťažisku listu nosného rotora na azimutálnej polohe listu nosného rotora uvedenej v grafe 6.2, závislosť priebehu veľkosti odstredivej sily po dĺžke listu nosného rotora uvedenej v grafe 6.3. Pre významnejšie zobrazenie predstavy zmeny veľkosti uhlu mávania a pôsobiacej odstredivej sily v závislosti na azimutálnej polohe listu nosného rotora sú tieto veličiny zobrazené v grafe 6.4 pre rozmedzie $\Psi = 0^\circ \div 720^\circ$.

Mávanie ν listu nosného rotora



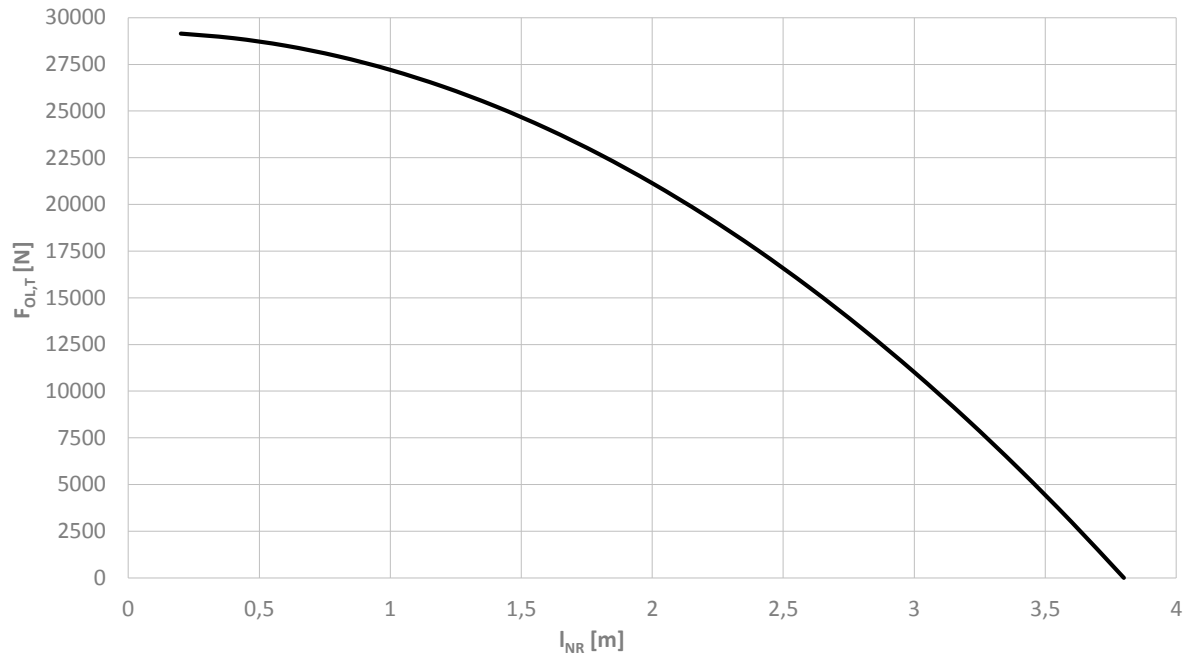
Graf 6.1: Závislosť uhlu mávania ν na azimutálnej polohe listu Ψ

Odstredivá sila $F_{OL,T}$ listu nosného rotora



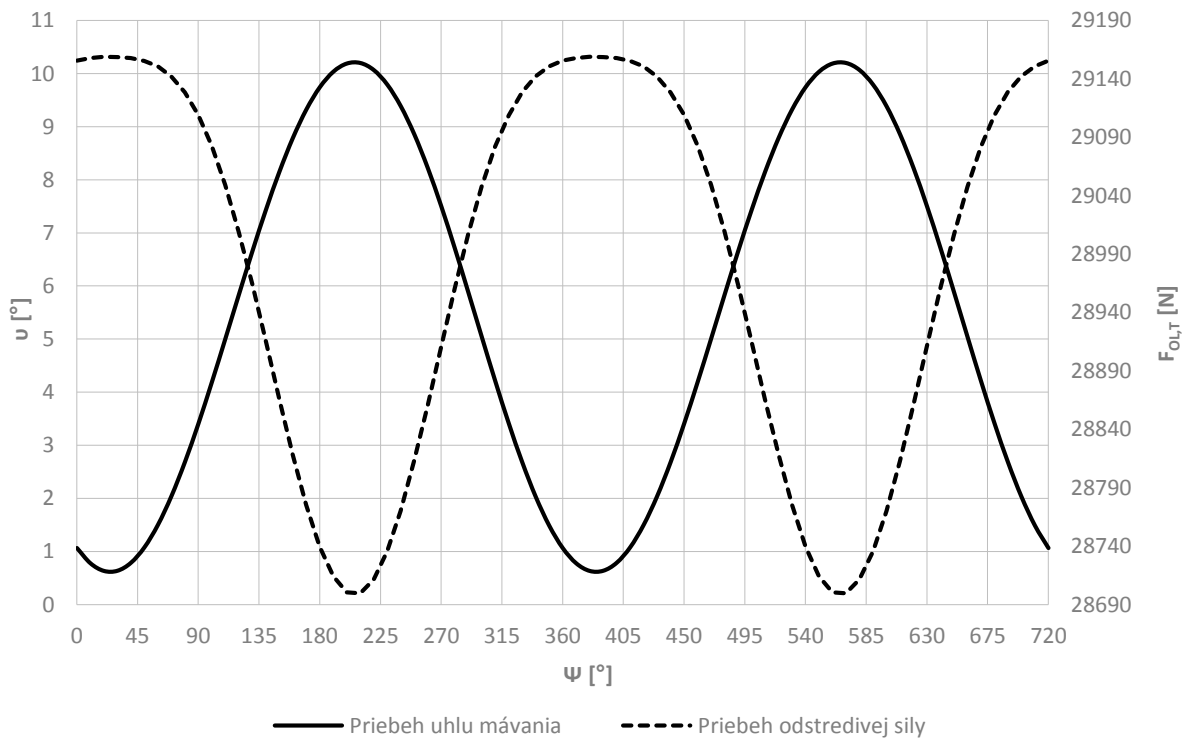
Graf 6.2: Závislosť odstredivej sily $F_{OL,T}$ na azimutálnej polohe listu Ψ

Priebeh pôsobiacej odstredivej sily $F_{OL,T}$ po dĺžke listu nosného rotora



Graf 6.3: Závislosť odstredivej sily $F_{OL,T}$ na dĺžke listu nosného rotora l_{NR}

Priebeh uhlu mávania ν a odstredivej sily $F_{OL,T}$



Graf 6.4: Závislosť uhlu mávania ν , odstredivej sily $F_{OL,T}$ na azimut. polohe Ψ

Realizovaný výpočet mávania a odstredivých síl, tak ako aj riešenie koncepcie návrhu rotorovej hlavy nosného rotora, je potrebné chápať ako zjednodušený a v každom prípade ako orientačný. Za zjednodušený je ho potrebné považovať najmä z dôvodov, kedy v tejto fáze rozpracovania a s ohľadom na teoretické znalosti a praktické skúsenosti, je veľmi náročné spracovať celú škálu pôsobiacich síl, ktorými sú jednotlivé prvky nosného rotora namáhané. Obzvlášť sa to týka rozloženia aerodynamických síl pôsobiacich na list nosného rotora. Tento problém je v práci riešený tak, že sa pri zaťažení počíta iba s ohľadom na maximálnu hodnotu odstredivej sily, ktorá je braná ako rozhodujúca sila a svojou veľkosťou rádovo prevyšuje ostatné pôsobiace sily. Z tohoto dôvodu bolo možné usúdiť, že veľkosť a pôsobenie ostatných síl bude možné v prvom priblížení realizovaného výpočtu zanedbať.

Komplikovaný je zároveň celkový rozbor zaťaženia rotorovej hlavy, čo dokazuje aj odborná literatúra, z ktorej bolo pri uvážení riešenia, návrhu a zaťažení rotorovej hlavy vychádzané. [16]

Stanovenie výsledného súčtu síl v každej azimutálnej polohe listu, ako aj samotný návrh či pevnostná kontrola rotorovej hlavy ako celku, je veľmi rozsiahla a náročná úloha, ktorá by obsiahlosťou tvorila samostatnú diplomovú prácu. Jednotlivé prvky celého navrhnutého systému rotorovej hlavy a taktiež prvky systému riadenia nebolo v súčasnej dobe možné kontrolovať s ohľadom na neznalosť momentov na rotorových listoch, ktorá vyplýva z náročnosti celkového zaťaženia, ktoré na rotorovú hlavu, rotorový list a nosný rotor ako celok pôsobí.

Tento celý cyklus riešenia návrhu rotorovej hlavy nosného rotora je však predurčený a nachystaný k ďalším krokom iteračného postupu tohoto návrhu, s ktorým súvisí analýza napätosti, výpočty pôsobiacich zaťažení v závislosti na pôsobiacich silách, úprava jednotlivých navrhnutých častí a prvkov smerom k presnejším tvarom a vlastnostiam tak, aby čo najlepšie spĺňali požiadavky kladené na nosný rotor vrtuľníka ako celku.

ZÁVER

V priebehu minulého storočia sa rozbehol celosvetový závod o nadvládu nad vzdušným priestorom do nepredstaviteľných rozmerov, čo viedlo k prudkému vývoju aviatiky. Dôkazom toho je aj raketový vývoj vrtuľníkov, ktorý viedol k ich rozvetveniu do mnohých variácií a kategórií. S tým súvisí aj každoročný rast počtu používaných vrtuľníkov po celom svete, rovnako tak aj rast počtu prepravovaných osôb a nákladu touto technikou.

Hlavnou témou tejto práce je predbežný návrh malého dvojmiestneho vrtuľníka. Pri záverečnom hodnotení je nutné si uvedomiť, že cieľom práce bolo riešenie len niektorých vybraných a na seba nadväzujúcich častí. Problematika návrhu vrtuľníka v celom rozsahu práce je veľmi obsiahla a vyžadovala by rozsiahlejší časový rámec na jej spracovanie. Práca bola rozdelená do niekoľkých častí, ktoré na seba postupne nadväzujú z hľadiska navrhovaných celkov. Jej súčasťou je množstvo výpočtov, tabuliek obrázkov a grafov, ktoré sú dôležitým výstupom pri riešení danej problematiky. Nevyhnutným predpokladom pre úspešné zvládnutie vymedzených cieľov práce definovaných v zadaní, bolo preštudovanie dostupnej literatúry, internetových zdrojov a pravidelná konzultácia s vedúcim práce. Použité vypočítané údaje vychádzajú z preverených a používaných vzťahov v leteckej oblasti. Zjednodušenia hlavne spôsobené zaokrúhľovaním majú zanedbateľný vplyv na konečné výsledky.

Úvodná časť bola zameraná na definovanie všeobecných požiadaviek kladených pre konkrétny navrhovaný vrtuľník, rozvrhnutie funkcií jednotlivých častí prostredníctvom formulovania koncepčného a konštrukčného návrhu v závislosti na stavebný predpis CS – VLR. Predpis stanovuje podmienky pôsobnosti vrtuľníka definovaným nariadením, ktorého znenie zužuje použiteľnú vzletovú hmotnosť na hranicu neprekračujúcu 600 kg. Súčasťou bolo aj ujasnenie vzhľadu vrtuľníka a jeho grafická podoba ako plošný 3D model pomocou programu Dassault Systemes Catia. Navrhovaný vrtuľník je navrhovaný ako malý a veľmi ľahký, a podľa predpisu letovej spôsobilosti je zaradený do kategórie veľmi ľahké rotorové lietadlá.

Definované požiadavky boli základným predpokladom k správne vyhodnoteniu štatistického rozboru vrtuľníkov rovnakej alebo parametrami veľmi blízkej kategórie, ktorý spadá do druhej časti práce. Do rozboru bolo celkovo zahrnutých pätnásť modernejších vrtuľníkov. Bohužiaľ nebolo možné v dostupnej literatúre dohľadať kompletne informácie u každého typu. Zároveň boli stanovené parametre pre výber vhodnej pohonnej jednotky a na základe splňajúcich požiadaviek bol zvolený štvordobý motor Continental IOF-240-B od firmy Teledyne Continental Motors, Inc. Pomocou zozbieraných dát boli vytvorené grafické závislosti, z ktorých boli získané základné parametre slúžiace pre výpočty v ďalších častiach práce.

Tretia časť je venovaná riešeniu hmotnostného rozboru s výpočtom centráže pre dané konfigurácie opierajúce sa o údaje a metodiku postupu stanovenia jednotlivých hmotností. Výpočet ťažiska bol realizovaný pre dve varianty, a to pre stanovenie prednej a zadnej centráže, ktoré je potrebné stanoviť v súvislosti požiadavku predpisu CS – VLR.27. Z výsledkov možno konštatovať, že v prvom priblížení boli dosiahnuté prijateľné hodnoty centráže.

Po získaní potrebných parametrov bolo možné vypočítať výkonové charakteristiky v zvislom a doprednom lete, z ktorých vyplýva, že navrhovaný vrtuľník je v danej konfigurácii schopný letu. S využitím metódy energií bolo možné získať výkonové charakteristiky pre jednotlivé konfigurácie vrtuľníka z hľadiska zmeny vybraných parametrov. Pre výpočet výkonov vrtuľníka v doprednom lete a pre vyhodnotenie výsledkov bol použitý výpočtový program vytvorený v aplikácii Microsoft Excel, ktorého autorom je doc. Ing. Dalibor Rozehnal, Ph.D. Zo závislosti potrebného výkonu motora N_p na doprednej rýchlosti v_{dop} vyplynulo, že voľba daného motora a ďalších parametrov na základe štatistického rozboru, bola úspešná.

Z hľadiska prvého priblíženia s uvážením voľby pohonnej jednotky, zvolených a vypočítaných základných parametrov nebude vrtuľník na popredných priečkach v letových výkonoch ani vlastnostiach vo svojej kategórii. Môžu nastať menšie problémy s letovými výkonmi, hlavne vo vyšších výškach, pretože nedisponuje príliš veľkým nadbytkom výkonu. Tento nedostatok nie je až tak vážny, pretože je počítané s tým, že sa vrtuľník nebude prevádzkovať vo vyšších výškach a bude používaný pre lety nízko nad terénom. V ďalších iteračných krokoch je možné predpokladať zlepšenie dosiahnutých parametrov a následné dosiahnutie lepších letových výkonov a vlastností.

Posledná šiesta časť bola venovaná konštrukčnému riešeniu rotorovej hlavy nosného rotora z hľadiska jej jednotlivých častí, analýze mávania a výpočtu pôsobiacich odstredivých síl na listy nosného rotora, a jej grafickej podoby ako plošný 3D model pomocou programu DS Catia. Realizovaný výpočet mávania a odstredivých síl, tak ako aj riešenie koncepcie návrhu rotorovej hlavy, je potrebné chápať ako zjednodušený a ako orientačný s ohľadom na teoretické znalosti a praktické skúsenosti, kde je veľmi náročné spracovať celú škálu pôsobiacich síl, ktorými sú jednotlivé prvky nosného rotora namáhané. Tento problém je v práci riešený tak, že sa pri zaťažení počíta iba s ohľadom na maximálnu hodnotu odstredivej sily, ktorá je braná za rozhodujúcu silu a svojou veľkosťou o rád prevyšuje ostatné pôsobiace sily. Stanovenie výsledného súčtu síl v každej azimutálnej polohe listu, ako aj návrh či samotná pevnostná kontrola rotorovej hlavy ako celku, je veľmi rozsiahla a náročná úloha, ktorá by obsiahlosťou tvorila samostatnú diplomovú prácu. Jednotlivé prvky celého navrhnutého systému rotorovej hlavy a taktiež prvky systému riadenia nebolo v súčasnej dobe možné kontrolovať s ohľadom na neznalosť momentov na rotorových listoch, ktorá vyplýva z náročnosti celkového zaťaženia, ktoré na rotorovú hlavu, rotorový list a nosný rotor ako celok pôsobí. Cyklus riešenia návrhu rotorovej hlavy nosného rotora je však predurčený a nachystaný k ďalším krokom iteračného postupu celého návrhu tak, aby čo najlepšie spĺňal požiadavky kladené na nosný rotor vrtuľníka ako celku.

V práci boli využité znalosti práce s programami MS Excel a DS Catia. Sťažením písania práce bol užší objem počítačových informácií o problematike vrtuľníkov ako celku, ktoré bolo potrebné si najskôr dôkladne naštudovať, no vďaka zvýšenému záujmu a ochoty vedúceho sa podarilo všetky stanovené ciele práce úspešne zvládnuť.

ZOZNAM POUŽITÝCH ZDROJOV

- [1] ALFRED GESSOW, Garry C. Myers. *Aerodynamics of the helicopter*. 7th print. Bethesda, Md.: College Park Press, 1985, 343 s. ISBN 08-044-4275-4.
- [2] BITTNER, Walter. *Flugmechanik der Hubschrauber*. 2., aktualisierte Aufl. New York: Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2005, 237 s. ISBN 35-402-3654-6.
- [3] BRAMWELL, A. R. S., George T. Sutton. DONE a David. BALMFORD. *Bramwell's helicopter dynamics*. 2nd ed. Jordan Hill, Oxford, UK: Butterworth-Heinemann, 2001, 373 s. ISBN 07-506-5075-3.
- [4] BRATUCHIN, Ivan Pavlovič. *Projektirovanije i konstrukcia vertoljotov*. 1.vyd. Moskva: GIOP, 1955, 360 s. M 052(05)-64-34-64.
- [5] CAITHAML, Roman. *Konstrukce vrtulníků*. Brno: VAAZ, 1971, 273 s. S-12364.
- [6] CFD výpočty. *TES* [online]. 2015 [cit. 2016-02-14]. Dostupné z: <http://www.tes.eu/produkt-cfd-vypocty.html>
- [7] CONTINENTAL MOTORS, INC. *Maintenance and overhaul manual*. 2011.
- [8] EVROPSKÁ AGENTURA PRO BEZPEČNOST LETECTVÍ. *Certifikační specifikace pro velmi lehká rotorová letadla* [online]. 2008, 100 s. [cit. 2016-01-08]. Dostupné z: <http://www.caa.cz/predpisy/cs-vlr>
- [9] FOJTÍK, Jakub. *Ruské vrtulníky: encyklopedie strojů konstrukčních kanceláří Bratuchin, Jakovlev, Kamov, Kazaň a Mil*. Cheb: Svět křídel, 2009, 375 s. ISBN 978-80-86808-65-9.
- [10] HÁJEK, Zbyněk. *Návrh lehkého dvoumístného vrtulníku s pístovým motorem*. Brno, 2012. Diplomová práce. Univerzita obrany, Fakulta vojenských technologií. Vedoucí práce Doc. Ing. Miloslav Petrásek, CSc.
- [11] JACKSON, Paul. MUNSON, Kenneth and Lindsay PEACOCK. *Jane's All the World's Aircraft 2007-2008*. 98. vyd. Cambridge: Cambridge University Press, 1016 s. ISBN 10-0-7106-2792-0.
- [12] KADLEC, Martin, KULČÁK, Ludvík (ed.). *Výkonnost - vrtulníky (034 00): [učební texty dle předpisu JAR-FCL-2]*. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2011, 285 s. Učební texty pro teoretickou přípravu dopravních pilotů vrtulníků dle předpisu JAR-FCL 2. ISBN 978-80-7204-687-4.
- [13] KRÁLOVÁ, Šárka. *Analýza zatížení vybraných částí vrtulníku*. Brno, 2006. Bakalářská práce. Univerzita obrany, Fakulta vojenských technologií. Vedoucí práce Doc. Ing. Miloslav Petrásek, CSc.

- [14] KULČÁK, Ludvík, NEŠTRÁK, Dušan a Ján PILA. *Aerodynamika, konstrukce a systémy vrtulníků: studijní modul 12*. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2006. Učební texty pro teoretickou přípravu techniků údržby letadel dle nařízení komise (ES) 2042/2003 Par. ISBN 80-720-4484-2.
- [15] LEISHMAN, J. Gordon. *Principles of helicopter aerodynamics*. 2nd ed. New York: Cambridge University Press, 2006, 826 s. ISBN 978-052-1858-601.
- [16] MICHEJEV, R.A. *Pročnosť vertoletov*. Moskva: Mašinstrojenije, 1984, 280 s. M 038(01)-84-54-84.
- [17] NACA 63-015A AIRFOIL - NACA 63-015A airfoil. *Airfoil Tools* [online]. 2016 [cit. 2016-03-11]. Dostupné z: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=n63015a-il>
- [18] NACA 63-415 AIRFOIL - NACA 63(2)-415 airfoil. *Airfoil Tools* [online]. 2016 [cit. 2016-03-11]. Dostupné z: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=n63415-il>
- [19] PETRÁSEK, Miloslav. *Konstrukce vrtulníku*. 1. vyd. Brno: Univerzita obrany, 2012, 118 s. ISBN 978-80-7231-902-2.
- [20] PETRÁSEK, Miloslav. *Vrtulníky: drak a systémy, elektrický systém, pohonná jednotka, nouzové vybavení : (021 00 00 00)*. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2011, 270 s. Učební texty pro teoretickou přípravu dopravních pilotů vrtulníků dle předpisu JAR-FCL 2. ISBN 978-80-7204-763-5.
- [21] PETRÁSEK, Miloslav. *Základy letu - vrtulník: Učební texty pro teoretickou přípravu dopravních pilotů vrtulníků dle předpisu JAR-FCL 1*. vyd. Brno: Akademické nakladatelství CERM s.r.o., 2008. ISBN 978-80-7204-588-4.
- [22] ROZEHNAL, DALIBOR. *Výkony vrtulníku*. Microsoft Excel. 2016
- [23] SEDDON, J. *Basic helicopter aerodynamics*. Oxford: BSP Professional, 1989, 136 s. ISBN 06-320-2032-6.
- [24] SCHOŘ, Jan a Petr ŠUSTEK. *Hmotnost a vyvážení - vrtulníky (031 00)*. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2008. Učební texty pro teoretickou přípravu dopravních pilotů vrtulníků dle předpisu JAR-FCL 2. ISBN 978-80-7204-597-6.
- [25] SVOBODA, Václav. *Vrtulníky*. 1. vyd. Praha: Naše vojsko, 1979, 324 s.
- [26] ŠVÉDA, J. *Teorie vrtulí a vrtulníků*. 1. vyd. Brno: skripta VAAZ 1962, S-2349/III
- [27] WATKINSON, John. *Art of the helicopter*. Burlington, MA: Elsevier Butterworth-Heinemann, 2004. ISBN 07-506-5715-4.
- [28] ZDOBINSKÝ, Michal. *Vrtulníky*. Praha: Magnet-Press, 1994, 278 s. Atlas vojenské techniky. ISBN 80-858-4713-2.

ZOZNAM POUŽITÝCH SKRATIEK A SYMBOLOV

Skratka	Význam
CFD	Computational Fluid Dynamics
CS – VLR	Certification Specification – Very Light Rotorcraft
DS Catia	Dassault Systemes Catia
MS Excel	Microsoft Excel
NR	Nosný Rotor
NOTAR	NO TAIL Rotor
VR	Vyrovnávací Rotor

Symbol	Rozmer	Veličina
a	[1/rad]	sklon vztlakovej čiary profilu
a_0	[rad]	uhol vzopätia
A_0	[rad]	koeficient harmonických zložiek mávania
a_1	[rad]	uhol pozdĺžneho sklonu
A_1	[rad]	koeficient harmonických zložiek mávania
A_2	[rad]	koeficient harmonických zložiek mávania
A_M	[-]	výškový koeficient motora
a_z	[m/s]	rýchlosť zvuku
b	[m]	hĺbka listu NR
b_1	[rad]	uhol priečneho sklonu
B_1	[rad]	koeficient harmonických zložiek mávania
B_2	[rad]	koeficient harmonických zložiek mávania
B	[-]	koeficient strát
c_E	[kg/kW·h]	merná spotreba paliva
c_T	[-]	súčiniteľ ťahu
c_x	[-]	súčiniteľ odporu
c_y	[-]	súčiniteľ vztlaku
D	[N]	odporová sila
D_{NR}	[m]	priemer NR
D_{trub}	[mm]	priemer trubky
D_{VR}	[m]	priemer VR
f	[-]	odpor ekvivalentnej dosky
F_C	[N]	Coriolisová sila
F_O	[N]	odstredivá sila
$F_{OL,T}$	[N]	odstredivá sila pôsobiaca v ťažisku
F_Q	[N]	odporová sila
F_S	[N]	zotrvačná sila
F_ξ	[N]	zotrvačná sila od kývania listu
F_v	[N]	zotrvačná sila od mávania listu
g	[m/s ²]	gravitačné zrýchlenie
G	[N]	tiažová sila
G_L	[N]	tiažová sila rotorového listu
G_{VR}	[N]	tiažová sila VR
H	[m]	výška letu
H_{DYN}	[m]	dynamický dostup

H _{ST}	[m]	statický dostup
h _{TR}	[m]	výška trupu
J _{VZ}	[kg/m ²]	hmotový moment zotrvačnosti
k	[ks]	počet pracujúcich motorov
k _{OR}	[-]	hmotnostný súčiniteľ ocasného reduktora
k _R	[-]	hmotnostný súčiniteľ riadenia
k _{TS}	[-]	hmotnostný súčiniteľ transmisnej sústavy
L	[km]	dolet
l _{LYŽ}	[m]	dĺžka lyžínového podvozku
l _{RH}	[m]	vzdialenosť osi závesu mávania listu
l _{TR}	[m]	dĺžka trupu
l _{VR}	[m]	rameno pôsobiska ťahovej sily
M	[-]	Machovo číslo
m _{AKU}	[kg]	hmotnosť akumulátora
m _{BAT}	[kg]	hmotnosť batožiny
m _{BR,NR}	[kg]	hmotnosť brzdy NR
M _G	[Nm]	moment tiažovej sily
m _{GEN}	[kg]	hmotnosť generátora
m _{HR}	[kg]	hmotnosť hlavného reduktora
m _{HR,SP}	[kg]	hmotnosť hriadeľov a spojok
m _i	[kg]	hmotnosť jednotlivých častí vrtuľníka
m _k	[-]	súčiniteľ výkonnosti
M _K	[-]	krútiaci moment
m _{KP}	[kg]	hmotnosť kýlovej plochy
m _{Lm,NR}	[kg/m]	merná hmotnosť listu nosného rotora
m _{LRH,NR}	[kg]	hmotnosť listu rotorovej hlavy NR
m _{LRH,VR}	[kg]	hmotnosť listu rotorovej hlavy VR
m _{ML}	[kg]	hmotnosť prútovej motorovej lôže
m _{MOT}	[kg]	hmotnosť motora (suchá hmotnosť)
m _{OL}	[kg]	hmotnosť oleja
m _{ON}	[kg]	hmotnosť ocasného nosníka
m _{OR}	[kg]	hmotnosť ocasného reduktora
m _{PAL}	[kg]	hmotnosť paliva
m _{PIL}	[kg]	hmotnosť pilota
m _{PD}	[kg]	hmotnosť prístrojovej dosky
m _{PN,P}	[kg]	hmotnosť palivovej nádrže
m _{PODV}	[kg]	hmotnosť trubkového podvozku
m _{POS}	[kg]	hmotnosť posádky
m _{PR,TR}	[kg]	hmotnosť prednej časti trupu
m _{PS}	[kg]	hmotnosť pohonnej sústavy
m _R	[kg]	hmotnosť riadenia
M _R	[Nm]	reakčný moment NR
m _{REM}	[kg]	hmotnosť remenice
m _{RH,NR}	[kg]	hmotnosť rotorovej hlavy NR
m _{RH,VR}	[kg]	hmotnosť rotorovej hlavy VR
m _{RS}	[kg]	hmotnosť sústavy rotorov
m _{SED}	[kg]	hmotnosť sedadla
m _{SS}	[kg]	hmotnosť spínacej spojky
m _{ST}	[kg]	hmotnosť stabilizátora
m _{ŠT}	[kg]	hmotnosť štartéra motora

m_{TR}	[kg]	celková hmotnosť trupu
m_{TS}	[kg]	hmotnosť transmisnej sústavy
$m_{UŽ}$	[kg]	užitočná hmotnosť
m_{VZL}	[kg]	vzletová hmotnosť
m_Z	[-]	hmotnostné zaťaženie
N_{Σ}	[W]	celková výkonnosť
N_M	[kW]	výkon motora
N_{Mmax}	[kW]	maximálny výkon motora
$N_{Mvyuž}$	[kW]	využitelný výkon motora
n_{NR}	[ot/s]	otáčky NR
N_p	[W]	potrebný výkon
n_V	[-]	všeobecný parameter
n_{VR}	[ot/s]	otáčky VR
p	[kg/m ²]	plošné zaťaženie
p_A	[Pa]	atmosférický tlak
$P_{v.odpor}$	[W]	vplyv indukčnosti
q	[kg/kW]	výkonové zaťaženie
$q\sqrt{p}$	[-]	komplexný parameter
r	[m]	neúčinná časť rotorového listu
R	[N]	výsledná ťahová sila
R_L	[km]	dolet
r_N	[-]	súčiniteľ neúčinného polomeru
R_{NR}	[m]	polomer NR
r_{PK}	[J/kg·K]	plynová konštanta
R_T	[m]	rameno polohy ťažiska listu nosného rotora
R_{VR}	[m]	polomer VR
S	[m ²]	plocha rotorového disku
S_{KP}	[m ²]	plocha kýlovej plochy
S_{ST}	[m ²]	plocha stabilizátora
STR	[m]	šírka trupu
T	[K]	teplota
T_A	[-]	poloha ťažiska, variant A
T_B	[-]	poloha ťažiska, variant B
t_L	[h]	doba trvania letu
t_{trub}	[mm]	hrúbka steny trubky
T_{VR}	[N]	ťahová sila VR
T_X	[N]	pozdlžna zložka ťahovej sily
T_Y	[N]	bočná zložka ťahovej sily
T_Z	[N]	zvislá zložka ťahovej sily
V_{axial}	[m/s]	maximálna indukovaná rýchlosť
V_{CEST}	[km/h]	cestovná rýchlosť letu
V_{dop}	[m/s]	dopredná rýchlosť
V_I	[m/s]	indukovaná rýchlosť
V_{MAX}	[km/h]	maximálna rýchlosť letu
V_{NR}	[m/s]	obvodová rýchlosť NR
V_{VR}	[m/s]	obvodová rýchlosť VR
V_{ys}	[m/s]	zvislá stúpacia rýchlosť
$V_{yš}$	[m/s]	šikmá stúpacia rýchlosť
V_Z	[m/s]	stúpacia rýchlosť
X	[N]	odporová sila na rotorový list

x_i, y_i	[m]	polohové súradnice častí vrtuľníka
x_T, y_T	[m]	súradnice polohy ťažiska
Y	[N]	vztlaková sila na rotorový list
z	[ks]	počet listov NR
Ψ	[rad]	azimutálna poloha listu nosného rotora
α	[rad]	miestny uhol nábehu
α_{NR}	[rad]	uhol nábehu nosného rotora
β	[°]	uhol pritekania prúdu
γ	[-]	charakteristická konštanta hmoty listu
$\delta_0, \delta_1, \delta_2$	[-]	súčinitele odporu profilu
η	[-]	mechanická účinnosť sústavy
κ	[-]	súčiniteľ okrajových strát
λ	[-]	prietokový súčiniteľ
λ_{NR}	[-]	prietokový pomer nosného rotora
μ	[-]	postupový pomer
ξ	[rad]	uhol kývania nosného rotora
π	[-]	Rudolfovo číslo
ρ	[kg/m ³]	hustota vzduchu
ζ	[-]	účinnosť prenosu výkonu
σ	[-]	súčiniteľ plnosti NR
υ	[rad]	uhol mávania listu NR
φ	[rad]	uhol nábehu listu
φ_0	[rad]	uhol nastavenia listu NR
φ_1	[rad]	uhol skrútenia listu NR
$\psi_{A,B}$	[°]	výchylka ťažiska pre variant A,B
ω	[rad/s]	uhlová rýchlosť otáčania
ω_{NR}	[rad/s]	uhlová rýchlosť otáčania NR
ω_{VR}	[rad/s]	uhlová rýchlosť otáčania VR

ZOZNAM OBRÁZKOV

Obrázok 1.1: Príklad hlavných kanálov systému riadenia malého vrtuľníka [19].....	17
Obrázok 1.2: Koncept navrhovaného vrtuľníka – pohľad spredu.....	20
Obrázok 1.3: Koncept navrhovaného vrtuľníka – pohľad zozadu.....	20
Obrázok 1.4: Rez kompozitným listom [19].....	21
Obrázok 1.5: Rotorová hlava polotuhého rotora vrtuľníka Bell-206 [19]	22
Obrázok 1.6: Konceptcia transmisnej sústavy pre jednorotorový vrtuľník [19].....	23
Obrázok 2.1: Závislosť výkonu motora na spotrebe paliva [7].....	32
Obrázok 2.2: Závislosť absolútneho tlaku vzduchu na výkone motora [7]	33
Obrázok 2.3: Profil NACA 63-015 [17]	40
Obrázok 2.4: Profil NACA 63-415 [18]	41
Obrázok 3.1: Súradnicová sústava pre výpočet centráže vrtuľníka	49
Obrázok 4.1: Pôsobiace sily a momenty na vrtuľník pri zvislom stúpaní [19].....	53
Obrázok 4.2: Pôsobiace sily a momenty na vrtuľník pri zvislom klesaní [19].....	54
Obrázok 5.1: Pôsobiace sily a momenty na vrtuľník pri doprednom lete [19].....	61
Obrázok 6.1: Koncept rotorovej hlavy nosného rotora	87
Obrázok 6.2: Pôsobiace sily na list v rovine kolmej na rovinu rotácie [19]	88
Obrázok 6.3: Pôsobiace sily na list v rovine rotácie [19]	89
Obrázok A-1: Koncept navrhovaného vrtuľníka – celkový pohľad.....	113
Obrázok A-2: Koncept navrhovaného vrtuľníka – pohľad spredu.....	113
Obrázok A-3: Koncept navrhovaného vrtuľníka – pohľad z boku.....	114
Obrázok A-4: Koncept navrhovaného vrtuľníka – pohľad zhora.....	114
Obrázok A-5: Koncept navrhovaného vrtuľníka – pohľad zozadu.....	115
Obrázok A-6: Koncept navrhovaného vrtuľníka – pohľad na posádku.....	115
Obrázok D-1: Zostava rotorovej hlavy s rotorovými listami.....	122
Obrázok D-2: Zostava rotorovej hlavy.....	122
Obrázok D-3: Hlavný rám so závesmi.....	123
Obrázok D-4: Hlavný a vedľajší hriadeľ.....	123
Obrázok D-5: Páka.....	124
Obrázok D-6: Pohyblivá doska.....	124
Obrázok D-7: Stabilizátor.....	125
Obrázok D-8: Záves rotorového listu.....	125
Obrázok D-9: Tiahla vrátane hriadeľov.....	126
Obrázok D-10: Rotorový list.....	126

ZOZNAM TABULIEK

Tabuľka 2.1: Štatistický rozbor: Základné výrobné parametre	26
Tabuľka 2.2: Parametre pohonnej jednotky	31
Tabuľka 2.3: Hmotnostné zaťaženie vrtuľníkov	35
Tabuľka 3.1: Hmotnostné rozloženie častí vrtuľníka, výpočet ťažiska – variant A ..	50
Tabuľka 3.2: Hmotnostné rozloženie častí vrtuľníka, výpočet ťažiska – variant B...	51
Tabuľka 3.3: Prehľad navrhnutých parametrov vrtuľníka	52
Tabuľka 4.1: Hodnoty základných veličín pre výpočet zvislej stúpavej rýchlosti	57
Tabuľka 4.2: Hodnoty zvislých stúpacích rýchlostí pre jednotlivé výšky letu	60
Tabuľka 5.1: Číselné koeficienty pre výkony v doprednom lete vrtuľníka [26].....	67
Tabuľka 5.2: Hodnoty veličín pre $H = 0$ m MSA	67
Tabuľka 5.3: Hodnoty veličín pre výpočet výkonov v doprednom lete.....	68
Tabuľka 6.1: Hodnoty veličín pre výpočet odstredivých síl a mávania rotor. listu ...	93
Tabuľka B-1: Štatistický rozbor: Pohonná jednotka	116
Tabuľka B-2: Štatistický rozbor: Nosný a vyrovnávací rotor	117
Tabuľka B-3: Štatistický rozbor: Rozmery a hmotnosť	118
Tabuľka B-4: Štatistický rozbor: Rýchlosti a výkony	119
Tabuľka C-1: Číselné koeficienty pre výkony v doprednom lete [26].....	120
Tabuľka C-2: Číselné koeficienty pre výkony v doprednom lete [26].....	120
Tabuľka C-3: Číselné koeficienty pre výkony v doprednom lete [26].....	120
Tabuľka C-4: Číselné koeficienty pre výkony v doprednom lete [26].....	120
Tabuľka C-5: Číselné koeficienty pre výkony v doprednom lete [26].....	121
Tabuľka C-6: Číselné koeficienty pre výkony v doprednom lete [26].....	121
Tabuľka E-1: Uhol mávania ν , odstredivá sila $F_{OL,T}$ na azimutálnej polohe Ψ	127

ZOZNAM GRAFOV

Graf 2.1: Závislosť výkonového zaťaženia q na vzletovej hmotnosti m_{VZL}	28
Graf 2.2: Závislosť plošného zaťaženia disku p na vzletovej hmotnosti m_{VZL}	28
Graf 2.3: Závislosť plošného zaťaženia disku p na výkonovom zaťažení q	29
Graf 2.4: Závislosť vzletovej hmotnosti m_{VZL} na hmotnostnom zaťažení m_Z	29
Graf 2.5: Závislosť vzletovej hmotnosti m_{VZL} na komplexnom parametre $q\sqrt{p}$	30
Graf 2.6: Závislosť komplexného parametra $q\sqrt{p}$ na výkone motora N_M	30
Graf 4.1: Závislosť zvislej stúpacej rýchlosti v_Z na výške letu H	59
Graf 5.1: Závislosť stúpacej rýchlosti v_Z na doprednej rýchlosti letu v_{dop} [22]	82
Graf 5.2: Závislosť potrebného výkonu N_p na doprednej rýchlosti letu v_{dop} [22].....	82
Graf 6.1: Závislosť uhlu mávania ν na azimutálnej polohe listu Ψ	98
Graf 6.2: Závislosť odstredivej sily $F_{OL,T}$ na azimutálnej polohe listu Ψ	98
Graf 6.3: Závislosť odstredivej sily $F_{OL,T}$ na dĺžke listu nosného rotora l_{NR}	99
Graf 6.4: Závislosť uhlu mávania ν , odstredivej sily $F_{OL,T}$ na azimut. polohe Ψ	99

ZOZNAM PRÍLOH

Príloha A: Konceptný návrh vrtuľníku v programe DS Catia.....	113
Príloha B: Tabuľky štatistického rozboru.....	116
Príloha C: Tabuľky číselných koeficientov pre výpočet výkonov doprednom lete.....	120
Príloha D: Hlavné časti rotorovej hlavy nosného rotora vrtuľníka.....	122
Príloha E: Hodnoty odstredivých síl a uhlu mávania rotorového listu.....	127

Príloha A: Konceptný návrh vrtuľníka v programe DS Catia



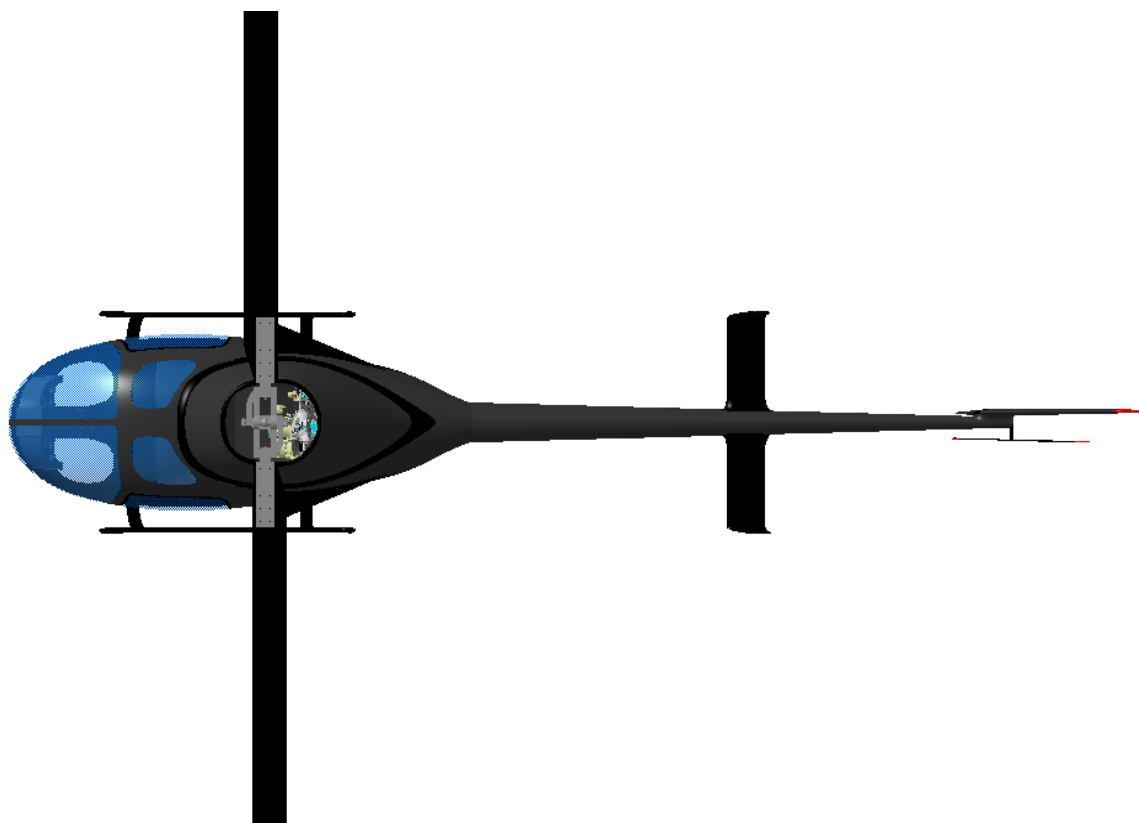
Obrázok A-1: Koncept navrhovaného vrtuľníka – celkový pohľad



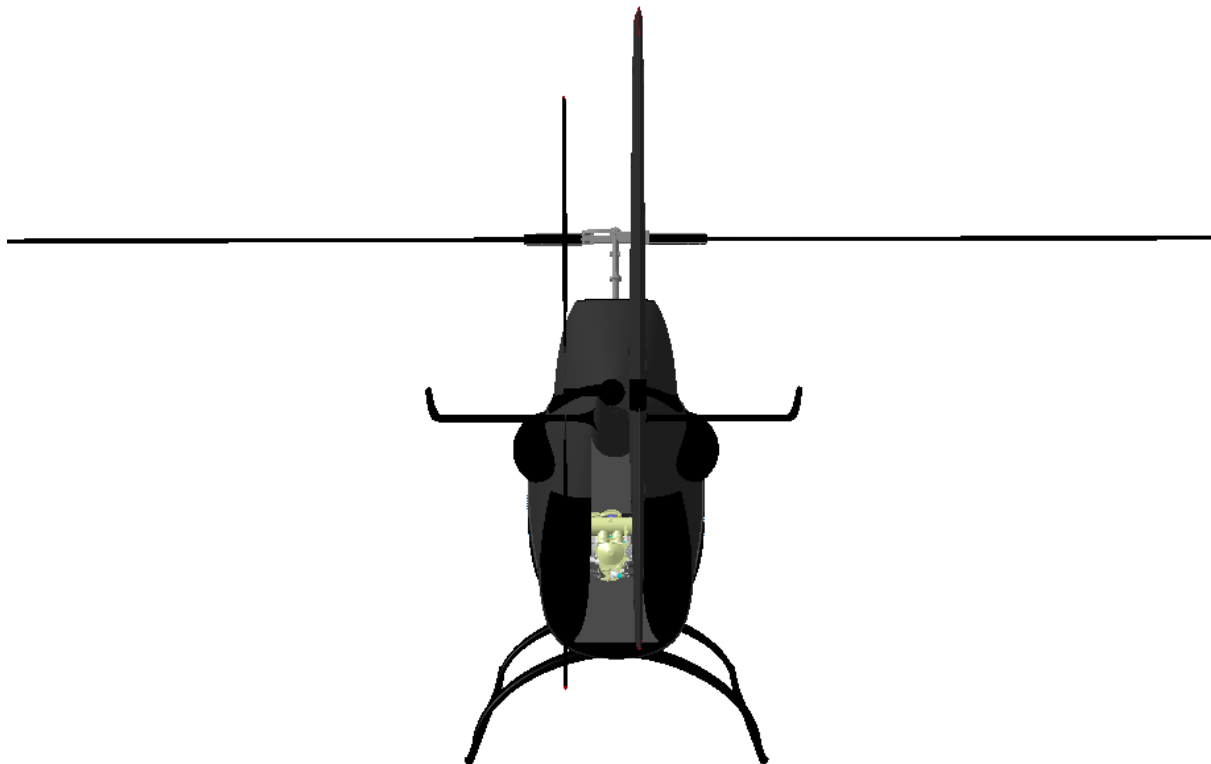
Obrázok A-2: Koncept navrhovaného vrtuľníka – pohľad spredu



Obrázok A-3: Koncept navrhovaného vrtuľníka – pohľad z boku



Obrázok A-4: Koncept navrhovaného vrtuľníka – pohľad zhora



Obrázok A-5: Koncept navrhovaného vrtuľníka – pohľad zozadu



Obrázok A-6: Koncept navrhovaného vrtuľníka – pohľad na posádku

Priloha B: Tabuľky štatistického rozboru

Tabuľka B-1: Štatistický rozbor: Pohonná jednotka

Pohonná jednotka		Typ motora	Výkon [kW]	Suchá hmotnosť [kg]	Počet [ks]
Typ vrtuľníku					
Robinson R22 Beta II		Textron Lycoming O-360	97,50	116,60	1
RotorWay Exec 162F		RotorWay International RI 162F	113,00	85,00	1
ASII Ultraspot 496 RT		Rotax 914	84,60	78,00	1
Guimbal G2 Cabri		Textron Lycoming O-360	112,00	116,60	1
Masquito M80		Masquito M2.6L	89,50	68,00	1
Brantly B-2B		Textron Lycoming IVO-360-A1A	134,00	116,60	1
Helispot CH-7 Kompress		Rotax 914	84,60	78,00	1
DFH Dragon 334		Rotax 914	84,60	78,00	1
Aerocopter AK1-3		Subaru EJ-25	123,00	110,00	1
Swisscopter Swisscopter		SwissMotor	101,40	-	2
Heloworks HX-1 Wasp		Garret JFS-100-13A	67,10	58,00	1
Aviotechnica ES-101 Raven		Avio Tecnica-modified solar T-61-A	89,50	-	1
Hillberg EH 1-02 Tandermouse		Honeywell 36-55-C	108,00	-	1
Voyager-500		U.S. Air Power H1300	101,60	-	1
Dynali HZ		Subaru DS25	134,00	135,00	1

Tabuľka B-2: Štatistický rozbor: Nosný a vyrovnávací rotor

Typ vrtuľníku	Nosný rotor			Vyrovnávací rotor		
	Priemer [m]	Plocha [m ²]	Počet listov [-]	Priemer [m]	Plocha [m ²]	Počet listov [-]
Robinson R22 Beta II	7,67	46,21	2	1,07	0,89	2
RotorWay Exec 162F	7,62	45,60	2	1,28	1,17	2
ASII Ultrasport 496 RT	7,01	38,60	2	0,76	0,45	4
Guimbal G2 Cabri	6,50	33,18	3	0,54	0,23	6
Masquito M80	5,52	23,92	2	1,00	0,79	2
Brantly B-2B	7,24	41,16	3	1,30	1,32	2
Helispot CH-7 Kompress	6,27	29,90	2	1,03	0,83	2
DFH Dragon 334	7,70	35,21	2	1,20	0,99	2
Aerocopter AK1-3	6,84	36,75	3	1,29	1,29	2
Swisscopter Swisscopter	6,70	35,26	2	1,12	0,98	2
Heloworks HX-1 Wasp	7,01	-	2	0,71	-	4
Aviotecnica ES-101 Raven	7,62	-	2	1,28	-	2
Hillberg EH 1-02 Tandemmouse	7,62	45,62	2	0,91	-	2
Voyager-500	6,75	35,77	2	-	-	2
Dynali H2	7,16	40,24	2	0,80	0,50	8

Tabuľka B-3: Štatistický rozbor: Rozmery a hmotnosť

Typ vrtuľníku	Rozmery			Hmotnosť		
	Dĺžka [m]	Šírka [m]	Výška [m]	Prázdna [kg]	Užitková [kg]	Vzletová [kg]
Robinson R22 Beta II	6,30	1,12	2,72	388	233	621
RotorWay Exec 162F	6,71	-	-	442	238	680
ASII Ultraspot 496 RT	6,02	2,21	2,51	299	200	499
Guimbal G2 Cabri	5,75	1,18	-	320	230	550
Masquito M80	4,85	-	2,25	230	220	450
Brantley B-2B	6,63	-	2,11	476	281	757
Helispot CH-7 Kompress	5,31	0,82	2,31	275	175	450
DFH Dragon 334	5,86	-	-	290	260	550
Aerocopter AK1-3	5,81	1,72	2,27	380	270	650
Swisscoper Swisscoper	5,40	-	-	290	310	600
Helo works HX-1 Wasp	5,79	-	2,51	318	226	544
Aviotecnica ES-101 Raven	-	1,60	2,44	275	175	450
Hillberg EH 1-02 Tandemmouse	6,35	-	2,26	408	408	816
Voyager-500	6,22	-	2,54	275	253	528
Dynali HZ	6,23	2,00	-	370	230	600

Tabuľka B-4: Štatistický rozbor: Rýchlosti a výkony

Typ vrtuľníku	Rýchlosti					Výkony				
	Neprekročiteľná [km/h]	Cestovná [km/h]	Max. dovolená [km/h]	Max. stúpacia [m/min]	Dostup [m]	IGE [m]	OGE [m]	Dolet [km]	Výdrž [h]	
Robinson R22 Beta II	190	177	180	305	4 265	2 865	-	482	3,30	
RotorWay Exec 162F	185	145	177	305	3 050	2 135	1 525	289	2,00	
ASII Ultraspport 496 RT	167	113	148	305	-	3 290	2 135	240	3,00	
Guimbal G2 Cabri	-	180	200	-	2 200	-	-	1 000	5,00	
Masquito M80	180	-	148	335	-	2 000	-	600	4,00	
Brantly B-2B	180	145	161	427	3 290	-	1 829	402	2,00	
Helispport CH-7 Kompress	209	160	209	450	5 000	3 500	2 500	719	3,00	
DFH Dragon 334	190	-	160	381	3 050	2 500	1 750	400	3,00	
Aerocopter AK1-3	209	157	186	540	5 150	2 320	1 800	350	3,20	
Swisscopter Swisscopter	190	150	-	390	-	4 100	2 450	520	3,50	
Heloverks HX-1 Wasp	-	129	182	-	3 050	2 440	1 220	204	-	
Aviotecnica ES-101 Raven	240	170	220	570	5 500	3 600	3 100	-	-	
Hillberg EH 1-02 Tandemmouse	341	209	274	457	4 115	-	-	722	-	
Voyager-500	-	-	193	-	4 267	2 743	2 438	380	2,50	
Dynali H2	190	160	180	305	-	3 658	-	550	3,25	

Príloha C: Koeficienty pre výpočet výkonov v doprednom lete

Tabuľka C-1: Číselné koeficienty pre výkony v doprednom lete [26]

Koeficienty pre stanovenie parametrov: $a_2/\mu^2, b_2/\mu^2$ pri $B=0,97$													
Koeficient	μ	0,00	1,00	2,00	3,00	4,00	5,00	6,00	7,00	7,50	8,00	9,00	10,00
$t_{2,1}$	λ	0,0000	0,2136	0,4167	0,6025	0,7694	0,9185	1,0566	1,1844	1,2459	1,3061	1,4242	1,5401
$t_{2,2}$	φ_0	0,0000	0,1981	0,3833	0,5476	0,6890	0,8100	0,9152	1,0092	1,0532	1,0958	1,1780	1,2575
$t_{2,3}$	φ_1	0,0000	0,1504	0,2912	0,4165	0,5246	0,6176	0,6988	0,7717	0,8059	0,8391	0,9031	0,9652
$t_{2,4}$	λ	0,0000	-0,0130	-0,0488	-0,0997	-0,1573	-0,2145	-0,2675	-0,3142	-0,3351	-0,3544	-0,3884	-0,4171
$t_{2,5}$	φ_0	0,0000	-0,0157	-0,0591	-0,1209	-0,1907	-0,2601	-0,3243	-0,3810	-0,4063	-0,4297	-0,4710	-0,5058
$t_{2,6}$	φ_1	0,0000	-0,0117	-0,0440	-0,0901	-0,1423	-0,1938	-0,2416	-0,2838	-0,3027	-0,3201	-0,3509	-0,3767

Tabuľka C-2: Číselné koeficienty pre výkony v doprednom lete [26]

Koeficienty pre stanovenie parametrov: $c_T/(\sigma.a)$ pri $\gamma=7,5$ a $B=0,97$													
Koeficient	μ	0,00	0,05	0,10	0,15	0,20	0,25	0,30	0,35	0,40	0,45	0,50	
$t_{3,1}$	λ	0,4704	0,4711	0,4730	0,4762	0,4807	0,4868	0,4944	0,5038	0,5152	0,5286	0,5445	
$t_{3,2}$	φ_0	0,3042	0,3054	0,3090	0,3148	0,3229	0,3333	0,3460	0,3612	0,3790	0,3996	0,4231	
$t_{3,3}$	φ_1	0,2213	0,2219	0,2237	0,2267	0,2310	0,2366	0,2437	0,2523	0,2627	0,2749	0,2892	

Tabuľka C-3: Číselné koeficienty pre výkony v doprednom lete [26]

Koeficienty pre stanovenie parametrov: $m_{k+}/(\sigma.a)$ pri $\gamma=7,5$ a $B=0,97$													
Koeficient	μ	0,00	0,05	0,10	0,15	0,20	0,25	0,30	0,35	0,40	0,45	0,50	
$t_{4,1}$	$\lambda^<$	0,4704	0,4739	0,4844	0,5018	0,5265	0,5585	0,5982	0,6457	0,7016	0,7662	0,8399	
$t_{4,2}$	$\lambda\varphi_0$	0,3042	0,3112	0,3324	0,3685	0,4205	0,4900	0,5787	0,6891	0,8238	0,9859	1,1789	
$t_{4,3}$	$\lambda\varphi_1$	0,2213	0,2264	0,2419	0,2681	0,3059	0,3562	0,4205	0,5003	0,5975	0,7144	0,8536	
$t_{4,4}$	$\varphi_0^<$	0,0000	0,0023	0,0093	0,0216	0,0399	0,0656	0,1000	0,1450	0,2029	0,2762	0,3676	
$t_{4,5}$	$\varphi_0\varphi_1$	0,0000	0,0033	0,0136	0,0316	0,0584	0,0958	0,1460	0,2116	0,2959	0,4026	0,5357	
$t_{4,6}$	$\varphi_1^<$	0,0000	0,0012	0,0050	0,0115	0,0213	0,0350	0,0533	0,0772	0,1079	0,1467	0,1951	

Tabuľka C-4: Číselné koeficienty pre výkony v doprednom lete [26]

Koeficienty pre stanovenie parametrov: $m_{k+}/(\sigma.a)$ pri $\gamma=7,5$ a $B=0,97$													
Koeficient	μ	0,00	0,05	0,10	0,15	0,20	0,25	0,30	0,35	0,40	0,45	0,50	
$t_{5,1}$	δ_0	0,2500	0,2506	0,2525	0,2556	0,2600	0,2655	0,2722	0,2802	0,2892	0,2993	0,3105	
$t_{5,2}$	$\delta_1\lambda$	0,3333	0,3333	0,3333	0,3333	0,3333	0,3332	0,3330	0,3327	0,3323	0,3316	0,3307	
$t_{5,3}$	$\delta_1\varphi_0$	0,2500	0,2506	0,2525	0,2560	0,2599	0,2654	0,2721	0,2799	0,2887	0,2985	0,3093	
$t_{5,4}$	$\delta_1\varphi_1$	0,2000	0,2004	0,2017	0,2037	0,2066	0,2103	0,2147	0,2198	0,2257	0,2322	0,2393	
$t_{5,5}$	$\delta_2\lambda^2$	0,5000	0,5038	0,5153	0,5345	0,5607	0,5971	0,6411	0,6940	0,7563	0,8287	0,9116	
$t_{5,6}$	$\delta_2\lambda\varphi_0$	0,6670	0,6743	0,6976	0,7373	0,7946	0,8713	0,9694	1,0918	1,2413	1,4217	1,6367	
$t_{5,7}$	$\delta_2\lambda\varphi_1$	0,5000	0,5056	0,5225	0,5513	0,5927	0,6480	0,7187	0,8066	0,9139	1,0432	1,1974	
$t_{5,8}$	$\delta_2\varphi_0^2$	0,2500	0,2532	0,2630	0,2798	0,3047	0,3389	0,3839	0,4419	0,5150	0,6061	0,7181	
$t_{5,9}$	$\delta_2\varphi_0\varphi_1$	0,4000	0,4046	0,4186	0,4429	0,4787	0,5280	0,5930	0,6768	0,7827	0,9147	1,0773	
$t_{5,10}$	$\delta_2\varphi_1^2$	0,1667	0,1684	0,1735	0,1824	0,1955	0,2135	0,2372	0,2676	0,3060	0,3537	0,4124	

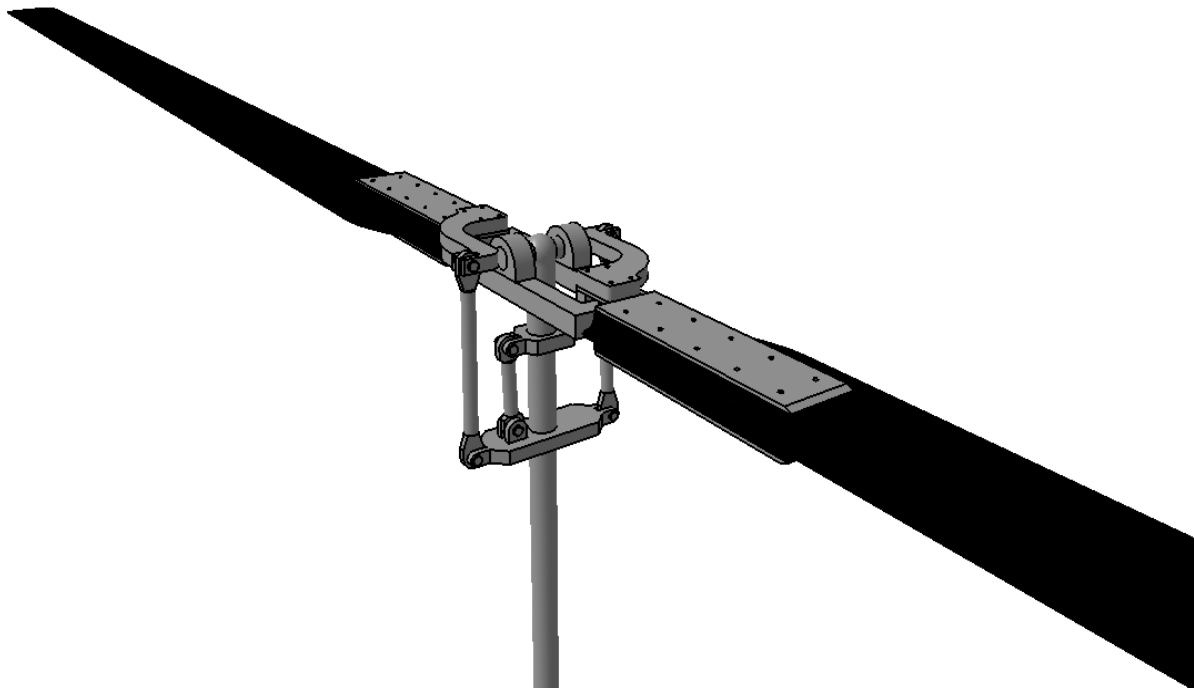
Tabuľka C-5: Číselné koeficienty pre výkony v doprednom lete [26]

Koeficienty pre stanovenie parametrov: $\mu.c_T/(\sigma.a).(X/Y)_P$ pri $\gamma=7,5$ a $B=0,97$												
Koeficient	μ	0,00	0,05	0,10	0,15	0,20	0,25	0,30	0,35	0,40	0,45	0,50
$t_{6,1}$	δ_0/a	0,2500	0,2519	0,2575	0,2669	0,2808	0,2973	0,3183	0,3433	0,3724	0,4057	0,4434
$t_{6,2}$	$\delta_1\lambda/a$	0,3330	0,3337	0,3348	0,3367	0,3394	0,3430	0,3475	0,3532	0,3601	0,3683	0,3781
$t_{6,3}$	$\delta_1\varphi_0/a$	0,2500	0,2507	0,2529	0,2566	0,2618	0,2685	0,2767	0,2866	0,2982	0,3115	0,3266
$t_{6,4}$	$\delta_1\varphi_1/a$	0,2000	0,2004	0,2017	0,2038	0,2067	0,2106	0,2153	0,2210	0,2277	0,2353	0,2441
$t_{6,5}$	$\delta_2\lambda^2/a$	0,5000	0,5024	0,5097	0,5220	0,5395	0,5626	0,5918	0,6276	0,6707	0,7217	0,7816
$t_{6,6}$	$\delta_2\lambda\varphi_0/a$	0,6670	0,6716	0,6863	0,7111	0,7467	0,7940	0,8545	0,9298	1,0219	1,1333	1,2666
$t_{6,7}$	$\delta_2\lambda\varphi_1/a$	0,5000	0,5030	0,5121	0,5277	0,5502	0,5804	0,6194	0,6684	0,7286	0,8019	0,8900
$t_{6,8}$	$\delta_2\varphi_0^2/a$	0,2500	0,2522	0,2587	0,2700	0,2867	0,3095	0,3395	0,3779	0,4263	0,4864	0,5602
$t_{6,9}$	$\delta_2\varphi_0\varphi_1/a$	0,4000	0,4029	0,4116	0,4266	0,4487	0,4788	0,5182	0,5685	0,6316	0,7096	0,8051
$t_{6,10}$	$\delta_2\varphi_1^2/a$	0,1667	0,1677	0,1709	0,1765	0,1845	0,1955	0,2097	0,2278	0,2502	0,2779	0,3114

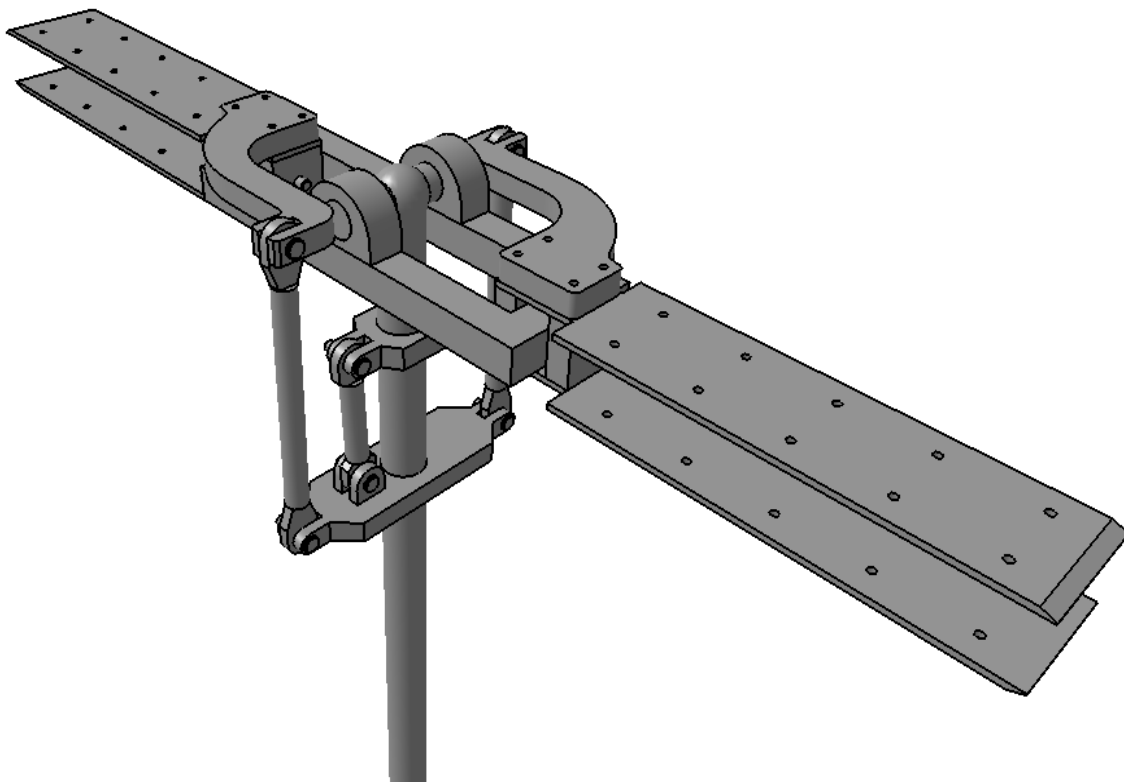
Tabuľka C-6: Číselné koeficienty pre výkony v doprednom lete [26]

Koeficienty pre stanovenie parametrov: $\mu.c_T/(\sigma.a)$ pri $\gamma=7,5$ a $B=0,97$												
Koeficient	μ	0,00	0,05	0,10	0,15	0,20	0,25	0,30	0,35	0,40	0,45	0,50
$t_{7,1}$	λ	0,0000	0,0236	0,0470	0,0714	0,0931	0,1215	0,1479	0,1754	0,2042	0,2345	0,2665
$t_{7,2}$	φ_0	0,0000	0,0153	0,0309	0,0472	0,0645	0,0831	0,1032	0,1252	0,1491	0,1753	0,2039
$t_{7,3}$	φ_1	0,0000	0,0111	0,0224	0,0340	0,0462	0,0590	0,0728	0,0876	0,1036	0,1210	0,1401

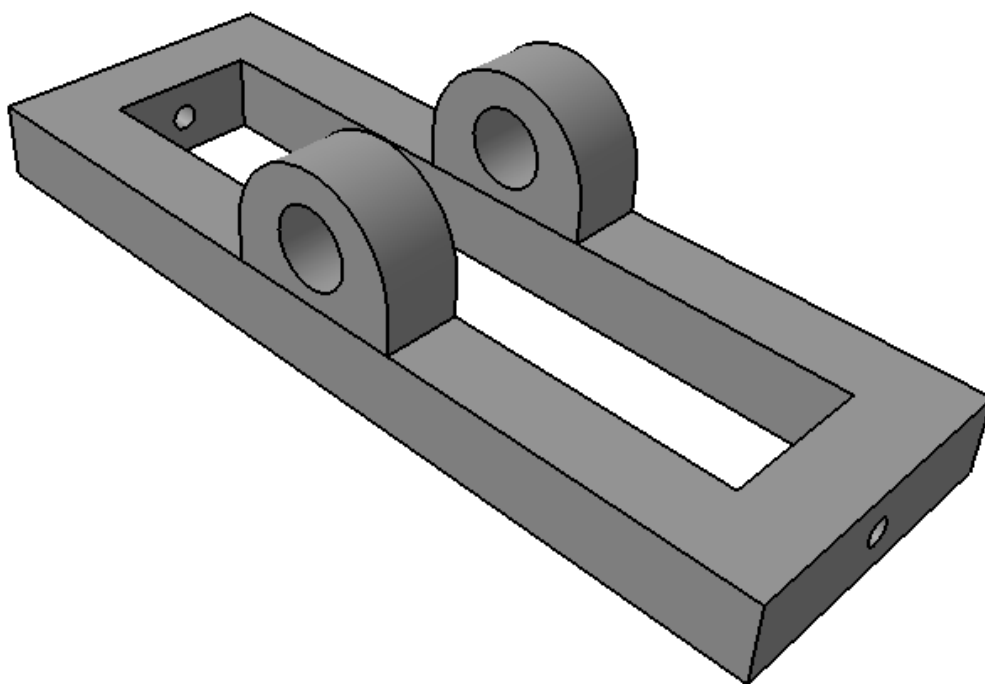
Príloha D: Hlavné časti rotorovej hlavy nosného rotora vrtuľníka



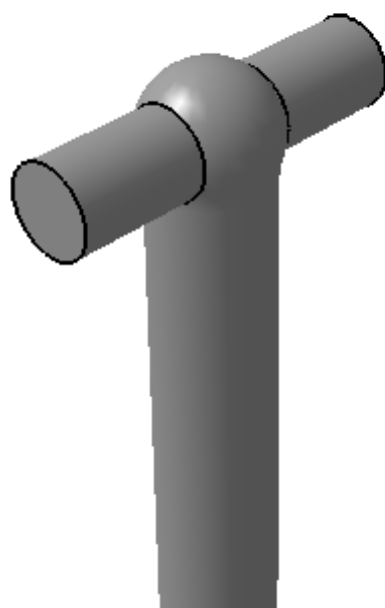
Obrázok D-1: Zostava rotorovej hlavy s rotorovými listami



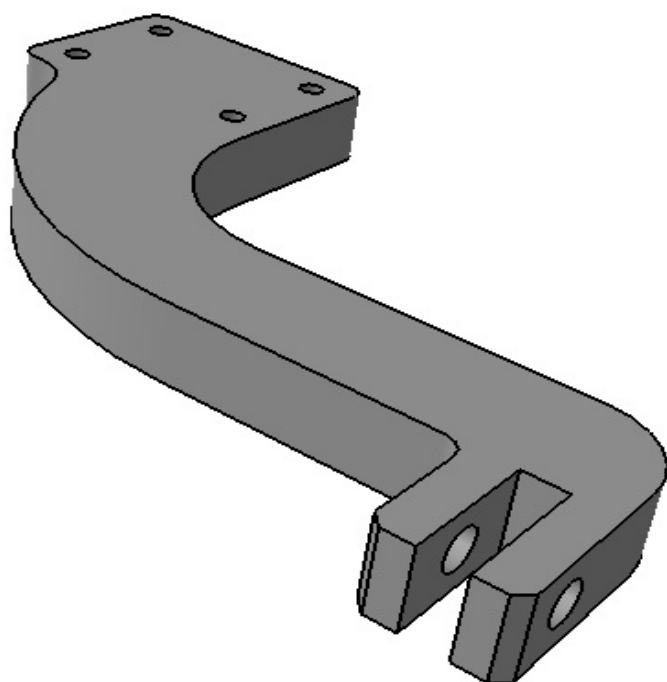
Obrázok D-2: Zostava rotorovej hlavy



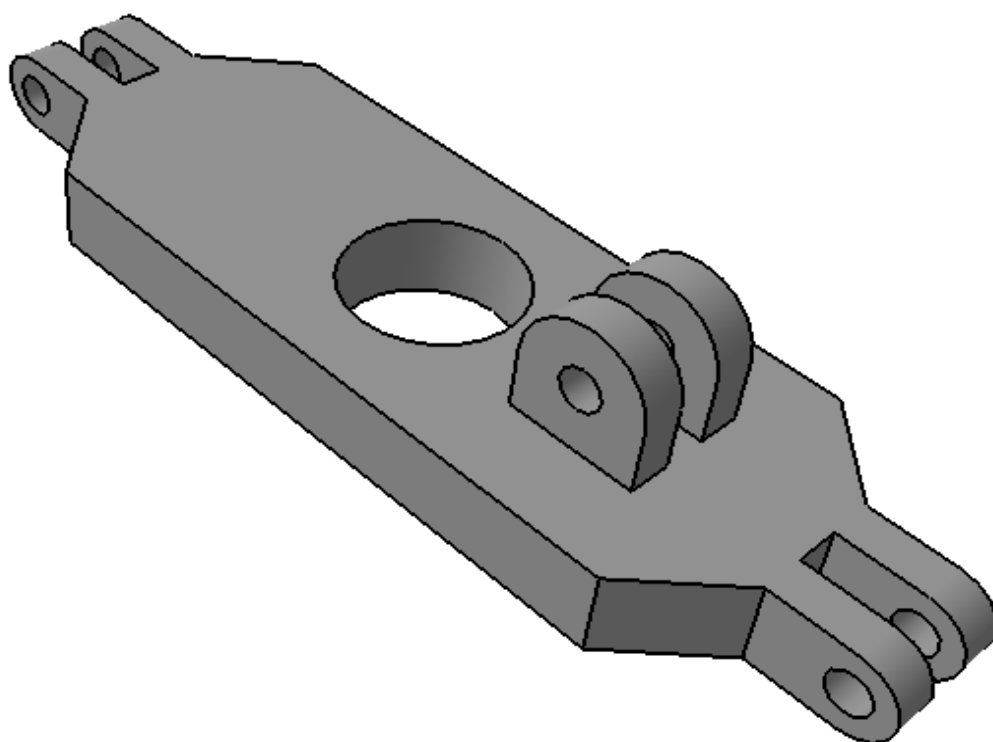
Obrázok D-3: Hlavný rám so závesmi



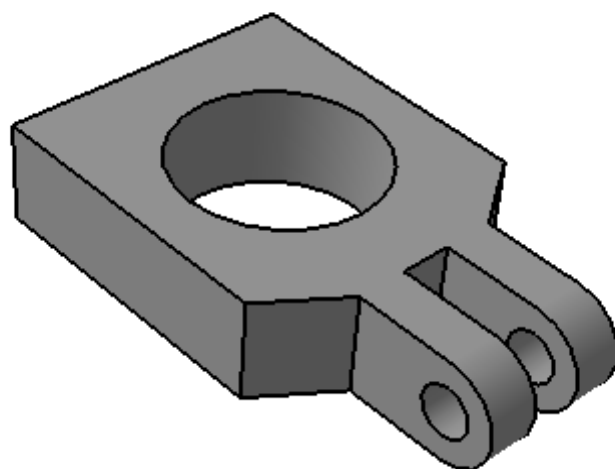
Obrázok D-4: Hlavný a vedľajší hriadeľ



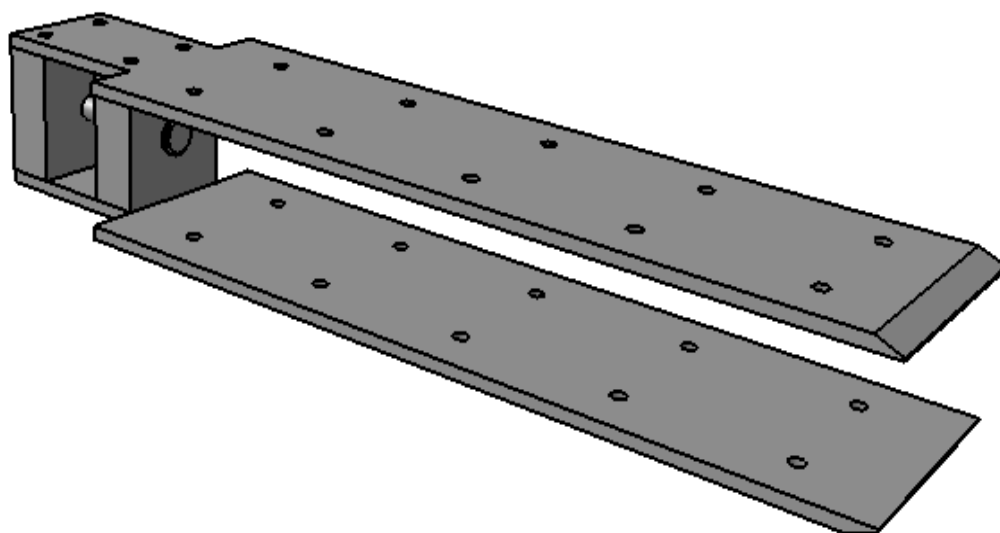
Obrázok D-5: Páka



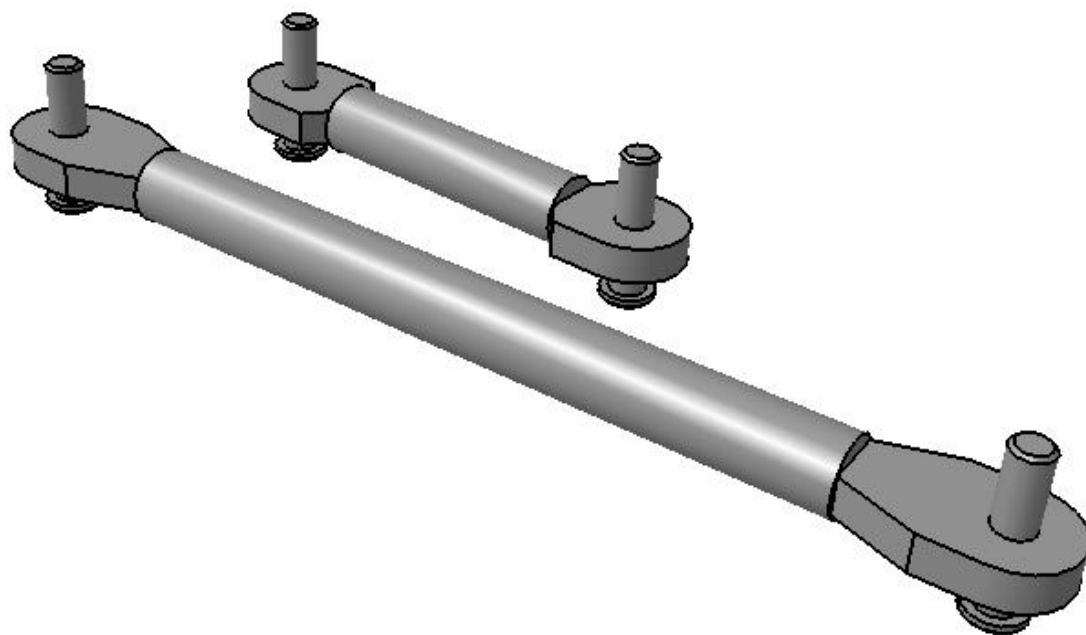
Obrázok D-6: Pohyblivá doska



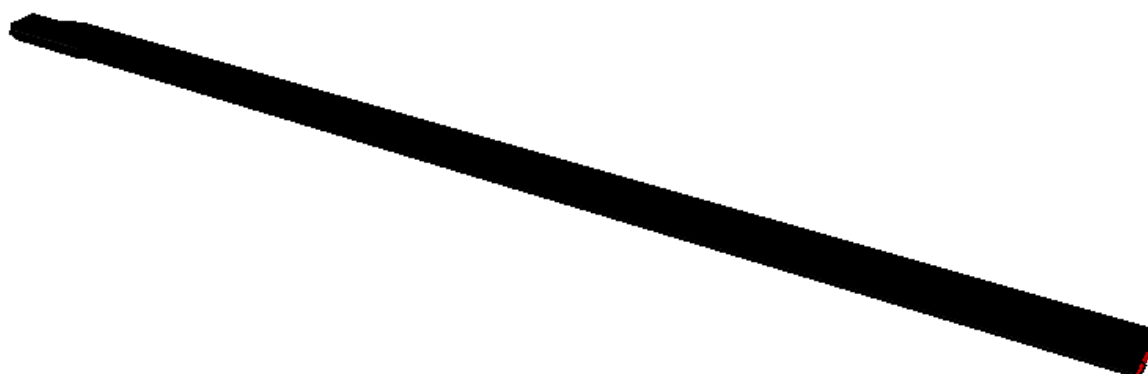
Obrázok D-7: Stabilizátor



Obrázok D-8: Záves rotorového listu



Obrázok D-9: Tiahla vrátane hriadeľov



Obrázok D-10: Rotorový list

Príloha E: Hodnoty odstredivých síl a uhlu mávania rotorového listu

Tabuľka E-1: Uhol mávania ν , odstredivá sila $F_{OL,T}$ v závislosti na azimut. polohe Ψ

Ψ [°]	Ψ [rad]	ν [rad]	ν [°]	$F_{OL,T}$ [N]
0	0	0,0186	1,0652	29165
10	0,1745	0,0136	0,7779	29167
20	0,3491	0,0111	0,6340	29168
30	0,5236	0,0111	0,6373	29168
40	0,6981	0,0137	0,7873	29167
50	0,8727	0,0188	1,0786	29165
60	1,0472	0,0262	1,5015	29161
70	1,2217	0,0356	2,0426	29153
80	1,3963	0,0469	2,6847	29141
90	1,5708	0,0595	3,4082	29123
100	1,7453	0,0731	4,1908	29099
110	1,9199	0,0874	5,0091	29069
120	2,0944	0,1019	5,8386	29033
130	2,2689	0,1161	6,6548	28993
140	2,4435	0,1297	7,4335	28949
150	2,6180	0,1423	8,1519	28904
160	2,7925	0,1534	8,7890	28861
170	2,9671	0,1628	9,3258	28823
180	3,1416	0,1701	9,7464	28791
190	3,3161	0,1752	10,0381	28768
200	3,4907	0,1779	10,1918	28755
210	3,6652	0,1781	10,2025	28755
220	3,8397	0,1757	10,0691	28765
230	4,0143	0,1710	9,7950	28787
240	4,1888	0,1638	9,3877	28818
250	4,3633	0,1546	8,8589	28856
260	4,5379	0,1435	8,2241	28900
270	4,7124	0,1309	7,5022	28945
280	4,8869	0,1172	6,7152	28990
290	5,0615	0,1028	5,8872	29031
300	5,2360	0,0880	5,0436	29068
310	5,4105	0,0735	4,2109	29099
320	5,5851	0,0596	3,4150	29123
330	5,7596	0,0468	2,6809	29141
340	5,9341	0,0355	2,0316	29153
350	6,1087	0,0260	1,4875	29161
360	6,2832	0,0186	1,0652	29165