



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 ŠESTIMÍSTNÉHO
VRTULNÍKU S JEDNÍM TURBOHŘÍDELOVÝM
MOTOREM**

DESIGN OF THE SIX SEAT HELICOPTER WITH ONE TURBOSHAFT ENGINE

DIPLOMOVÁ PRÁCE

MASTER'S THESIS

AUTOR PRÁCE

AUTHOR

Ing. Bulat Nasibullin

VEDOUCÍ PRÁCE

SUPERVISOR

doc. Ing. Miloslav Petrásek, CSc.

BRNO 2020

Zadání diplomové práce

Ústav: Letecký ústav
Student: **Ing. Bulat Nasibullin**
Studijní program: Strojní inženýrství
Studijní obor: Stavba letadel
Vedoucí práce: **doc. Ing. Miloslav Petrásek, CSc.**
Akademický rok: 2019/20

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 šestimístného vrtulníku s jedním turbohřídelovým motorem

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

V současné době není k dispozici stroj této kategorie, který by z technického hlediska odpovídal moderním požadavkům. Z toho důvodu bude práce zaměřena především na analýzu současného stavu a předběžný návrh nového typu vrtulníku dané kategorie.

Cíle diplomové práce:

- Statistické zpracování základních geometrických, hmotových a výkonových parametrů podobných vrtulníků
- Návrh koncepce vrtulník
- Odhad vzletové hmotnosti a volba pohonné jednotky
- Návrh hlavních rozměrů vrtulníku
- Provozní omezení vrtulníku
- Zpracování technického popisu vrtulníku
- Analýza základních výkonů vrtulníku
- Aerodynamická analýza zvolené části draku vrtulníku

Seznam doporučené literatury:

DRIES, David j a John WATKINSON. The Art of the Helicopter. Air Medical Journal. Elsevier, 2004.

ŠVÉDA, Jiří. Teorie vrtulí a vrtulníků. Brno: VAAZ, 1962.

ŠVÉDA, Jiří. Praktická aerodynamika vrtulníků. Brno: VAAZ, 1995.

KULČÁK, Ludvík. Aerodynamika, konstrukce a systémy vrtulníků. Brno: CERM, 2006.

Termín odevzdání diplomové práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2019/20

V Brně, dne

L. S.

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

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

Specification Master's Thesis

Department: Institute of Aerospace Engineering
Student: **Ing. Bulat Nasibullin**
Study programme: Mechanical Engineering
Study branch: Aircraft Design
Supervisor: **doc. Ing. Miloslav Petrásek, CSc.**
Academic year: 2019/20

Pursuant to Act no. 111/1998 concerning universities and the BUT study and examination rules, you have been assigned the following topic by the institute director Master's Thesis:

Design of the six seat helicopter with one turboshaft engine

Recommended bibliography:

DRIES, David j a John WATKINSON. The Art of the Helicopter. Air Medical Journal. Elsevier, 2004.

ŠVÉDA, Jiří. Teorie vrtulí a vrtulníků. Brno: VAAZ, 1962.

ŠVÉDA, Jiří. Praktická aerodynamika vrtulníků. Brno: VAAZ, 1995.

KULČÁK, Ludvík. Aerodynamika, konstrukce a systémy vrtulníků. Brno: CERM, 2006.

Deadline for submission Master's Thesis is given by the Schedule of the Academic year 2019/20

In Brno,

L. S.

doc. Ing. Jaroslav Juračka, Ph.D.
Director of the Institute

doc. Ing. Jaroslav Katolický, Ph.D.
FME dean

Abstrakt

Cílem této práce je zpracování předběžného návrhu šestimístného vrtulníku s turbohřídelovým motorem. Předběžný návrh vrtulníku sestává ze zpracování statistických dat o podobných vrtulnicích, které jsou následně, na základě stanovených požadavků, využity k odhadu základních hmotnostních parametrů vrtulníku, hlavních geometrických parametrů a ke stanovení typu a výkonu pohonné jednotky. Skládá z výpočtů základních geometrických parametrů letadla a výběru motoru. Součástí dalšího řešení je pak aerodynamický výpočet nosného rotoru, z něhož plynou jak výkony vrtulníku ve visení, tak i v dopředném letu. Ve speciální části projektu je pak největší pozornost věnována systému vyrovnávání reakčního momentu, v tomto případě fenestronu a řešení je doplněno o některé specifické prostředky, instalované na ocasním nosníku, které napomáhají reakční moment vyrovnávat a zlepšují parametry směrové ovladatelnosti vrtulníku.

Abstract

The aim of this work is to develop a preliminary design of a six-seat helicopter with a turboshaft engine. The preliminary design of the helicopter consists of processing statistical data on similar helicopters, which are then, based on the specified requirements, used to estimate the basic weight parameters of the helicopter, the main geometric parameters and to determine the type and power of the propulsion unit. It consists of calculations of basic geometric parameters of the aircraft and engine selection. Part of another solution is the aerodynamic calculation of the supporting rotor, from which both the performance of the helicopter in suspension and in forward flight flow. In a special part of the project, the attention is paid to the system of balancing the reaction torque, in this case fenestron and the solution is supplemented by some specific means installed on the tail beam, which help to balance the reaction torque and improve the directional control parameters of the helicopter.

Klíčová slova

Vrtulník, nosný rotor, fenestron

Keywords

Helicopter, main rotor, fenestron

Čestné prohlášení

Prohlašuji, že tato práce je mým původním dílem, zpracoval jsem ji samostatně pod vedením doc. Ing. Miloslava Petráska, CSc, a s použitím literatury uvedené v seznamu.

V Brně 26.6.2020

Ing. Bulat Nasibullin

Bibliografická citace

NASIBULLIN, Bulat. Předběžný návrh malého šestimístného vrtulníku s jedním turbohřídelovým motorem [online]. Brno, 2020 [cit. 2020-06-17]. Dostupné z: <https://www.vutbr.cz/studenti/zav-prace/detail/125368>. Diplomová práce. Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, Letecký ústav. Vedoucí práce Miloslav Petrásek

Poděkování

Chtěl bych upřímně poděkovat doc. Ing. Miloslavu Petráskovi za podporu a pomoc při napsání této diplomové práci. Děkuju moc za osobní konzultaci a konzultaci přes e-mail v dobu nouzového stavu. Taky děkuju za jeho doporučení , které byli použity při řešení úlohy předběžného návrhu vrtulníku.

Obsah

1. Úvod	10
1.1. Vrtulníky v současné době.....	11
1.2. Trh vrtulníků v 21 století	14
2. Předběžný návrh vrtulníku.....	16
2.1. Statistické údaje	16
2.2. Výběr motoru	19
2.3. Předběžný výpočet hmotnosti	20
2.4. Geometrie nosného rotoru.....	21
2.5. Výpočet fenestronu	23
2.6. Předběžný výpočet výkonu při visení	26
2.7. Předběžný výpočet výkonu při dopředném letu.....	28
2.8. Výpočet těžišti	31
2.9. Výsledky	33
3. Aerodynamický výpočet rotorů.	34
3.1. Výpočet zkroucení listu	34
3.2. Výpočet součinitele tahu a momentu	35
4. Upřesněný výpočet potřebných výkonů.....	39
4.1. Výpočet podélné vyvážením.....	39
4.2. Výpočet potřebného výkonu	46
4.3. Výpočet využitelného výkonu	49
4.4. Výpočet letových vlastností při vzletu.....	51
4.5. Výpočet letových vlastností při horizontálním letu	52
4.6. Výsledky	53
5. Aerodynamický výpočet ocasního nosníku.....	59
5.1. Použití aerodynamických zařízení na ocasním nosníku.....	59
5.2. Indukované rychlosti.....	62
5.3. Verifikace softwaru.....	65
5.4. Poloha hřebenu.....	66
5.5. Výpočet výšky hřebenu.....	76
5.6. Výpočet výhody	78
6. CAD – model vrtulníku	79
Zavěr.....	84
Zdroje	86

1. Úvod

V současné době je možno vidět široké využití vrtulníků v mnoha oblastech lidské činnosti, zvláště pak tam, kde lze s výhodou využít jejich mimořádné schopnosti svíslého stoupání a klesání a samozřejmě také visení v konstantní výšce s nulovou dopřednou rychlostí. Takový druh letadel je sice složitější jak v konstrukci, tak také v ovládání a jsou pro něj typické také poměrně vysoké provozní náklady. Schopnost vertikálního vzletu a přistání, včetně již zmíněného visení, umožňuje využít vrtulníky nejen v přepravě lidí a nákladu ve složitých geografických podmínkách, ale také ve stavebních činnostech, při přibližování dřeva při těžbě v lesích, ale umožňuje jejich široké využití při záchranných činnostech a to jak na pevnině, v horách, či na moři. Samostatnou kapitolou je pak využití vrtulníků ve vojenských operacích, kde si již jinou vojenskou techniku jen stěží umíme představit. [1]

Z hlediska širokých možností využití se dnes setkáváme s vrtulníky, které jsou projektovány jako speciální, anebo jako víceúčelové.

Cílem této práce je zpracování předběžného návrhu šestimístného vrtulníku s turbohřídelovým motorem. Předběžný návrh vrtulníku sestává ze zpracování statistických dat o podobných vrtulnicích, které jsou následně, na základě stanovených požadavků, využity k odhadu základních hmotnostních parametrů vrtulníku, hlavních geometrických parametrů a ke stanovení typu a výkonu pohonné jednotky. Skládá z výpočtů základních geometrických parametrů letadla a výběru motoru. Součástí dalšího řešení je pak aerodynamický výpočet nosného rotoru, z něhož plynou jak výkony vrtulníku ve visení, tak i v dopředném letu. Nezbytnou součástí řešení je předběžný odhad hmotností jednotlivých částí vrtulníku a stanovení polohy jeho těžiště a tato část řešení je doplněna předběžným výpočtem podélného vyvážení vrtulníku. Ve speciální části projektu je pak největší pozornost věnována systému vyrovnávání reakčního momentu, v tomto případě fenestronu a řešení je doplněno o některé specifické prostředky, instalované na ocasním nosníku, které napomáhají reakční moment vyrovnávat a zlepšují parametry směrové ovladatelnosti vrtulníku.

První část řešení je provedena na základě zaběhaných a ověřených postupů, zatímco u speciálních částí jsou využívány některé zkušenosti a výsledky experimentálního měření některých světových výrobců, takže dosažené výsledky pro navrhovaný vrtulník je nutno považovat prozatím za orientační a v případě rozsáhlého rozpracování celého projektu by byla nezbytná daleko hlubší analýza a samozřejmě průkaz teoreticky dosažených výsledků poměrně nákladnými experimentálními metodami.

V konečné části práce je pak celý vrtulník představen v podrobnějším popisu konstrukce jeho jednotlivých částí, který je doplněn příslušnými grafickými materiály.

1.1. Vrtulníky v současné době

Použití vrtulníků v současné době vyplynulo z postupného poznávání jejich možností v průběhu druhé poloviny dvacátého století. Jak bylo již uvedeno, vrtulníky, jakožto letadla s rotujícími plochami jsou schopny vykonávat obrovský rozsah úkolů i když je nutno počítat s tím, že jejich konstrukční řešení, ovládání a samozřejmě také obsluha a údržba jsou mnohdy náročnější, než jak je tomu u letadel s pevnými nosnými plochami. Výrazně vyšší jsou samozřejmě také provozní náklady, ovšem v řadě oblastí národního hospodářství je jejich úloha nezastupitelná. Využití vrtulníků se samozřejmě odvíjí také od atmosférických, ale především geografických podmínek v té které zemi, protože například v hornatých oblastech je někdy budování letišť pro klasické letouny prakticky nemožné, anebo nesmírně drahé, takže využití vrtulníků se v mnoha případech stává jedinou možností. [1]

Vrtulníky se samozřejmě dělí do celé řady kategorií, přičemž základními znaky těchto kategorií je určení vrtulníku, jeho výkonové možnosti, počet použitých motorů, atd. Významným rysem pro zařazování do jednotlivých kategorií může být také koncepční a konstrukční řešení. Běžně se setkáváme s vrtulníky s jedním nosným a jedním vyrovnávacím rotorem, můžeme se ale setkat i s vrtulníkem se dvěma nosnými rotory, které jsou uspořádány podélně na trupu, anebo vrtulníky se dvěma koaxiálními rotory, což je v současné době doména ruské firmy Kamov. Vedle koncepce s klasickým vyrovnávacím rotorem můžeme vidět místo klasické „vrtule“ na konci ocasního nosníku také dmychadlo v prstenci, tedy systém s takzvaným fenestronem a nebo dokonce i vrtulníky se systémem NOTAR, které žádný vyrovnávací rotor nemají. Dalším typickým konstrukčním prvkem, který ovlivňuje celkovou koncepci vrtulníku a který může být jedním z faktorů, které zařazují vrtulníky do jednotlivých kategorií, je přistávací zařízení. To je buď klasické kolové, přičemž může být zatahovací nebo pevné. Poměrně rozšířené je dnes ale také lyžinové uspořádání, které sice nepřináší možnost samostatného pohybu po zemi, ale má řadu dalších nesporných výhod aerodynamických, konstrukčních, hmotnostních, provozních a dalších.

Projekt moderního vrtulníku je v současné době záležitost poměrně náročná a to jak po teoretické stránce, tak také z hlediska experimentální. Náročný je samozřejmě taky průkaz jeho základních parametrů, který rozhoduje o jeho certifikaci. Tyto problémy samozřejmě narůstají se zvyšujícími se požadavky na spolehlivost, což je dnes ve své podstatě požadavek dominantní.

Pokud dnes projektujeme zcela nový vrtulník, musíme počítat s tím, že jednotlivé periody, jako je formulace požadavků, projekt vrtulníku, konstrukční zpracování, pevnostní výpočty a následně poměrně velký rozsah pozemních i letových zkoušek, může zabrat klidně i deset let, než se nový stroj dostane k zákazníkovi.

V krátkém následujícím přehledu jsou tato fakta dokumentována na několika typech moderních vrtulníků, které patří do stejné hmotnostní skupiny, jako je vrtulník, jehož předběžný návrh je předkládán v této práci.

K nejmodernějším vrtulníkům sledované kategorie se řadí vrtulník H-160 (obrázek 1.1.1) společnosti Airbus Helicopters, který byl poprvé předveden veřejnosti na veletrhu v roce 2011. První let tohoto stroje byl zaznamenán v roce 2015 a pak následovalo několik let zkoušek, završených certifikací tak, že k prvním zákazníkům se stroj dostal již v roce 2019.



Obrázek 1.1.1 – Vrtulník Airbus H160 [2]

Podobný postup je zaznamenán také u dalšího vrtulníku americké vrtulníkové školy, kterým byl stroj s označením Bell-429 (obrázek 1.1.2). Na veřejnosti se poprvé ukázal na HAI Helicopter Show v roce 2004 a certifikát byl získán v roce 2009. Je nutno říct, že firma Bell na certifikaci pracovala velmi usilovně, protože jen v únoru roku 2008 bylo na třech Bell-429 bylo během zkoušek nalétáno 600 hodin. A v roce 2020 tato firma šokovala odbornou veřejnost instalací elektrického pohonu vyrovnávacího rotoru (obrázek 1.1.3).



Obrázek 1.1.2 – Bell-429 [3]



Obrázek 1.1.3– Bell-429 po modifikaci [4]

Jiným příkladem rozvoje vrtulníků této kategorie je vrtulník BK-117, který vznikl ve spolupráci německé firmy Messerschmitt-Bolkow-Blohm (MBB) a japonské společnosti Kawasaki, který byl veřejnosti představen v roce 1977. V následných letech se pak společnost MBB stala součástí francouzské firmy Aerospatiale, která byla později zařazena jako součást společnosti Eurocopter. V současné době ale společnost Eurocopter neexistuje jako samostatná značka ale jako součást holdingu, který má název Airbus Helicopters. Vrtulník BK-117 [5] z roku 1977 pak od 2020 nese po několika modifikacích název H145 [6]. Srovnávání „otce“ a „syna“ je uvedeno na obrázcích 1.1.4 a 1.1.5.



Obrázek 1.1.4 –Vrtulník BK-117



Obrázek 1.1.5 – Vrtulník Airbus H-145

Vývoj každého projektu zaleží obvykle i na politické situaci, která panuje v zemi, kde vývoj nového stroje probíhá. Projekt vrtulníku Kamov Ka-60 byl zahájen již v roce 1984. Vzhledem ke složité politické a ekonomické situaci v Rusku však byl první stroj dodán na zkoušení armádou až v roce 1998. V průběhu zpracování projektu však bylo zjištěno, že charakteristiky vrtulníku neodpovídají moderním požadavkům. Bylo proto rozhodnuto o zahájení nového projektu na základě Ka-60, který dostal název Ka-62 (obrázek 1.1.6), jehož první let byl realizován až v roce 2017. Je určitě zajímavé, že je to první vrtulník konstrukčního kanceláře Kamova, který je navržen s jedním nosným rotorem. [7]



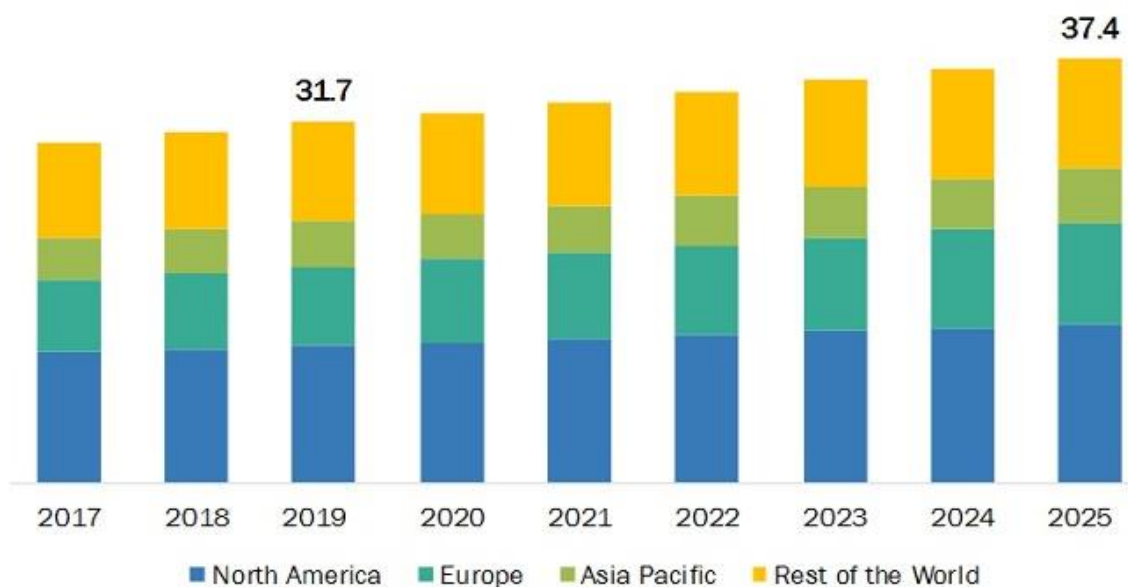
Obrázek 1.1.6 – Vrtulník Kamov Ka-62

Z výše uvedených informací lze říct, že vrtulníková technika obecně, tedy nejen vrtulníky sledované kategorie se v posledních dekádách velmi intenzívně rozvíjela. Bylo především proto, že se objevovaly stále nové možnosti jejich využití v národním hospodářství i v armádě. Zvláštní pozornost paky byla v posledních letech věnována požadavkům na neustálé zvyšování životnosti strojů, jejich spolehlivosti a v neposlední řadě také na minimalizaci provozních nákladů. Je možno říct, že tyto problémy se dařilo a stále daří naplňovat a letecký provoz bez vrtulníků si dnes už těžko můžeme představit.

1.2. Trh vrtulníků v 21 století

Jak už to bylo řečeno, pro získání úspěchu na trhu je nutno poměrně intenzívně pracovat na projektu po dobu deseti, někdy i více let. Jak ale ukázal průzkum společnosti Markets and Markets, vrtulníkový trh je pro investory velmi atraktivní a během období 2020-2025 lze očekávat růst zájmu a tuto techniku o 2.8 ročně. Podle tohoto průzkumu byl obrat v oblasti vrtulníků v roce 2019 asi 31.7 miliardu dolarů, přičemž v roce očekává růst tohoto obratu až na hodnotu 37,4 miliardy dolarů. Primárním hráčem je samozřejmě vojenská kategorie vrtulníků, ale další místo pak zaujímají kupodivu lehké vrtulníky, k nimž se řadí například i stroje určené pro záchranářské operace všeho druhu. Kupodivu značný růst požadavků se začíná objevovat také v kategorii vrtulníků, které se používají pro plnění úkolů v přímořských operacích, anebo

přímo provozované nad mořskou hladinou. Na obrázku 1.2.1 je vidět, jak se změní ten trh během následujících let s ohledem na jednotlivé regiony. Hlavní hráči v tomto období jsou Airbus Helicopters SAS (Francie), Bell Helicopters (SSA), The Boeing Company (SSA), Leonardo S.p.A. (Italie), Sirkorsky-Lockheed Martin (SSA), Russian Helicopters (Rusko), and Kawasaki Heavy Industries (Japonsko). [8]



Obrázek 1.2.1 – Rozvoj vrtulníkového trhu 2020-2025

2. Předběžný návrh vrtulníku

V této kapitole je proveden předběžný návrh vrtulníku, který je zpracován na základě požadavků zadání a s využitím poznatků o již vyráběných vrtulnicích dané kategorie. V první části kapitoly jsou shromážděny základní parametry o jednotlivých vrtulnicích a tyto statistické soubory jsou pak výchozím podkladem pro předběžné stanovení základních parametrů navrhovaného vrtulníku. Součástí této kapitoly je především odhad předběžné hmotnosti, volba pohonné jednotky, následně pak geometrie nosného rotoru a ostatních částí vrtulníku. Závěrečná část kapitoly je pak zaměřena na výpočet výkonů ve vísání a při dopředném letu. Veškeré návrhové postupy jsou postaveny na poznacích, vycházejících z předmětu Konstrukce a projektování 2, ale také ze zkušeností světových výrobců vrtulníků, pokud tyto informace byly dostupné. To se týká také výpočtu výkonů, kde použité zdroje jsou uváděny v závěru každé podkapitoly.

2.1. Statistické údaje

Jako součást úvodní kapitoly je uveden statistický přehled existujících vrtulníků sledované kategorie, které byly certifikovány podle předpisů CS-27 nebo FAR-27. V tabulce jsou uvedeny především hmotnostní a výkonové parametry celkem patnácti vrtulníků, které jsou blízké požadavkům, které by měl splňovat vrtulník, jehož předběžný návrh je předmětem této práce 1200-3175 kg. Rozsah je to relativně velký, ale je důležitý z toho hlediska, jak ukázala praxe, že pro všechny tyto vrtulníky je možno použít pouze jeden, nejčastěji turbodvřidelový motor, což je z hlediska výkonu vyhovující, ale z hlediska provozních nákladů velmi příznivé. Je fakt, že vrtulník Robinson R66 má motor pístový, ale mezi ostatními vrtulnicemi dané kategorie zůstává v podstatě osamocen.

Tabulka 2.1.1 – Vrtulníky hmotnostního rozsahu 1200-3175 kg

Vrtulník	Prázdná hmotnost, kg	Max. vzletová hmotnost, kg	Cestovní rychlost, km/h	Maximální rychlost, km/h	Výkon, kW	Výkon, hp	Průměr, m	Dolet, km	M, Prázdná/Max	S, m ²	P, N/m ²
H130	1377	2747	240	287	632	847	10,69	610	0,498725883	89,70674	300,4018
AS355	1305	2540	224	278	626	840	10,69	703	0,486220472	89,70674	277,7651
AS350	1174	2250	245	287	632	848	10,7	662	0,478222222	89,87465	245,5921
Bell407	1210	2722	246	260	606	813	10,67	598	0,555473916	89,37139	298,7849
Bell427	1760	2970	256	259	529	710	11,28	730	0,407407407	99,88214	291,7008
AW109	1590	2850	285	311	836	1120	11	932	0,442105263	94,985	294,3465
AW119	1483	2850	244	282	747	1002	10,83	954	0,479649123	92,07179	303,6598
H135	1455	2910	254	287	944	1266	10,2	635	0,5	81,6714	349,5361
MD600	952	1860	250	282	447	600	8,38	661	0,488172043	55,12615	330,9972
EC120	960	1715	226	278	376	504	10	727	0,440233236	78,5	214,3204
Rob. R66	585	1225	200	260	167	224	10	650	0,52244898	78,5	153,086
Kopter SH09	1300	2650	260	280	761	1021	11	800	0,509433962	94,985	273,6906
MD500	672	1361	250	280	313	420	8,1	429	0,506245408	51,50385	259,2313
Changhe Z11	1120	2200	240	278	510	684	10,7	598	0,490909091	89,87465	240,1345
Swidnik SW4	1050	1600	240	260	336	451	9	790	0,34375	63,585	246,8507

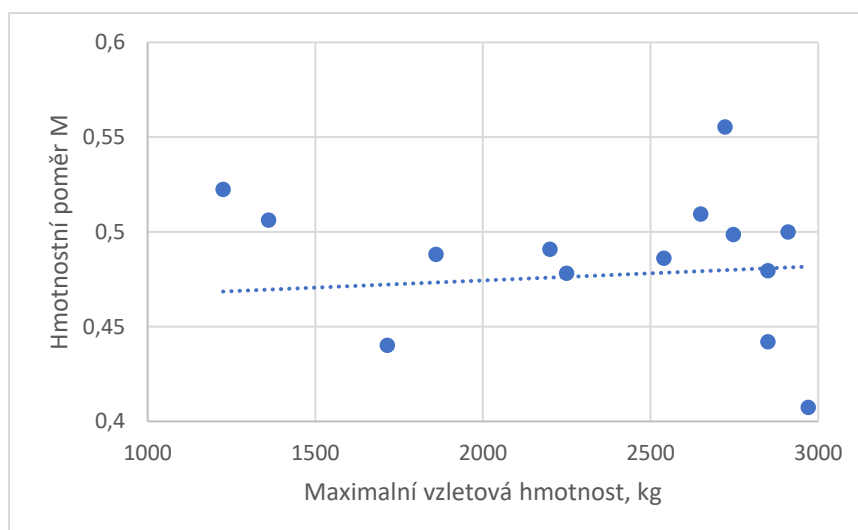
Je vidět, že v této hmotnostní kategorii jsou vrtulníky projektovány s jedním hlavním a jedním vyrovnávacím rotorem. To je důsledkem toho, že v současné době již existují s touto

konceptí rozsáhlé zkušenosti, která se ukazuje dostatečně spolehlivá, relativně jednoduchá z hlediska konstrukce a výroby, ale také s přijatelnými náklady na provoz. Jako příklad těchto tvrzení je na obrázku 2.1.1 uvedeno srovnání systému řízení klasického jednomotorového vrtulníku s řízením vrtulníku se dvěma koaxiálními rotory. Tak například na obrázku 2.1.1 je srovnávaní konstrukci systému řízení nosným rotorem. Výhodnost jednomotorového uspořádání je zcela evidentní. Na to pak dále navazuje konstrukční složitost reduktorů a dalších částí konstrukce.

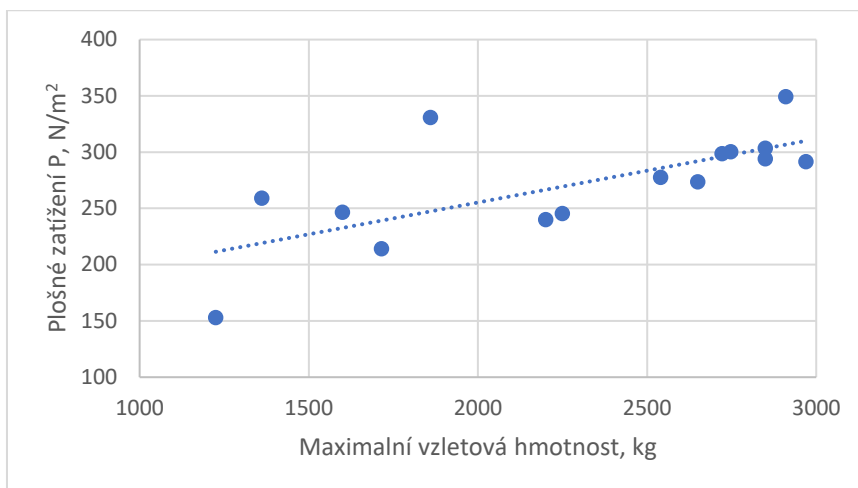


Obrázek 2.1.1 – Řízení nosným rotorem, a – jednorotorový vrtulník Bell-429, b – koaxiální vrtulník Kamov Ka-27 [3], [9]

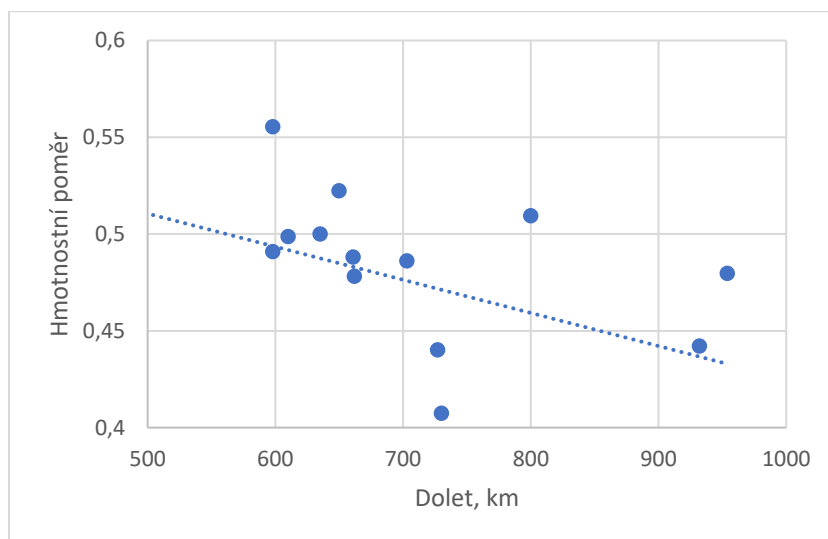
Důležité parametry, které jsou nezbytné pro provedení předběžného návrhu vrtulníku reprezentují především hmotnostní poměr M , což je poměr hmotnosti prázdného vrtulníku ku hmotnosti vzletové, zatížení nosného rotoru, vyjádřeného poměrem celkového tahu rotoru ke vzletové hmotnosti a zatížení pohonné jednotky, vyjádřené jako poměr výkonu motoru k maximální vzletové hmotnosti vrtulníku. Všechny tyto parametry v závislosti na maximální vzletové hmotnosti jsou graficky zpracovány na obrázcích 2.1.2 – 2.1.5. Základní přehled je doplněn ještě o závislost mnohostního poměru na doletu vrtulníku, který dává určitou představu o jednom ze základních sledovaných výkonových parametrů. [1]



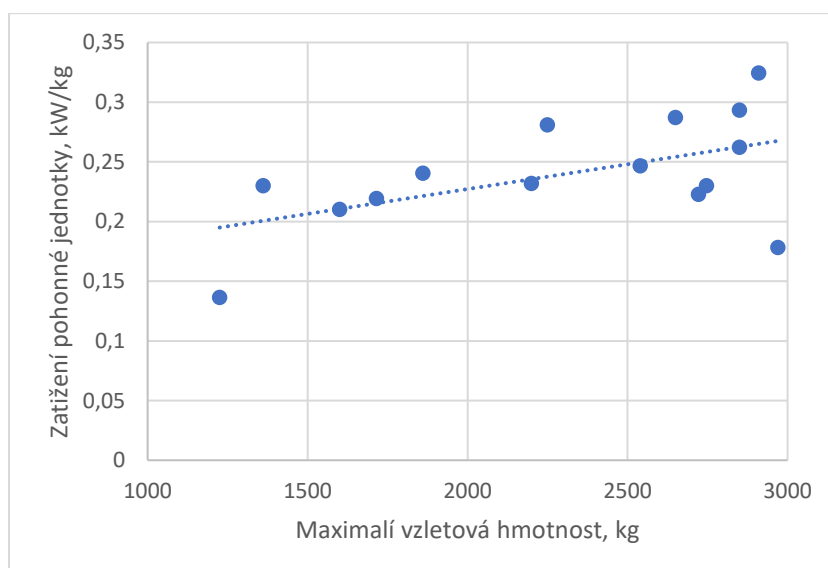
Obrázek 2.1.2 – Závislost hmotnostního poměru na max. vzletové hmotnosti



Obrázek 2.1.3 – Závislost plošného zatížení na max. vzletové hmotnosti



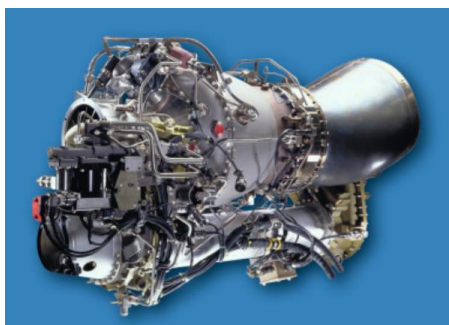
Obrázek 2.1.4 – Závislost hmotnostního poměru na doletu



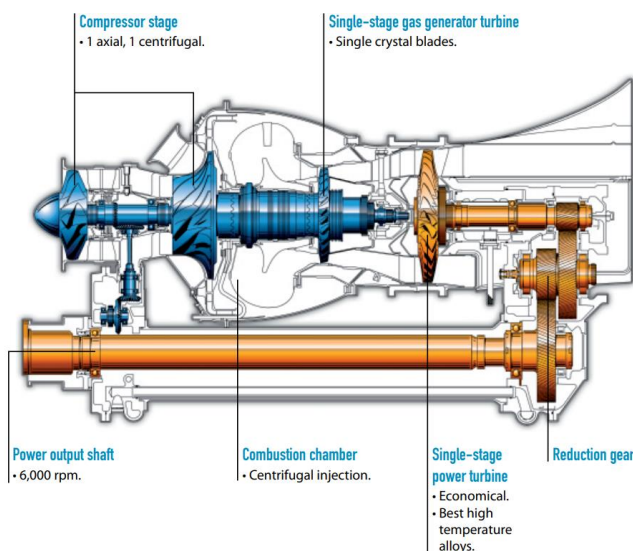
Obrázek 2.1.5 – Závislost zatížení pohonné jednotky na vzletové hmotnosti

2.2. Výběr motoru

Pro tento vrtulník bude použit motor Turbomeca Ariel 2C2 firmy Safran Helicopter Engines. Celkový pohled na motor je na obrázku 2.2.1 níže. Konstrukce motoru je pak uvedena na obrázku 2.2.2. Tento motor je populární pro vrtulníky vybrané hmotnostní kategorie, protože se vyznačuje vysokou úrovní spolehlivosti a mají za sebou 25 let úspěšných let na trhu. Do dnešní doby bylo vyrobeno až víc než 10000 motorů, která za sebou mají již více jak 35 milionů letových hodin. [10]



Obrázek 2.2.1– Motor Turbomeca Ariel 2C2



Obrázek 2.2.2– Konstrukce motoru Turbomeca Ariel 2C2

Tento motor se oproti mladším verzím vyznačuje zvýšenými výkonovými parametry jak na režimech vzletu a visení, tak i v režimech dopředného letu. Základní charakteristiky motoru jsou uvedeny v tabulce 2.2.1.

Tabulka 2.2.1 – Vlastnosti motoru Turbomeca Ariel 2C2

Hmotnost, kg	131,5
Rozměry	1,015x0,576x0,498
Výkon na vzletu (režim <i>take-off</i>), kW	704
Výkon při letu (režim <i>max. continuous</i>), kW	636
Teplotní omezení, °C	-45 až +50

2.3. Předběžný výpočet hmotnosti

Předběžný odhad hmotnosti je proveden iterační metodou což znamená, že na začátku je třeba vždy, jako startovací údaj, odhadnout počáteční hmotnost [1]. Tato počáteční hmotnost byla určena za pomoci statistických údajů ze kterých vyplývá, že hmotnost analogických vrtulníků se pohybuje v intervalu 2500 až 3000 kg. V tomto případě byla jako startovací zvolena hmotnost m :

$$m^{(0)}=2700 \text{ kg.}$$

Moderní tendence projektování se snaží zvětšit tak zvaný hmotnostní účinnost, což je poměr využitelnou hmotnosti ke hmotnosti maximální vzletové. Rešerše ukazuje, že tento poměr leží v rozsahu 0,4 až 0,6. V tomto případě byla zvolena poměrná hmotnost 0,5. Z toho pak vyplývá hmotnost konstrukce

$$m_k=m/2=1350 \text{ kg.}$$

Podle CS-27 uvažuje hmotnost jednoho cestujícího maximálně m_{pass} je 77 kg. Předpokládáme, že každý má s sebou 10 kg zavazadlo. K tomu se pak připočítává jako záloha dalších několik kilogramů. Tato záloha je obvykle specifikována podle úkolů, které vrtulník plní. Cestujících máme včetně pilotů 6. Označíme to jako m_{bag} :

$$m_{\text{bag}}=10 \text{ kg.}$$

Dodatečná hmotnost, která představuje například zavazadla pilotů, provozní dokumentaci atd. je odhadnuta na:

$$m_{\text{st}}=30 \text{ kg}$$

Součet těchto hmotností posádky, cestujících, zavazadel a došatečná hmotnost je nazývána komerční hmotností a v tomto případná hodnotu:

$$m_{\text{com}} = 6m_{\text{pass}} + 4m_{\text{bag}} + m_{\text{st}} = 532 \text{ kg.} \quad (2.3.1)$$

Předběžná relativní hmotnost paliva pro vzdálenost L 650 km, což představovalo přibližně let v trvání 4.5 hodiny, je při spotřebě 155 kg/ h.

$$\bar{m}_f(0) = 155 \cdot 4,5/m = 0.258 \quad (2.3.2)$$

V první iteraci uvažujeme hmotnost paliva s ohledem na 10% aero navigační rezervu v hodnotě

$$m_f^{(1)}=1.1 * m_f^{(0)} * m^{(1)}=767,3 \text{ kg.} \quad (2.3.3)$$

Z doposud stanovených dílčích hmotností pak můžeme stanovit vzletovou hmotnost v první iteraci

$$m^{(1)} = \frac{m_{\text{com}}}{\bar{m} - \bar{m}_{f1}} = 2465 \text{ kg} \quad (2.3.4)$$

Zpřesněná hmotnost prázdného vrtulníku pak bude

$$m_k^{(1)} = m^{(1)} - (m_f^{(1)} + m_{com}) = 1616 \text{ kg} \quad (2.3.5)$$

Takže maximální vzletová hmotnost ve druhé iteraci bude mít hodnotu

$$m^{(2)} = \frac{m_{com} + m_k^{(1)}}{\bar{m}} = \frac{1299}{0,4 - 0,07} = 2595 \text{ kg} \quad (2.3.6)$$

2.4. Geometrie nosného rotoru

Průměr nosného rotoru je určován pro zatížení, které odpovídá nejnáročnějšímu režimu, kterým je visení vrtulníku [1]. Vycházíme z plošného zatížení P

$$\frac{P\pi D^2}{4} = mg \quad (2.4.1)$$

odkud:

$$D = \sqrt{\frac{4mg}{\pi(P)}} = 10,39 \text{ m}, \quad (2.4.2)$$

pro plošné zatížení rotorového disku $P=300 \text{ N/m}^2$.

Plocha disku F:

$$F = \pi R^2 = 84,88 \text{ m}^2 \quad (2.4.3)$$

Počet otáček nosného rotoru je

$$n = \frac{60(\omega R)}{2\pi R} = 404 \text{ ot v min} \quad (2.4.4)$$

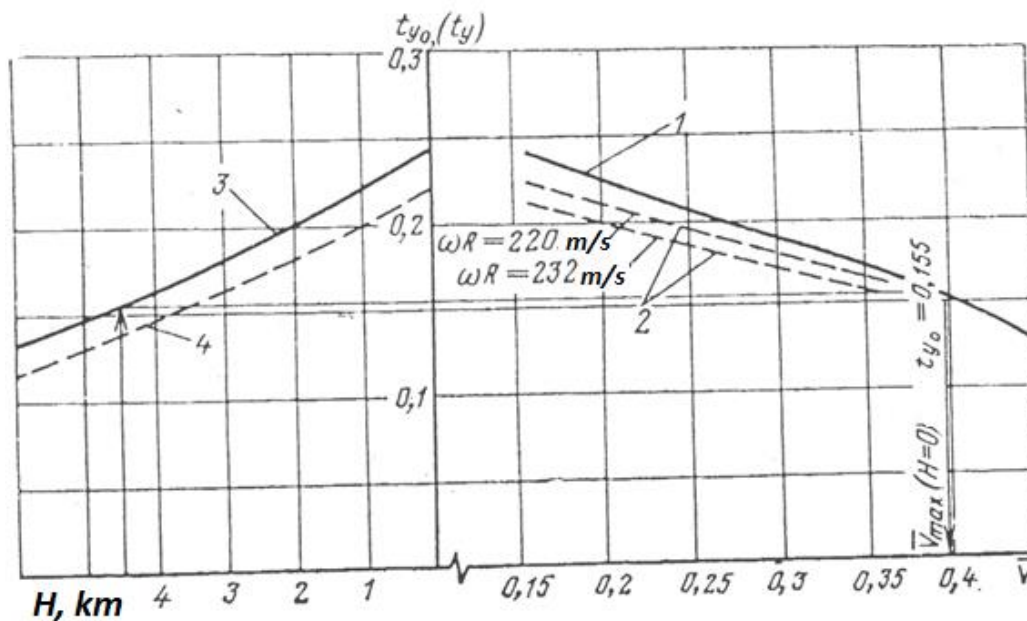
Obvodová rychlost listů

$$(\omega R) = 220 \text{ m/s}$$

Součinitel plnosti rotorového disku má hodnotu

$$\sigma = \frac{2 * G}{t_{y0}\rho_0 F (\omega R)^2} = 0,0653, \quad (2.4.5)$$

kde součinitel $t_{y0} = 0,155$ je součinitelem tahu, určený z předpokladu dosažení maximální dopředné rychlosti.



Obrázek 2.4.1 – Závislost součinitele tahu na poměrné rychlosti, praktickém dostupu a obvodové rychlosti, 1 a 3 pro jednorotorový vrtulník, 2 a 4 – vrtulníky s 2 nosnými rotory.

Štíhlost listů je určována na základě praktických zkušeností, a měla by odpovídat následujícímu vztahu:

$$\lambda = \frac{R}{b_{07}} \leq 20 \quad (2.4.6)$$

Tětiva listu

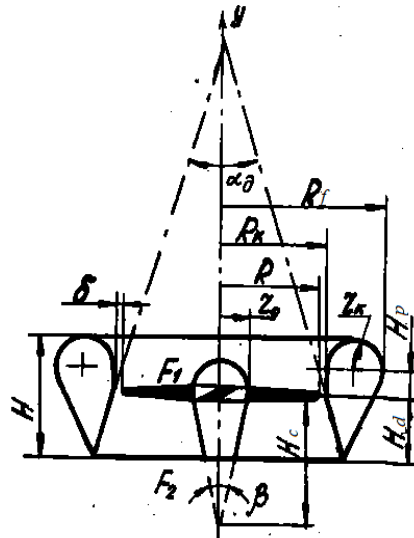
$$b_{07} = \frac{\sigma \pi R}{z} = 270 \text{ mm} \quad (2.4.7)$$

Kontrola:

$$\lambda = \frac{R}{b_{07}} = 19,5 \leq 20 \quad (2.4.8)$$

Po kontrole lze říct, že list s vypočtenými geometrickými parametry je hodný pro použití.

2.5. Výpočet fenestronu



Obrázek 2.5.1 – Geometrie fenestronu

Metoda je taková, že se používají relativní geometrické parametry, které jsou poměrem k poloměru, protože taková metoda dává univerzální hodnoty a odlehčuje proces výpočtu a praktické použití. Autor metody je známý sovětský a ruský inženýr, autor velkého počtu publikací na vrtulníkovou tématu a jeden z významnějších vědců v oblasti letectví Ruska konce 20. století, pan Šajdakov V.I.. Obrázek 2.5.1 je s zobrazením hlavních geometrických parametrů. [11]

V prvním kroku se určují aerodynamické charakteristiky. Nejdříve se vypočítá relativní výška dmyhadla :

$$\overline{H}_f = \frac{2(1 + 1,5\overline{r}_k)}{\lambda_f} = 0,817, \quad (2.5.1)$$

kde $\overline{r}_k = 0.1$ – relativní poloměr zaoblení vstupního tunelu dmyhadla , $\lambda_f = 3$ - štíhlost dmyhadla.

Přechodová část dmyhadla:

$$\overline{H}_p = \frac{(0,4 - \overline{r}_k)}{0,6\lambda_f} = 0,139 \quad (2.5.2)$$

při $0 \leq \overline{r}_k \leq 0,4$

Poměrná výška difuzoru

$$\overline{H}_d = \overline{H}_f - \overline{r}_k - \overline{H}_p = 0,528 \quad (2.5.3)$$

Poměrná plocha řezu proudu v rovině otáčení rotoru:

$$\overline{F}_1 = \frac{F_1}{\pi R^2} = 1 - \overline{r}_0^2 = 0,9375 \quad (2.5.4)$$

Součinitel k_v se nachází jako poměr rychlostí nebo ploch, a je to inverzní hodnota stupňů rozšíření n difuzoru:

$$k_v = \frac{v_2}{v_1} \approx \frac{F_2}{F_1} = \frac{1}{n} = 0,898 \quad (2.5.5)$$

kde

$$n = (1 + \overline{H_d} \operatorname{tg} \frac{\alpha_d}{2})^2 = 1,114 \quad (2.5.6)$$

System odporu má odporové ztráty na kolektoru a na difuzoru, co je třeba vzít v úvahu při stanovení součinitelů odporu kolektoru ξ_k a difuzoru ξ_d , které se podle zdroje [3] určí ze vztahů

$$\xi_k = 0,287 - 10\overline{r_k} + \sqrt{(0,287 - 10\overline{r_k})^2 + 0,426} = 0,164 \quad (2.5.7)$$

$$\xi_d = 3,2(\operatorname{tg} \frac{\alpha_d}{2})^{1,25}(1 - k_v)^2 = 0,002 \quad (2.5.8)$$

Při teoreticky nulové vůli mezi konci listů a prstencem je relativní tah dmychadla vyjádřen vztahem

$$\overline{T_{ko}} = \frac{2k_v - k_v^2 - \xi_k - \xi_d}{2k_v} = 0,4585 \quad (2.5.9)$$

Protože ale ve skutečnosti vůle není nulová, jsou ztráty v této šterbině vyjádřeny vztahem

$$\varepsilon = 1 - 12\delta + 100\delta^2 = 0,89 \quad (2.5.10)$$

kde z hlediska doporučení [3] δ – relativní mezera mezi koncem listu a vstupem a se rovná 0,01.

Vztah pro relativní tah dmychadla bude pak mít tvar

$$\overline{T_k} = \varepsilon \overline{T_{ko}} \quad (2.5.11)$$

V dmychadle bude část tahu se vytvořena vrtulí a druhá část prstencem. A proto lze napsat, že relativní tah dmychadla bez vůle bude:

$$\overline{T_v} = 1 - \overline{T_k} = 0,408 \quad (2.5.12)$$

Praxe projektování vrtulníku ukazuje, že největší vliv na účinnost a efektivitu běžného vyrovnávacího rotoru je významně ovlivněna aerodynamickými parametry. Ty jsou z hlediska zachování provozních charakteristik velmi blízké a proto je vrtulníků stejné hmotnostní třídy průměr rotoru skoro stejný.

Označíme tah klasického vyrovnávacího rotoru jako T_{kvr} , v tomto případě poměrný tah bude označen jako $\overline{T_{kvr}} = 1$. Celkový tah fenestronu je taky 1.

$$\overline{T_v} = 1 - \overline{T_k}$$

kde $\overline{T_k} = 0,4080$.

Tah vrtuli:

$$T_v = 0,5C_t(\pi R^2)\rho(\omega R)^2 = 0,5920 \cdot T_{kvr} \quad (2.5.13)$$

Odkud máme při stejném součinitele tahu C_t

$$R^4 = 0,5920R_{kvr}^4$$

kde $R_{kvr} = 0,7 \text{ m}$ je minimální možný poloměr vyrovnávacího rotoru z uvedených v kapitole 2.1 vrtulníku.

Odkud máme poloměr pro rotor fenestronu:

$$R = 0.87R_{kvr} = 0,6 \text{ m}$$

Odkud vypočítáme geometrické parametry

Výška dmyhadla :

$$H_f = 0.817 \cdot 0.6 = 0.49 \text{ m}$$

Poloměr zaoblení vstupního tunelu dmyhadla

$$r_k = 0.15 \cdot 0.56 = 0.09 \text{ m}$$

Přechodová část dmyhadla:

$$H_p = 0.139 \cdot 0.6 = 0.08 \text{ m}$$

Relativní délka difuzoru

$$H_d = 0.528 \cdot 0.6 = 0.32 \text{ m}$$

Průměr konstrukce fenestronu se pak určí z rovnice

$$R_f = R + 1.5r_k = 0.7 \text{ m}$$

Jsou několik možných konstrukcí fenestronu. Tak na obrázcích níže uvedeny fenestrony vrtulníků Ka – 62 a Eurocopter EC120.



Obrázek 2.5.2 – Fenestron vrtulníku Kamov Ka-62



Obrázek 2.5.3 – Fenestron vrtulníku EC-120 (Airbus H-120)

2.6. Předběžný výpočet výkonu při visení

Požadovaný výkon motoru se stanoví ze stavu jeho dostatečnosti pro zajištění daného statického dostupu a jeho dostatečnost se kontroluje, aby se zajistily stanovené hodnoty maximální a cestovní rychlosti v nízkých nadmořských výškách. [1]

Zkontrolujeme možnost visení na statickou výšce, která musí být větší, než 2134 m podle CS-27, kde je hustota vzduchu $\rho_{2500} = 0,96 \text{ kg/m}^3$, rychlost zvuku $a = 328,6 \text{ m/s}$, odkud lze najít Machovo číslo na konce listu:

$$M = \frac{\omega R}{a} = 0,67 \quad (2.6.1)$$

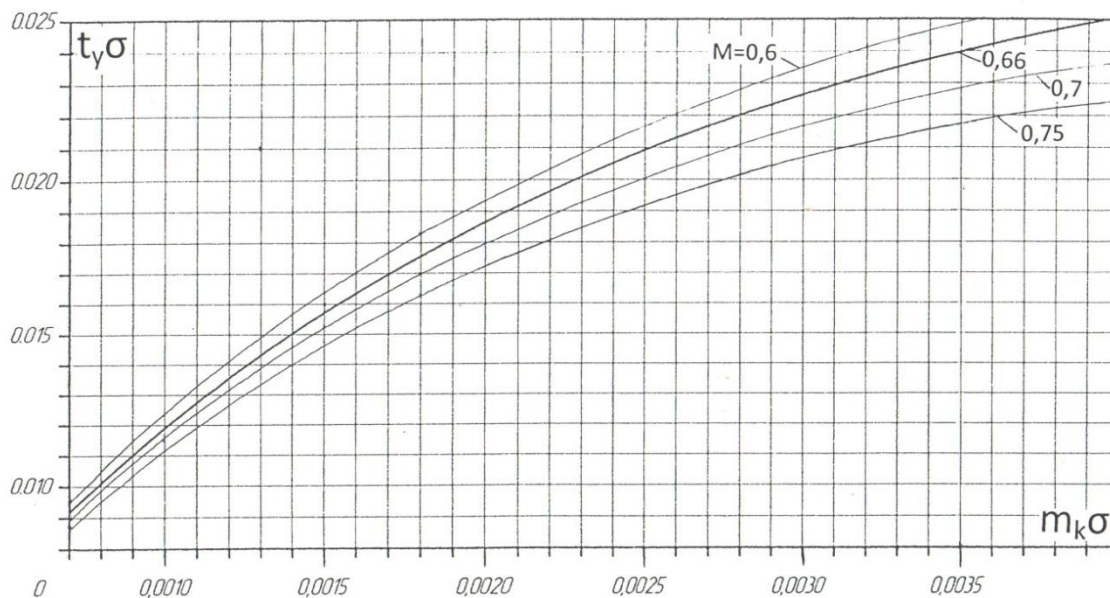
Odkud součinitel $t_y \sigma_{ko}$ bude vypadat takhle

$$t_y \sigma = \frac{2 * G}{\rho_{2500} F (\omega R)^2} = 0,0152 \quad (2.6.2)$$

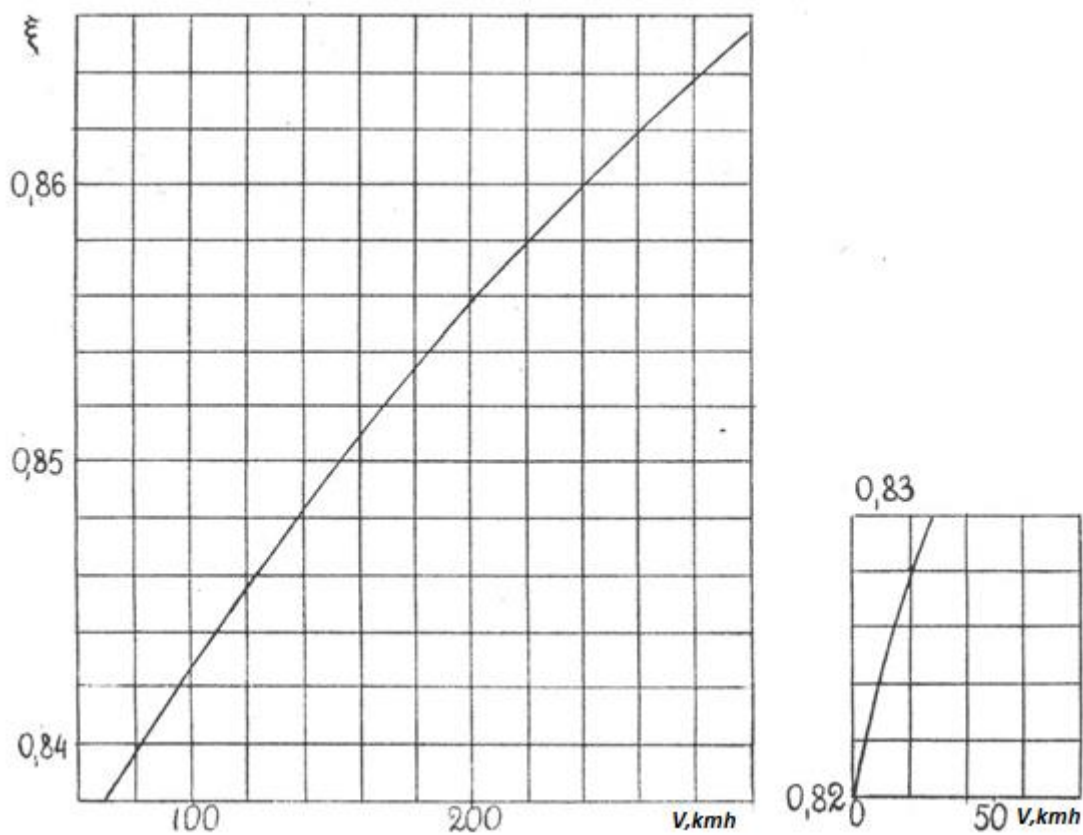
K určení požadovaného výkonu při visení na statickém dostupu používáme vzorec:

$$N_{potr} = m_k \sigma \frac{0.1 \rho F (\omega R)^2}{2 \xi 75} = 904.3 \text{ shp} \quad (2.6.3)$$

kde $m_k \sigma = 0,00081$ pro $M=0,67$ a $t_y \sigma = 0,101$ (obrázek 2.6.1), součinitel použití motoru $\xi = 0,861$ (obrázek 2.7.1).



Obrázek 2.6.1 – Polára nosného rotoru při visení



Obrázek 2.6.2 – Závislost součinitele použití motoru na rychlosti letu

2.7. Předběžný výpočet výkonu při dopředném letu

Stanovení požadovaného výkonu na režimu horizontálního letu probíhá na výšce $H=1000$ metrů při hustotě podle MSA 1.11 kg/m^3 . Předpokládaná cestovní rychlost $V_c=250 \text{ kmh}$, což se rovná cca $69,4 \text{ m/s}$. [12]

Relativní rychlost letu:

$$\bar{V} = \frac{V_c}{wR} = \frac{69,4}{220} = 0,315 \quad (2.7.1)$$

Grafy pro součinitele \bar{C}_l^1 a \bar{C}_d^1 jsou vzaty z informací ze zdroje [Vildgrube].

Součinitel tahu bude:

$$t_y^1 = \frac{2G_s}{\rho F \sigma (\omega R)^2} - \frac{\bar{C}_l^1}{\sigma} \bar{V}^2 = 0,1458, \quad (2.7.2)$$

kde \bar{C}_l^1 = součinitel vztlaku.

$$\frac{\bar{C}_l^1}{\sigma} \bar{V}^2 = 0$$

$$T_v = 0,5 C_t (\pi R^2) \rho (\omega R)^2 = 0,5920 \cdot T_{kvr} \quad (2.7.3)$$

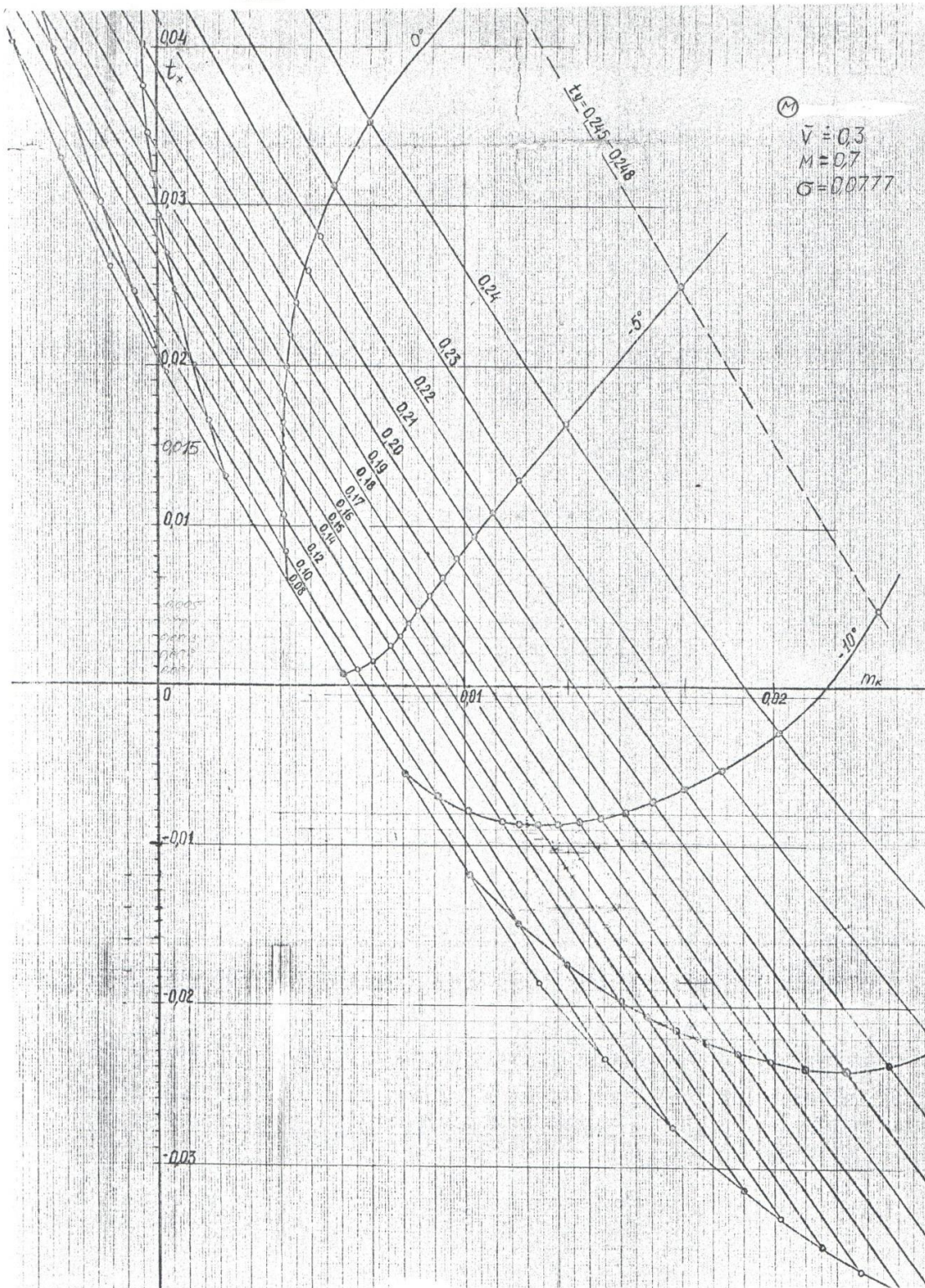
Součinitel odporu rotoru:

$$t_x^1 = -\frac{\bar{C}_d^1}{\sigma} \bar{V}^2 = -0,014$$

$$T_v = 0,5 C_t (\pi R^2) \rho (\omega R)^2 = 0,5920 \cdot T_{kvr} \quad (2.7.4)$$

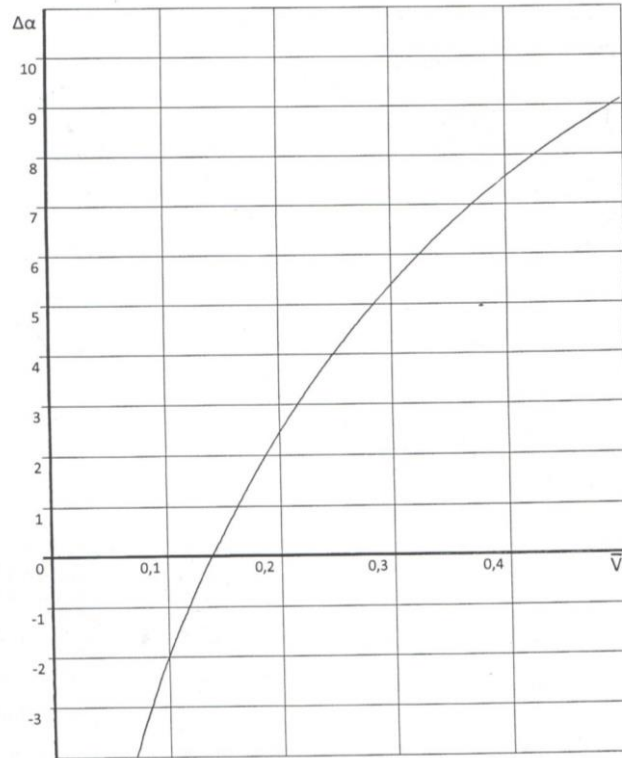
kde \bar{C}_d^1 = součinitel odporu.

Pro druhou iteraci používáme grafy z [Shaydakov]



Obrázek 2.7.1 – Závislost součinitelů t_x (odpor) a t_y (tah) na součinitele m_k

Z obrázku 2.7.1 najdeme i úhel náběhu rotoru $\alpha = -12$



Obrázek 2.7.2 – Závislost změny úhlu náběhu $\Delta\alpha$ na poměrnou rychlosti letu

Parametr změny úhlu náběhu $\Delta\alpha = 5,8$ je nalezen z obrázku 2.7.2.

Odkud je úhel náběhu trupu

$$\alpha_t = \alpha + \Delta\alpha = -6,2 \quad (2.7.5)$$

Pak najdeme ze známého grafu pro \bar{C}_l^1 a \bar{C}_d^1 hodnoty pro druhou iteraci $\bar{C}_l^2 = -0,004$ a $\bar{C}_d^2 = 0,0095$.

Opět vypočítáme již známé nám parametry:

$$t_y^2 = \frac{2G_s}{\rho F \sigma (\omega R)^2} - \frac{\bar{C}_l^2}{\sigma} \bar{V}^2 = 0,1519 \quad (2.7.6)$$

$$t_x^2 = -\frac{\bar{C}_d^2}{\sigma} \bar{V}^2 = -0,0145 \quad (2.7.7)$$

A máme hotový potřebný výkon vole na cestovním režimu:

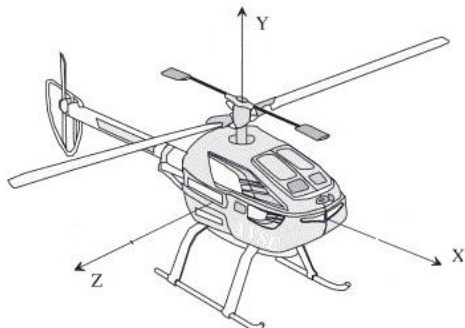
$$N_{potr} = m_k \sigma_{ko} \frac{0.1 \rho F (\omega R)^2}{2\xi 75} = 735,4 \text{ hp} \quad (2.7.8)$$

Při časové spotřebě 155 kg/h, což je Q , najdeme spotřebu na jeden kilometr cesty

$$q = \frac{Q}{V_c} = \frac{155}{250} = 0.62 \text{ kg/km} \quad (2.7.9)$$

2.8. Výpočet těžišti

Byla použita souřadnicová soustava, což je ukázaná na obrázku 2.8.1, kde osa Y se rovná 0 na úrovni podlahy vrtulníku. Stejná souřadnicová soustava bude se používat i dále při výpočtech. V tabulce 2.8.1 je uvedené hmotnosti s polohami těžišť pro součásti vrtulníku s následujícím výpočtem polohy těžišti vrtulníku pro případ maximálního zatížení. [1][13][14]



Obrázek 2.8.1 – Souřadnicová soustava

Tabulka 2.8.1 – Součásti vrtulníku

Součást	Hmotnost m, kg	Poloha těžišti x, m	Poloha těžišti y, m	mX, kgm	mY, kgm
Ocasní nosník	10	-3,2	1,3	-32	13
Kryt	14,6	-0,52	1,77	-7,592	25,842
Trup	615,2	0,04	1,4	24,608	861,28
VOP	3,1	-6,1	2,6	-18,91	8,06
SOP	5,5	-5,9	2	-32,45	11
Podvozek	20,7	0,7	-0,4	14,49	-8,28
Hlavní reduktor	120,4	0,01	1,85	1,204	222,74
Ocasní reduktor	7,9	-5,9	1,3	-46,61	10,27
Olej	10,5	0,2	1,65	2,1	17,325
Motor	131,5	-0,52	1,8	-68,38	236,7
Akumulátor	15	-0,41	1,55	-6,15	23,25
Palivová nádrž	20	0,71	-0,16	14,2	-3,2
Elektronika	21	0,74	1,6	15,54	33,6
Hlava NR+NR	110,2	0,01	2,3	1,102	253,46
Fenestron	30,1	-5,9	1,3	-177,59	39,13
Sedáčky pilotu	70	2,1	0,7	147	49
Sedáčky přední	45	1,3	0,7	58,5	31,5
Sedáčky zadní	45	-0,05	0,7	-2,25	31,5
Palivo	767,3	0,55	-0,15	422,015	-115,095
Piloti	154	2,1	0,75	323,4	115,5
Přední cestující	154	1,3	0,75	200,2	115,5
Zadní cestující	154	-0,05	0,75	-7,7	115,5
Zavazadla	70	-1,1	0,7	-77	49
Suma Σ	2595			747,727	2136,582
$X = \Sigma mx / \Sigma m$	0,288141				
$Y = \Sigma my / \Sigma m$	0,823346				

Poloha těžišti prázdného letadla [1]

$$X_p = 0,005 \cdot D = 0,052 \text{ m}$$

Maximální přední:

$$X_{mp} = 0,03 \cdot D = 0,31 \text{ m}$$

Maximální zadní:

$$X_{mz} = -0,01 \cdot D = -0,1 \text{ m}$$

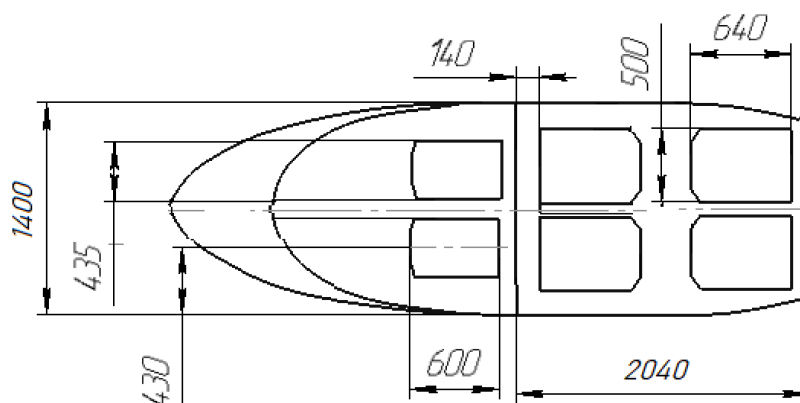
Je vidět že výpočtená poloha těžišti pro případ maximálního zatížení je menší než maximální přední poloha.

2.9. Výsledky

Výsledky výpočtu kapitoly 2 jsou uvedené v tabulce 2.9.1. Parametry, což nebylo možným určit výpočtem v rámci předběžného návrhu jsou vzaty z statické parametrů existujících vrtulníků v zdroje [14]. Na obrázku 2.9.1 je předběžné uspořádání sedadel a rozměry kabiny.

Tabulka 2.9.1– Parametry vrtulníku

№	Parametr	Označení	Hodnota	
Vrtulník				
1	Vzletová hmotnost	m_{vzl}	2595	kg
2	Hmotnost paliva	m_p	767,3	kg
3	Výkon motorů	N	631	kWt
4	Spotřeba motoru	Ce_0	0,376	kg/kWtH
5	Úhel naklonění rotorů	ε	4,5	grad
6	Vertikální poloha těžiště	y_T	0,82	m
Rotory				
7	Průměr	D	10.4	m
8	Součinitel plnění	σ	0,0653	-
9	Obvodová rychlost na konci listů	(ωR)	220	m/s
10	Součinitel kompenzaci mávání	k	0,59	-
11	Vzdálenost vztakových závěsů	$\bar{\lambda}$	0,1	-
List				
12	Počet listů	z	4	-
13	Zúžení listu	η	1	-
14	Hmotnostní charakteristika	γ_0	4.7	-
Trup				
15	Druh trupu	-		-
16	Délka trupu	L	10.4	m
17	Plocha středního řezu	S	2.98	m ²
18	Odporová charakteristika	$\Sigma C_x S$	1.5	m ²
Vodorovná ocasní plocha				
19	Rameno vodorovné ocasní plochy	L_{st}	5	m
20	Plocha stabilizátoru	S_{st}	1.3	m ²
21	Úhel nastavení stabilizátoru	ε_{st}	-3	grad



Obrázek 2.9.1 – Rozměry kabiny

3. Aerodynamický výpočet rotorů.

V této kapitole bude udělán výpočet aerodynamických parametrů nosného rotoru. Na začátku bude vypočítán úhel zkroucení listu, což se používá pro zmenšení součinitele tahu a pro vyloučení aeroelastických jevu na větších poměrných poloměrech, kde jsou velké obvodové rychlosti. Pak bude uděláno srovnávání výsledků experimentu pro rotor se již známými parametry s výpočtem tohoto rotoru metodou vykládanou v této kapitole. To se dělá pro zjištění správnosti metody. Zvolíme aerodynamický profil NACA 23012 kvůli tomu, že je to již známý profil pro listy nosného rotoru. [15][16]

3.1. Výpočet zkroucení listu

Výpočet ztrát v oblasti hlavy rotoru a na konci rotoru, předpokládáme že hlava má poloměr $\bar{r}_0 = 0,25$:

$$\chi = 1 - \frac{8C_T}{z} - \bar{r}_0^2 \quad (3.1.1)$$

Výpočet parametru C_{y7} – součinitel vztlaku na relativním poloměru $r=0,7$:

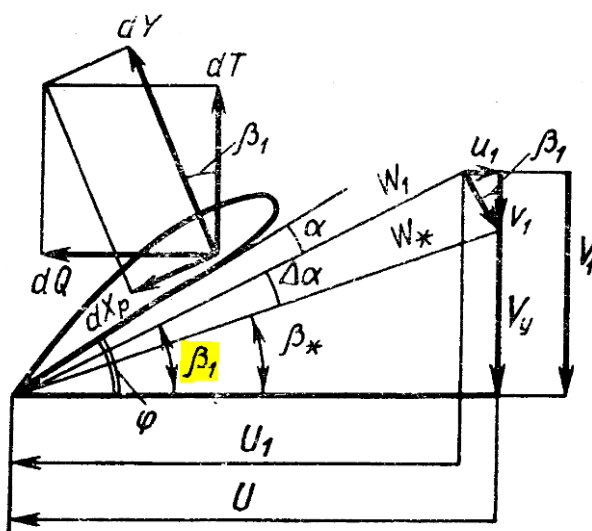
$$C_{y7} = \frac{3C_T}{\sigma_7 * \chi} \quad (3.1.2)$$

a předpokládáme, že $C_{y7} = C_y = \text{const}$.

Výpočet indukované rychlosti

$$\bar{V}_{1B} = \sqrt{\frac{1}{8} \sigma_7 C_{y7} \bar{r}} \quad (3.1.3)$$

Poté lze vypočítat úhel přitékání β , který je ukázán na obrázku 3.1.1

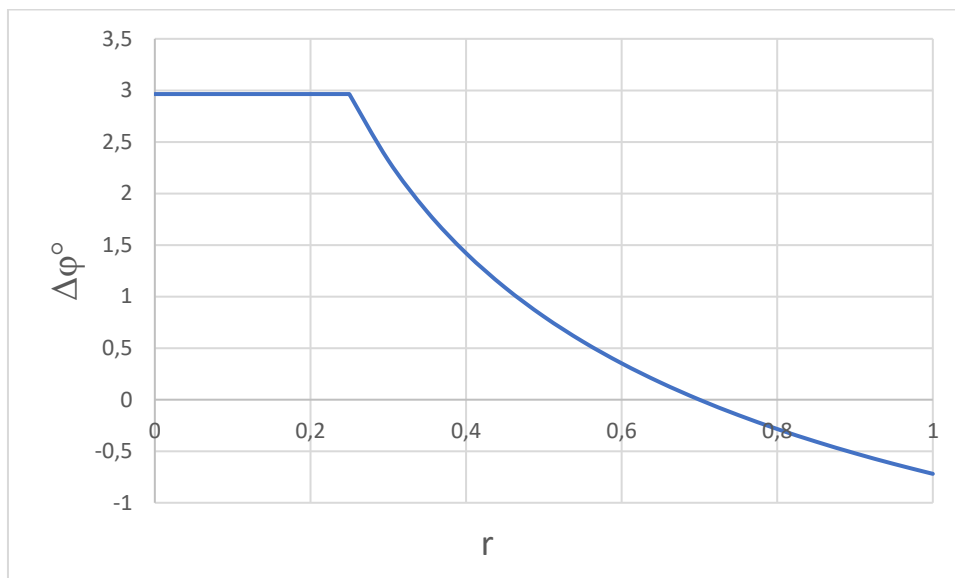


Obrázek 3.1.1 – Dynamické, kinematické a geometrické parametry řezu listu

$$\beta_e^0 = 57,3 \frac{\bar{V}_{1B}}{\bar{r}} \quad (3.1.4)$$

Konečně se vypočítá geometrické zkroucení, které je na obrázku

$$\Delta\varphi^0(\bar{r}) = \beta_e^0(\bar{r}) - \beta_e^0|_{\bar{r}=1}. \quad (3.1.5)$$



Obrázek 3.1.2 – Geometrické zkroucení listu

3.2. Výpočet součinitele tahu a momentu

Na začátku se nachází úhel celkový nastavení listu v kořenovou části listu:

$$\varphi_e^0(\bar{r}) = \varphi_7^0 + \Delta\varphi^0 \quad (3.2.1)$$

$C_y^\alpha = 0.1 \text{ (rad)}^{-1} = 5.6 \text{ (stupňů)}^{-1}$ – sklon vztakovou čáry bez stlačitelnost vzduchu.

C_y^α s ohledem na stlačitelnost vzduchu pak je vyjádřena rovnicí

$$C_{y_{as}}^\alpha = \frac{C_{y_{as}}^\alpha}{\sqrt{1 - M^2}}, \quad (3.2.2)$$

kde M - Machovo číslo, a – rychlost zvuku (MSA H=0 m)

$$M = \frac{\omega r}{a} = \frac{\omega R}{a} \bar{r} \quad (3.2.3)$$

Bezrozměrná hodnota indukovanou rychlosti

$$\bar{v}_1 = \frac{C_{y_{as}}^\alpha}{16} \sigma * \left(\sqrt{1 + \frac{32\varphi_e^0 \bar{r}}{C_{y_{as}}^\alpha \sigma}} - 1 \right), \quad (3.2.4)$$

kde úhel φ_e^0 se používá v radiánech.

Tento vzorec je ovšem vzorcem teoretickým se zavedenými opravami podle výsledků experimentů. Jeho určitým nedostatkem je skutečnost, že předpokládá, že indukovaná rychlost se po poloměru mění lineárně, co není v souladu s realitou.

Úhel přitékání :

$$\beta_e^0 = 57.3 \frac{\bar{v}_1}{\bar{r}} \quad (3.2.5)$$

Úhel náběhu

$$\alpha_e^0 = \varphi_e^0 - \beta_e^0 \quad (3.2.6)$$

Následně pokračuje výpočet součinitele tahu a momentu, také podle obrázku 2, který ukazuje, že každá část listu vytváří své odporové a tahové síly.

Derivace součinitele tahu podle poloměru:

$$\frac{dC_T}{d\bar{r}} = C_y \sigma \bar{r}^2 \quad (3.2.7)$$

Derivace indikovaného komponentu součinitele momentu

$$\left(\frac{dm_k}{d\bar{r}}\right)_1 = C_y \sigma \bar{r}^2 \bar{v}_1 \quad (3.2.8)$$

Profilová komponenta

$$\left(\frac{dm_k}{d\bar{r}}\right)_2 = C_y \sigma \bar{r}^3 \quad (3.2.9)$$

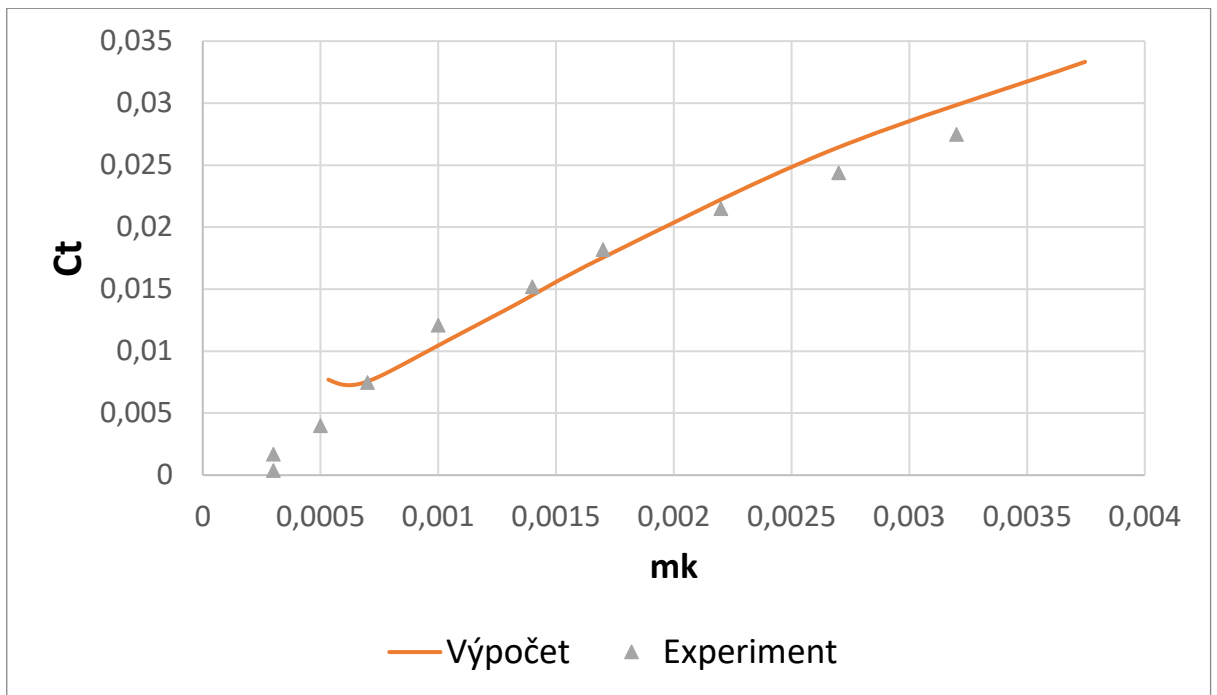
Suma

$$\frac{dm_k}{d\bar{r}} = \left(\frac{dm_k}{d\bar{r}}\right)_1 + \left(\frac{dm_k}{d\bar{r}}\right)_2 \quad (3.2.10)$$

Účinnost je závislosti od uhlu nastavení listu na relativním rádiuse $\eta_0 = f(\phi^{\circ}_7)$.

$$\eta_0 = \frac{1}{2} \frac{C_T^{3/2}}{m_k} \quad (3.2.11)$$

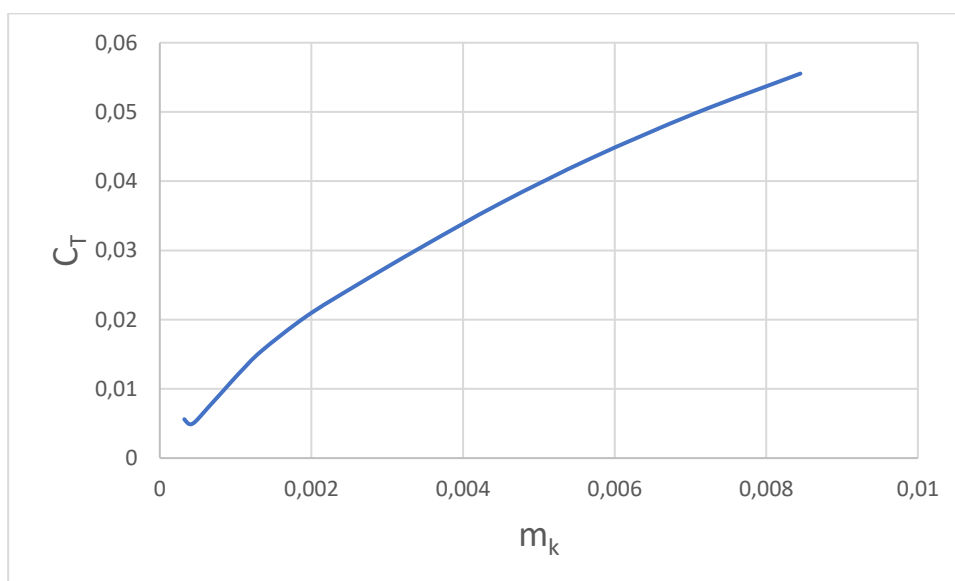
Tak při porovnání výsledků výpočtu podle experimentu s podmínkami průměru $D=2m$, zúžení listu $\eta^*=3.5$, počtu listu $z=3$, součinitele plnosti $\sigma=0.105$, zkroucení $\Delta\varphi=4.5^\circ$. Srovnávání je na obrázku 3.2.1.



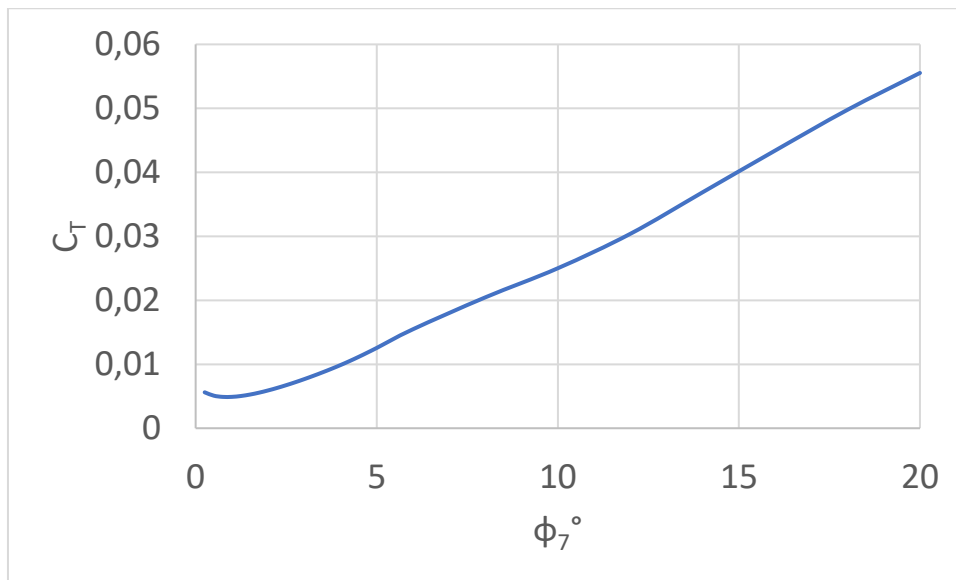
Obrázek 3.2.1 – Srovnávání výsledků výpočtu a experimentu

Jak lze vidět z obrázku 4, metoda dává dobré výsledky, ale jsou problémy s výpočtem indukované rychlosti, a proto je problémem výpočet hodnot pro moc malé úhly, kde se objevují záporné hodnoty úhlu nastavení, což není správné pro výpočet vlastností vrtule na velkých rozsazích úhlu nastavení. Lze říct, že když metoda je fungující pro tak zvané vrtulníkové rotory, tak to bude správně vypočítat i pro pevnou vrtuli, a proto pro poslední druh nejsou porovnání s experimentem.

Byli nalezeny poláry nosného rotoru, geometrické parametry kterého byly vypočtené v předchozí kapitole (obrázek 3.2.2). A taky je uveden graf závislosti součinitele tahu na úhlu nastavení listu (obrázek 3.2.3).



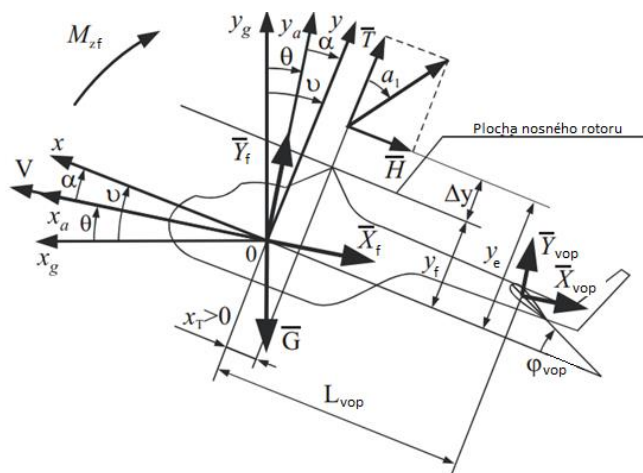
Obrázek 3.2.2 – Polára nosného rotoru



Obrázek 3.2.3 – Závislost součinitele tahu na úhlu nastavení na poměrném poloměru 0.7

4. Upřesněný výpočet potřebných výkonů

4.1. Výpočet podélné vyvážení



Obrázek 4.1.1–Síly působící na vrtulník

Na obrázku 1 jsou uvedeny síly působící na vrtulník při dopředném rovnovážném letu. Uvedená označení veličin a postup řešení podélného vyvážení vrtulníku je zachováno s respektem k použité literatuře. [17-19]

Přijaté indexy jsou následující: e – ekvivalentní, VOP – vodorovná ocasní plocha, f – trup (angl. „fuselage“). Označení souřadnicových soustav: x, y – vrtulníková souřadnicová soustava, x_a, y_a – aerodynamická souřadnicová soustava, x_g, y_g – zeměpisná souřadnicová soustava. Nadále budou využity zkratky – NR (nosný rotor), VR (vyrovnávající rotor).

Pomocí diagramu sil působících na vrtulník, které jsou znázorněny výše na obrázku 1, píšeme rovnice podélného vyvážení:

$$\begin{cases} -H + (Y_f + Y_{vop}) \cdot \sin \alpha - (X_f + X_{vop}) \cdot \cos \alpha - G \sin \vartheta = 0; \\ T + (Y_f + Y_{vop}) \cdot \cos \alpha + (X_f + X_{vop}) \cdot \sin \alpha - G \cos \vartheta = 0; \\ H(y_T + \Delta y) - T \cdot x_T + M_{zf} - Y_{vop} \cdot L_{vop} = 0. \end{cases} \quad (4.1.1)$$

Za předpokladu následujících hodnot,

$$\begin{aligned} (Y_f + Y_{vop}) &\approx 0, \\ (X_f + X_{vop}) \cdot \cos \alpha &\approx X_f, \\ (X_f + X_{vop}) \cdot \sin \alpha &\approx 0, \\ \sin \vartheta &= \vartheta, \\ \cos \vartheta &= 1, \\ y_e &= y + \Delta y \text{ a } H = T a_1, \end{aligned}$$

můžeme napsat rovnici následovně:

$$\begin{cases} -Ta_1 - G\vartheta - X_f = 0; \\ T - G = 0; \\ Ta_1y_e - T \cdot x_T + M_{zf} - Y_{vop} \cdot L_{vop} = 0. \end{cases} \quad (4.1.2)$$

Stejně tak za předpokladu,

$$\begin{aligned} \vartheta &= \theta + \alpha, \\ \alpha &= \alpha_e + \overline{\varphi_1} \\ a_1 &= a_{1e} - \overline{\varphi_1} \end{aligned}$$

získáme

$$-Ta_1 - G\vartheta - X_f = -T(a_{1e} - \overline{\varphi_1}) - G(\theta + \alpha + \overline{\varphi_1}) - X_f = -T\theta - G\left(\frac{X_f}{G} + a_{1e} - \overline{\varphi_1} + a_{1e} - \overline{\varphi_1}\right) = 0$$

a soustavu rovnic můžeme zapsat následovně:

$$\begin{cases} \theta = \left(\frac{X_f}{G} + a_{1e} + a_e\right); \\ T = G; \\ Ta_1y_e - Tx_T + M_{zf} - Y_{vop} \cdot L_{vop} = 0 \end{cases} \quad (4.1.3)$$

kde

$$\begin{aligned} a_{1e} &= 2\mu \left(\lambda_e + \frac{4}{3}\varphi_e\right) \frac{1}{1 - \frac{1}{2}\mu^2} \\ \frac{C_T}{a\sigma} &= \frac{1}{2}\lambda_e + \frac{1}{3}\varphi_e \left(1 + \frac{3}{2}\mu^2\right) \end{aligned}$$

Do první rovnice soustavy (4.1.3) dosadíme výše uvedený vztah pro a_{1e} a následně z ní vyjádříme vztah pro α_e :

$$\alpha_e = -\frac{X_f}{G} - \theta - \frac{2\mu}{\left(1 - \frac{1}{2}\mu^2\right)\left(1 + \frac{3}{2}\mu^2\right)} \left[\left(\frac{3}{2}\mu^2 - 1\right)\lambda_e + \frac{4C_T}{a\sigma}\right] \quad (4.1.4)$$

Se znalostí a_e a s použitím výrazu (4.1.4) ze vztahu $\lambda_e = \mu \cdot a_e - \frac{C_T}{4\kappa\sqrt{\mu^2 + \lambda_e^2}}$ teorie impulsů, získám následující rovnici pro stanovení λ_e :

$$\begin{aligned} \lambda_e &= \mu \left\{ -\frac{X_f}{G} - \theta - \frac{2\mu}{\left(1 - \frac{1}{2}\mu^2\right)\left(1 - \frac{3}{2}\mu^2\right)} \left(\frac{3}{2}\mu^2 - 1\right)\lambda_e \right. \\ &\quad \left. + \frac{4C_T}{a\sigma} \right\} - \frac{C_T}{4\kappa\sqrt{\mu^2 + \lambda_e^2}}. \end{aligned} \quad (4.1.5)$$

Koeficient konečných ztrát hlavního rotoru za letu s horizontální složkou rychlosti odpovídá

$$\kappa = 0,94.$$

Lze zavést relativní označení:

$$\bar{X}_{f_0} = \Sigma C_x S) \frac{\rho_0 V^2}{2} \cdot \frac{\Delta}{G}$$

$$\bar{X}_f = \frac{X_f}{G} = \bar{X}_{f_0} \cdot K_{\alpha_f};$$

$$f = \frac{8\mu}{\left(1 - \frac{1}{2}\mu^2\right)\left(1 + \frac{3}{2}\mu^2\right)} \cdot \frac{C_T}{\alpha \cdot \sigma \Delta}; \quad (4.1.6)$$

$$e = \frac{2\mu\left(1 - \frac{3}{2}\mu^2\right)}{\left(1 - \frac{1}{2}\mu^2\right)\left(1 + \frac{3}{2}\mu^2\right)};$$

$$A = -\bar{X}_f - \theta - f.$$

V tomto případě vzorce pro a_e (4.1.4) a λ_e (4.1.5) lze napsat ve tvaru:

$$\alpha_e = A + e\lambda_e, \quad (4.1.7)$$

$$\lambda_e = \mu \cdot (A + e\lambda_e) - \frac{C_T}{4\kappa\sqrt{\mu^2 + \lambda_e^2}}. \quad (4.1.8)$$

V první aproximaci nastavíme $K_{\alpha_f} = 1$ a $\bar{X}_f = \bar{X}_{f_0}$. Řešením rovnice (4.1.8) získáme λ_e a pomocí vztahu (4.1.7) do počteme α_e . Níže uvedenými vztahy vypočteme následující hodnoty: $\varphi_e, a_{0e}, a_{1e}, b_{1e}, \varphi_k$.

$$\varphi_e = 3 \frac{\frac{C_T}{\alpha\sigma} - \frac{1}{2}\lambda_e}{1 + \frac{3}{2}\mu^2}; \quad (4.1.9)$$

$$a_{0e} = \gamma_0 \cdot \Delta \left[\frac{1}{3}\lambda_e + \frac{\varphi_e}{4}(1 + \mu^2) \right]; \quad (4.1.10)$$

$$a_{1e} = 2\mu(\lambda_e + \frac{4}{3}\varphi_e) \frac{1}{1 - \frac{\mu^2}{2}}; \quad (4.1.11)$$

$$b_{1e} = \frac{4}{3}\mu a_{0e} \frac{1}{1 + \frac{1}{2}\mu^2}; \quad (4.1.12)$$

$$\varphi_k = \varphi_e + k \cdot a_{0e} + a_0 \quad (4.1.13)$$

Dále z poslední rovnice soustavy (4.1.3) najdeme úhel odchylky šikmé desky. Předběžně vypočteme $y_e = y_T + \Delta y$:

$$\Delta y = \frac{l_{vz}}{2a_0} = \frac{R_{nr}\bar{l}_{vz}}{2a_0}, \text{ a } a_0 \approx 0,125 \frac{C_T \cdot \gamma}{\sigma}.$$

$$\gamma = \frac{\rho a_{\infty} b R_{vz}^4}{2I_{vz}} = \Delta \frac{\rho_0 a_{\infty} b R_{nr}^4}{2I_{vz}} = \Delta \gamma_0, C_T = \frac{2m_{vz}l\mathcal{G}}{\Delta \cdot \rho_0 (\omega R)_{nr}^2 \pi R_{nr}^2} = \frac{1}{\Delta} C_{T0},$$

$$y_e = y_T + \frac{R_{nr} \overline{l_{vz}}}{2a_0} = y_T + 2 \frac{\overline{l_{vz}} D_{nr} \sigma}{C_{T0} \cdot \gamma_0} \quad (4.1.14)$$

Z poslední rovnici soustavy (4.1.3) máme

$$a_1 - \frac{x_T}{y_e} + \frac{1}{y_e T} (M_{Zf} - Y_{vop} \cdot L_{vop}) = 0 \quad (4.1.15)$$

Taky jsou známé rovnici pro a_1 a α

$$a_1 = a_{1e} - \overline{\varphi_1}, \alpha = \alpha_e + \overline{\varphi_1}$$

Kvůli tomu, že

$$\overline{\varphi_1} = -k \frac{b_{1e} - k a_{1e}}{1 + k^2} - D_1 \kappa, (D_2 = 0),$$

$$a_1 = \frac{a_{1e} + k b_{1e}}{1 + k^2} + D_1 \kappa. \quad (4.1.16)$$

$$\alpha = \alpha_e - k \frac{b_{1e} - k a_{1e}}{1 + k^2} - D_1 \kappa. \quad (4.1.17)$$

Nahrazením (4.1.16) do (4.1.15) získáme

$$-\frac{x_T}{y_e} + \frac{a_{1e} + k b_{1e}}{1 + k^2} + D_1 \kappa + \frac{1}{y_e \cdot T} (M_{Zf} - Y_{vop} \cdot L_{vop}) = 0 \quad (4.1.18)$$

Podíváme se na M_{Zf} a $Y_{vop} \cdot L_{vop}$;

$$M_{Zf} = m_{Zf} q S_f \cdot L_f, \quad m_{Zf0} + \frac{\partial m_{Zf}}{\partial \alpha_f} \alpha_f, \alpha_f = \alpha + \varepsilon_f$$

Přijmeme

$$m_{Zf0} = -0,005, \quad \frac{\partial m_{Zf0}}{\partial \alpha_{f0}} = 0,08595.$$

Dále se budeme věnovat následujícím veličinám:

$$M_{Zf} = \left[m_{Zf} + \frac{\partial m_{Zf}}{\partial \alpha_f} (\alpha + \varepsilon_f) \right] q \cdot S_f L_f, \quad (4.1.19)$$

$$M_{Zvop} = -Y_{vop} \cdot L_{vop} = \quad (4.1.20)$$

$$-k_{vop} \cdot a_{vop} (\alpha + \varepsilon_{vop} - \Delta \alpha_{vop}) q \cdot S_{vop} \cdot L_{vop}.$$

Předpokládáme $k_{vop} \cdot a_{vop} = 3$, a

$$\Delta \alpha_{vop} = 0,5 \frac{C_T}{\mu^2} \quad (4.1.21)$$

Vyloučení z (4.1.18) M_{Zf} , Y_{vop} , L_{vop} , α , $\Delta \alpha_{vop}$ pomocí (4.1.19), (4.1.20), (4.1.17) a (4.1.21) získáme

$$\begin{aligned}
\kappa = & \frac{1}{D_1 \left[1 - \frac{\rho V^2}{2y_e} \frac{1}{T} \left(\frac{\partial m_{zf}}{\partial \alpha_f} S_f L_f - k_{vop} a_{vop} \cdot S_{vop} L_{vop} \right) \right]} \left\{ \frac{x_T}{y_e} \right. \\
& - \frac{a_{1e} + k b_{1e}}{1 + k^2} \\
& - \frac{\rho V^2}{2y_e} \frac{1}{T} \left[\left(m_{zf_0} + \frac{\partial m_{zf}}{\partial \alpha_f} \varepsilon_f \right) S_f L_f \right. \\
& - k_{vop} a_{vop} \left(\varepsilon_{vop} - 0,5 \frac{C_T}{\mu^2} \right) S_{vop} L_{vop} \\
& \left. \left. + \left(\frac{\partial m_{zf}}{\partial \alpha_f} S_f L_f - k_{vop} a_{vop} \cdot S_{vop} L_{vop} \right) \left(\alpha_e \right. \right. \right. \\
& \left. \left. \left. - k \frac{b_{1e} - k a_{1e}}{1 + k^2} \right) \right] \right\}. \tag{4.1.22}
\end{aligned}$$

Část $\frac{\rho V^2}{2y_e} \frac{1}{T}$ lze převést do tvaru

$$\frac{\rho V^2}{2y_e} \frac{1}{T} = \frac{\rho V^2}{2y_e} \frac{\mu^2}{C_T \rho V^2 \pi R_{H.B}^2},$$

nadále budeme používat následující označení

$$\overline{u}_f = \frac{S_f L_f}{y_f \pi R_{nr}^2}, \quad \overline{u}_{vop} = \frac{S_{vop} L_{vop}}{y_e \pi R_{nr}^2}. \tag{4.1.23}$$

Pak (4.1.22) lze napsat jako

$$\begin{aligned}
\kappa = & \frac{1}{D_1 \left[1 - \frac{\mu^2}{C_T} \left(\frac{\partial m_{zf}}{\partial \alpha_f} \overline{u}_f - k_{vop} a_{vop} \cdot \overline{u}_{vop} \right) \right]} \left\{ \frac{x_T}{y_e} \right. \\
& - \frac{a_{1e} + k b_{1e}}{1 + k^2} \\
& - \frac{\mu^2}{C_T} \left[\left(m_{zf_0} + \frac{\partial m_{zf}}{\partial \alpha_e} \varepsilon_f \right) \overline{u}_f \right. \\
& - k_{vop} a_{vop} \varepsilon_{vop} \overline{u}_{vop} \\
& \left. \left. + \left(\frac{\partial m_{zf}}{\partial \alpha_f} \overline{u}_f - k_{vop} a_{vop} \cdot \overline{u}_{vop} \right) \left(\alpha_e \right. \right. \right. \\
& \left. \left. \left. - k \frac{b_{1e} - k a_{1e}}{1 + k^2} \right) \right] - \frac{1}{2} k_{vop} a_{vop} \overline{u}_{vop} \right\}. \tag{4.1.24}
\end{aligned}$$

Uvedeme následující zápisy:

$$A_m = \frac{\partial m_{zf}}{\partial \alpha_f} \overline{u}_f - k_{vop} a_{vop} \cdot \overline{u}_{vop}; \tag{4.1.25}$$

$$B_m = \left(m_{zf_0} + \frac{\partial m_{zf}}{\partial \alpha_f} \varepsilon_f \right) \bar{u}_f - k_{vop} a_{vop} \varepsilon_{vop} \bar{u}_{vop};$$

$$C_m = \frac{1}{2} k_{vop} a_{vop} \bar{u}_{vop}, \quad f_1 = \frac{a_{1e} + k b_{1e}}{1 + k^2}, \quad f_2 = k \frac{b_{1e} - k a_{1e}}{1 + k^2};$$

$$f_3 = \frac{\mu^2}{C_T} [B_m + A_m(\alpha_e - f_2)], \quad f_4 = D_1 \left(1 - \frac{\mu^2}{C_T} A_m \right).$$

Pak lze (4.1.24) napsat ve tvaru:

$$\kappa = \frac{x_T/y_e - f_1 - C_m - f_3}{f_4} = \frac{f_1 + C_m + f_3}{f_4} + \frac{x_T/y_e}{f_4} \quad (4.1.26)$$

$$= \kappa(x_T = 0) + \Delta\kappa.$$

Dále jsou $a_1, \alpha, \vartheta, \lambda$ a $\bar{\vartheta}_t$ vypočteny podle vzorců:

$$a_1 = f_1 + D_1 \kappa; \quad (4.1.27)$$

$$\alpha = \alpha_e - f_2 - D_1 \kappa; \quad (4.1.28)$$

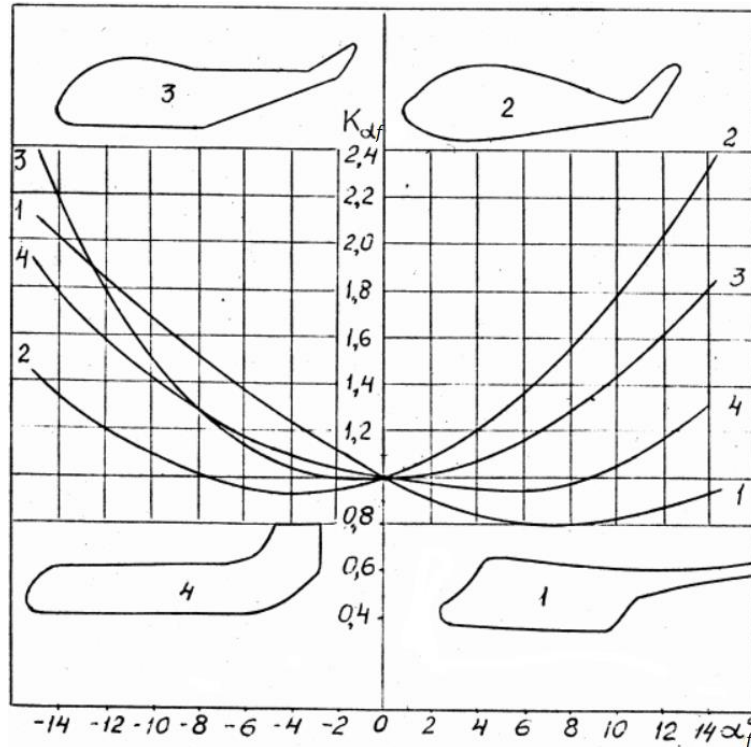
$$\vartheta = \theta + \alpha; \quad (4.1.29)$$

$$\lambda = \lambda_e - \mu(f_2 + D_1 \kappa); \quad (4.1.30)$$

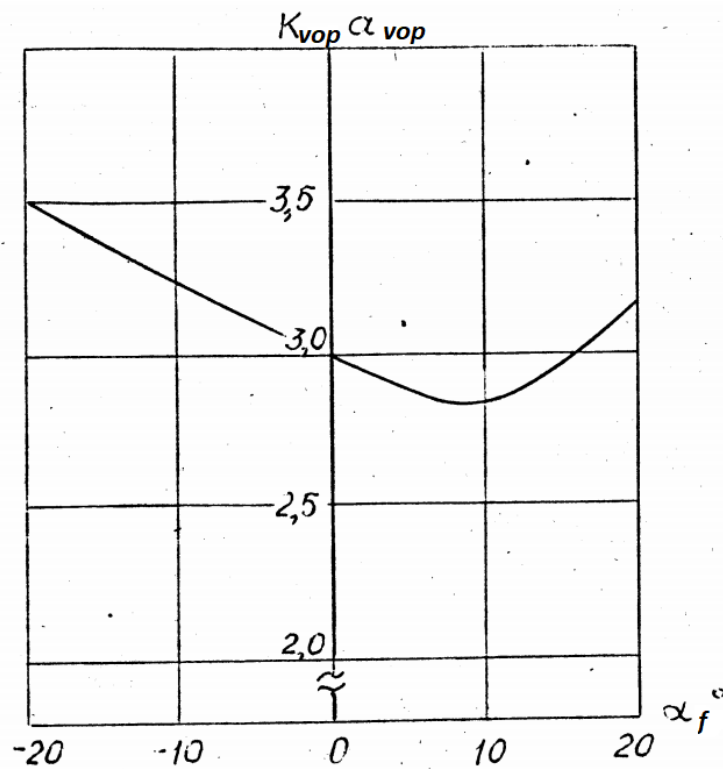
$$\bar{\vartheta}_t = \bar{V} \cdot \alpha - \lambda. \quad (4.1.31)$$

Poté můžeme provést druhou a další aproximace s uvedením $K_{\alpha_f} = K_{\alpha_f}(\alpha_f)$ a $k_{vop} a_{vop} = k_{vop} a_{vop}(\alpha_f)$.

Grafy těchto funkcí převzaté z práce 4 jsou znázorněny na obrázcích 4.1.2 a 4.1.3.



Obrázek 4.1.2 – Závislost $K_{\alpha_f} = K_{\alpha_f}(\alpha_f)$



Obrázek 4.1.3 – Závislost $k_{vop} a_{vop} = k_{vop} a_{vop}(\alpha_f)$.

Při režimu visení vrtulníku je $\mu=0$ a z vzorců (4.1.10) – (4.1.11) lze napsat

$$a_{0_e} = \gamma_0 \Delta \left(\frac{1}{3} \lambda_e + \frac{\varphi_e}{4} \right), \quad a_{1_e} = 0, \quad b_{1_e} = 0.$$

Dále $\lambda = \bar{V} \sin \alpha - \bar{\vartheta}_t$, odkud $\bar{V} = 0$ $\lambda = -\bar{\vartheta}_t$, $\lambda_e = \lambda - \mu \bar{\varphi}_1$, z čehož plyne $\lambda = \lambda_e$.

Na visení platí $\lambda = \lambda_e = -\bar{\vartheta}_t$.

Podle vztahu teorie impulsů $\bar{\vartheta}_t = \frac{1}{2} \sqrt{\frac{C_T}{\kappa}}$, tedy

$$\lambda_e = \lambda = -\frac{1}{2} \sqrt{\frac{C_T}{\kappa}} \quad (4.1.32)$$

Kde $\kappa = 0,92$ podle Jurieva. Při $\mu = 0$ $C_T = a\sigma \left(\frac{1}{2} \lambda_e + \frac{1}{3} \varphi_e \right)$, odkud vezmeme v úvahu

$$\varphi_e = 3 \left(\frac{C_T}{a\sigma} + \frac{1}{4} \sqrt{\frac{C_T}{\kappa}} \right) \quad (4.1.33)$$

4.2. Výpočet potřebného výkonu

Před výpočtem letových charakteristik se vypočítají vyvažovací hodnoty pro zadaný režim letu. [17-19]

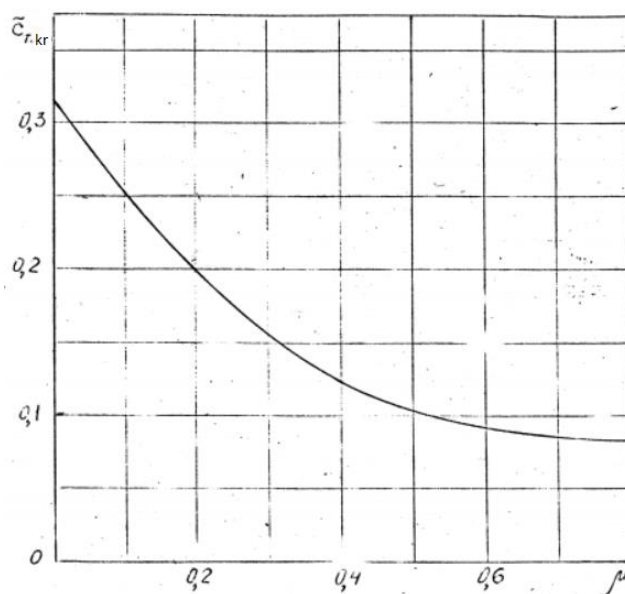
Pro danou letovou nadmořskou výšku je nejprve určen kritický součinitel tahu C_t :

$$C_{tkr} = \frac{C_t}{\sigma C_{y_{max}}},$$

kde

$$C_t = \frac{2mg}{\Delta \rho_0 (wR)^2 \pi R^2} = \frac{C_{t0}}{\Delta},$$

kde m - hmotnost letadla, g - tíhové zrychlení, ρ_0 - hustota ve výšce 0 m podle MSA, Δ - relativní hustota, $wR = 220$ m/s - koncová rychlost listů, R - poloměr rotoru, C_{t0} - součinitel tahu podle ρ_0 .



Obrázek 4.2.1 – Kritický součinitel tahu v závislosti od postupového poměru

Pak po grafu na obrázku 4.2.1 se vypočítá μ_{kr} – kritická relativní rychlost–postupový poměr, z čeho bude určena kritická rychlost

$$V_{kr} = \mu_{kr} wR$$

Celková hodnota potřebného výkonu:

$$N_{potr} = N_p + N_i + N_x,$$

N_p - ztráta výkonu na odpor listů (profilový výkon), N_i - ztráta výkonu na indukovaný odpor (indukovaný výkon), N_x - ztráta výkonu na odpor trupu (odporový výkon).

Profilový výkon:

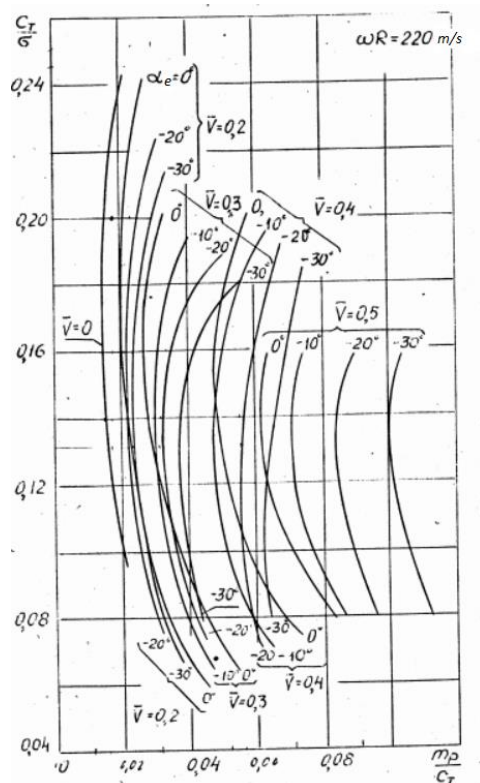
$$N_p = \frac{m_p}{C_T} \Delta C C_T,$$

součinitel C:

$$C = \frac{\rho_0 (wR)^3 \pi R^2}{2}.$$

Poměr součinitele momentu k součiniteli tahu $\frac{m_p}{C_T}$ je zobrazen na grafu 4.2.2 níže jako

závislost $\frac{m_p}{C_T} = \frac{m_p}{C_T} \left(\frac{C_t}{\sigma}, \alpha_e, \bar{V} \right)$



Obrázek 4.2.2 – Závislost $\frac{m_p}{C_T}$

Indukovaný výkon:

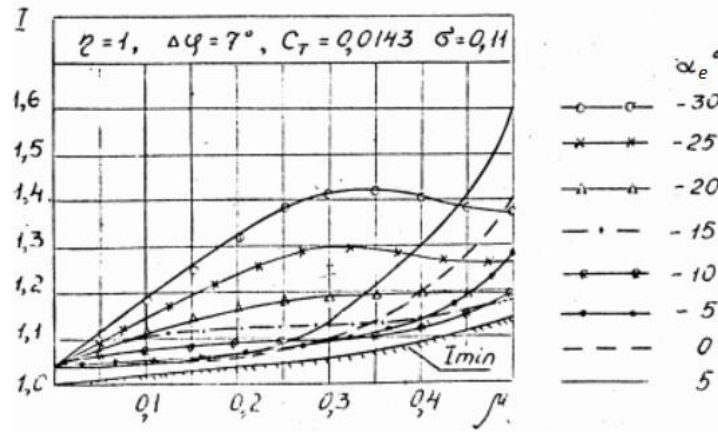
$$N_i = \Delta C m_i,$$

kde součinitel indukovaného výkonu m_i se vypočítá podle relativní rychlosti letu \bar{V} :

$$m_i = \frac{C_T^2}{4k^2\bar{V}} I, \text{ při } \bar{V} > 0,15$$

$$m_i = \frac{1}{2k} C_T I \sqrt{\frac{C_T}{k}}, \text{ při } \bar{V} < 0,15$$

Součinitel I je součinitelem indukce a je zobrazen na grafu 4.2.3 níže. Je závislý na rychlosti letu, úhlu náběhu, součinitelů tahu plnění a taky tvaru listu.



Obrázek 4.2.3 – Závislost součinitele indukci I na poměrné rychlosti letu

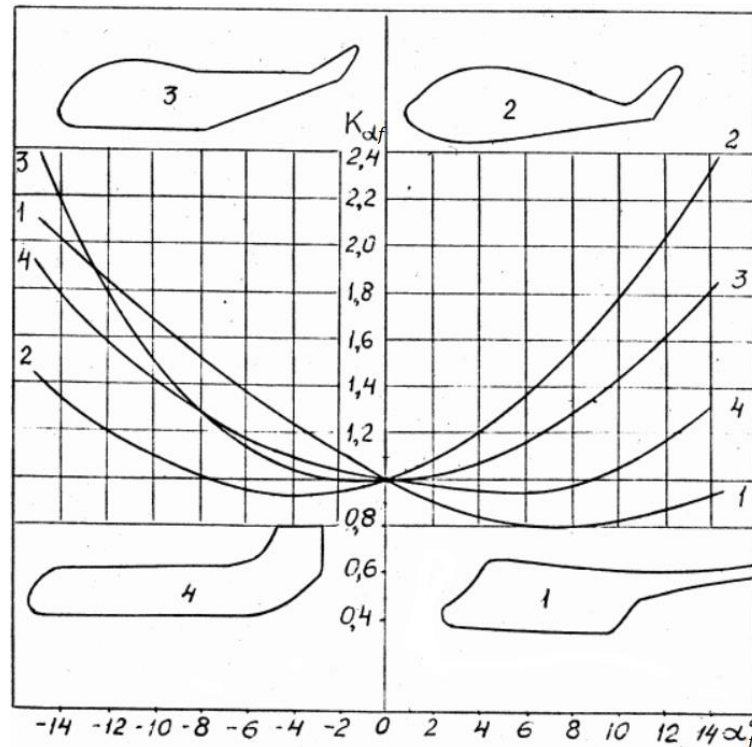
Odporový výkon:

$$N_x = \Delta C m_x,$$

kde součinitel odporového výkonu m_x je

$$m_x = K_{\alpha_f} \frac{\sum C_x S}{\pi R^2} \bar{V}^3,$$

součinitel K_{α_f} se hledá podle tvaru trupu vrtulník, a $\alpha_f = \alpha + \varepsilon_f$. V našem případě se jedná o trup odpovídající svým tvarem trupu číslo 1 (obrázek 4.2.4).



Obrázek 4.2.4 – Vliv tvaru trupu na odpor – součinitel K_{α_f}

4.3. Výpočet využitelného výkonu

Využitelný výkon se vypočítá podle vzorce:

$$N = N_m \xi_{\Sigma},$$

kde N_m – výkon motoru, ξ_{Σ} – sumární součinitel použití motoru

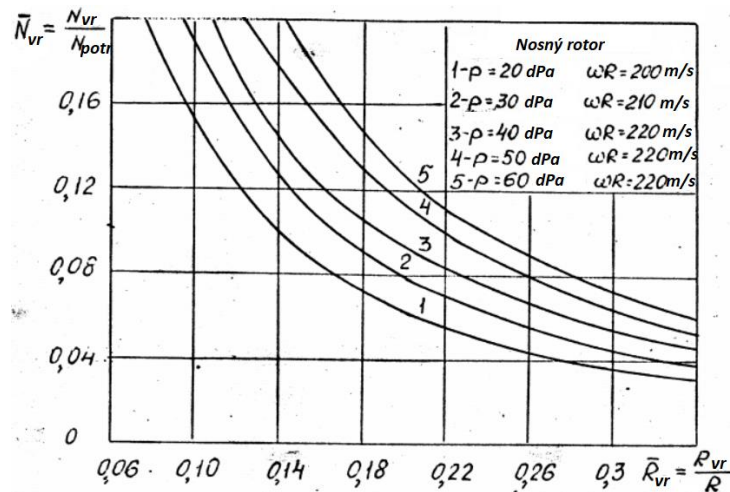
$$\xi_{\Sigma} = \xi \xi_{vr},$$

kde $\xi = 0,93$ koeficient ztráty výkonu při přenosu a pohonu jednotek, ξ_{vr} – koeficient ztráty výkonu na pohon vyrovnávajícího rotoru:

$$\xi_{vr} = 1 - \bar{N}_{vr}$$

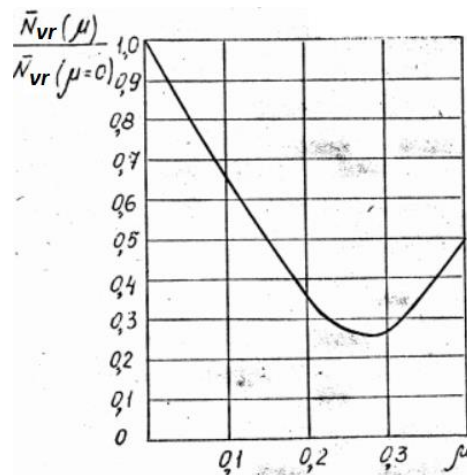
$$\bar{N}_{vr} = \frac{N_{vr}}{N} = \bar{N}_{vr}(\mu = 0) \frac{\bar{N}_{vr}(\mu)}{\bar{N}_{vr}(\mu = 0)}.$$

Součinitel $\bar{N}_{vr}(\mu = 0)$ se nachází na grafu na obrázku 4.3.1, kde $\bar{R}_{vr} = \frac{R_{vr}}{R}$, a $p = \frac{m_{vz} l g}{\pi R^2}$



Obrázek 4.3.1 – Závislost poměrného výkonu VR na poloměru VR

Hodnota $\frac{\bar{N}_{vr}(\mu)}{\bar{N}_{vr}(\mu=0)}$ se nachází podle obrázku 4.3.2:

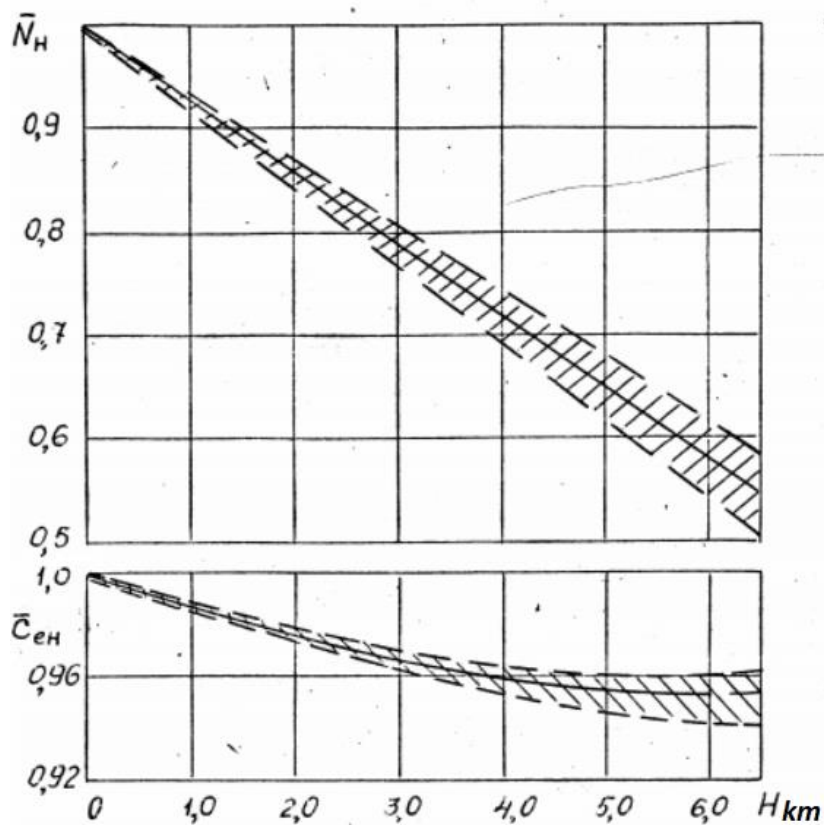


Obrázek 4.3.2 – Graf pro hodnotu $\frac{\bar{N}_{vr}(\mu)}{\bar{N}_{vr}(\mu=0)}$

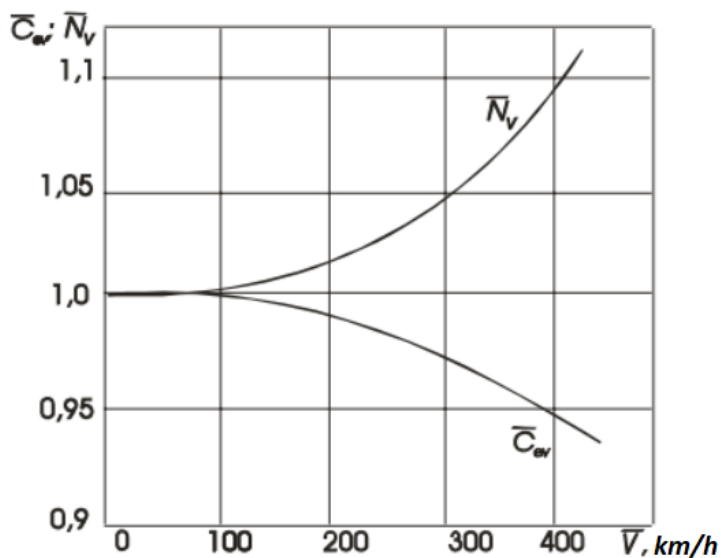
Výkon motoru:

$$N_m = 0,9N_{mvzl}\bar{N}_H\bar{N}_V\bar{N}_t$$

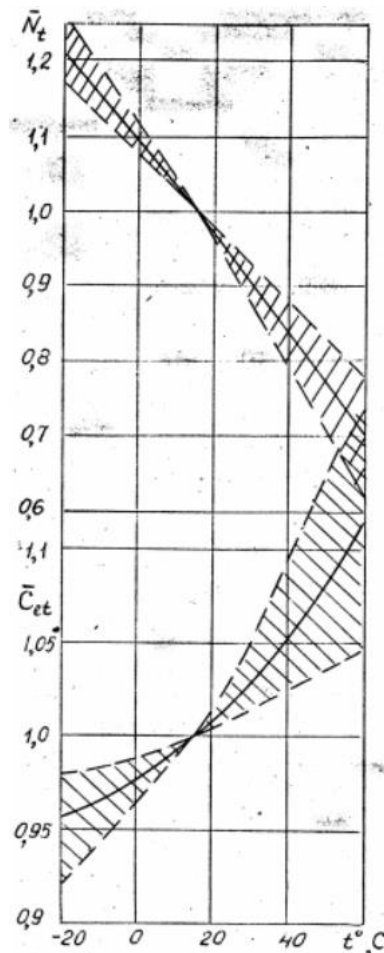
Poměrné změny výkonu motoru v závislosti na výšce \bar{N}_H , rychlosti letu \bar{N}_V a teplotě vzduchu \bar{N}_t jsou uvedeny níže na obrázcích 4.3.3-4.3.5, 0,9 – je součinitel, odpovídající stupni škrcení motoru



Obrázek 4.3.3 – Graf závislosti změn výkonu a spotřeby paliva od výšky letu



Obrázek 4.3.4 – Graf závislosti změn výkonu a spotřeby paliva od výšky letu od rychlosti letu



Obrázek 4.3.5 – Graf závislosti změn výkonu a spotřeby paliva od výšky letu a teploty

4.4. Výpočet letových vlastností při vzletu

Specifický výkon potřebný pro viseň vrtulníku mimo vliv vzdušného polštáře, lze určit podle vzorce

$$\tilde{N}_{sp} = 0,00374\bar{T} \left(0,195 \sqrt{\frac{p\bar{T}}{\Delta}} \right)$$

$$\bar{T} = \frac{T}{G} = \frac{1}{1 - \Delta\bar{T}}$$

kde $\Delta\bar{T}$ – je potřebné relativní zvýšení tahu nosného rotoru pro překonávání odporu trupu $\Delta\bar{T}_f$ a odporu vodorovných ocasní ploch $\Delta\bar{T}_{vop}$:

$$\Delta\bar{T} = \Delta\bar{T}_f + \Delta\bar{T}_{vop}$$

$$\Delta\bar{T}_f = 0,238\bar{S}_{f,nr}$$

$$\Delta\bar{T}_{vop} = 1,38\bar{S}_{vop}$$

$$\bar{S}_{f,nr} = \frac{S_{f,nr}}{\pi R^2}$$

kde $S_{f, nr}$ plocha projekce trupu pod plochou nosného rotoru,

$$\bar{S}_{vop} = \frac{S_{vop}}{\pi R^2},$$

kde S_{vop} – plocha VOP. [12]

Stoupací rychlost

$$V_y = \frac{1560}{\bar{T}} \Delta \tilde{N},$$

kde $\Delta \tilde{N}$ je přebytek specifického výkonu:

$$\Delta \tilde{N} = \frac{N_m}{m_{vzl} g} \xi_\Sigma - \tilde{N}_{sp}.$$

4.5. Výpočet letových vlastností při horizontálním letu

Hodnota maximální stoupací rychlosti:

$$V_{ymax} = \frac{\Delta N_{max}}{m_{vzl} g},$$

kde $\Delta N_{max} = \max(N - N_{potr})$. [12]

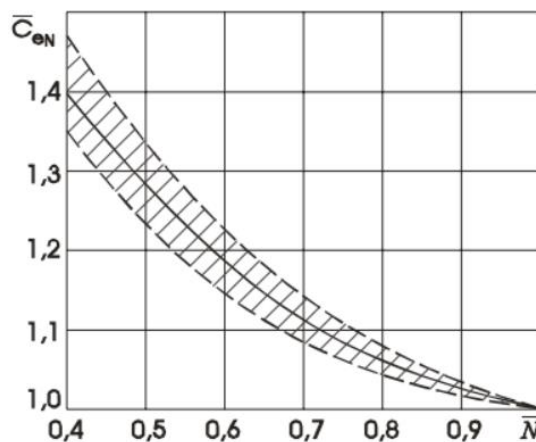
Následně se vypočítá součinitel stupně škrcení motoru:

$$\bar{N} = \frac{N_{potr}}{N_{mvzl} \bar{N}_H \bar{N}_V \bar{N}_t \xi_\Sigma}$$

Dále bude stanovena měrná spotřeba paliva

$$C_e = C_{eo} \bar{C}_{eH} \bar{C}_{eV} \bar{C}_{et} \bar{C}_{eN}$$

v závislosti na výšce \bar{C}_{eH} , rychlosti letu \bar{C}_{eV} , teplotě vzduchu \bar{C}_{et} a také režimu letu \bar{C}_{eN} jsou zobrazeny na obr. 4.3.3-4.3.5 a 4.5.1.



Obrázek 4.5.1 – Graf závislosti změny spotřeby paliva na výšce letu, rychlosti a od stupně škrcení motoru

Hodinová spotřeba Q a kilometrová spotřeba q paliva:

$$Q = \frac{N_{potr} C_e}{\xi_{\Sigma}}, \text{ kg/h}$$

$$q = \frac{N_{potr} C_e}{\xi_{\Sigma}}, \text{ kg/h}$$

Následně se vypočítá dolet L_{max} a doba letu T_{max} :

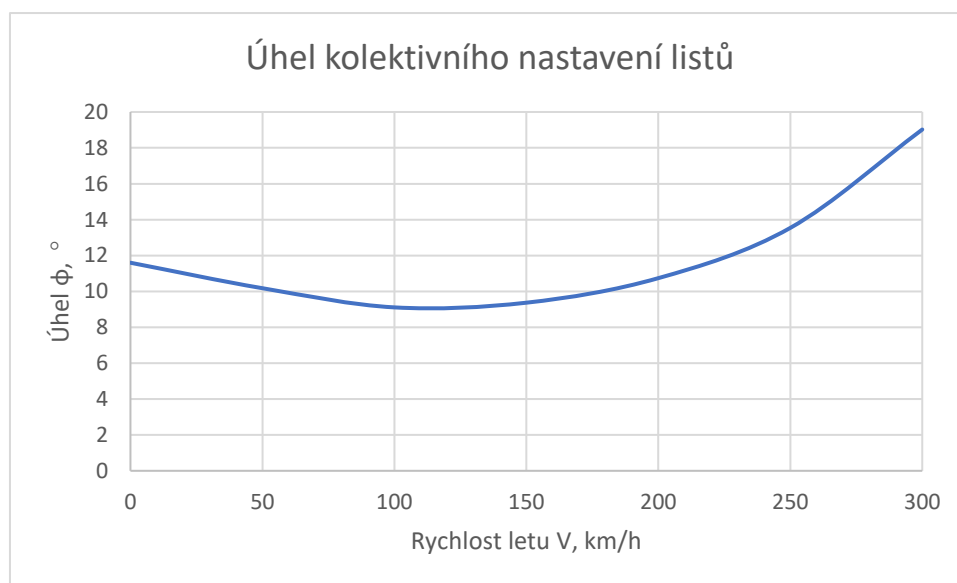
$$L_{max} = \frac{0,85 m_{paliva}}{q_{min}}, \text{ km}$$

$$T_{max} = \frac{0,85 m_{paliva}}{Q_{min}}, \text{ h}$$

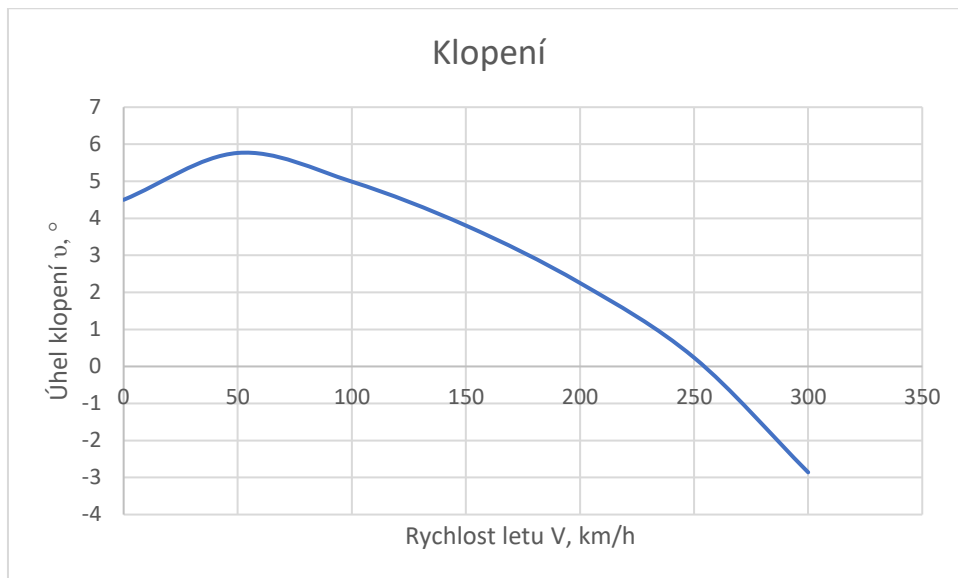
4.6. Výsledky

Z hlediska nejčastějšího létání vrtulníků v nadmořských výškách 0–1000 km, volíme vyvažovací hodnoty pro výšku 0 m podle podmínek MSA v souvislosti s CS-23.

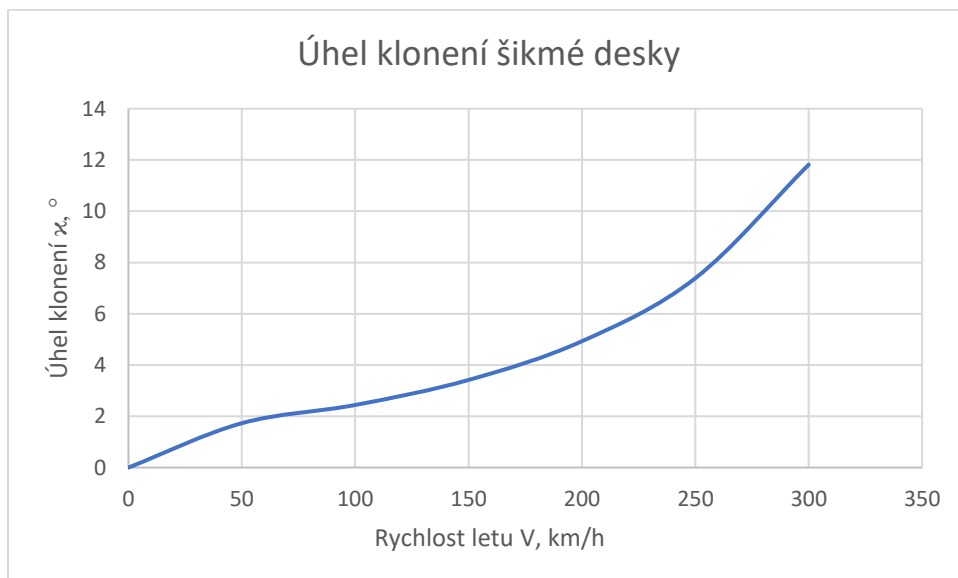
Byla provedena kontrola grafů podle zdroje [7] a tvar grafu odpovídá skutečnosti, což v etapě předběžného návrhu je uspokojivý výsledek.



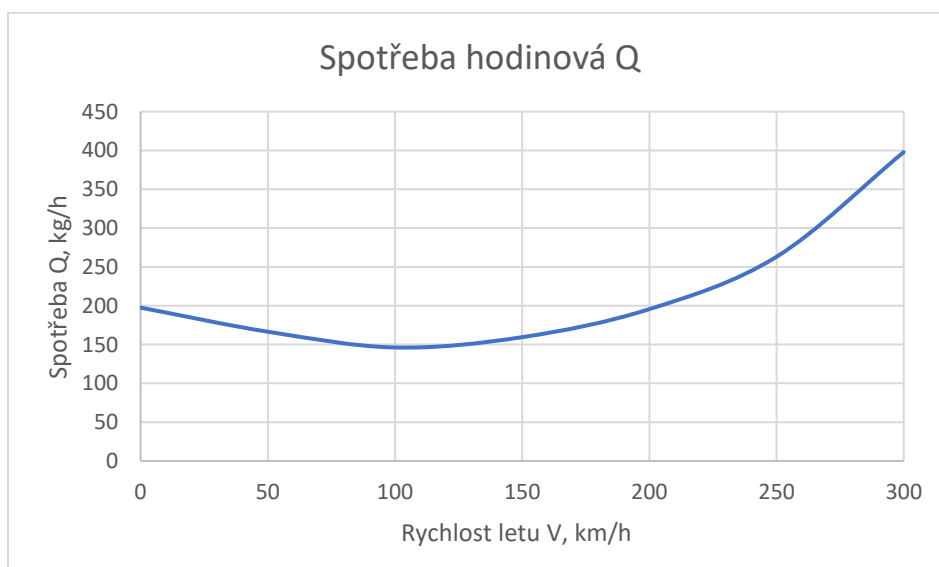
Obrázek 4.6.1 – Graf úhlu kolektivního nastavení listů



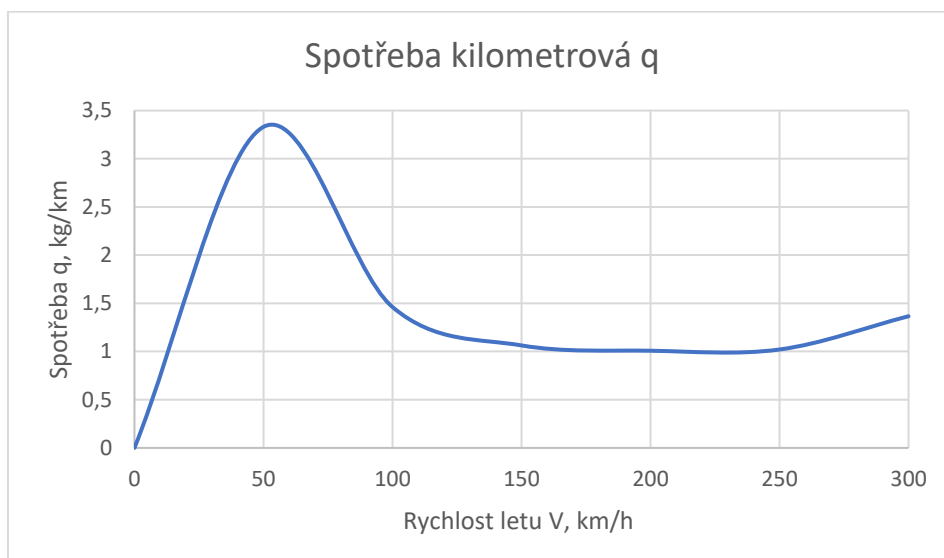
Obrázek 4.6.2 – Graf úhlu klopení



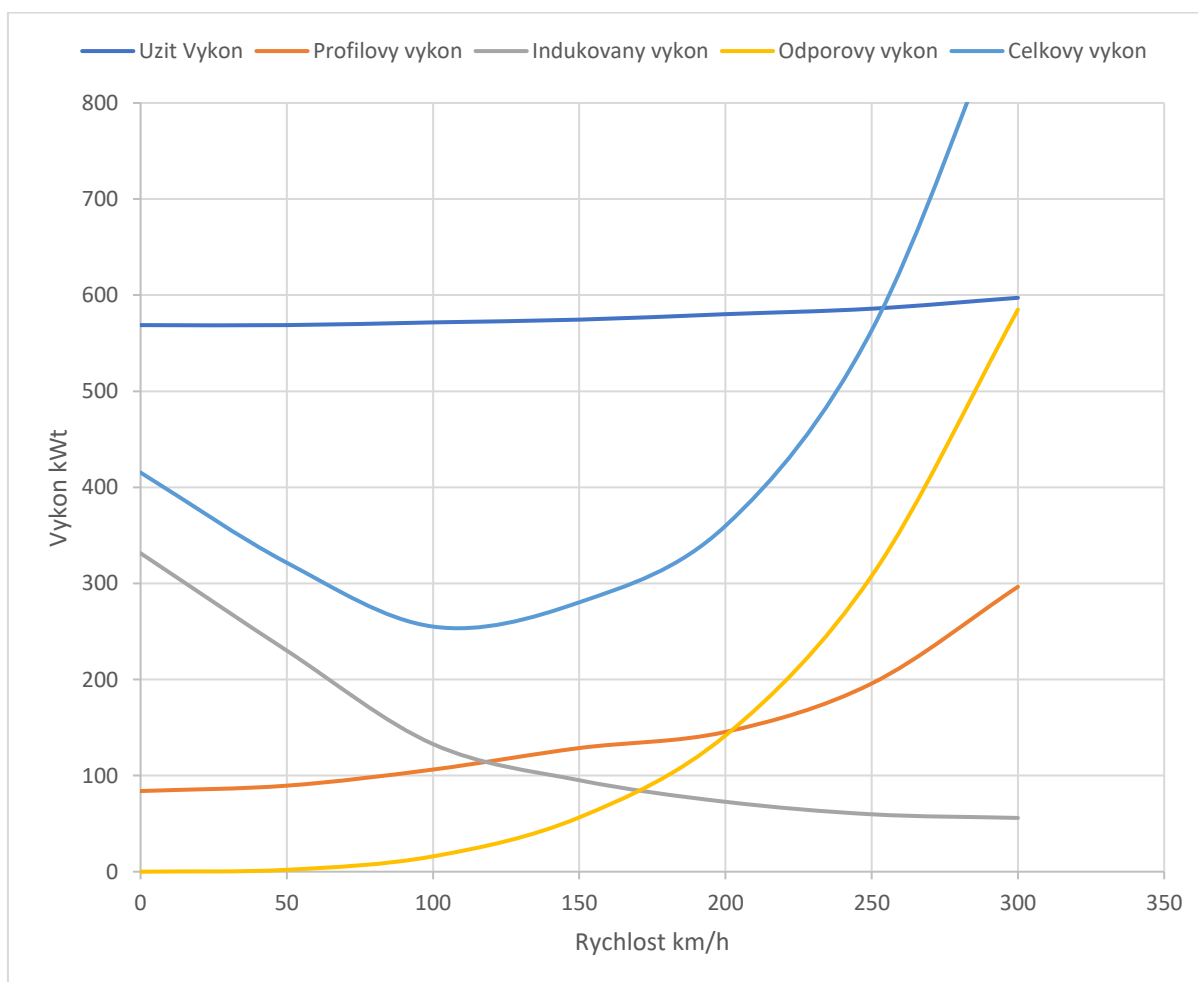
Obrázek 4.6.3 – Graf naklonění šikmé desky



Obrázek 4.6.4 – Hodinová spotřeba paliva



Obrázek 4.6.5 – Kilometrová spotřeba paliva



Obrázek 4.6.6 – Graf výkonů

Tabulka 4.6.1– Výsledky výpočtu pro výšku 0 m, MSA

v,km/h	0	50	100	150	200	250	300
v, m/s	0	13,8889	27,7778	41,6667	55,5556	69,4444	83,3333
μ	0	0,0631	0,1263	0,1894	0,2525	0,3157	0,3788
λe	-0,0524	-0,0377	-0,0277	-0,0335	-0,054	-0,0959	-0,1803
$\alpha e, ^\circ$	0	-1,3868	-3,2521	-5,9629	-9,9256	-15,9365	-26,3149
$\phi e, ^\circ$	9,256	7,9446	6,9694	7,2444	8,5763	11,3013	16,6622
$a0e, ^\circ$	6,1712	5,9876	5,8292	5,8068	5,8683	5,9972	6,2018
$a1e, ^\circ$	0	1,0668	1,9608	2,9844	4,35	6,3623	9,6998
$b1e, ^\circ$	0	0,503	0,9736	1,4405	1,9148	2,4043	2,9225
$\phi k, ^\circ$	11,5971	10,1773	9,1086	9,3705	10,7385	13,5396	19,0212
$\chi, ^\circ$	0	-1,7305	-2,4412	-3,418	-4,929	-7,3888	-11,8194
$a1, ^\circ$	0	-1,5843	-1,7812	-2,2828	-3,3287	-5,3115	-9,2549
$b1, ^\circ$	0	-0,0938	-0,136	-0,2376	-0,4834	-1,001	-2,0772
$u, ^\circ$	0	1,2643	0,4899	-0,6957	-2,2469	-4,2627	-7,3602
$\alpha, ^\circ$	0	1,2643	0,4899	-0,6957	-2,2469	-4,2627	-7,3602
λ	-0,0524	-0,0348	-0,0195	-0,0161	-0,0202	-0,0315	-0,055
V_t	0,0524	0,0362	0,0206	0,0138	0,0103	0,0081	0,0063

Tabulka 4.6.2 – Výsledky výpočtu pro výšku 1000 m, MSA

v.km/h	0	50	100	150	200	250	300
v. m/s	0	13.8889	27.7778	41.6667	55.5556	69.4444	83.3333
μ	0	0.0631	0.1263	0.1894	0.2525	0.3157	0.3788
λe	-0.055	-0.0407	-0.0299	-0.0349	-0.0539	-0.092	-0.1637
$\alpha e, ^\circ$	0	-1.4599	-3.3222	-5.9364	-9.6497	-15.0737	-23.6812
$\phi e, ^\circ$	9.9685	8.6818	7.6282	7.8138	9.0085	11.4338	15.886
$a0e, ^\circ$	6.1432	5.9786	5.8229	5.7885	5.8255	5.912	6.0342
$a1e, ^\circ$	0	1.1697	2.1526	3.2482	4.6554	6.6281	9.6334
$b1e, ^\circ$	0	0.5022	0.9725	1.436	1.9008	2.3701	2.8436
$\phi k, ^\circ$	12.293	10.9092	9.7637	9.929	11.1455	13.6219	18.1461
$\chi, ^\circ$	0	-1.778	-2.5165	-3.4816	-4.9052	-7.1166	-10.7838
$a1, ^\circ$	0	-1.5795	-1.7523	-2.1844	-3.0727	-4.721	-7.7853
$b1, ^\circ$	0	-0.1394	-0.2207	-0.3564	-0.6274	-1.1427	-2.1068
$u, ^\circ$	0	1.2893	0.5827	-0.5038	-1.9216	-3.7246	-6.2625
$\alpha, ^\circ$	0	1.2893	0.5827	-0.5038	-1.9216	-3.7246	-6.2625
λ	-0.055	-0.0376	-0.0213	-0.0169	-0.0198	-0.0294	-0.0485
V_t	0.055	0.0391	0.0226	0.0152	0.0114	0.0089	0.0071

Tabulka 4.6.3 – Výsledky výpočtu pro výšku 2000 m, MSA

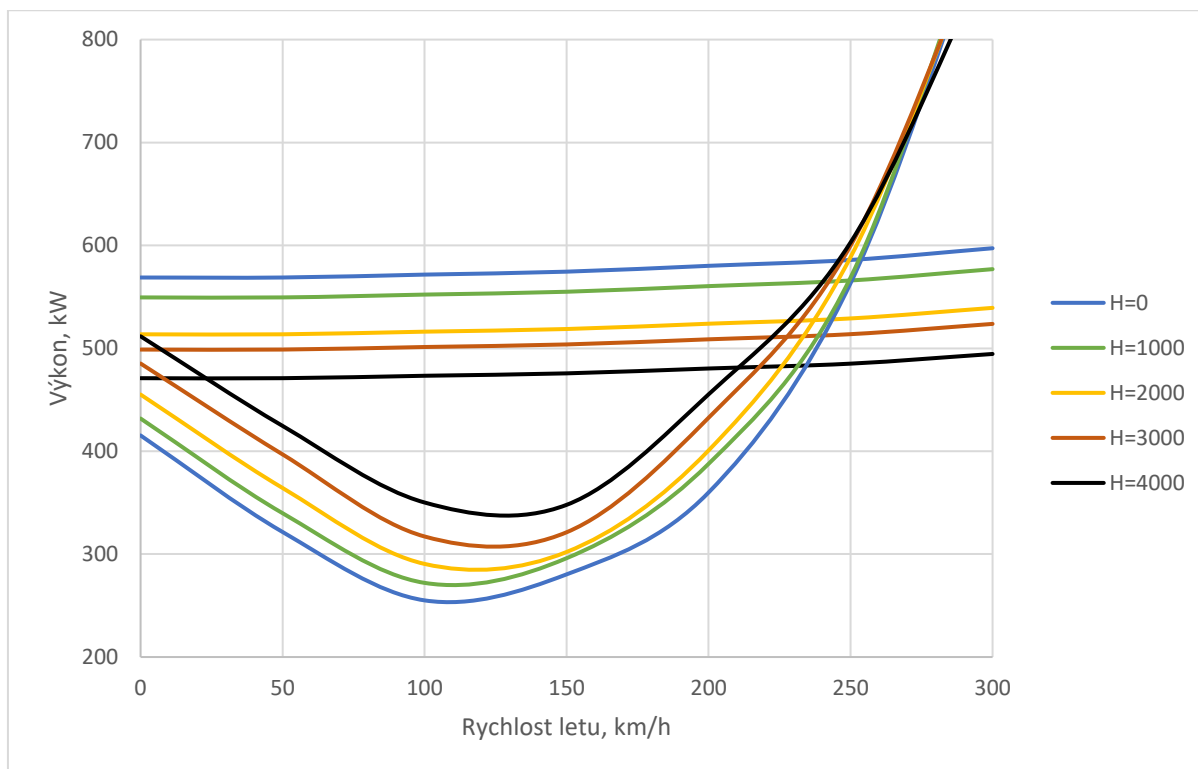
v.km/h	0	50	100	150	200	250	300
v. m/s	0	13.8889	27.7778	41.6667	55.5556	69.4444	83.3333
μ	0	0.0631	0.1263	0.1894	0.2525	0.3157	0.3788
λe	-0.0578	-0.0438	-0.0324	-0.0365	-0.0543	-0.0895	-0.1525
$\alpha e, ^\circ$	0	-1.5461	-3.425	-5.9716	-9.4887	-14.4549	-21.865
$\phi e, ^\circ$	10.7488	9.4896	8.363	8.4636	9.5391	11.7207	15.5404
$a0e, ^\circ$	6.1163	5.969	5.8174	5.7733	5.7907	5.8446	5.9127
$a1e, ^\circ$	0	1.2831	2.3663	3.5456	5.0107	6.9761	9.7806
$b1e, ^\circ$	0	0.5014	0.9716	1.4322	1.8895	2.3431	2.7863
$\phi k, ^\circ$	13.0574	11.7113	10.4953	10.5699	11.6555	13.869	17.7289
$\chi, ^\circ$	0	-1.831	-2.605	-3.5709	-4.9324	-6.9548	-10.1031
$a1, ^\circ$	0	-1.5752	-1.727	-2.0995	-2.8548	-4.2319	-6.68
$b1, ^\circ$	0	-0.1896	-0.3149	-0.4893	-0.7913	-1.315	-2.2137
$u, ^\circ$	0	1.3123	0.6683	-0.3265	-1.6233	-3.2468	-5.4044
$\alpha, ^\circ$	0	1.3123	0.6683	-0.3265	-1.6233	-3.2468	-5.4044
λ	-0.0578	-0.0407	-0.0234	-0.0179	-0.0197	-0.0278	-0.0437
V_t	0.0578	0.0421	0.0248	0.0168	0.0125	0.0099	0.0079

Tabulka 4.6.4 – Výsledky výpočtu pro výšku 3000 m, MSA

v.km/h	0	50	100	150	200	250	300
v. m/s	0	13.8889	27.7778	41.6667	55.5556	69.4444	83.3333
μ	0	0.0631	0.1263	0.1894	0.2525	0.3157	0.3788
λ_e	-0.0608	-0.0473	-0.0352	-0.0386	-0.0555	-0.0883	-0.1448
$\alpha_e.^\circ$	0	-1.6497	-3.567	-6.0732	-9.438	-14.0389	-20.5683
$\phi_e.^\circ$	11.633	10.4045	9.2098	9.2268	10.1953	12.1719	15.5117
$a0e.^\circ$	6.0897	5.9587	5.8123	5.7604	5.7615	5.7895	5.8186
$a1e.^\circ$	0	1.4124	2.6123	3.8915	5.4338	7.4222	10.1075
$b1e.^\circ$	0	0.5006	0.9708	1.429	1.88	2.321	2.742
$\phi_k.^\circ$	13.9259	12.6202	11.339	11.3254	12.2946	14.2876	17.6447
$\chi.^\circ$	0	-1.892	-2.7112	-3.6907	-5.0114	-6.8888	-9.6567
$a1.^\circ$	0	-1.5713	-1.7042	-2.0239	-2.6635	-3.8118	-5.7874
$b1.^\circ$	0	-0.2468	-0.4232	-0.6431	-0.9836	-1.5266	-2.3896
$u.^\circ$	0	1.3339	0.7495	-0.1577	-1.3406	-2.8049	-4.6734
$\alpha.^\circ$	0	1.3339	0.7495	-0.1577	-1.3406	-2.8049	-4.6734
λ	-0.0608	-0.044	-0.0257	-0.0191	-0.0198	-0.0264	-0.0397
V_t	0.0608	0.0455	0.0274	0.0185	0.0139	0.0109	0.0088

Tabulka 4.6.5 – Výsledky výpočtu pro výšku 4000 m, MSA

v.km/h	0	50	100	150	200	250	300
v. m/s	0	13.8889	27.7778	41.6667	55.5556	69.4444	83.3333
μ	0	0.0631	0.1263	0.1894	0.2525	0.3157	0.3788
λ_e	-0.0641	-0.051	-0.0384	-0.0412	-0.0572	-0.0883	-0.1402
$\alpha_e.^\circ$	0	-1.7699	-3.7481	-6.2434	-9.5023	-13.826	-19.712
$\phi_e.^\circ$	12.6097	11.4141	10.1591	10.0963	10.9722	12.7817	15.7576
$a0e.^\circ$	6.0641	5.9478	5.8077	5.7497	5.7378	5.7455	5.7467
$a1e.^\circ$	0	1.556	2.8881	4.2828	5.9212	7.9614	10.5927
$b1e.^\circ$	0	0.4997	0.97	1.4264	1.8722	2.3034	2.7081
$\phi_k.^\circ$	14.8876	13.6233	12.2856	12.1886	13.0575	14.8715	17.8482
$\chi.^\circ$	0	-1.9604	-2.834	-3.8399	-5.1415	-6.916	-9.4095
$a1.^\circ$	0	-1.5677	-1.6841	-1.9588	-2.5007	-3.4603	-5.0715
$b1.^\circ$	0	-0.3103	-0.5445	-0.8163	-1.2026	-1.7757	-2.6271
$u.^\circ$	0	1.3538	0.8242	-0.0019	-1.0805	-2.4053	-4.0484
$\alpha.^\circ$	0	1.3538	0.8242	-0.0019	-1.0805	-2.4053	-4.0484
λ	-0.0641	-0.0475	-0.0283	-0.0205	-0.0201	-0.0254	-0.0366
V_t	0.0641	0.049	0.0301	0.0205	0.0154	0.0121	0.0098



Obrázek 4.6.7 – Graf potřebných a využitelných výkonů v závislosti na výšce a rychlosti letu

Po zpracování hodnot jsou konečné hodnoty letových vlastností našeho vrtulníku uvedeny v následující tabulce. Obrázky 4.6.1 – 4.6.3 ukazují vyvazovací vlastností vrtulníku, které jsou dobré ohledně informací ve zdroji []. Taky jsou uvedené grafy spotřeby na obrazech 4.6.4-4.6.5 v závislosti na rychlosti letu. Obrázek 4.6.6 ukazuje grafy druhů výkonu pro výšku letu 0 m podle MSA, a obrázek 4.6.7 zobrazuje grafy potřebného a využitelného výkonu pro výšky 0-4000 m podle MSA. V tabulkách 4.6.1 – 4.6.5 jsou vypočtené hodnoty.

Tabulka 4.6.6 – Letové vlastnosti

Trvalost letu	4.75 hodiny
Dolet	647 km
Maximální stoupací rychlost při dopředném letu	12.5 m/s
Stoupací rychlost při $V=0$ km/h	8,5 m/s
Dostup praktický	5500 m
Dostup statický	3200 m
Cestovní rychlost	240 kmh
Ekonomická rychlost	120 kmh
Maximalni rychlost	260 kmh
Vne	297 kmh

5. Aerodynamický výpočet ocasního nosníku

5.1. Použití aerodynamických zařízení na ocasním nosníku vrtulníku

V této části práce se zvažuje možnost použití dodatečných aerodynamických zařízení na ocasním nosníku válcového průřezu vrtulníku. S jejich pomocí je možné dostat boční sílu, čímž lze zmenšit tahovou sílu vyrovnávajícího rotoru, a tím i výkon. Dále se budu zabývat odhadem účinnosti instalace kapotáže, aerodynamické desky – hřebene, a také turbulátorů na jedné ze stran ocasního nosníku. Při výpočtech byl použit software CFD a Matlab. Při projektování tuhých modelů byl použit CAD software.

Jednou z hlavních metod řešení problému vyrovnávání reakčního momentu u jednorotorových vrtulníků je použití ocasního rotoru. Existuje však řada případů, kdy může dojít k nedostatečnému tahu ocasního rotoru, což může způsobit krizovou situaci. Režim visení je z hlediska zatížení ocasního rotoru nejobtížnějším letovým režimem, jelikož během dopředného letu mohou dostupné vertikální ocasní plochy vrtulníku vytvořit další sílu, která bude působit proti reakčnímu točivému momentu.

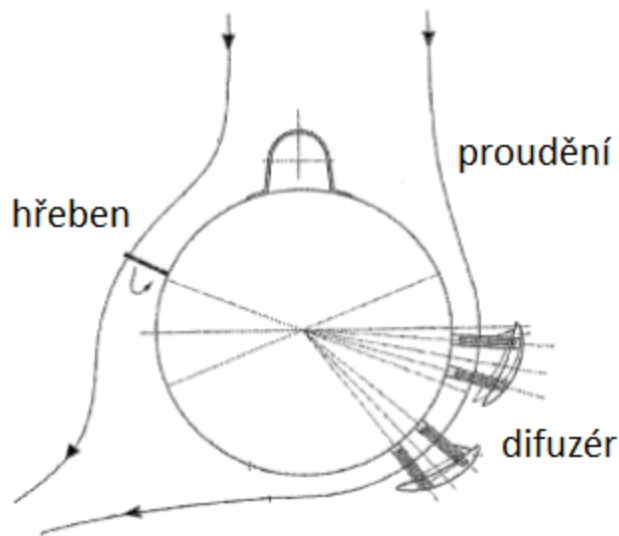
Myšlenka použití dalších aerodynamických zařízení, zejména desek, vznikla v důsledku skutečnosti, že při visení vrtulníku ocasní nosník je umístěn přímo v oblasti intenzivního indukovaného proudění z rotoru. Z čehož vyplývá, že použití tohoto proudu pro vytvoření další síly může trochu uvolnit ocasní rotor.

První zmínka o malé rezervě kontroly řízení ocasního rotoru a způsobech, jak vyřešit tento nedostatek, byla učiněna v roce 1975. V roce 1982, během vojenských operací na Falklandských ostrovech, havarovaly vrtulníky Westland Sea King kvůli větrným nárazům. Použití hřebene (obrázek 5.1.1) na ocasním nosníku tohoto vrtulníku vyřešilo tento problém. Hřeben způsobuje oddělení proudění a zabraňuje vytvoření velké vztlakové síly profilu ocasního nosníku. Současně malá (5–10 % charakteristická velikost paprsku) metalická deska umístěná na levé straně nosníku v blízkosti krytu hřídele způsobila oddělení proudění a snížila sílu působící doleva. [20]

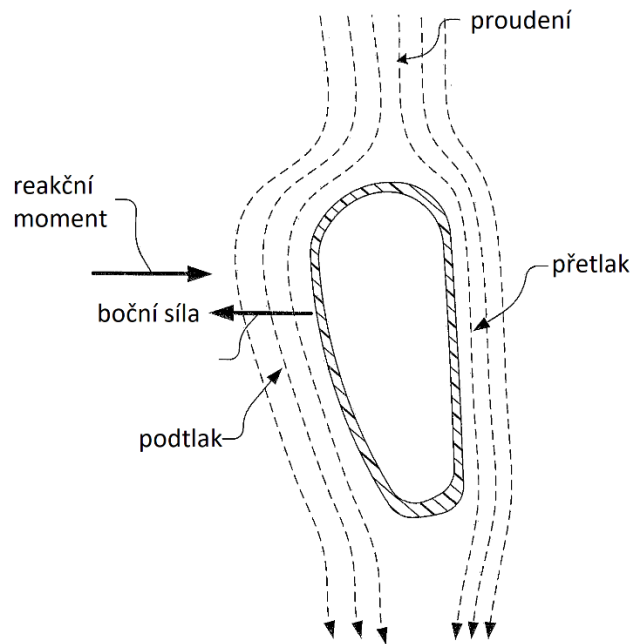


Obrázek 5.1.1 – Aerodynamický hřeben na vrtulníku EH-101

Existuje velký počet dříve navrhovaných řešení nedostatečnosti řízení rotoru pomocí instalace dalších zařízení na nosník vrtulníku. Kromě dalších difuzérů (obrázek 5.1.2) a ovládání dvou hřebenů na obou stranách ocasního ramene byl navržen i koncept pro změnu průřezu ocasního nosníku (obrázek 5.1.3). A je zcela pochopitelné, proč byla taková řešení navržena: koneckonců změnou indukovaného toku kolem ocasního nosníku je možné dosáhnout vzniku boční síly, jejíž velikost se bude lišit v závislosti na konfiguraci.



Obrázek 5.1.2 – Difuzér na ocasním nosníku



Obrázek 5.1.3 – Řez ocasního nosníku nestandardního tvaru

Jsou známy letové studie vlivu instalace aerodynamického hřebene na vlastnosti vrtulníků, které byly provedeny ve Spojených státech. Podle výzkumu Bell Helicopter Research od společnosti Boundary Layer Research (BLR) Inc. bylo zjištěno následující:

1) Vylepšení v oblasti ovládání pedálu až o 10 %, které umožnilo zvýšit statický dostup vrtulníků dříve omezeného z důvodu nedostatečného rozpětí řízení ve stoupání vyrovnávacího rotoru a zároveň umožnilo zvýšit užitečný naklad na výšce visení a rychlost stoupání (například vrtulník UH-1 s aerodynamickými hřebeny zvýšila rychlost stoupání na 1,5 m/s).

2) Zlepšení stability vrtulníku v režimu visení. Podle zpráv NASA je práce pilota na stabilizaci helikoptéry snížena asi o 50 %. K tomuto poklesu dochází jak v amplitudě, tak ve frekvenci. Důsledkem toho je snížení únavového poškození ocasního nosníku a snížení únavového poškození SOP.

3) Snížení nákladů na údržbu a prodloužení životnosti. Životnost kloubů hlavy vyrovnávacího rotoru, elementů řídicího systému, jakož i prvků souvisejících se systémem vyrovnávání momentu se výrazně zvyšuje (náklady na náhradní díly se snižují).

4) Zvýšené směrové řízení: zvýšená směrová stabilita stroje. Podle zkoušek vrtulníku UH-1H se její boční odpor větru zvýšil nejméně o 85 % a zároveň se zlepšil rozsah bezpečných úhlů vybočení.

5) Vylepšený výkon cestovního režimu letu: snížená spotřeba paliva. Výzkum VN-212 ukázal pokles krouticího momentu o 4 % při rychlosti 100 km/h a o 2 % při rychlosti 200 km/h.

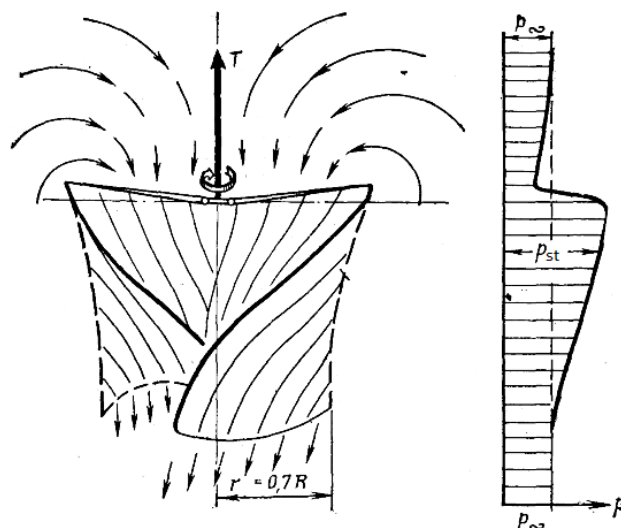
5.2. Indukované rychlosti

Byl vytvořen soubor pro výpočty v prostředí Matlab, kde byla zadána všechna data a charakteristiky projektovaného vrtulníku. Data jsou převzata podle pana Bravermana [21].

Ve výpočtech předpokládáme, že vrtulník v režimu visení má maximální vzletovou hmotnost. Podmínky prostředí: MSA na hladině moře, úhlové rychlosti vrtulníku jsou nulové.

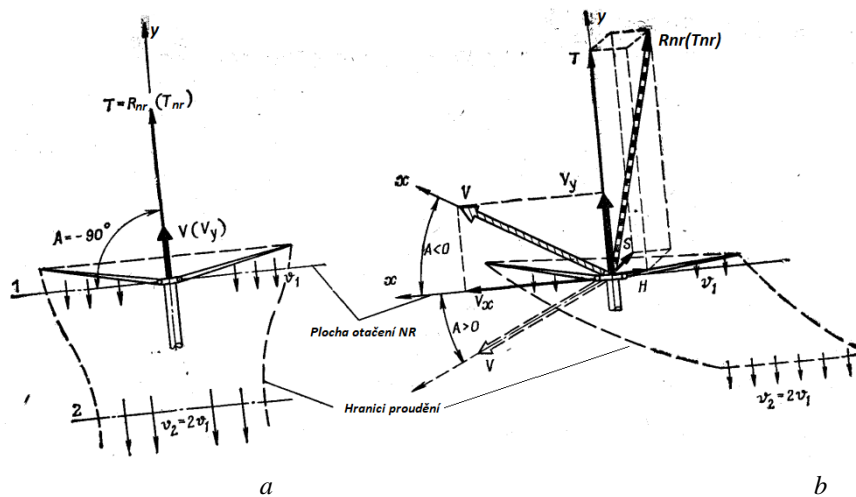
Pro nalezení průměrné indukční rychlosti je nutný součinitel tahu rotoru C_T .

Pokud je bezvětří a zároveň nejsou jiné působení na letadlo ze strany pilota, bude nosný rotor (NR) v režimu osového proudění – parametr μ (charakteristika provozního režimu NR) je nulový. V režimu osového proudění je vektor rychlosti letu vrtulníku nasměrován podél rotační osy rotoru (proudění vzduchu běží na rotor rovnoběžně s osou jeho otáčení), tj. úhel náběhu NR je 90° . V závislosti na velikosti a směru vertikální rychlosti letu vrtulníku (visení, stoupání nebo klesání) se získají různé režimy osového proudění. Tyto režimy zahrnují všechny případy pohybu vrtulníku podél svislé a jim blízké trajektorie bez větru.



Obrázek 5.2.1 – Pohyb proudění za rotorem a změna jeho středního tlaku při fungování v režimu visení

Vzduch je nasáván do rotoru ze všech stran (obrázek 5.2.1), což zrychluje jeho pohyb, když se přibližuje k ploše nosného rotoru. Vrtule dodává vzduchu další zrychlení (indukovaná rychlost) – směruje ho dolů a otáčí proudem. Indukovaná rychlost, kterou vzduch získává v rovině otáčení rotoru, je rychlost nasávání. Jeho průměrná hodnota je označena v_1 . V důsledku nasávacího účinku je tlak vzduchu před rotorem mírně snížen. Vrtule dodává vzduchu další energii a jeho tlak při průchodu rovinou otáčení listů se výrazně zvyšuje. Proudění za rotorem se zužuje a ve vzdálenosti od povrchu otáčení (cca $R \div 2R$) má válcový tvar s poloměrem $r \approx 0,7 R$. Tlak vzduchu v proudě klesá se vzdáleností od vrtule a indukovaná rychlost se zvyšuje a dosahuje maximální hodnoty ve válcové části. Průměrná hodnota indukované rychlosti v sekci 2-2 (obrázek 5.2.2a) se nazývá rychlost odmítnutí v_2 .



Obrázek 5.2.2 – Síly a proudění, a – při visení, b – při dopředném letu

Při dopředném letu (šikmé proudění) rotující rotor pohybující se rychlostí V také dává vzduchu dodatečnou energii a zanechává proud vzduchu šikmo za ním. Průměrné indukované rychlosti se značí v_1 a v_2 . Druh osového toku kolem NR je osově symetrický. Výsledkem všech aerodynamických sil vznikajících na listech je výsledná aerodynamická síla N_R R_{NR} (T_{NR}), která má směr shodný s osou otáčení NR. Tah NR je $T = R_{NR}$. U dopředného letu již není proudění osově symetrické. Při působení rychlosti V_{xNR} se objevuje podélná síla H (podobná odporu), navíc se v důsledku bočního vychýlení proudu vzduchu vznikajícího při víření objevuje také boční síla S . V důsledku toho se výsledná aerodynamická síla NR odchyluje dozadu a do strany od osy hřídele vrtule (obrázek 5.2.2b). Úhel odchylky je malý, řádově několik stupňů, takže tah NR T je téměř stejný jako síla R_{NR} .

Během šikmého proudění kolem vrtulníku se vektor rychlosti V nekryje s osou rotace NR (tok neběží na rotor kolmo k rovině rotace, ale šikmo) a vrtule funguje pod úhlem náběhu, který není 90° . Když NR visí v přítomnosti větru jedná se o případ šikmého proudění. Pohyb vrtule se skládá z pohybu podél osy rotace rychlostí V_{yNR} a pohybu v rovině rotace rychlostí V_{xNR} .

Z literatury víme, že ztráty na proudění trupu jsou přibližně 3 %. Pro předběžný návrh budeme počítat s tím, že ve skutečnosti tyto ztráty budou menší, jelikož tato hodnota je určena pro starší typy vrtulníku. Ve své práci je navrhován vrtulník s moderním tvarem trupu.

Proto počítáme součinitel tahu pro visení z předpokladu, že

$$1,03T = mg$$

$$T = C_T \frac{\rho}{2} \pi R^4 \omega^2$$

Odkud máme součinitel tahu $C_T = 0,0104$.

Střední relativní indukovaná rychlost se vypočítá

$$\overline{v}_{lb} = \frac{\sqrt{C_t}}{2B}$$

kde $B=0,96$ je efektivní relativní poloměr. Po znásobení obvodovou rychlost $\omega R=220$ m/s dostaneme:

$$v_{1b} = 11,7 \text{ m/s}$$

Předchozí studie [22] ukázaly, že skutečné zákony rozdělení rychlostí na rotoru lze popsat poměrně úzkou třídou funkcí. Tak byla získána závislost typu

$$\gamma(\bar{r}) = \bar{c}\bar{r}^2(\bar{r} - \bar{r}^2 - \bar{r}^4),$$

$$\bar{c} = \frac{\bar{c}}{v_{1B}} = 1.989(-\tilde{V} \cos(\alpha_c + \delta) + \sqrt{\tilde{V}^2 \cos^2(\alpha_c + \delta) + 4.827}),$$

kde

$$\tilde{V} = \frac{\bar{V}}{v_{1b}} = \frac{V/\omega R}{v_{1b}} = 0$$

Indukovaná rychlost v_i přímo pod plochou rotoru

$$v_i = \frac{\gamma(\bar{r})}{2}.$$

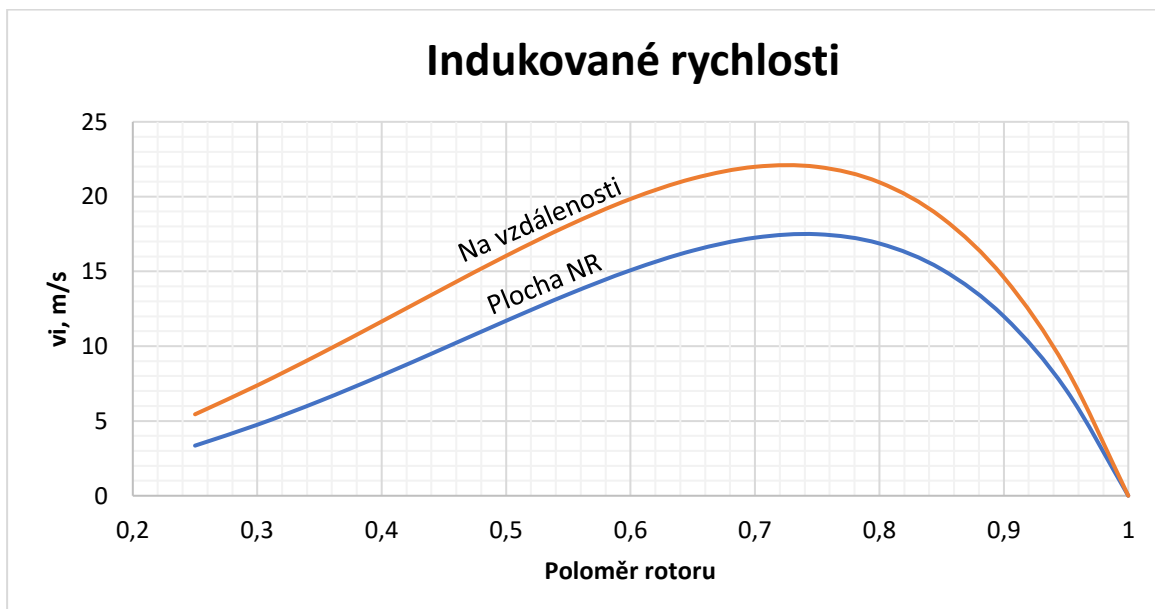
Indukovaná rychlost v libovolném bodě

$$v' = \gamma/4\pi [4\pi - \Sigma_0]$$

kde Σ_0 – prostorový úhel [23]:

$$\Sigma_0 = 2\pi \left[1 - \frac{z/R}{\sqrt{1 + (z/R)^2}} \right],$$

kde $z = 1,7$ m je vzdálenost od plochy NR do horního bodu ocasního nosníku. Výsledky jsou na obrázku 5.2.3.



Obrázek 5.2.3 – Indukované rychlosti

5.3. Verifikace softwaru

Před výpočtem je nutné software ověřit, tzn. je nezbytné prokázat soulad výsledků výpočtů provedených v softwarovém balíčku s výsledky získanými experimentálními metodami. Před provedením výpočtů ve 2D nastavení provedeme řadu výpočtů pomocí válce k určení koeficientu odporu tohoto válce pro různá Reynoldsova čísla. Potom porovnáme získané hodnoty s výsledky získanými z [24].

Tabulka 5.3.1 ukazuje velikostní parametry modelů použitých pro ověření, jakož i rychlost toku V a získaná Reynoldsova čísla Re . Tabulka také ukazuje hodnoty hustoty ρ , tloušťky desky t , plochy průřezu s , odporové síly D získané v programu CFD a součinitele odporu C_D . Pro všechny výpočty byla použita jedna kinematická viskozita ν . Níže jsou uvedené vzorce, podle kterých byly stanoveny parametry V a C_D :

$$V = \frac{Re \cdot \nu}{D},$$

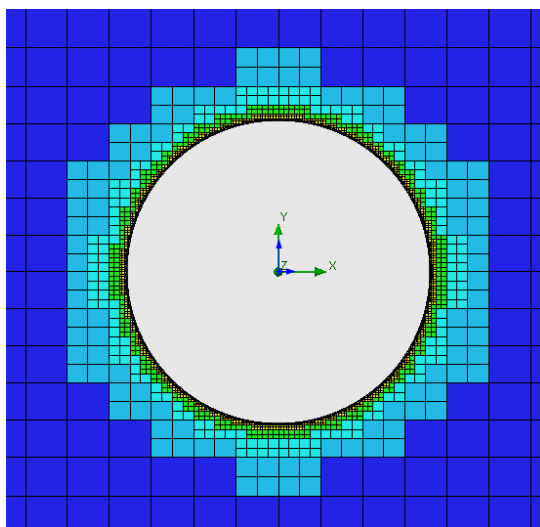
$$C_D = \frac{D}{\frac{\rho V^2}{2} s}$$

Tabulka 5.3.1– Parametry výpočtů

Re	ν , m ² /s	D, m	V, m/s	ρ , kg/m ³	t, m	s, m ²	D, N	C_D
1	0.0000145	0.01	0.00145	1.225	0.002	0.00002	3.02	11.72559
1000			1.45		0.002	0.00002	2.2	0.854182
10000			14.5		0.2	0.002	0.003	1.164794
100000		1	1.45		0.2	0.2	0.181	0.702759
1000000			14.5		0.2	0.2	9.48	0.368075

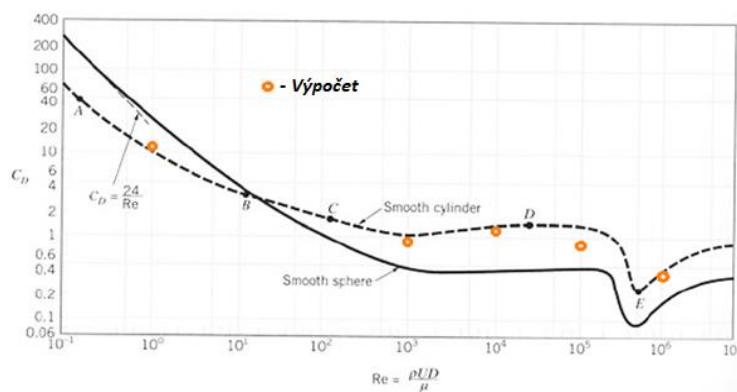
Před vytvořením výpočetní sítě je nutné vytvořit základní síť, viz obrázek 5.2.4. Při vytváření sítě byla brána v potaz doporučení uvedená v [7].

Poté uděláme adaptaci sítě, na základě čehož získáme finální síť.



Obrázek 5.3.1 – Výpočetní síť

Při řešení problému proudění kolem válce v určitém rozsahu Reynoldsových čísel – Re - (z praxe od 47 do 105) se objeví vírová stezka, která se také nazývá Kármánova vírová stezka (na počest Theodora Karmana). Jedná se o řadu vírů, které existují, když válcové těleso (nebo jiné lineárně protáhlé špatně obtékatelné profily) je v proudění kapaliny nebo plynu s podélnou osou kolmou ke směru pohybu. Výsledkem je obrázek 5.3.2, a dá se říct jistě, že podle získaného grafu jsou výsledky spolehlivé a vybraný typ sítě bude dále používán při řešení ve 2D variantě. Podobný výsledek získali i vývojáři softwaru FloEFD.

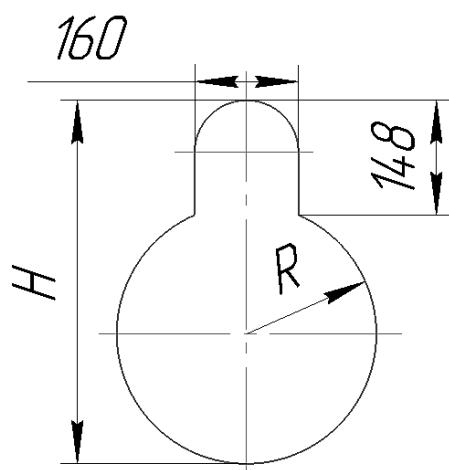


Obrázek 5.3.2 – Srovnávání výsledku výpočtů a experimentů

5.4. Poloha hřebenu

Po zkontrolování metody výpočtu začneme hledat polohu instalace hřebenu. Rozsah instalace je $0.5R - 0.9R$ vzhledem k nosnému rotoru. První řez ve vzdálenosti $0.5R$ se nachází v kořenové části ocasního nosníku a poslední řez se nachází v poloze $0.9R$ v blízkosti VOP. Ještě bude udělán výpočet pro polohu $0.7R$, protože se předpokládá, že je to místo největších indukovaných rychlostí, a také je to centrální poloha rozsahu.

Klasický ocasní nosník s krytem pro hřídel ocasního rotoru, nebo v našem případě fenestron, má řez uvedený na obrázku 5.4.1, kde jsou uvedeny také základní geometrické parametry krytu, které jsou konstantní. Výška řezu H a poloměr okrouhlé části R jsou pro dané řezy uvedeny v tabulce 5.4.1 níže. Reynoldsova čísla uvedená v tabulce 5.4.1 odpovídají rozsahu, který jsme kontrolovali pro válec.

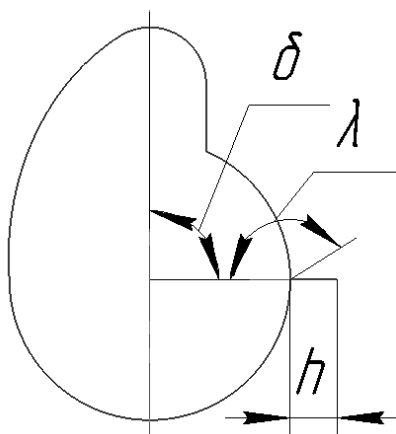


Obrázek 5.4.1 – Rozměry řezu ocasního nosníku [mm]

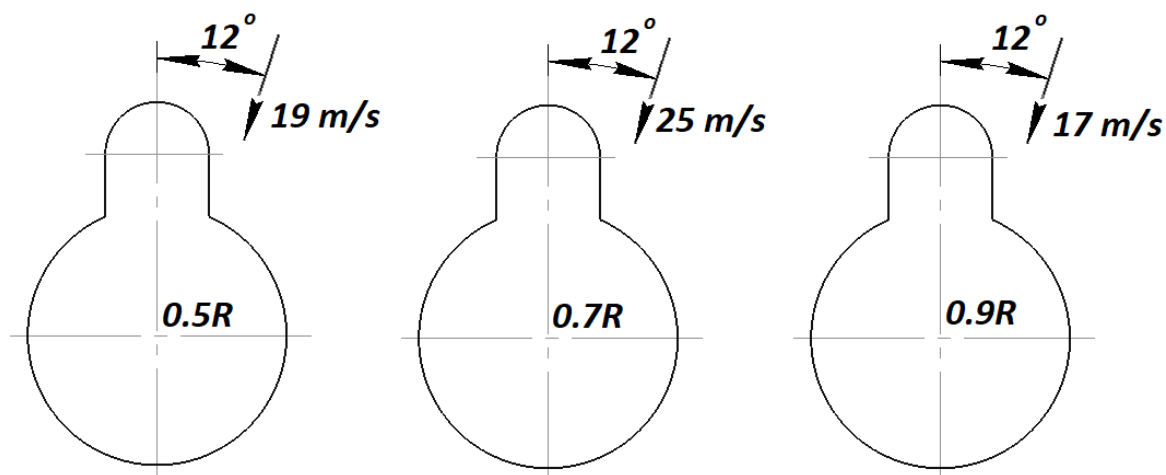
Tabulka 5.4.1 – Parametry řezů

Řez	0.5R	0.7R	0.9R
Poloměr R, mm	275	240	203
Výška H, mm	696	671	555
Číslo Re	$0,9 \cdot 10^6$	$1,2 \cdot 10^6$	$0,9 \cdot 10^6$

Nejvíce nás zajímá modifikovaný řez ocasního nosníku, který je zobrazený na obrázku 5.4.2. Daný řez se vyznačuje třemi hlavními geometrickými parametry. První je úhlová poloha δ vzhledem k centru okrouhlé části nosníku. Úhel λ nás nebude zajímat, protože z hlediska optimálního proudění bude vždy tento úhel roven 180° . Ještě nás zajímá délka hřebenu h , což lze nazvat i výškou hřebenu. Křít je vytvořen jako oblouk, který je tečný k okrouhlé části křítu hřídle a nosníku. Na obrázku 5.4.3 jsou uvedeny rychlosti pro každý řez, úhel 12° je vzatý ze zdroje [22].

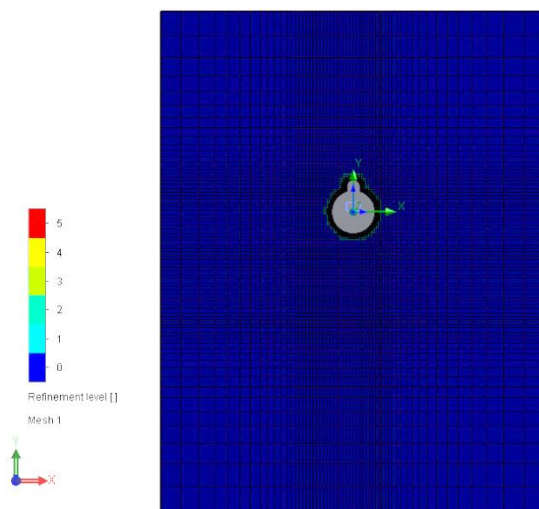


Obrázek 5.4.2 – Modifikovaný řez.

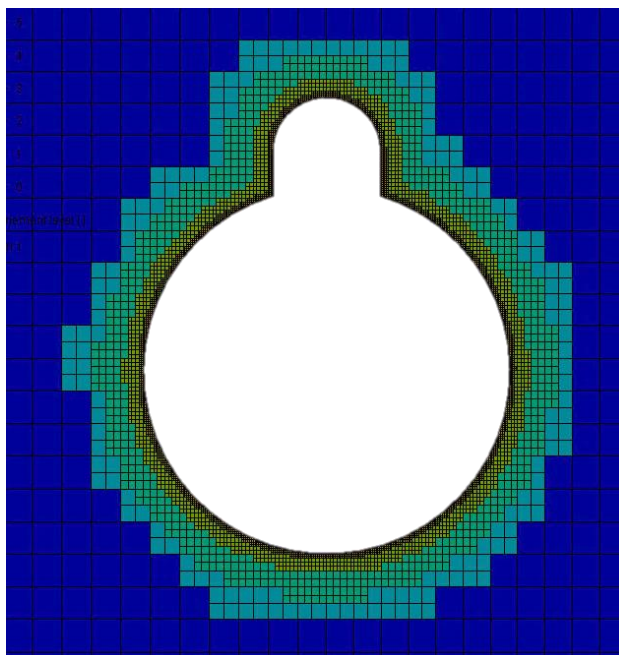


Obrázek 5.4.3 – Rychlost proudění

Při provádění výpočtů metodou CFD je třeba věnovat zvláštní pozornost konstrukci výpočetní sítě. Podle [24] propojíme výpočetní doménu s dimenzemi výpočetního modelu. Získáme tak výpočtovou plochu o šířce 5 metrů a výšce 5,5 metru a tloušťku rovnou 8 mm, abychom eliminovali nepřesnosti při určování integrálních aerodynamických charakteristik díky velmi tenké výpočetní ploše (obrázek 5.4.4 a 5.4.5).



Obrázek 5.4.4 – Výpočetní síť



Obrázek 5.4.5 – Výpočetní síť (zvětšení obrázku 11)

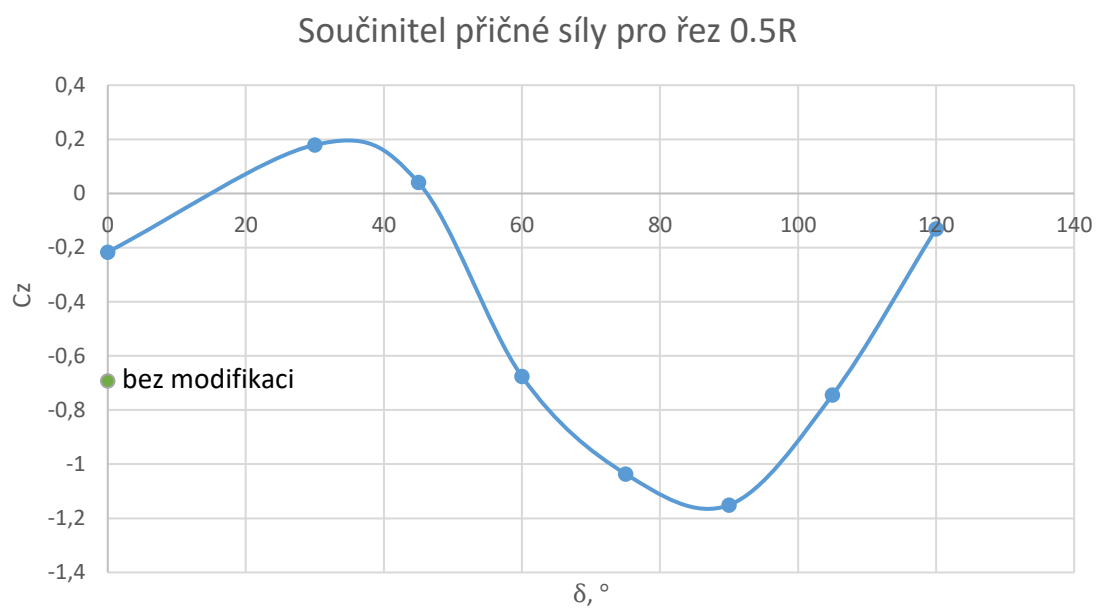
Pak si musíte zvolit cíle výpočtu – parametry, jejichž konvergence hodnot bude sledována softwarovým balíčkem.

Dříve bylo při nastavování sítě zjištěno, že při řešení problémů v rovině, která je ekvivalentní typu vypočtené oblasti 2D simulace se sítí o rozsahu 400 000 buněk je vyřešena během 70 minut na počítači s čtyřjádrovým procesorem AMD Ryzen 5-2500, zatímco zabírá méně než 2 GB RAM. Při redukci výpočetní sítě na 250 000 buněk je úloha vyřešena za méně než 45 minut a výsledek je téměř totožný. Při dalších výpočtech je využita redukovaná síť, která zjevně zrychluje pracovní proces a v omezených časových podmínkách umožňuje provedení dalších výpočtů. Po vytvoření výpočetní sítě zahájíme řešení úlohy.

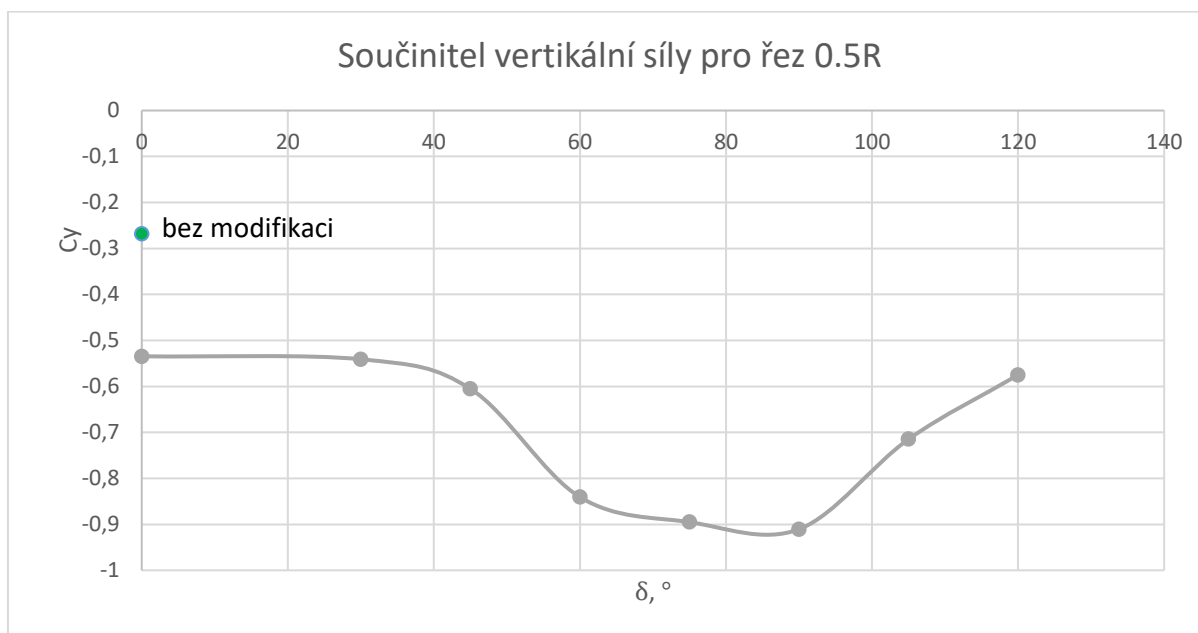
Program automaticky upraví oblast zvětšení počtu buněk v závislosti na úhlu náběhu. Tok tedy směřoval pod určitým úhlem z pravé strany.

Řez 0.5R

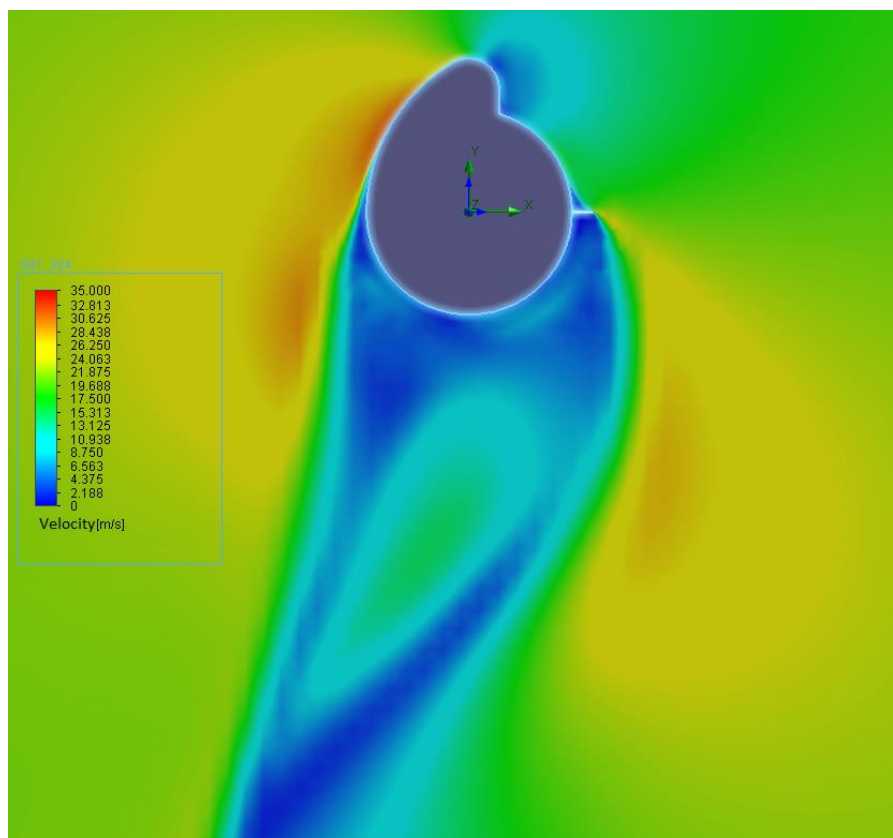
Výsledky výpočtů jsou zobrazeny na obrázcích 5.4.6 – 5.4.8. Obrázek 5.4.6 ukazuje výsledky součinitelů příčné síly C_z . Obrázek 5.4.7 ukazuje závislost koeficientu vertikální síly C_y . Na obrázku 5.4.8 je zobrazeno proudění.



Obrázek 5.4.6 – Závislost součinitele příčné síly na úhlové poloze hřebenu



Obrázek 5.4.7 – Závislost součinitele vertikální síly na úhlové poloze hřebenu

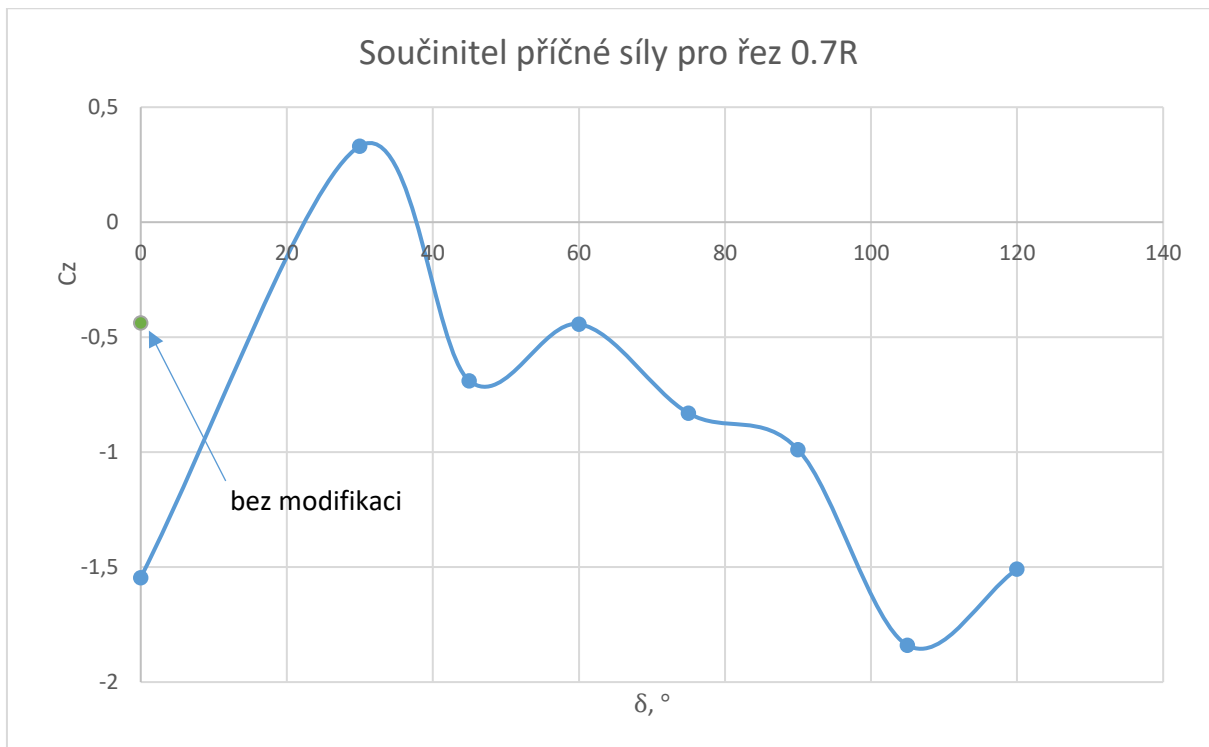


Obrázek 5.4.8 – Zobrazení proudění řezu 0.5R

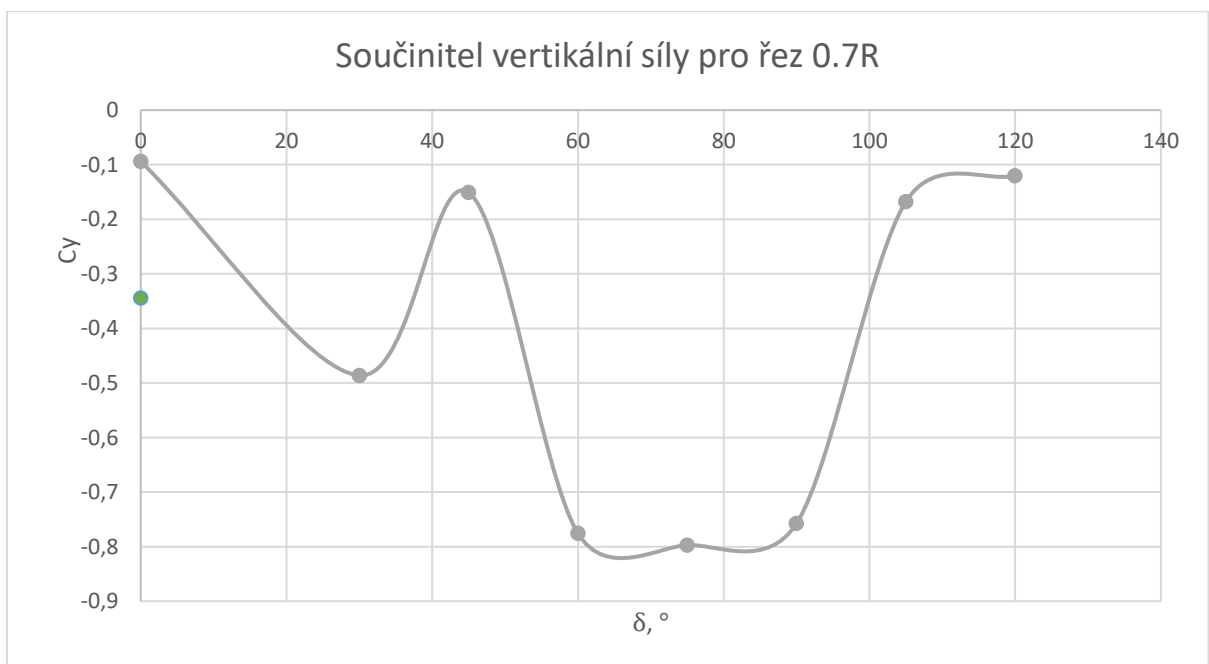
Na základě výsledků grafu na obrázku 5.4.6, pro řez 0.5R vezmeme úhel nastavení hřebenu rovný 90 stupňům.

Řez 0.7R

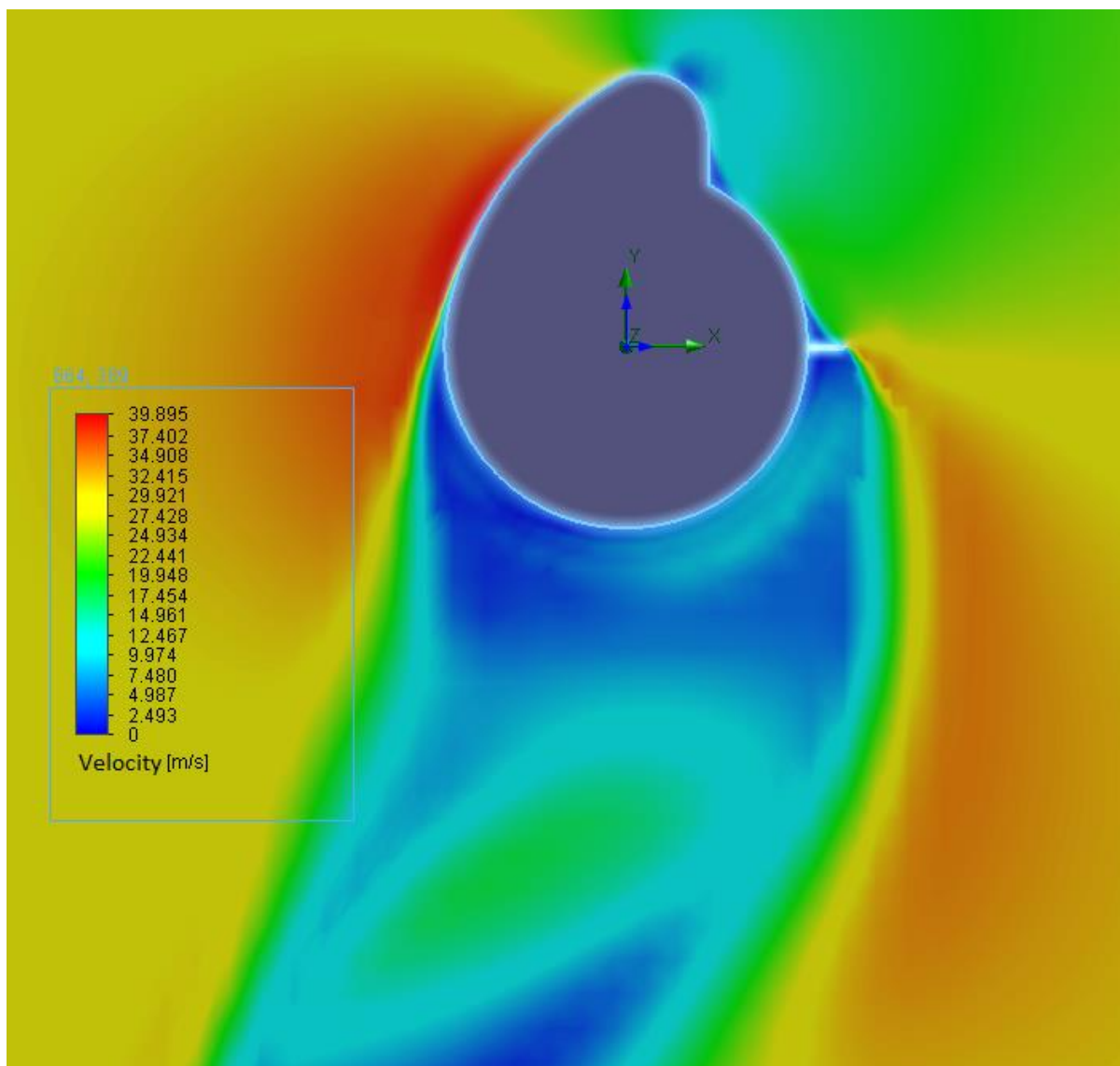
Výsledky výpočtů jsou zobrazeny na obrázcích 5.4.9 a 5.4.10. Obrázek 5.4.9 ukazuje výsledky součinitelů příčné síly C_z . Obrázek 5.4.10 ukazuje závislost koeficientu vertikální síly C_y . Na obrázku 5.4.11 je zobrazeno proudění.



Obrázek 5.4.9 – Závislost součinitele příčné síly na úhlové poloze hřebenu



Obrázek 5.4.10 – Závislost součinitele vertikální síly na úhlové poloze hřebenu

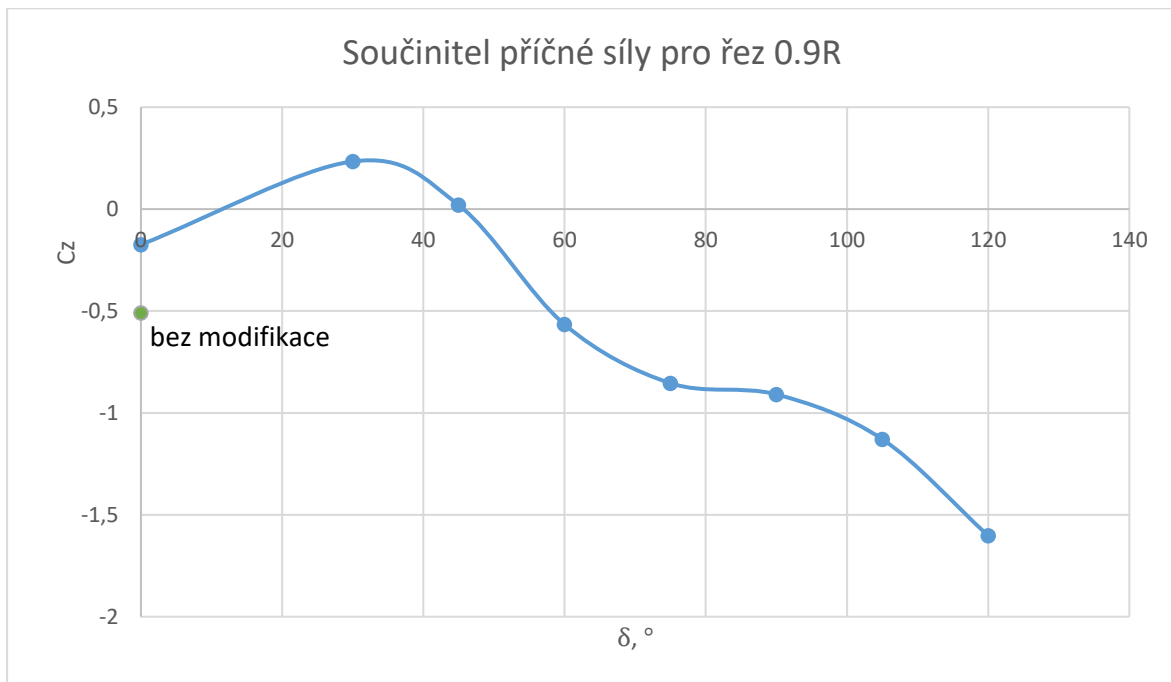


Obrázek 5.4.11 – Proudění, řez 0.7R

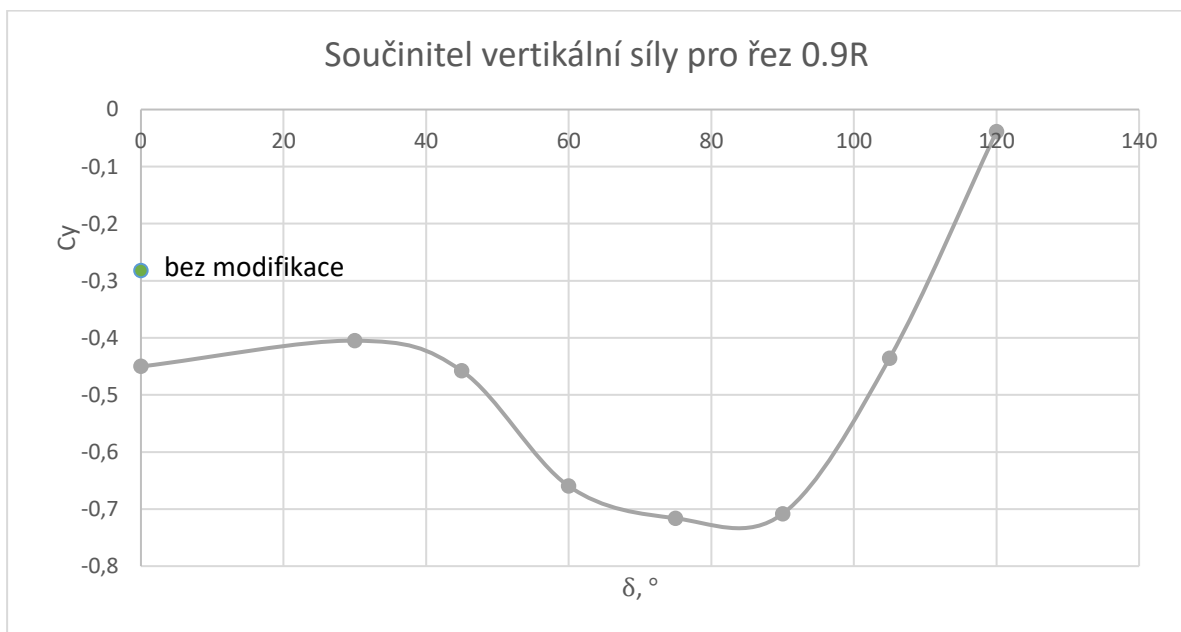
Podle obrázku 5.4.9 je vidět, že nejvýhodnější úhel pro řez 0.7R je 105° .

Řez 0.9R

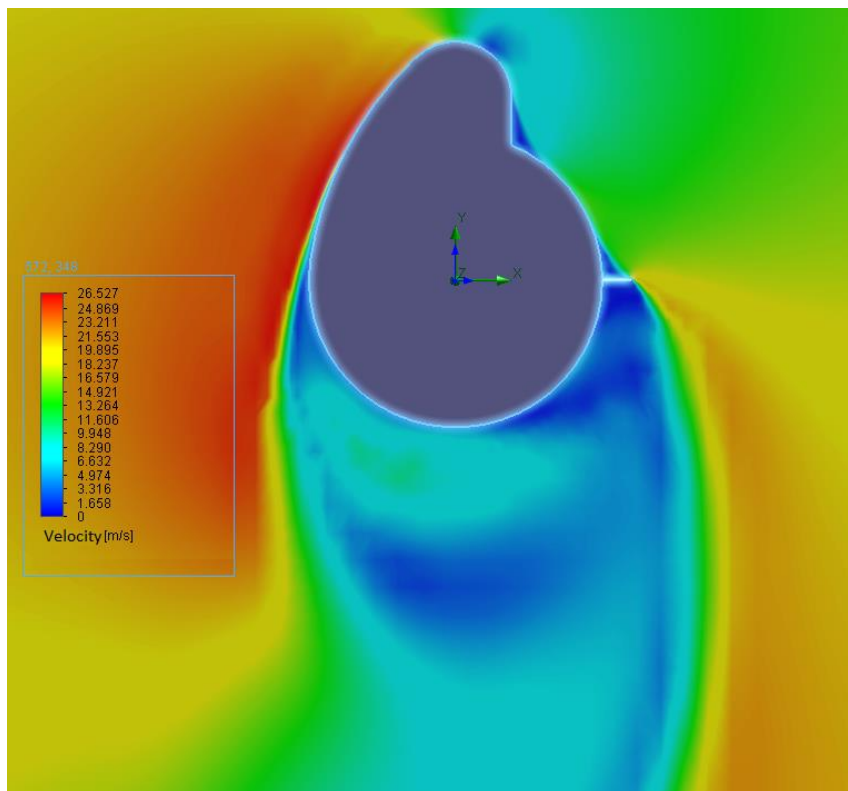
Výsledky výpočtů jsou zobrazeny na obrázcích 5.4.12 a 5.4.13. Obrázek 5.4.12 ukazuje výsledky součinitelů příčné síly C_z . Obrázek 5.4.13 ukazuje závislost koeficientu vertikální síly C_y . Na obrázku 5.4.14 je zobrazeno proudění v poloze 90 stupňů, a na obrázku 5.4.15 pro 120 stupňů.



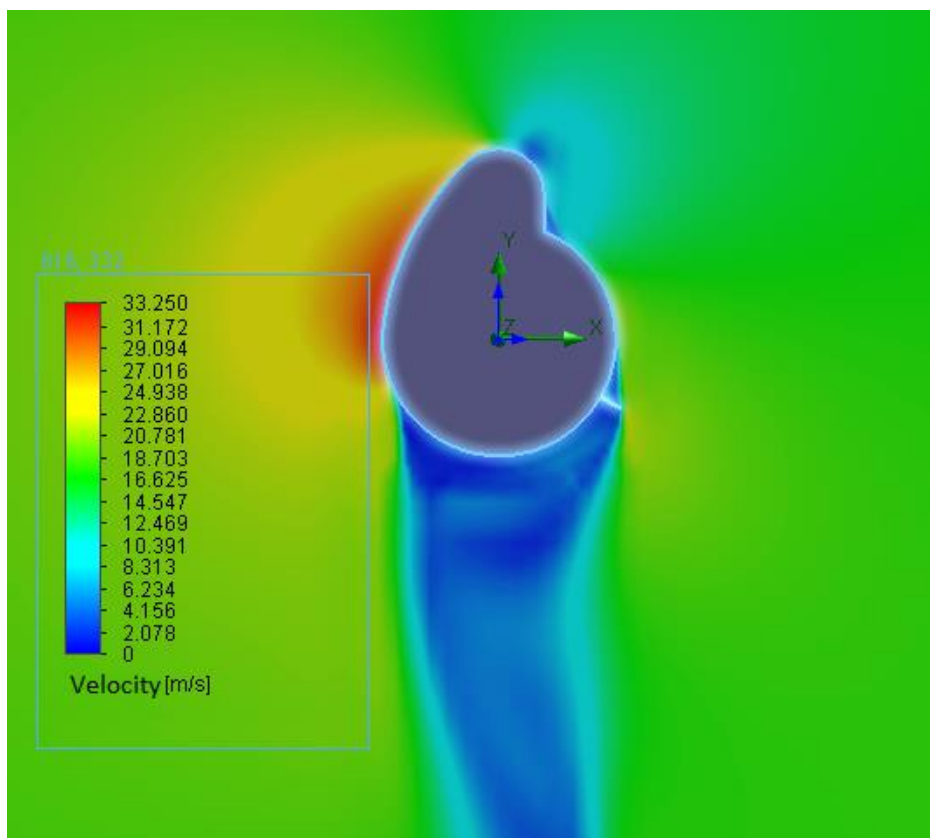
Obrázek 5.4.12 – Závislost součinitele příčné síly na úhlové poloze hřebenu



Obrázek 5.4.13 – Závislost součinitele vertikální síly na úhlové poloze hřebenu



Obrázek 5.4.14 – Proudění, řez 0.9R, poloha 90°



Obrázek 5.4.15 – Proudění, řez 0.9R, poloha 120°

Jak je vědět z výsledků na obrázku 5.4.12 nejvýhodnější úhel je 120 stupňů. Proto v poloze ocasního nosníku 0.9R budeme používat tento úhel.

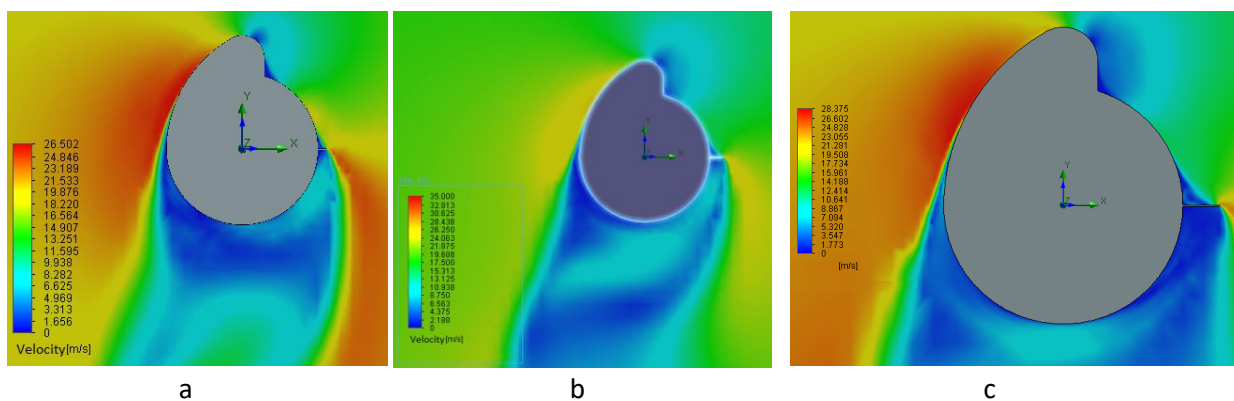
5.5. Výpočet výšky hřebenu

V literatuře není jasně napsaná doporučení ohledně výšky hřebene. A obecně pro taková dodatečná aerodynamická zařízení a povrchy není výška specifikována (například Gurneyova klapka, Gurney – flap v angličtině). V literatuře jsou tedy výšky hřebenů nalezeny od 5 do 10%, nebo až 16 %, a při velkých hodnotách výšek je již pozorováno porušení charakteristik [25].

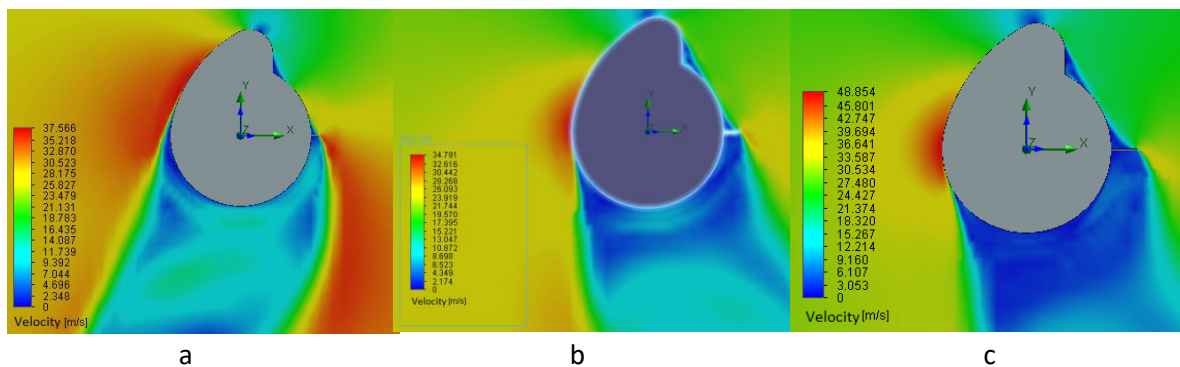
Na základě zdroje [25], kde bylo při testování ocasního nosníku vrtulníku Mi-8 zjištěno, že výška více než 16 % je neúčinná, omezíme výpočet výšky v rozmezí od 5 % do 15 % relativně k průměru dané sekce.

Obrázky 5.5.1-5.5.3 ukazují srovnání toků kolem tří různých sekcí.

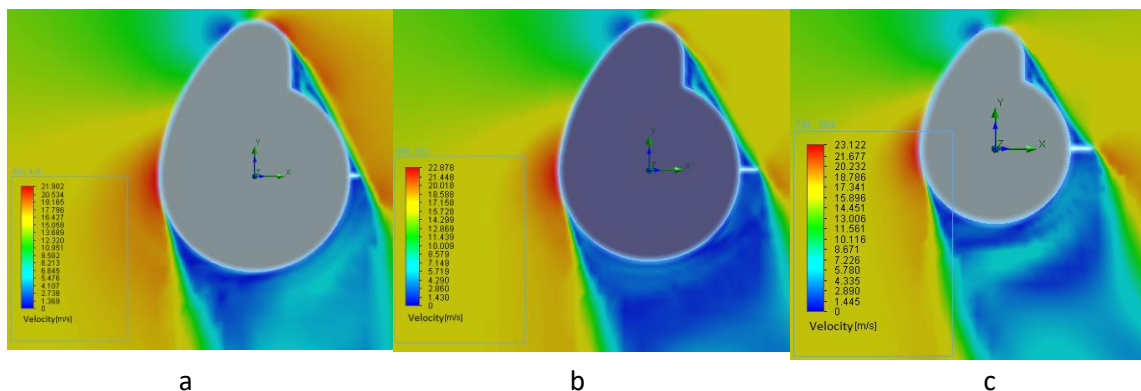
Obrázky 5.5.4-5.5.6 níže ukazují grafy závislostí koeficientů C_y a C_z v závislosti na výšce aerodynamického hřebene v procentech k průměru průřezu.



Obrázek 5.5.1 – Proudění řezu 0.5R při různých výškách hřebenu: a – 5%, b – 10%, c – 15%

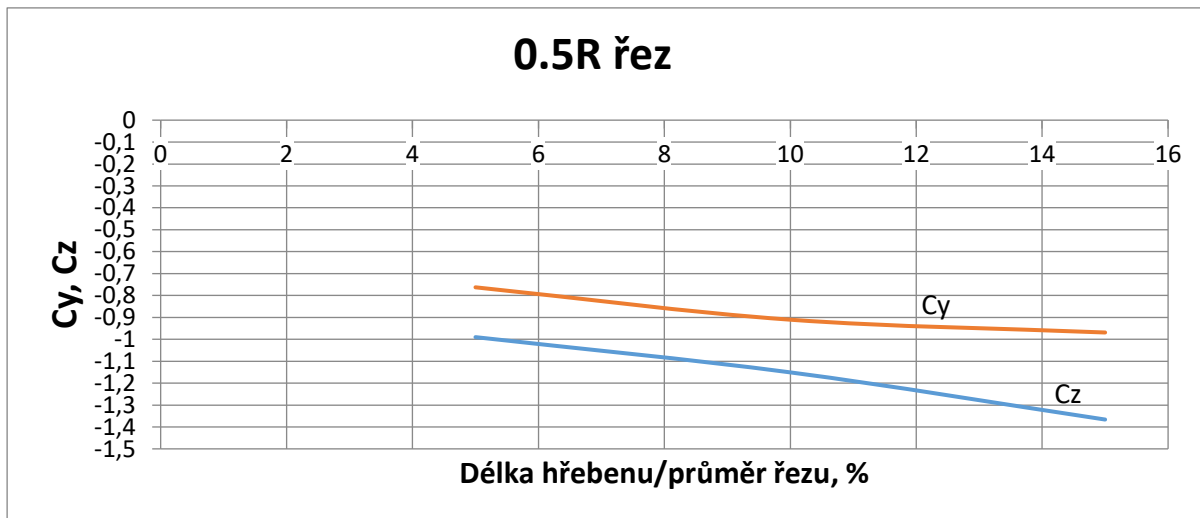


Obrázek 5.5.2 – Proudění řezu 0.7R při různých výškách hřebenu: a – 5%, b – 10%, c – 15%

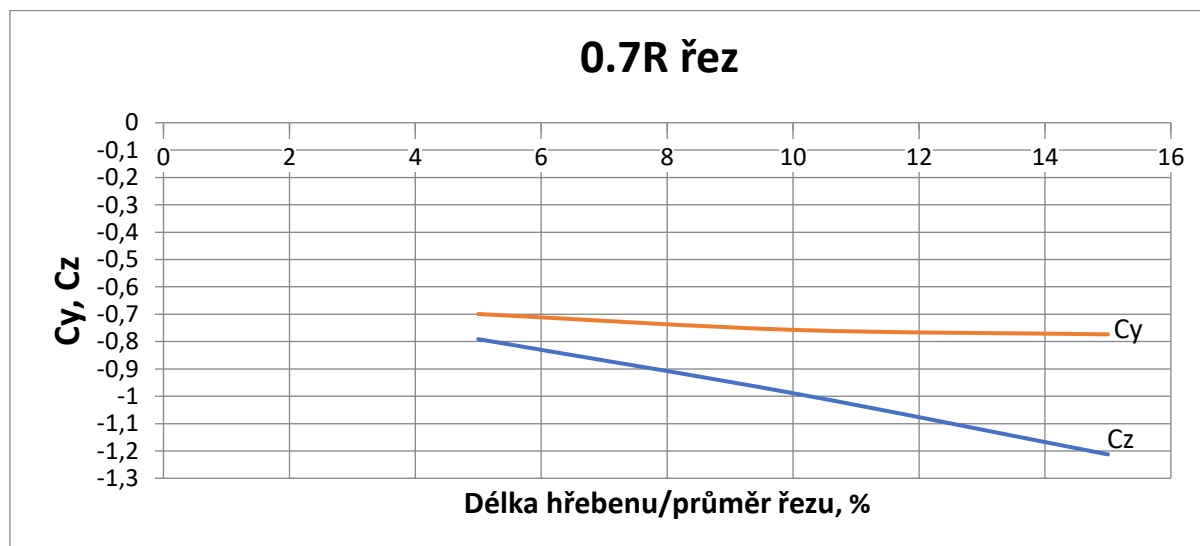


Obrázek 5.5.3 – Proudění řezu 0.9R při různých výškách hřebenu: a – 5%, b – 10%, c – 15%

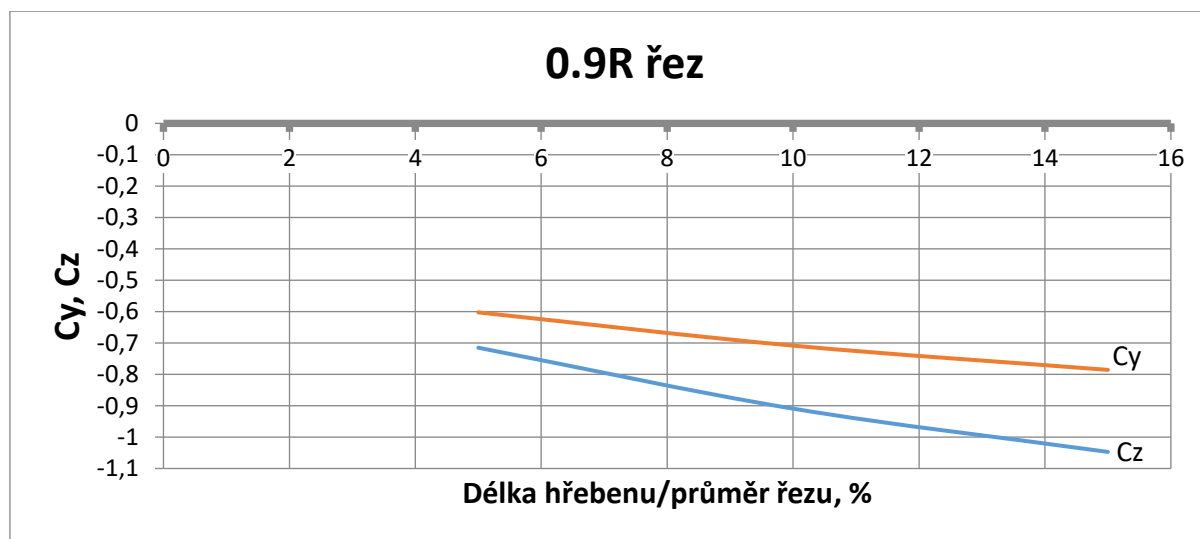
Výsledky z grafů na obrázcích 5.5.4-5.5.6 ukazují, že nejvýhodnější výškou je výška v 15% od průměru řezu ocasního nosníku, ale s tím i zvyšujeme odporovou charakteristiku při obtékání nosníku proudem od vrtule.



Obrázek 5.5.4 – Závislost aerodynamických součinitelů na délce hřebenu



Obrázek 5.5.5 – Závislost aerodynamických součinitelů na délce hřebenu



Obrázek 5.5.6 – Závislost aerodynamických součinitelů na délce hřebenu

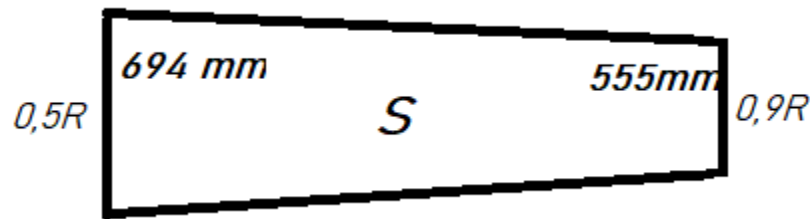
5.6. Výpočet výhody

Z poláry nosného rotoru najdeme součinitel momentu $m_k=0,001$. Je známé rameno fenestronu relativně k ose otáčení NR, $L_f = 5,9$ m.

Vypočteme tah na fenestronu při visení pro známý moment M_{nr} nosného rotoru s poloměrem $R = 5,2$ m:

$$T_f = \frac{M_{nr}}{L_f} = \frac{0,5m_k\pi R^3(\omega R)^2}{L_f} = 1810,9 \text{ N}$$

Střední hodnota součinitele příčné síly C_z ocasního nosníku je 0,9 pro případ, že výška hřebenu je 15% od průměru ocasního nosníku a úhel instalaci je 90° .



Obrázek 5.6.1 – Plocha

Plocha řezu ocasního nosníku je $S = 1,3$ m² (obrázek 5.6.1). Odkud ze známého vzorce pro určení aerodynamické síly najdeme příčnou sílu při střední hodnotě indukované rychlosti $V_{ind}=20,3$

$$F_z = C_z \frac{\rho V_{ind}^2}{2} S = 488,3 \text{ N}$$

Z předpokladu, že tato síla bude působit uprostřed naší aerodynamické plochy, rameno v tomto případě bude $0,7R=3,64$ m.

Tato síla vytvoří moment M_{ap} relativně k ose otáčení nosného rotoru:

$$M_{ap}=0,7R \cdot F_z=1777,4 \text{ Nm}$$

Na ramene fenestronu tato síla by vycházela:

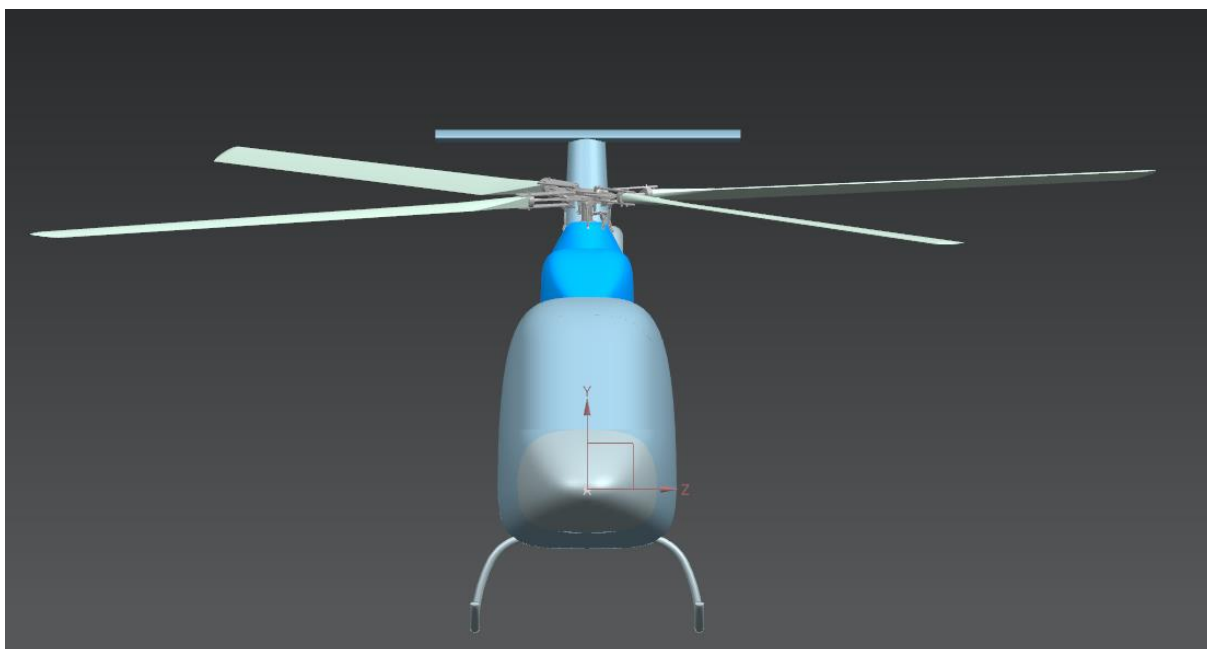
$$F_z' = M_{ap}/L_f = 301,2 \text{ N.}$$

Tato síla je 16.6% od potřebného tahu. To znamená že instalace tohoto aerodynamického zařízení dává možnost cca o 16 % zmenšit potřebný fenestronu, s tím se zvyšuje zásoba řízení pedálem, snižuje potřebný výkon na nosném rotoru. Zpřesněný výpočet procentního poměru potřebuje další výzkum výpočtem v CFD celého modelu, a potvrzení výhody lze dostat jen letovým zkoušením.

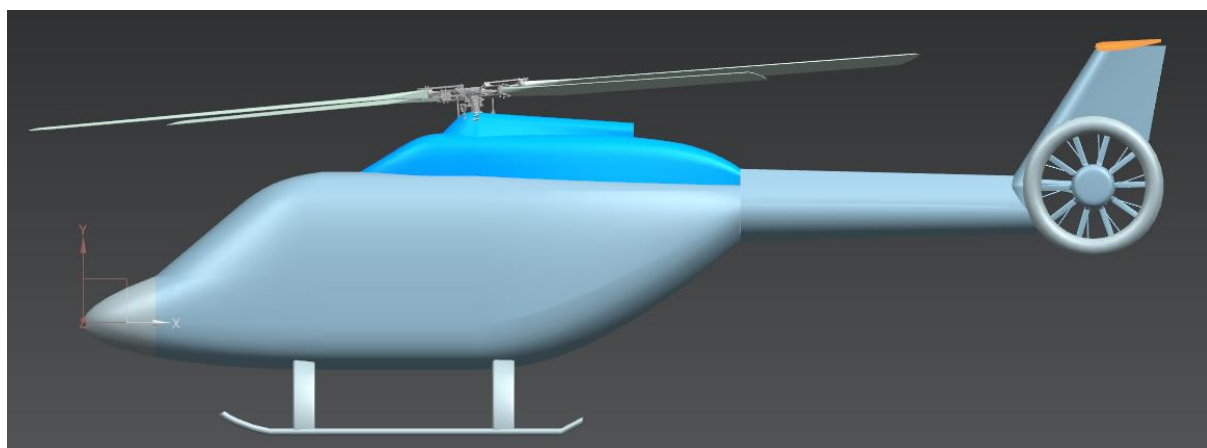
6. CAD – model vrtulníku

Po použití geometrických parametrů, uvedených při návrhu vrtulníku byl zpracován i CAD-model vrtulníku. Na obrázcích 6.1-6.3 jsou zobrazené standardní pohledy na vrtulník. Také na obrázku 6.4 je uveden izometrický pohled na vrtulník.

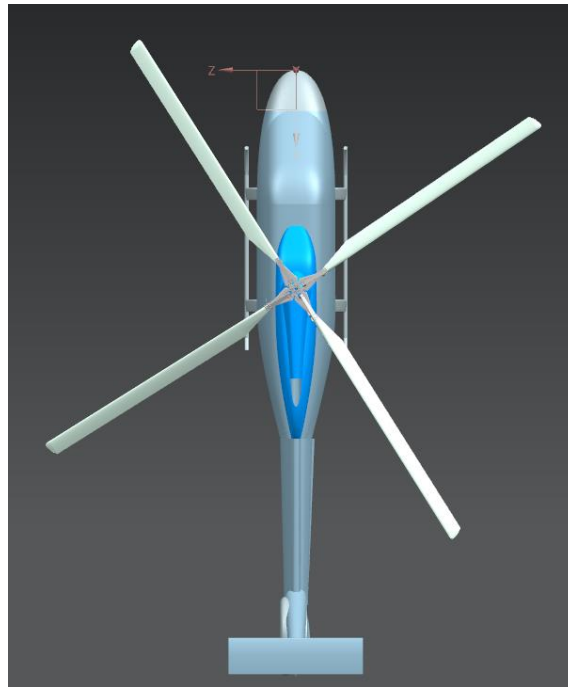
V této části je proveden stručný popis navrhovaného vrtulníku s tím, že jsou zmíněny především ty části vrtulníku, které ovlivňují letové vlastnosti vrtulníku z hlediska aerodynamiky a mechaniky letu a které představují koncepci vrtulníku. U těchto hlavních částí je zmíněno i jejich konstrukční řešení a materiály, ze kterých jsou vyrobeny.



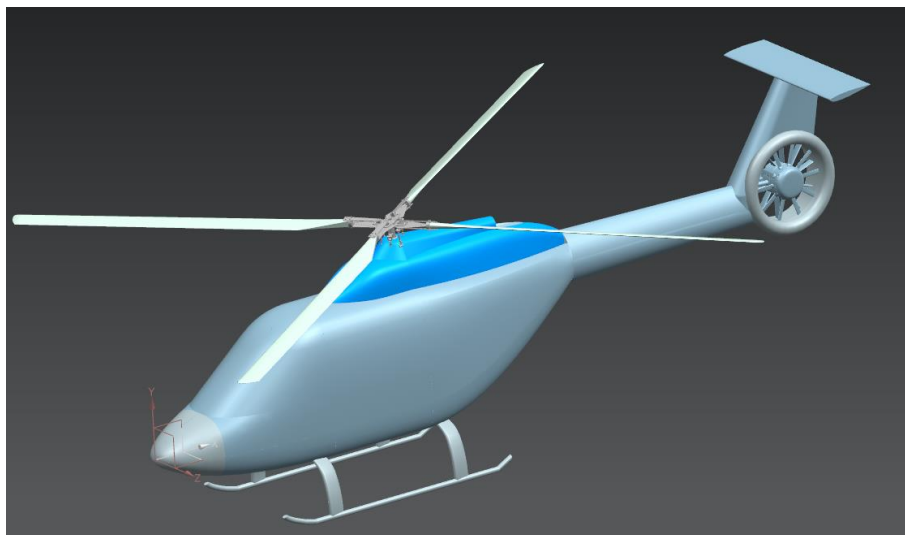
Obrázek 6.1 – Vrtulník, pohled ze přední části



Obrázek 6.2 – Vrtulník, pohled z boční části



Obrázek 6.3 – Vrtulník, pohled z horní části



Obrázek 6.4 – Vrtulník, izometrický pohled

Nosný rotor

Nosný rotor patří k nejdůležitějším částem vrtulníku. V tomto případě se jedná o čtyřlístý rotor s vetknutými, pružně uloženými listy, což je řešení, které se dnes již běžně používá na mnoha moderních vrtulnících. Tento rotor vychází, díky absenci klasického kloubového uchycení jednodušší z hlediska konstrukce i výroby, má menší hmotnost, ale také výšku a tím pádem i odpor takové rotorové hlavy je poměrně nízký. Rotorová hlava neobsahuje žádné otočné prvky typu kloubů, což umožňuje menší náročnost v provozu, především pokud jde o provozní kontroly, obsluhu, údržbu, ale také opravy. Rotorové listy jsou obdélníkového půdorysného tvaru, zakončené koncovým obloukem. Vyrobeny jsou z kompozitních materiálů, mají geometrické zkroucení, přičemž úhel zkroucení je $\Delta\varphi=3.7^\circ$. Ovládání úhlu zkroucení je

zabezpečeno táhly řízení, vedenými přes šikmou desku od pák kolektivního a cyklického řízení, přičemž změna polohy listu je realizována ohýbáním a zkrucováním elastické desky, pomocí které je list uchycen k rotorové hlavě. Tento systém umožňuje poměrně významné zjednodušení nosného rotoru jako celku. Na náběžné hraně listů jsou rozmístěny odporové mřížky z vodivého materiálu, které slouží k odstranění vytvořené námrazy na listech, případně k zabránění toho, aby se námraza nevytvořila. [26]

Přistávací zařízení

Pro tento vrtulník byl použit lyžinový podvozek, který se vyznačuje menším odporem ve srovnání s klasickým podvozkem kolovým, má jednoduchou konstrukci a výrazně nižší hmotnost. Navrhovaný podvozek buď vyroben z duralových trubel, které zabezpečí dostatečné pevnostní charakteristiky, odolnost proti korozi a možnost velmi jednoduché předletové kontroly, případně i oprav poškozených částí. Toto uspořádání sice neobsahuje klasické tlumící zařízení, přesto podle leteckých předpisů vyhovuje i případům nestandardních případů přistání. Přesto je doporučeno s ním přistávat s klesací rychlostí do 3 m/s. Určitá omezení jsou patrná také pro přistání v autorotaci. Určitou nevýhodou tohoto zařízení je však nemožnost pohybu po zemi – poježdění. To lze řešit na mateřských základnách použitím přepravního vozíku, na cizích letištích, případně v terénu však toto uspořádání může působit značné problémy.

Trup

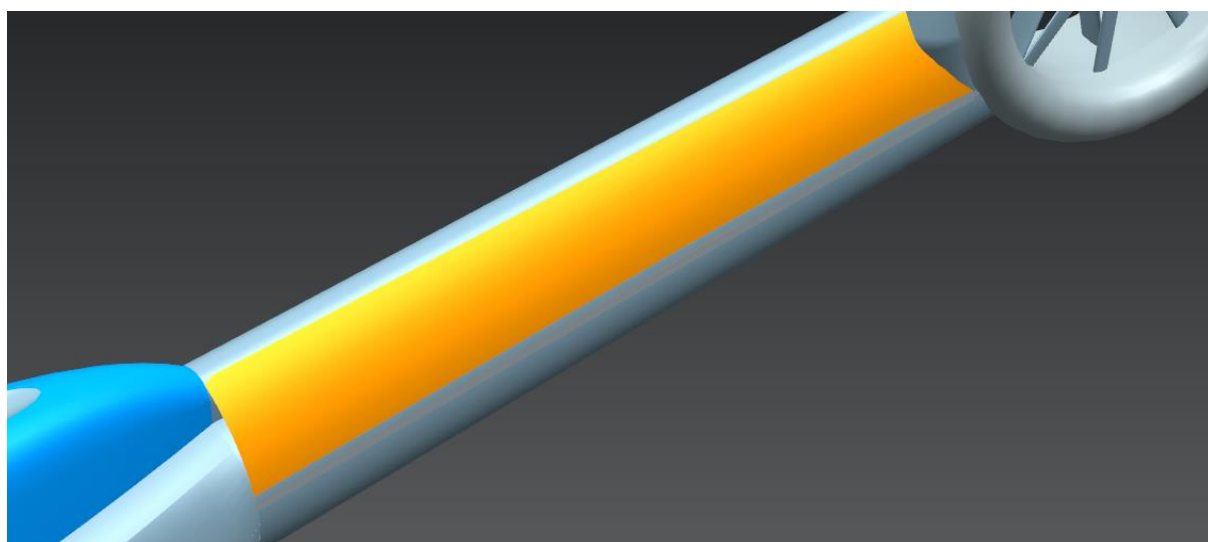
Trup má klasický tvar, to je takový, který se již dlouhá léta používá u mnoha typů vrtulníků na celém světě. Jeho použití je významné především z toho důvodu, že tato varianta skýtá poměrně dobré charakteristiky jak z hlediska hmotnosti a odporu, ale také z hlediska náročnosti výroby, celkové hmotnosti, ale také pro velmi výhodné využití vnitřního prostoru. Trup je navržen jako celokompozitová poloskořepinová konstrukce, takže spojuje dobré vlastnosti kompozitních materiálů se zvládnutou problematikou výpočtu jednotlivých částí. Trup je dále navržen tak, aby umožňoval řešení případných nebezpečných situací jako je požár motoru. Současně se předpokládají určité obměny trupu podle určení vrtulníku. Při využití vrtulníku pouze pro přepravu osob se uvažuje s jedněmi nástupními dveřmi na boku, v případě jeho použití pro záchranářské účely budou instalována vrata na zadní části vrtulníku, která umožní daleko lepší manipulaci s postiženým nebo zraněným člověkem.

V nosové části trupu se předpokládá instalace elektrického a avionického vybavení, ve spodní části pod podlahou pak budou umístěny palivové nádrže.

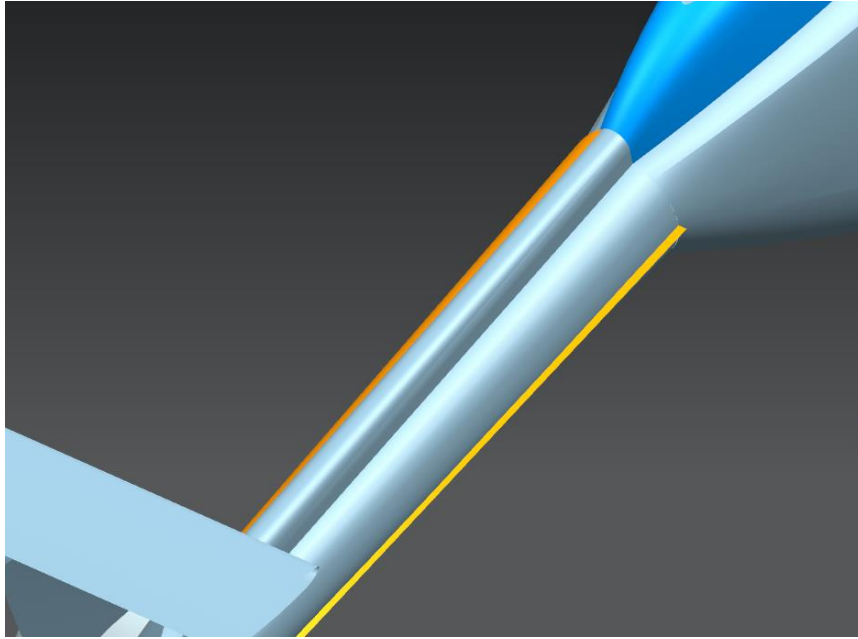
Horní, zesílená část pak bude navržena tak, aby v tomto prostoru mohl být umístěn hlavní reduktor a na horní části na trupu pak sada závěsů pro uchycení motoru, přes které budou zatížení od motoru převedena a následně rozváděna do hlavních konstrukčních prvků trupu.

Ocasní část trupu

Ocasní část trupu je navržena rovněž jako kompozitová konstrukce a je doplněna řadou prvků, které jsou nezbytné pro bezpečný provoz vrtulníku. Ocasní nosník je plně pod vlivem proudění od nosného rotoru, takže tato část je ve zvýšené míře vystavena nebezpečí vibrací, které mohou negativně ovlivňovat životnost vrtulníku. Důležitou součástí prakticky každého vrtulníku je vodorovná stabilizační plocha. Její význam u všech vrtulníků a tedy i u navrhovaného stroje spočívá primárně v tom, že vytváří vztlakovou sílu orientovanou směrem dolů, která na rameni od působíště síly po těžiště vrtulníku vyvolává moment, který eliminuje moment, vznikající od vodorovné složky takové síly. Je důležité, především z hlediska omezení vibrací, aby tato plocha byla umístěna v dostatečné vzdálenosti od šikmého proudu vzduchu od nosného rotoru. T toho důvodu je na tomto vrtulníku umístěna na svislou plochu, tedy do tvaru T, což ji dostává z oblasti proudu vzduchu od rotoru v plné míře i když toto uspořádání vede k výraznějšímu namáhání svislé plochy s fenestronem a zvýšenému ohybovému i krutovému namáhání ocasního nosníku. Tato vodorovná plocha je navržena jako plocha stavitelná v závislosti na okamžitém režimu letu vrtulníku. Umístění horizontální plochy bylo v této formě voleno z toho důvodu, že po celé délce ocasního nosníku umožňuje instalaci aerodynamického krytu, který se nachází na levé straně nosníku (obrázek 6.5), a aerodynamického hřebene, který je vidět na obrázku (obrázek 6.6). Tyto zástavby na navrhovaném vrtulníku zvyšují bočnou aerodynamickou sílu, která odlehčuje fenestron, zvyšuje jeho zásobu řízení a snižuje potřebný výkon, potřebný pro správnou funkci fenestronu.



Obrázek 6.5 – Aerodynamický kryt



Obrázek 6.6 – Aerodynamický hřeben

Z uvedených informací vyplývá, že jako základní prvek pro eliminaci reakčního momentu rotoru a pro směrové řízení, je použito zařízení zvané fenestron. Tento prvek sestává z rotoru s mnoha lopatkami a statoru, umístěnými v relativně širokém prstenci. Otáčky rotoru fenestronu jsou výrazně vyšší než je tomu u klasického vyrovnávacího rotoru. Rotor i stator jsou vyrobeny z oceli a prstenec je kombinací kovových a kompozitových materiálů. Minimální vůle mezi konci lopatek dmyhadla a prstencem výrazně snižuje ztráty na koncích a prstenec sám působí jako ochranný prvek jak samotného dmyhadla, především v případech nestandardního přistání tak lidí, pohybujících se v jeho blízkosti.

Zavěr

V závěru předložené diplomové práce je možno konstatovat, že základní úkol byl splněn. Byl proveden předběžný návrh vrtulníku pro šest osob s jedním turbohřídelovým motorem. Předběžný návrh je pak doplněn řadou výpočtů, především pokud jde o výkony vrtulníku v různých režimech letu. Při návrhu byly využity jak základní poznatky ze studia, tak v poměrně velkém rozsahu výpočtové metodiky, získané z mého bývalého pracoviště, kterým byla továrna Mil v Kazani. V nemalé míře byly také využívány poznatky, zkušenosti a výsledky experimentů od významných světových výrobců vrtulníku, především z Německa, Francie a USA. Je důležité zdůraznit, že veškeré zpracované výpočty je nutno považovat zatím jako předběžné a spíše orientační, protože často vychází z poznatků z experimentů, které je však třeba realizovat také na navrhovaném vrtulníku. Přesto je možno konstatovat, že veškeré vypočtené hodnoty jsou v souladu s předpokládanými parametry a nacházejí se v požadované toleranci. To nás vede k oprávněnému názoru, že veškeré dosažené výsledky by v případě pokračování na tomto projektu, bylo možno považovat za dobrý odrazový můstek pro další rozpracování.

Diplomová práce je poněkud komplikovanější tím, že pro vyrovnání reakčního momentu nosného rotoru byl místo klasického vyrovnávacího rotoru zvolen fenestron, jehož řešení je přeci jen komplikovanější. Právě tady byly ale v poměrně velkém rozsahu využity poznatky z vývoje jednorotorového vrtulníku s fenestronem od firmy Kamov. Je zřejmé, že právě v tomto případě by při dalším pokračování projektu bylo nutno realizovat poměrně velké množství experimentálních prací, což je při zpracování diplomové práce samozřejmě nemožné.

Poslední kapitola je pak poněkud specifická, protože řeší možnosti využití speciálních prvků umístěných na ocasním nosníku, které slouží k odlehčení fenestronu a zvýšení zásoby směrové říditelnosti vrtulníku. Je proveden základní návrh těchto prvků a jejich matematické modelování, potřebné ke zjištění jejich základní geometrie a jejich aerodynamických vlastností. Ani tuto část nelze v žádném případě považovat za ukončenou, ale jsem toho názoru, že přispěla celkem významně ke zmapování problémů, které v našich podmínkách dosud řešeny nebyly, neboť jsou použity zatím pouze na několika málo zahraničních vrtulnících.

V závěru bych rád konstatoval, že všechny úkoly, které byly v zadání diplomové práce uvedeny, považuji v požadovaném rozsahu za splněné.

Tabulka 1 – Parametry vrtulníku

Rotory	
Průměr nosného rotoru	10,4 m
Aerodynamický profil	NACA 23012
Počet listů nosného rotoru	4
Zkrut listů nosného rotoru	3,7°
Průměr rotoru fenestronu	1,2 m
Geometrie	
Šířka trupu	1,7 m
Šířka VOP	2,3 m
Délka trupu	10,4 m
Délka celková	11,8 m
Rozsah těžišti	0,31 – -0,1 m
Posádka a cestující	
Piloty	1 (2)
Cestující	5 (4)
Hmotnostní charakteristiky	
Prázdná hmotnost	1616 kg
Max. vzletová hmotnost	2595
Hmotnost paliva	767 kg
Hmotnost komerčního nakladu při maximální hmotnosti paliva	212 kg
Motor (Turbomeca Ariel 2C2)	
Výkon na vzletu	704 kW
Výkon při letu	636 kW
Omezení teplot	-45 až +50 °C
Letové vlastnosti	
Trvalost letu	4,75 hodiny
Dolet	647 km
Maximální stoupací rychlost při dopředném letu	12,5 m/s
Stoupací rychlost při V=0 km/h	8,5 m/s
Dostup praktický	5500 m
Dostup statický	3200 m
Cestovní rychlost	240 kmh
Ekonomická rychlost	120 kmh
Maximalni rychlost	260 kmh
Vne	297 kmh

Zdroje

- 1) TISCHENKO, M.N. *Vertolety. Vybor parametrov pri proektirovanii*. 1. Moskva: Mashinostroenie, 1976. ISBN 629.735.45.0012.
- 2) Airbus Helicopters H160. *Wikipedia* [online]. [cit. 2020-06-10]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/Airbus_Helicopters_H160
- 3) Bell-429. *Wikipedia* [online]. [cit. 2020-06-10]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/Bell_429_GlobalRanger
- 4) Bell-429, electronic tail rotor. The drive [online]. [cit. 2020-06-10]. Dostupné z: <https://www.thedrive.com/the-war-zone/32304/bells-electrically-powered-tail-rotor-tech-breaks-cover-and-it-could-be-a-game-changer>
- 5) BK – 117. *Wikipedia* [online]. [cit. 2020-06-24]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/MBB/Kawasaki_BK_117
- 6) Eurocopter EC-14 (Airbus Helicopters H-145). *Wikipedia* [online]. [cit. 2020-06-24]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/Eurocopter_EC145
- 7) Kamov Ka -62. *Wikipedia* [online]. [cit. 2020-06-24]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/Kamov_Ka-60
- 8) Helicopter markets. Markets and Markets [online]. [cit. 2020-05-21]. Dostupné z: <https://www.marketsandmarkets.com/Market-Reports/helicopters-market-253467785.html>
- 9) Kamov Ka -27. *Wikipedia* [online]. [cit. 2020-06-24]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/Kamov_Ka-27
- 10) Turbomeca Ariel 2C2. *Safran Helicopter Engines* [online]. [cit. 2020-06-24]. Dostupné z: <https://www.safran-helicopter-engines.com/helicopter-engines/lower-1000-shp/arriel/arriel-2c/2c2>
- 11) SHAYDAKOV, ZAVALOV. *Aerodinamicheskoye proyektirovaniye fenestrona*. 1. Moskva: MAI, 1980. UDK 629:735.45.015.3.035.5
- 12) VILDGRUBE L.S. *Vertolety*. 1. Moskva: Mashinostroenie, 1977 UDK 629.735.45.001.24
- 13) PROUTY R.W. *Helicopter performance stability and control*. 1. Florida: Krieger Publishing Company, INC, 2002 ISBN 1-57524-209-5
- 14) BARSHEVSKIY V.B. *Statisticheskiye dannyye zarubezhnykh vertolotov. Obzor ONTI TSAGI - 1988*. Moskva: Izdatel'stvo TSAGI, 1988. — 418 s.
- 15) YURIEV B.N. *Aerodinamicheskij rasschet vertoletov*. Moskva: GIOP, 1956
- 16) NACA REPORT 586

- 17) TROSHIN I.S. *Dinamika poleta vertoletu. Uchebnoye posobiye*. Moskva: MAI, 1990. – 192 s.
- 18) Yesaulov S.YU., Bakhov O.P., Dmitriyev I.S. *Vertolet kak ob"yekt upravleniya*. M., Mashinostroyeniye, 1977. 192 s. 4.
- 19) SHAYDAKOV V.I., TROSHIN I.S., IGNATKIN YU.M., ARTAMONOV V.L. *Algoritmy i programmy raschetov v zadachakh dinamiki vertoletov: Uchebnoye posobiye*. Moskva: MAI, 1984 UDK – 629.735.45.016
- 20) IVCHIN V.A. (MVZ IM. M.L. MILYA), SUDAKOV V.G. (TSAGI) *Modelirovaniye obtekaniya khvostovoy balki vertolota s aerodinamicheskim grebnem*. Moskva, 2010
- 21) BRAVERMAN A.S., VAYNTRUB A.P. *Dinamika vertolota. Predel'nyye rezhimy poleta*. Moskva, «Mashinostroyeniye», 1988 ISBN 5-217-00108-9
- 22) BRATUKHIN I.P., PUGACHOV YU.N., PUCHKOV L.N., SHAYDAKOV V.I., ARTAMONOV B.L. *Otchot o NIR «Razrabotka algoritmov i programm aerodinamicheskogo rpasshota dlya zkhadach mashinnogo proyektirovaniya vertolotov»*. Moskva: MAI 1979
- 23) JOHNSON W. *Helicopter Theory*. Washington: Courier Corporation. 2012 ISBN 0486131823
- 24) FloEFD™ Tutorial, Mentor Graphics Corporation, Wilsonville, Oregon, USA, 2013. Dostupné z <https://www.mentor.com/training/>
- 25) SAMUSENKO A.G., AKIMOV A.I., ALEKSANDRIN YU.S. *VERTOLOTY. Trudy OKB MVZ imeni M.L. Milya*. Moskva: Izd-vo Mashinostroyeniye, 2012
- 26) PETRÁSEK, Miloslav. *Konstrukce vrtulníku*. 1. vyd. Brno: Univerzita obrany, 2012, 118 s. ISBN 978-80-7231-902-2