

**ČESKÉ VYSOKÉ  
UČENÍ TECHNICKÉ  
V PRAZE**

**FAKULTA STROJNÍ  
ÚSTAV  
LETADLOVÉ TECHNIKY**



**DIPLOMOVÁ PRÁCE**

**PŘEDBĚŽNÝ NÁVRH  
LEHKÉHO VRTULNÍKU**

**2019**

**Bc. Tomáš Tesař**

# Čestné prohlášení

Prohlašuji, že jsem tuto diplomovou práci vypracoval samostatně s tím, že její výsledky mohou být dále použity podle uvážení vedoucího diplomové práce jako jejího spoluautora. Souhlasím také s případnou publikací výsledků diplomové práce nebo její podstatné části, pokud budu uveden jako její spoluautor.

*V Praze 01.01.2020*

*Bc. Tomáš Tesar*

# Poděkování

Rád bych tímto poděkoval vedoucímu mé diplomové práce Ing. Martinovi Helmichovi za cenné rady, připomínky, konzultace a ochotu s jakou k vedení přistupoval.

# Obsah

|  |    |
|--|----|
| 1 Úvod .....                               | 10 |
| 2 Vrtulník.....                            | 11 |
| 2.1 Ultra lehký vrtulník.....              | 12 |
| 3 Vývoj vrtulníků u nás .....              | 13 |
| 4 Statistický rozbor.....                  | 15 |
| 5 Koncepce navrhovaného vrtulníku.....     | 19 |
| 5.1 Hlavní rozměry vrtulníku .....         | 19 |
| 5.1.1 Délka vrtulníku .....                | 19 |
| 5.1.2 Výška vrtulníku.....                 | 20 |
| 5.1.3 Šířka vrtulníku.....                 | 21 |
| 6 Výběr pohonného agregátu.....            | 23 |
| 6.1 Pohonný agregát .....                  | 24 |
| 6.1.1 Rotax 914 F/UL .....                 | 24 |
| 6.1.2 Hmotnostní rozbor motoru.....        | 24 |
| 7 Nosný rotor.....                         | 27 |
| 7.1 List nosného rotoru .....              | 27 |
| 7.2 Průměr nosného rotoru .....            | 28 |
| 7.3 Výpočet průměru nosného rotoru .....   | 28 |
| 7.4 Střední aerodynamická tětiva .....     | 30 |
| 7.5 Profil .....                           | 30 |
| 7.5.1 Reynoldsovo číslo .....              | 30 |
| 7.5.2 Výpočty v programu Xfoil.....        | 31 |
| 7.5.3 Metoda vícekritériálního výběru..... | 38 |
| 8 Přistávací zařízení.....                 | 41 |
| 9 Hmotnostní rozbor vrtulníku .....        | 42 |
| 9.1 Trup.....                              | 42 |
| 9.2 Nosný systém.....                      | 43 |
| 9.3 Ocasní systém .....                    | 43 |
| 9.4 Řízení.....                            | 43 |
| 9.5 Přistávací zařízení.....               | 43 |

|   |    |
|---|----|
| 9.6 Hnací skupina a náhony .....  | 44 |
| 9.7 Výstroj .....   | 44 |
| 9.8 Instalace .....   | 44 |
| 9.9 Celková prázdná hmotnost .....  | 44 |
| 10 CHARAKTERISTIKY ROTORU .....   | 45 |
| 10.1 Otáčky vrtule .....  | 45 |
| 10.2 Úhlová rychlost vrtule .....   | 45 |
| 10.3 Obvodová rychlost .....  | 45 |
| 10.4 Kontrola Machova čísla .....   | 45 |
| 11 Vis.....   | 47 |
| 11.1 Potřebný výkon vrtulníku .....   | 47 |
| 11.2 Využitelný výkon s motorem R914.....                                     | 50 |
| 11.3 Porovnání potřebného a využitelného výkonu vrtulníku s motorem R914 .... | 51 |
| 11.4 Figure of merit .....  | 52 |
| 11.4.1 Porovnání potřebného a využitelného výkonu s FM (R914) .....           | 54 |
| 12 Výběr náhradního motoru.....   | 55 |
| 12.1 Porovnání výkonových a hmotnostních charakteristik.....                  | 55 |
| 12.2 Hmotností srovnání.....  | 55 |
| 12.3 Charakteristiky rotoru s motorem HIO-360-G1A .....                       | 56 |
| 12.4 Figure of merit .....  | 56 |
| 12.5 Porovnání potřebného a využitelného výkonu s motorem HIO-360-G1A.....    | 57 |
| 13 Svislý let.....  | 58 |
| 13.1 Stoupací rychlost .....  | 58 |
| 13.2 Stoupací rychlost pro cestovní a maximální výkon.....                    | 58 |
| 14 Dopředný let.....  | 61 |
| 14.1 Výpočet dopředné rychlosti.....  | 61 |
| 14.2 Výpočet klesací rychlosti v autorotaci.....                              | 65 |
| 14.3 Závislost klesací rychlosti na dopředném letu.....                       | 66 |
| 14.4 Závislost stoupací rychlosti na dopředném letu.....                      | 67 |
| 14.5 Charakteristické rychlosti .....   | 68 |
| 15 Konstrukční návrh nosného rotoru .....                                     | 70 |
| 16 3D vizualizace vrtulníku.....  | 71 |
| 17 Závěr.....   | 72 |

|                        |    |
|------------------------|----|
| 18 Literatura .....    | 73 |
| 19 Seznam grafů .....  | 74 |
| 20 Seznam obrázků..... | 75 |
| 21 Seznam tabulek..... | 76 |
| 22 Seznam Příloh.....  | 77 |

# Použité symboly

| Symbol            | Jednotka             | Význam                              |
|-------------------|----------------------|-------------------------------------|
| a                 | [-]                  | Hodnota kritéria                    |
| b                 | [m]                  | Střední aerodynamická tětíva        |
| $C_d$             | [-]                  | Součinitel odporu                   |
| $C_{d0}$          | [-]                  | Součinitel odporu při nulovém vztl. |
| $C_l$             | [-]                  | Součinitel vztlaku                  |
| $C_m$             | [-]                  | Součinitel momentu                  |
| $C_p$             | [-]                  | Součinitel výkonu                   |
| $C_{p0}$          | [-]                  | Součinitel profilového výkonu       |
| $C_{pi}$          | [-]                  | Součinitel indukovaného výkonu      |
| $C_{pp}$          | [-]                  | Souč. výk. k přek. odporu trupu     |
| $C_T$             | [-]                  | Součinitel tahu                     |
| D                 | [m]                  | Průměr                              |
| $f_A$             | [m <sup>2</sup> ]    | Průřezová ekvivalentní plocha       |
| FM                | [-]                  | Figure of merit                     |
| $FM_{mot}$        | [-]                  | Figure of merit motoru              |
| g                 | [m·s <sup>-1</sup> ] | Gravitační konstanta                |
| G                 | [N]                  | Tíhová síla                         |
| h                 | [m]                  | Výška vrtulníku                     |
| H                 | [m]                  | Výška                               |
| $i_{reduktor}$    | [-]                  | Převodový poměr reduktoru           |
| Int. $\alpha$ [°] | [-]                  | Rozmezí úhlů náběhů                 |
| K                 | [-]                  | Poissonova konstanta                |
| $K_{hs}$          | [%]                  | Koeficient hnací skupiny a náhonu   |
| $K_i$             | [%]                  | Koeficient instalace                |
| $K_{ns}$          | [%]                  | Koeficient nosného systému          |
| $K_{os}$          | [%]                  | Koeficient ocasního systému         |
| $K_{pz}$          | [%]                  | Koeficient přistávacího zařízení    |
| $K_{ř}$           | [%]                  | Koeficient řízení                   |
| $K_t$             | [%]                  | Koeficient trupu                    |
| $K_v$             | [%]                  | Koeficient výstroje                 |
| l                 | [m]                  | Délka vrtulníku                     |
| M (MACH)          | [-]                  | Machovo číslo                       |
| m                 | [kg]                 | Hmotnost                            |
| $M_0$             | [kg]                 | Prázdná hmotnost                    |
| $M_{01}$          | [kg]                 | Vypočtená prázdný hmotnost          |
| $M_l$             | [kg]                 | Letová hmotnost                     |
| $M_p$             | [kg]                 | Prázdná hmotnost                    |
| $M_{pil}$         | [kg]                 | Hmotnost pilota                     |
| $M_{pal}$         | [kg]                 | Hmotnost paliva na 1 hodinu letu    |
| $M_{zav}$         | [kg]                 | Hmotnost zavazadla                  |
| $M_{olej}$        | [kg]                 | Hmotnost oleje                      |
| $M_{už}$          | [kg]                 | Užitečná hmotnost                   |

|                             |                                   |                                   |
|-----------------------------|-----------------------------------|-----------------------------------|
| $M_{vzl}$                   | [kg]                              | Maximální vzletová hmotnost       |
| $M_{zav}$                   | [kg]                              | Hmotnost zavazadel                |
| $n$                         | [-]                               | Počet porovnávaných profilů       |
| $N_b$                       | [-]                               | Počet listů rotoru                |
| $n_{motor}(režim)$          | $[m \cdot s^{-1}]$                | Otáčky motoru                     |
| $n_{vrtule}(režim)$         | $[m \cdot s^{-1}]$                | Otáčky vrtule                     |
| $p$                         | $[kg \cdot m^2]$                  | Plošné zatížení disku             |
| $P_0$                       | [kW]                              | Profilový výkon                   |
| $P_{cest}$                  | [kW]                              | Cestovní výkon                    |
| $P_i$                       | [kW]                              | Indukovaný výkon                  |
| $P_{max}$                   | [kW]                              | Maximální výkon                   |
| $P_{mot}$                   | [kW]                              | Výkon motoru                      |
| $P_p$                       | [kW]                              | Celkový výkon                     |
| $P_{pp}$                    | [kW]                              | Výkon k překonání odporu trupu    |
| $P_{potř}(rot)$             | [kW]                              | Potřebný výkon rotoru             |
| $P_{prot}$                  | [kW]                              | Výkon celkový rotorový            |
| $P_r$                       | [kW]                              | Výkon                             |
| $P_{využ}(H)$               | [kW]                              | Využitelný výkon                  |
| $q$                         | $[kg \cdot kW^{-1}]$              | Výkonové zatížení                 |
| $R$                         | $[J \cdot K^{-1} \cdot mol^{-1}]$ | Univerzální plynová konstanta     |
| $Re$                        | [-]                               | Reynoldsovo číslo                 |
| $R_{NR}$                    | [m]                               | Poloměr nosného rotoru            |
| $S$                         | $[m^2]$                           | Plocha                            |
| $S_{NR}$                    | $[m^2]$                           | Plocha nosného rotoru             |
| $T$                         | [K]                               | Teplota                           |
| $T$                         | [N]                               | Tah                               |
| $v$                         | $[m \cdot s^{-1}]$                | Rychlost                          |
| $v_{aut}$                   | $[m \cdot s^{-1}]$                | Rychlost klesání                  |
| $v_c$                       | $[m \cdot s^{-1}]$                | Stoupací rychlost                 |
| $v_i$                       | $[m \cdot s^{-1}]$                | Indukovaná rychlost               |
| $v_{rychlost\ zvuku}$       | $[m \cdot s^{-1}]$                | Rychlost zvuku                    |
| $v_{špičky\ vrtule}(režim)$ | $[m \cdot s^{-1}]$                | Rychlost špičky listu             |
| $v_{vrtule}(režim)$         | $[m \cdot s^{-1}]$                | Rychlost vrtule                   |
| $z$                         | [%]                               | Ztráty                            |
| $\alpha$                    | [°]                               | Úhel náběhu                       |
| $\lambda_H$                 | [-]                               | Bezrozměrná ind. rychlost ve visu |
| $\lambda_l$                 | [-]                               | Bezrozměrný ind. rychlost         |
| $\mu$                       | [-]                               | postupový poměr                   |
| $\pi$                       | [-]                               | Pí                                |
| $\rho$                      | $[kg \cdot m^{-3}]$               | Hustota                           |
| $\rho_H$                    | $[kg \cdot m^{-3}]$               | Hustota v závislosti na výšce     |
| $\rho_0$                    | $[kg \cdot m^{-3}]$               | Hustota v 0m výšce                |
| $\sigma$                    | [-]                               | Plnost rotoru                     |
| $\omega_{vrtule}(režim)$    | $[rad \cdot s^{-1}]$              | Úhlová rychlost vrtule            |



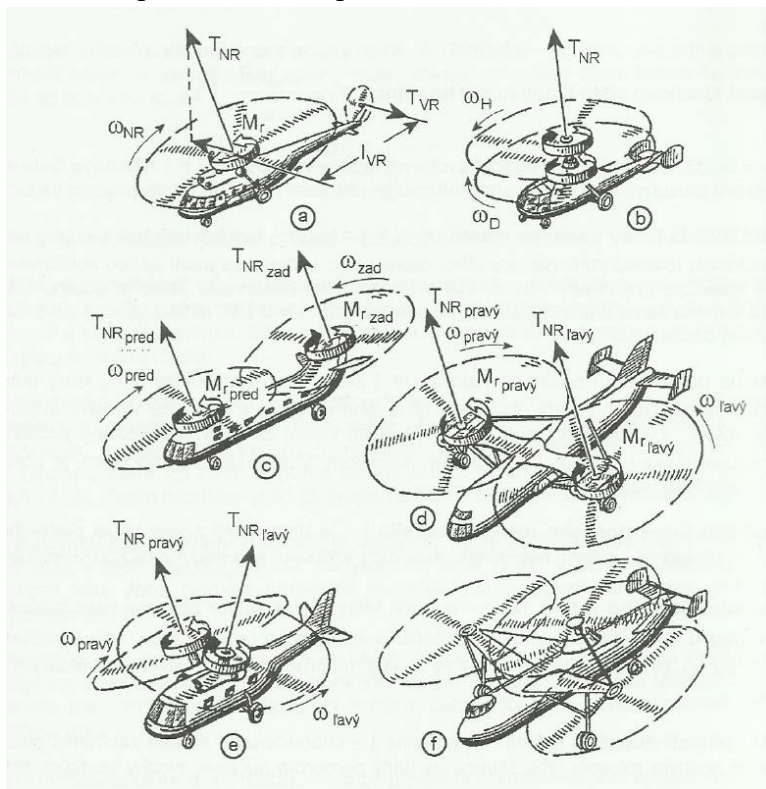
# 1 Úvod

Tato diplomová práce se bude zabývat konstrukcí ultralehkého vrtulníku. Jako hlavní cíl byl stanoven koncepční návrh vrtulníku do 600 [kg]. Tento koncept začíná rozborem současného stavu a sestavení statistiky strojů stejné skupiny. Statistický soubor těchto vrtulníků bude v této práci obsažen a budou z něj čerpány potřebná data pro výpočty. Dále se práce bude zabývat výkonovou charakteristikou navrhovaného vrtulníku a dílčími výpočty pro režimy letu. Dílčí úlohou těchto K té poslouží rozbory dostupných motorů a výběr motoru jako pohonné jednotky pro vrtulník. Dílčím cílem dané práce bude 3D návrh modelu vrtulníku. V návrhu bude kladen důraz na design a funkčnost. Samotná vnitřní konstrukce, uspořádání pilotní kabiny, vybavení a v neposlední řadě konstrukční řešení uložení motoru nejsou cílem této diplomové práce. Návrh konstrukčního celku, na který se bude tato práce zaměřovat, bude návrh konstrukce hlavního rotoru. Tato konstrukce musí být funkční. Výpočty zatížení, silových účinků a pevnostních charakteristik nejsou zahrnuty do cílů této práce a proto na ně nebude brán ohled při návrhu.

## 2 Vrtulník

Vrtulník je rotorové letadlo těžší než vzduch, využívající k letu jeden či více nosných rotorů. Tyto rotory jsou vybaveny různým počtem listů o specifickém profilu, generující vzlak. Z historického hlediska se vývoj rotoru posunul od křídel rotujících kolem vertikální osy vrtulníky, až po současné rotorové listy tvořené různou kombinací profilů, průřezů a tvarů. Na rozdíl od letounů u vrtulníků, v důsledku rotace listů rotoru, vzniká reakční moment. Reakční moment otáčí vrtulník kolem osy rotoru. Vrtulník by sice byl schopen letu, ale byl by neovladatelný a s ohledem na posádku není možné moment ignorovat. Reakční moment je tedy nutno eliminovat a to koncepcí, která vyvozuje sílu proti tomuto momentu.

Z historického hlediska se první fungující koncepce zrodila jako uspořádání dvou protiběžných nosných rotorů. Tyto rotory měly různé uspořádání. Mohli být uloženy na stejné ose v různé vzdálenosti od sebe, nebo byly uloženy v různé vzdálenosti v podélné, nebo příčné ose vrtulníku. Třetí možností bylo umístit dva rotory, jejichž osy mezi sebou svírají  $90^\circ$ , tuto variantu používal náš československý konstruktér ing. Jaroslav Šlechta. Jako další prostředek kompenzace reakčního momentu se začal používat ocasní rotor. Ten



**Obr. 2-1** Konstruktivní schéma uspořádání rotorů, od shora 1) Jednorotorové, 2) Koaxiální, 3) Tandemové, 4) Příčné, 5) S průřezovými rotory, 6) Víc rotorové. [4]

je spojen hřídelí k hlavnímu reduktoru. Hřídel prochází ocasním nosníkem k rotorové hlavě a vzniklé síly zamezí otáčení vrtulníku kolem své osy. Tento rotor bývá opatřen ochrannými prvky, aby nedošlo k poničení rotorových listů při nestandardním dosednutí vrtulníku na zem. Čtvrtou koncepcí nazýváme ventilátor v prstenci. Tato koncepce nahrazuje klasický ocasní rotor vícelistým rotorem, který je uložený v prstenci v kýlové ocasní ploše. Zlepšení na rozdíl od samotného ocasního rotoru je v nižším

spotřebovaném výkonu při stejném tahu. Ventilátor je také chráněn před přímým kontaktem se zemí. Poslední a nejmodernější je koncepce takzvaného NOTARU. V překladu z angličtiny název znamená "bez ocasního rotoru". Základem této metody je ventilátor, který je poháněn motorem a je umístěn v zadní části vrtulníku. Vzduch jdoucí

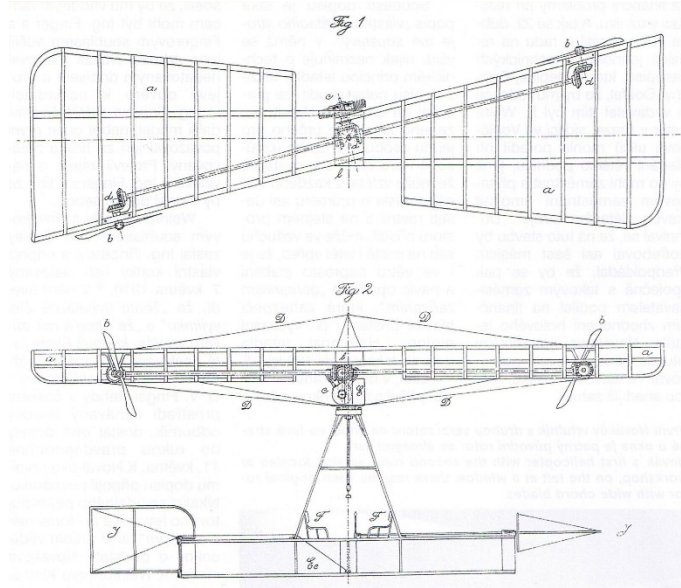
z ventilátoru je usměrněn do ocasního kruhového nosníku. Ve stěně tohoto nosníku jsou štěrby, kterými uniká urychlený proud vzduchu a podle Bernoulliho rovnice má tento proud nižší tlak. Tím je spotřebováno přibližně 70% jeho objemu, zbytek je využit v koncové trysce, která je uzpůsobena tak, aby se dala regulovat a tím umožnila otáčení vrtulníku kolem osy. [4] Vrtulníky mají hlavní výhodu oproti letounům v jejich kolmém startu a přistání. Další nespornou výhodou je jejich možnost visu, tedy setrvání v jednom místě v určité výšce. Díky těmto vlastnostem našli široké uplatnění v různých oborech a všude tam, kde je omezený prostor pro vzlet a přistání, které by znemožnilo nasazení letounů. Jejich nevýhodou oproti letounům často bývá jejich rychlost, zpravidla bývají pomalejší.

## 2.1 Ultralehký vrtulník

Ultralehký vrtulník je dle Českého předpisu CS-VLR definován jako vrtulník s maximální vzletovou hmotností nepřevyšující **600 [kg]**. Máme zde i další omezení, které budou probrány později v kapitole **4**. Vzhledem k nízké maximální vzletové hmotnosti bývají ultralehké vrtulníky využívány k rekreačním záležitostem. V malém počtu bývají také využívány státními složkami k monitorování prostoru z důvodu menších pořizovacích a provozních nákladů vzhledem k vrtulníkům vyšší kategorie.

### 3 Vývoj vrtulníků u nás

Vývojem vrtulníků u nás se průkopníci a nadšenci začali zabývat od konce 19. století. Nutno dodat, že tehdy ještě nemůže být řeč o leteckých konstruktérech. Většinou se jednalo o nadšence bez teoretických znalostí a toto období zaznamenalo mnoho neúspěšných pokusů, avšak i těch úspěšných. Každá nová myšlenka na nový koncept se musela prakticky vyzkoušet. Bohužel většina těchto konceptů trpěla nedostatečně výkonnou pohonnou jednotkou a z toho důvodu se vrtulník většinou ani neodlepil od země. Z těch úspěšnějších pokusů stojí za zmínku pokus Františka Nováka, který se živil, jako zámečník. Jím zkonstruovaný vrtulník dosáhl výšky 3 [m] a vykonal let trvajícím 3-5



Obr. 3-1 První vrtulník Františka Nováka [6]

minut. Tento let byl proveden kolem roku 1912. Tím se tento vrtulník může z části považovat za první úspěšný vrtulník u nás. Následovali další nadšenci více či méně úspěšní. Bohužel další vývoj vrtulníků u nás byl vždy zastřen dobou, ve které konstruktéři žili. V období druhé světové války museli naši konstruktéři pracovat pro německé okupanty a byli roztroušeni ve skupinkách na území Německa. To však nezastavilo ing. Jaroslava Šlechtu, který tajně pracoval na

návrhu řízení pomocí výstředníkové desky a ihned po skončení války realizoval pokusy, na kterých se ukázalo, že jeho koncept funguje. Bohužel další etapa vývoje vrtulníků u nás byla poznamenána opětovnou okupací, tentokrát Sovětským svazem. Hlavně kvůli RVHP, která přirklá veškerý vývoj a výrobu vrtulníků Polsku. Kvůli této skutečnosti byl jediný u nás sériově vyráběný vrtulník HC-2 ing. Jaroslava Šlechtu. Vznikly slibné návrhy, některé zůstali pouze na papíře, jiné byly vypracovány jako prototyp. Bohužel



Obr. 3-2 Vrtulník HC-2 [7]

žádný další vrtulník u nás, byť některé měli skvělé letové vlastnosti a byly provedeny



Obr. 3-3 Vrtulník HC-3 [7]

potřebné zkoušky, nebyl zaveden do sériové výroby. Kromě HC-2 byly jedni z nejúspěšnějších návrhů vrtulníky HC-3, XE-2, XZ-35. Mezi významné konstruktéry u nás patřili ing. Jaroslav Šlechta, který stál u zrodu HC-2, Richard Shone a diplomovaný technik Jaroslav Tekl. Všichni tři se zasadili o vývoj vrtulníků u nás a navzdory doby se nedali

odradit nepřízní tehdejšího vedení. Vrtulníky Československé výroby také zaznamenali některé rekordy. Dne 27. července 1959 prototyp HC-2 zaznamenává národní i světový rekord na trati 100km, kterou proletěl průměrnou rychlostí 120,18 km/h. Tento rekord zaznamenává v kategorii do 500kg. Ještě ten samý den proletí tu samou trať průměrnou rychlostí 117 km/h zkušební pilot Zdeněk Pondělíček s jedním pasažérem a opět ve stroji HC-2. Tento rekord byl rovněž zaznamenán jako světový a národní avšak v kategorii nad 500kg. O tři roky později 29. srpna 1962 odlehčený vrtulník XZ-35 dosáhl výšky 530m a zapisuje si tak národní rekord. [3]

## 4 Statistický rozbor

Statistický soubor je soubor dat, který umožňuje prvotní náhled na hmotnostní, výkonové a geometrické parametry navrhovaného vrtulníku. Na vytvoření statistického souboru dat bylo zapotřebí stanovit kritéria, dle kterých se dané vrtulníky vybraly. Při návrhu ultralehkého vrtulníku, vycházejícího z předpisu CS-VLR, bude požadována maximální vzletová hmotnost 600 [kg], maximálně dva členové posádky a použití jiného než turbínového či raketového motoru [1]. Tyto požadavky byly základními kritérii pro sestavení statistického souboru. Ze zadání vyplývá, že statistika se aplikuje pouze na vrtulníky, které jsou navrženy pro dva členy posádky, tím se eliminovala poměrně velká část ultralehkých vrtulníků, které jsou koncipovány pouze pro pilota. Pro získání větší statistické základy se podmínka maximální vzletové hmotnosti upravila na 750 [kg] a tím se navýšila o 25%. Díky tomuto kroku se počet vrtulníků zvýšil o 26 strojů, ty nicméně musí splňovat zbylé kritéria a musí mít podobnou konstrukci a geometrické a výkonové parametry.

### HLAVA A – VŠEOBECNĚ

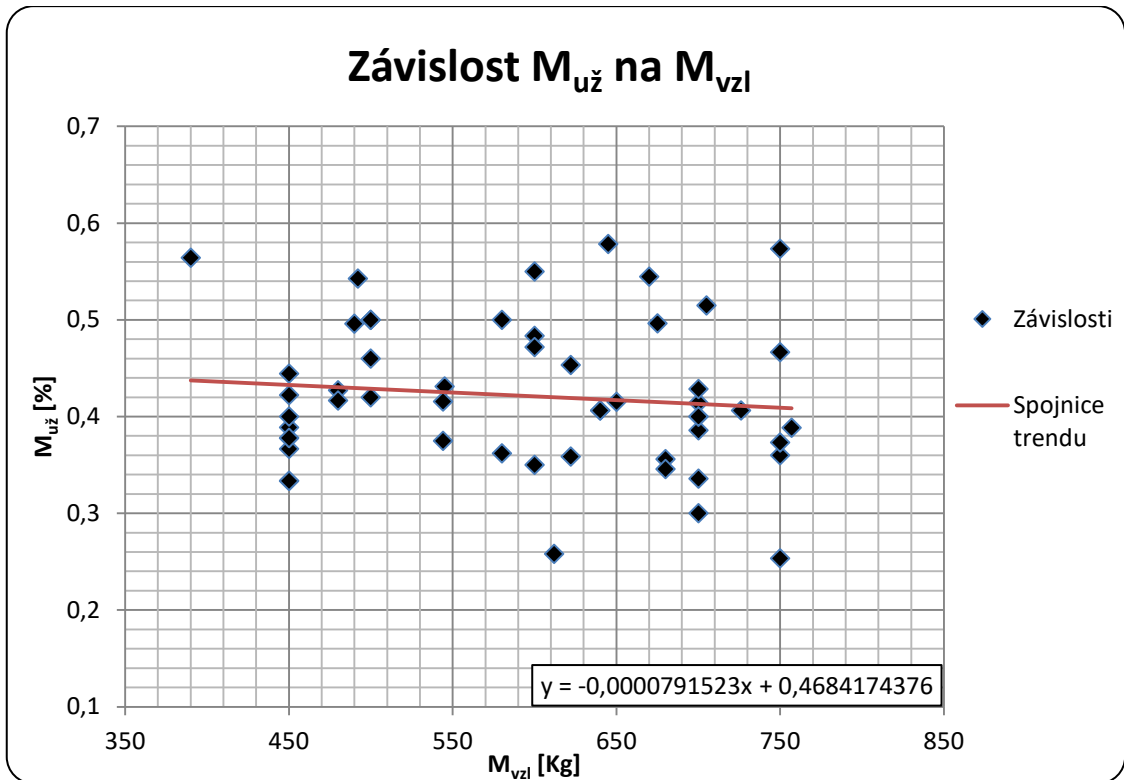
#### CS VLR.1 Působnost (Viz AMC VLR.1)

Tento předpis letové způsobilosti platí pro velmi lehká rotorová letadla (vrtulníky) s maximální certifikovanou vzletovou hmotností nepřekračující 600 kg, která:

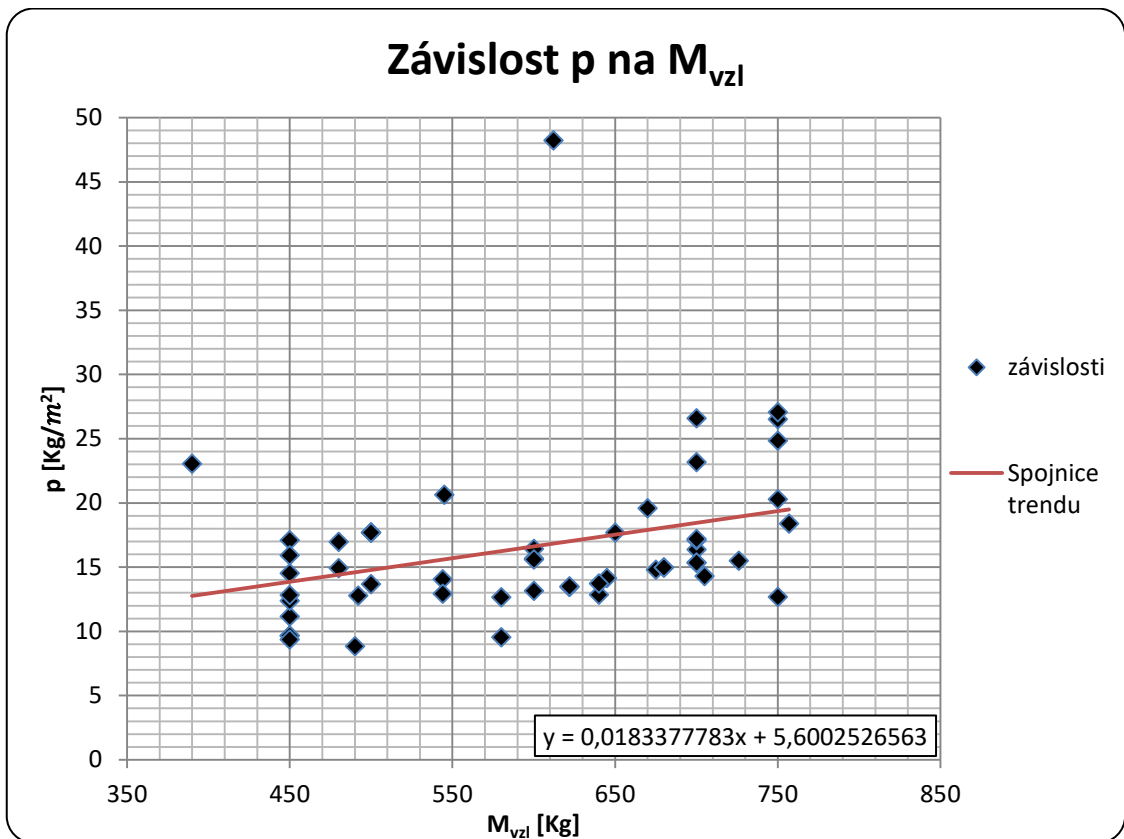
- (a) mají jednoduchou konstrukci;
- (b) jsou navržena pro maximálně dvě osoby na palubě;
- (c) nejsou poháněna turbínovými a/nebo raketovými motory;
- (d) jsou omezena pro denní VFR provoz.

#### Obr. 4-1 CS-VLR působnost [1]

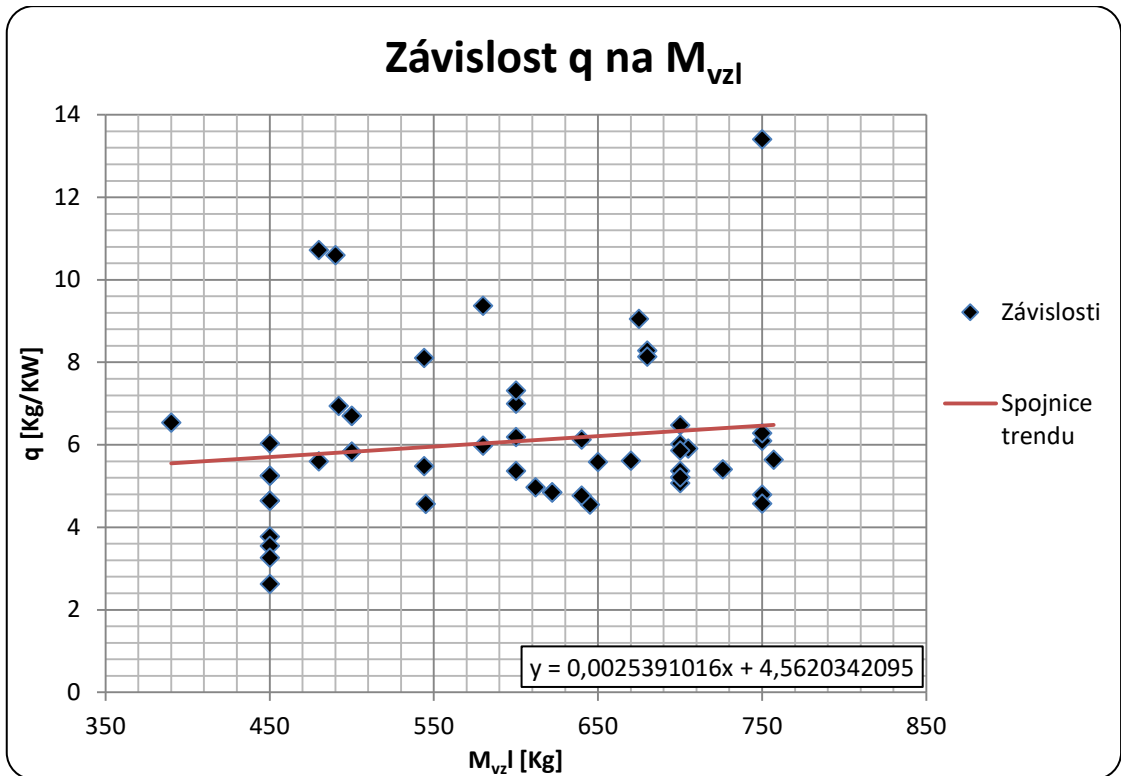
Statistický soubor sestavený na základě těchto kritérií sestává z 52 vrtulníků. Jedná se o dostatečný počet, aby data z něj měla vypovídající hodnotu. Seznam vrtulníků je uveden v **příloze 1**. Na základě statistiky byly vytvořeny grafy závislostí, viz níže. V grafu závislosti užitečné hmotnosti na maximální vzletové hmotnosti lze vidět, že užitečné zatížení vrtulníků dané kategorie je v rozmezí **40-44%**. Dále, že plošné zatížení disku se pohybuje v intervalu **12-20 [Kg/m<sup>2</sup>]**. Také jsou zde uvedeny hodnoty výkonového zatížení, tj. hodnoty výkonu na 1 [kg] hmotnosti. Výkon byl uváděn v kW. Tato hodnota se dle statistických údajů pohybuje kolem hodnoty 6 [kg] na 1 [kW]. Tato hodnota nám udává, že pro 600 [kg] vážící vrtulník bude potřeba minimální výkon motoru 100 [kW].



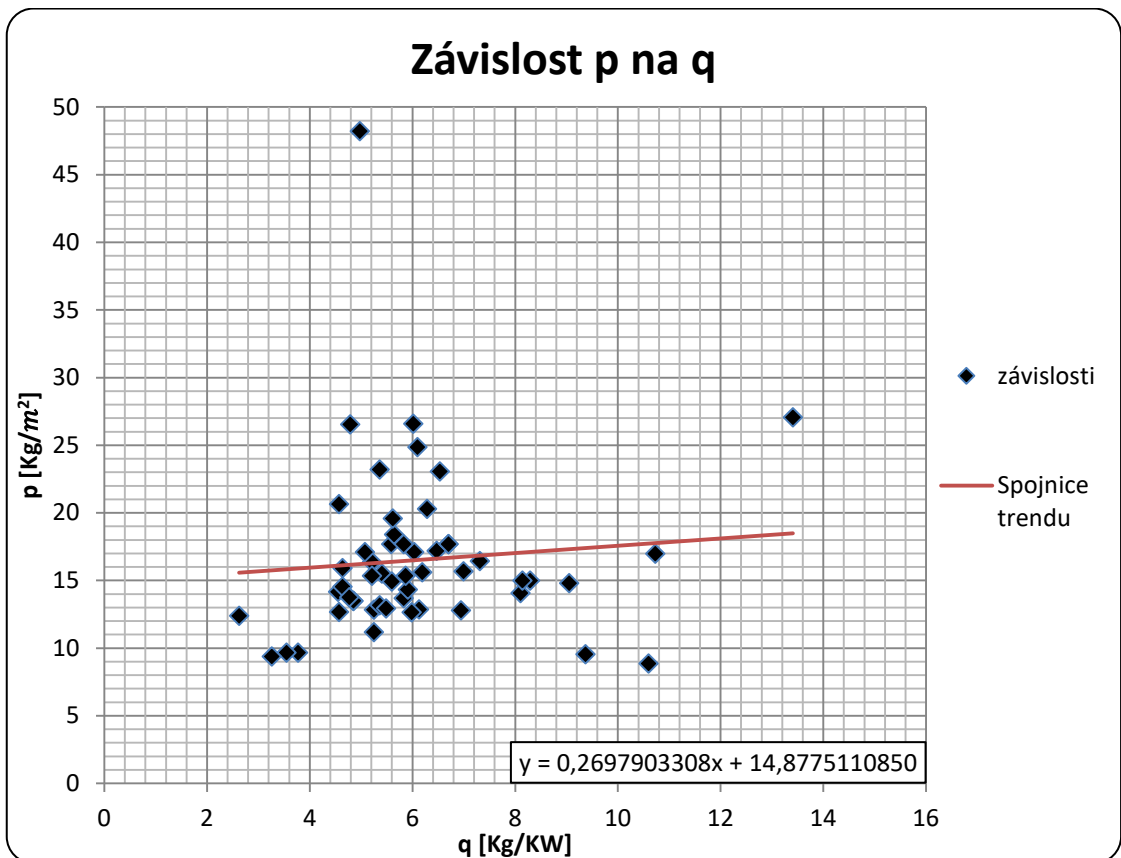
Graf 4-1 Závislost užitečné hmotnosti na vzletové hmotnosti



Graf 4-2 Závislost plošného zatížení disku na vzletové hmotnosti

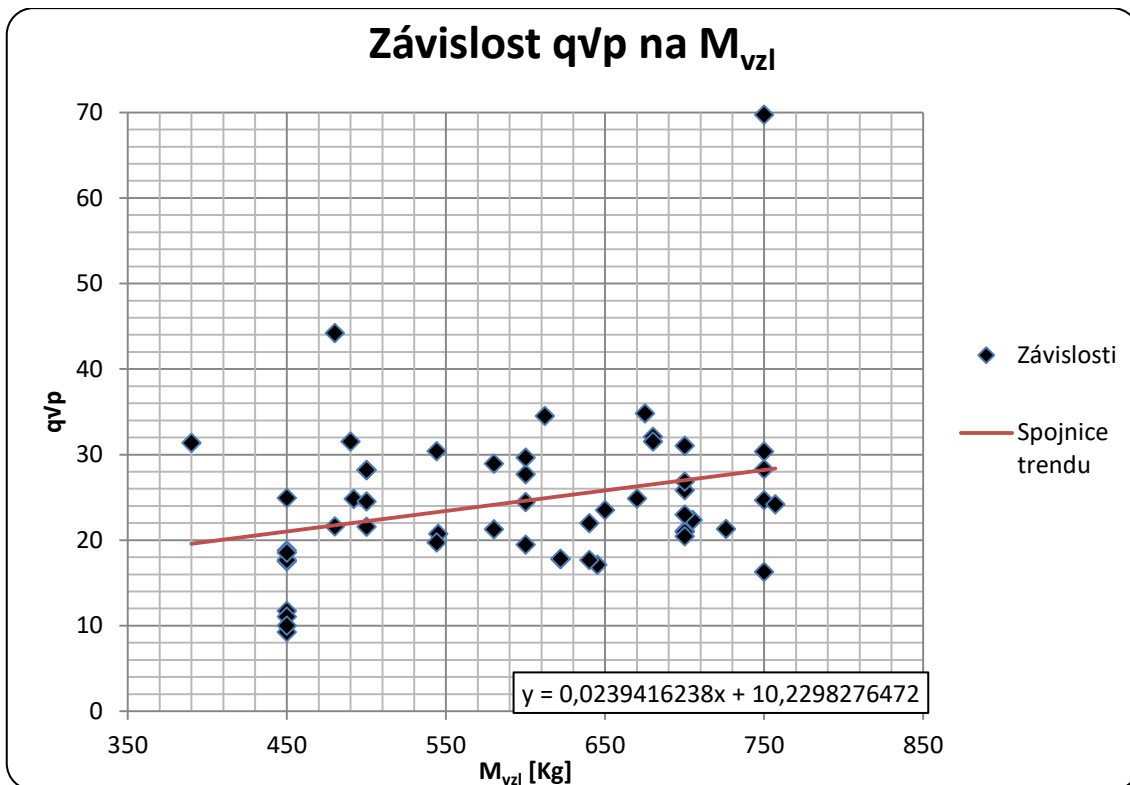


Graf 4-3 Závislost výkonového zatížení disku na vzletové hmotnosti

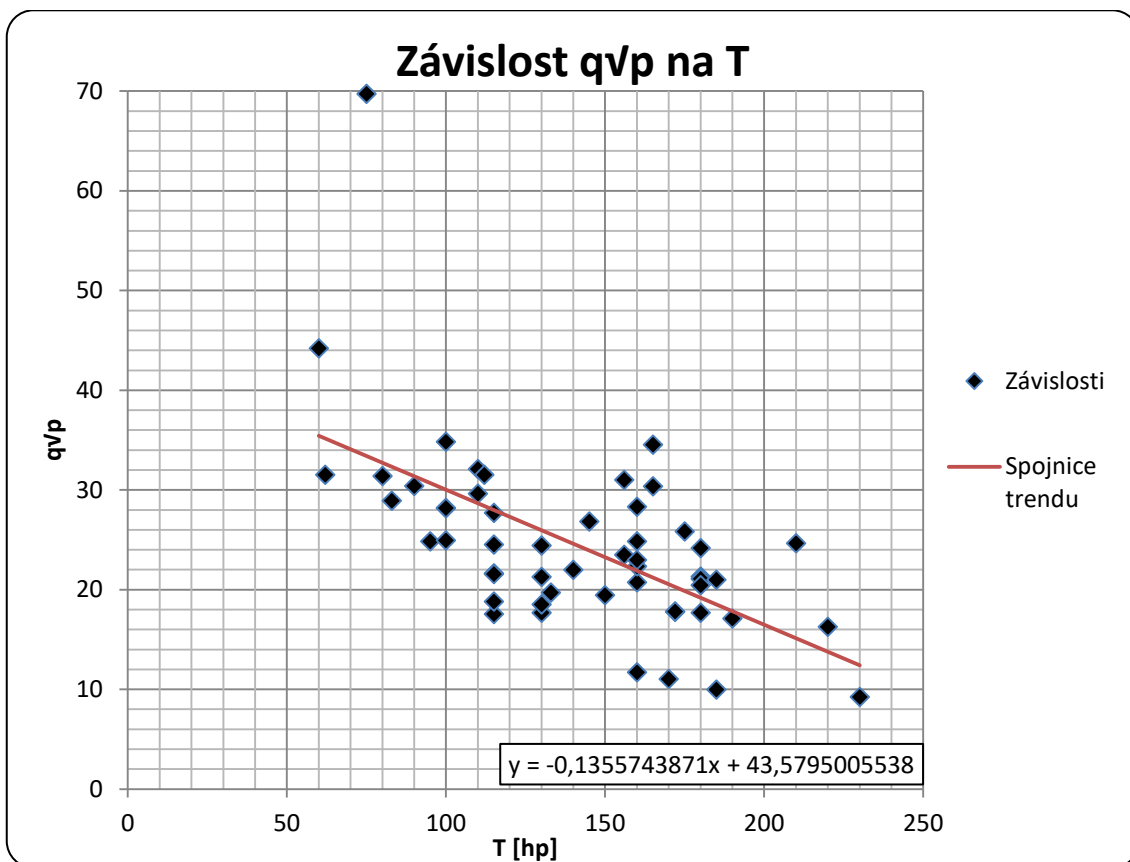


Graf 4-4 Závislost plošného zatížení disku na výkonovém zatížení disku





Graf 4-5 Závislost poměru výkonového zatížení násobeného odmocninou z plošného zatížení na vzletové hmotnosti



Graf 4-6 Závislost poměru výkonového zatížení násobeného odmocninou z plošného zatížení na výkonu motoru

## 5 Koncepce navrhovaného vrtulníku

Ultralehký vrtulník byl navržen jako jednorotorový vrtulník s uspořádáním jednoho nosného rotoru a ocasní vrtule. Ocasní vrtule slouží pro kompenzaci reakčního momentu. Nosný rotor bude polotuhé koncepce ve svislé ose vrtulníku a bude mít dva rotorové listy s konstantním profilem a konstantním průřezem. To znamená, že koncový průřez bude stejný jako kořenový průřez. Ocasní vrtule bude mít také dva listy a bude chráněna ostruhou před kontaktem při tvrdém dosednutí či nerovnostech povrchu. Motor bude uložen v těžišti vrtulníku s palivovou nádrží nad sebou. Jako přistávací zařízení byly použity ližiny namísto kolesové koncepce z důvodu nižší hmotnosti. Kabina vrtulníku bude z velké části koncipovaná, jako prosklená s ohledem na praktické využití v rekreační oblasti a dobrého výhledu.

### 5.1 Hlavní rozměry vrtulníku

Hlavní rozměry vrtulníku zahrnují délku, výšku a šířku vrtulníku. Délka a výška byla stanovena na základě statistického rozboru. Šířka vrtulníku byla stanovena dle provedení dvoučlenné posádky, sedící vedle sebe. Údaje pro stanovení šířky byly vzaty z antropologického výzkumu prováděného na Ústavu nábytku designu a bydlení MENDELU Brno mezi lety 2010 – 2012.

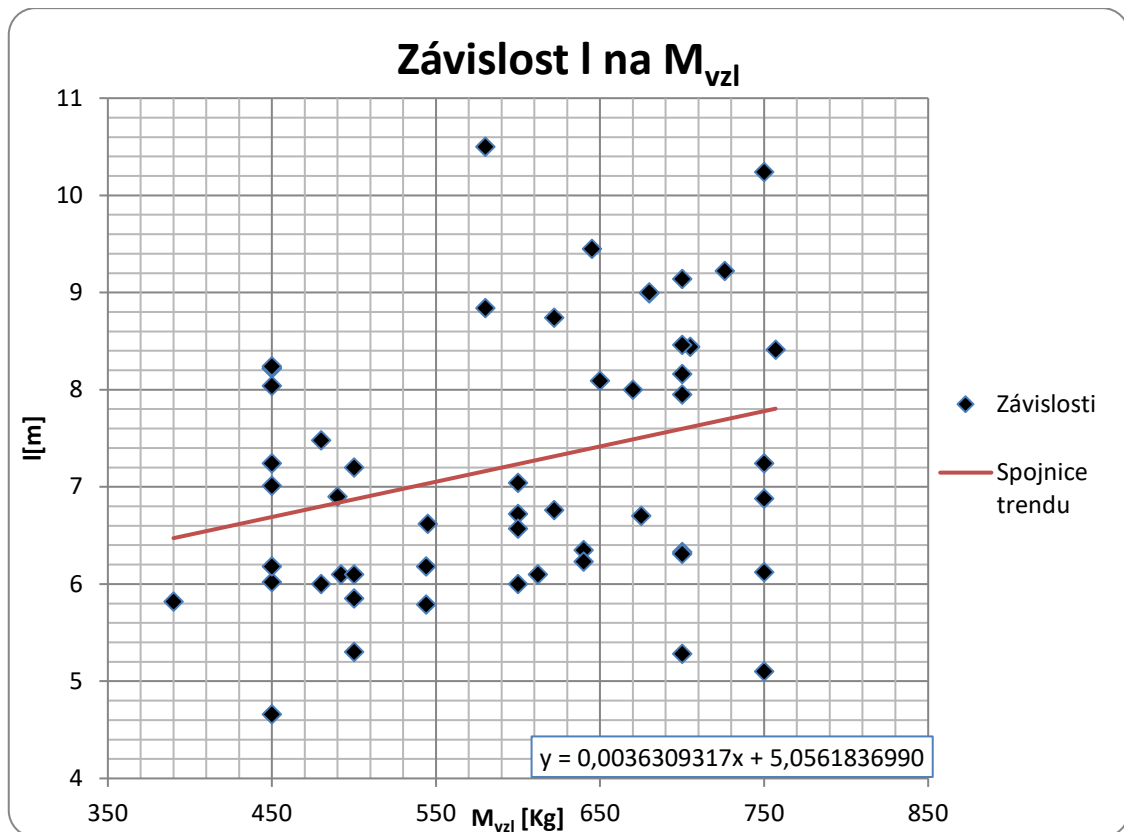
#### 5.1.1 Délka vrtulníku

Délka vrtulníku byla stanovena dle statistického rozboru. Délka vrtulníku je vzdálenost počátku kabiny pro posádku a cestující po nejvzdálenější bod ocasního nosníku. Hlavními parametry ovlivňující délku vrtulníku je velikost kabiny a v případě vrtulníku s ocasním rotorem také vzdálenost tohoto rotoru od osy nosného rotoru. Vzdálenost musí být dostatečně velká, aby moment od ocasního rotoru vyrovnal moment od nosného rotoru. Ze statistického rozboru je určena rovnice hmotnosti dle **grafu 5-1**.

$$y = 0,0036309317 \cdot x + 5,0561836990 \quad (5.01)$$

Při dosažení maximální vzletové hmotnosti 600 [kg] byla následně vypočtena délka vrtulníku.

$$y = 0,0036309317 \cdot 600 + 5,0561836990 = 7,2 \text{ [m]}$$



Graf 5-1 Závislost délky vrtulníku na maximální vzletové hmotnosti

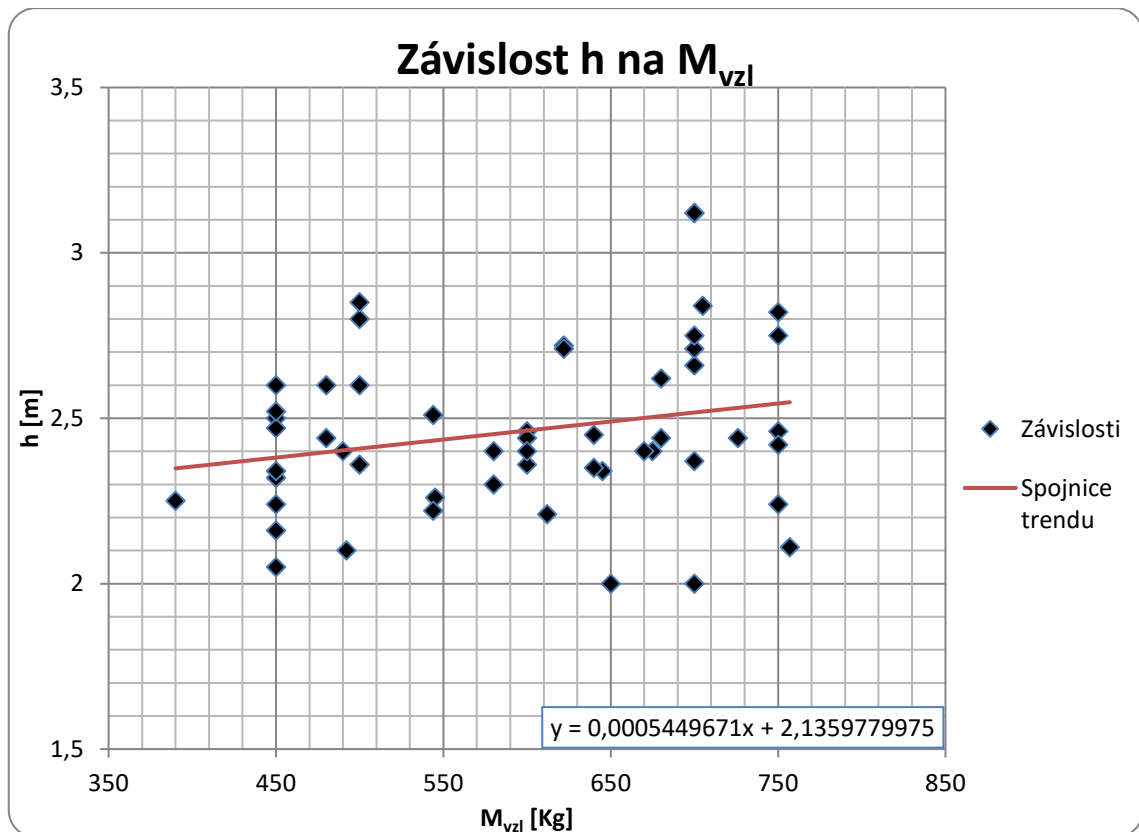
#### 5.1.2 Výška vrtulníku

Výška vrtulníku byla také stanovena dle statistického rozboru. Výška vrtulníku je měřena od země po vrchol nosného rotoru. Výšku ovlivňují zvolené přistávací zařízení, pilotní kabina a vzdálenost disku rotoru od kabiny. Ze statistického rozboru je určena rovnice hmotnosti dle **grafu 5-2**.

$$y = 0,0005449671 \cdot x + 2,1359779975 \quad (5.02)$$

Při dosažení maximální vzletové hmotnosti 600 [kg] byla následně vypočtena výška vrtulníku.

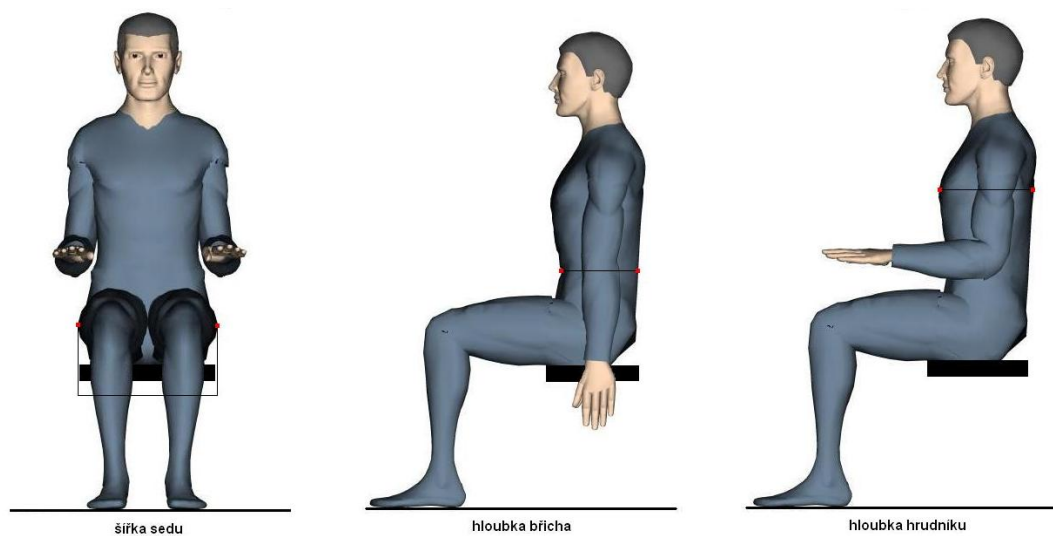
$$y = 0,0005449671 \cdot 600 + 2,1359779975 = 2,5 \text{ [m]}$$



Graf 5-2 Závislost výšky vrtulníku na maximální vzletové hmotnosti

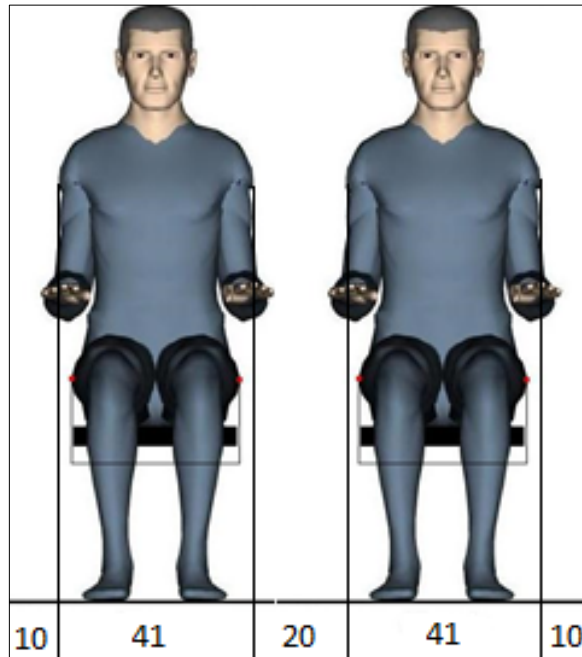
### 5.1.3 Šířka vrtulníku

Šířka vrtulníku byla stanovena na základě antropologického výzkumu prováděného na Ústavu nábytku designu a bydlení MENDELU Brno mezi lety 2010 – 2012.



Obr. 5-1 Lidské tělo v sedě [10]

Pro hodnotu šířky sedu byla brána vyšší z hodnot bikristální šířky (šířky pánve) a biakromiální šířky (šířky ramen). Šířka sedu byla tedy stanovena na **41 [cm]**. Při koncepci dvou sedících členů posádky vedle sebe, byl prostor kolem každého z členů stanoven na **10 [cm]**. Na následujícím obrázku je znázorněna šířka kabiny, která byla stanovena na hodnotu **122 [cm]**. Tabulku hodnot šířek pro jednotlivé části těla a vzdálenosti mezi nimi, můžeme nalézt v **příloze 2.**[10]



Obr. 5-2 Podélné rozložení šířky kabiny v cm

## 6 Výběr pohonného agregátu

Výběr pohonného agregátu, je pro návrh vrtulníků jedním ze stěžejních kroků. Pokud bude mít pohonná jednotka málo výkonu, pak by se v extrémním případě vrtulník nemusel odlepit od země. Pokud bude mít dostatek výkonu, ale jeho hmotnost bude příliš vysoká, mohlo by nastat, že vrtulník bude na konci návrhu vážit víc, než je dovoleno. Ze statistického souboru je patrné, že je více motorů, které se využívají při stavbě ultralehkého vrtulníku. Pro výběr nejvhodnějšího motoru do navrhovaného ultralehkého vrtulníku byly použity další zpřesňující kritéria tak, aby byly vyloučeny motory, pro tuto práci nevhodné. Tyto kritéria popisují, jak hmotnost motoru, tak spotřebu a v neposlední řadě i výkon. Maximální suchá hmotnost motoru byla stanovena na hodnotu **120kg**, maximální spotřeba **30 l/h** a minimální výkon **100Hp**. Na základě těchto parametrů byly získány motory.

Tab. 6-1 Motory

| motor               | hmotnost motoru [Kg] | Spotřeba [l/h] | výkon [hp] |
|---------------------|----------------------|----------------|------------|
| Lycoming O-320      | 111                  | 26             | 172        |
| Rotax 914 UL        | 64                   | 18,3           | 115        |
| Hirt f-30           | 47,6                 | 24             | 110        |
| Rotax 914           | 78                   | 25             | 115        |
| EPA Power SA-R914h  | 78                   | 22             | 130        |
| Mwfly B22 AeroPower | 78,7                 | 21,5           | 130        |
| Subaru DS EJ25      | 120                  | 29             | 165        |
| Subaru EJ25         | 120                  | 22             | 185        |

Motory se dále rozřadili dle poměrů hmotnosti, spotřeby a výkonu. Hodnoty těchto poměrů udává **tabulka 6-2**.

Tab. 6-2 Poměr výkonu a hmotnosti

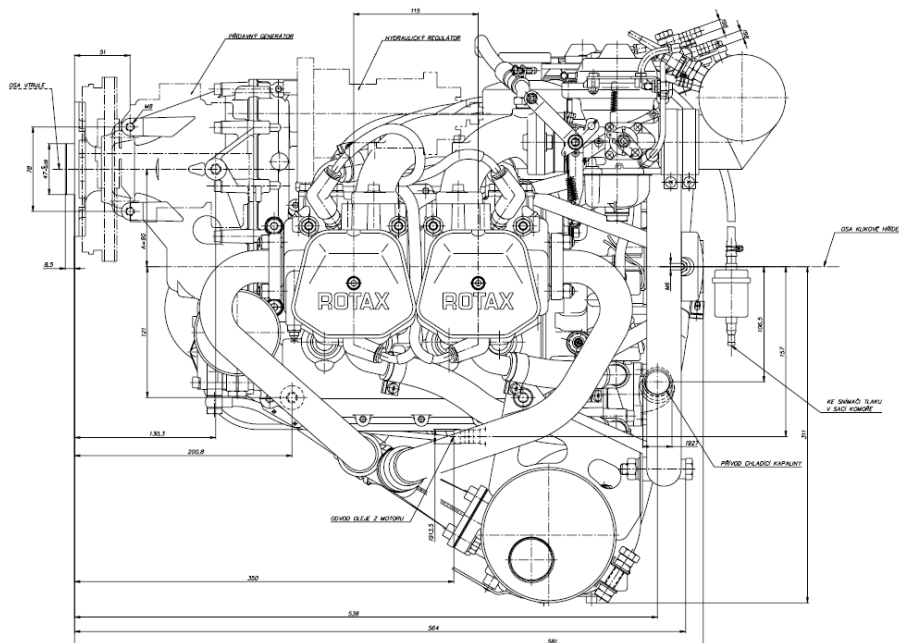
| motor               | P/m [hp/m] |
|---------------------|------------|
| Lycoming O-320      | 1,550      |
| Rotax 914 UL        | 1,797      |
| Hirt f-30           | 2,311      |
| Rotax 914           | 1,474      |
| EPA Power SA-R914h  | 1,667      |
| Mwfly B22 AeroPower | 1,652      |
| Subaru DS EJ25      | 1,375      |
| Subaru EJ25         | 1,542      |

Dle **tabulky 6-2** jsou nejvhodnějšími motory pro pohon navrhovaného vrtulníku: německý motor Hirt f-30 a rakouský Rotax 914 UL. Přestože motor Rotax 914 UL byl až na druhém místě, byl vybrán pro pohon, z důvodu vyšší dostupnosti a širšího uplatnění u více vrtulníků.

## 6.1 Pohonný agregát

### 6.1.1 Rotax 914 F/UL

Motory Rotax jsou ve velké míře používány k zástavbě do ultralehkých letounů a vrtulníků. Motor Rotax 914 F/UL je letecký motor, který vychází z motoru Rotax 914. Jedná se o motor čtyřtákní se čtyřmi válci o maximálním výkonu 115 [hp]. Rotax 914 F a Rotax 914 UL se mezi sebou víceméně neliší, hlavní rozdíl je v tom, že F je certifikovaný dle FAR 33 a verze UL nikoli.[2]



Obr. 6-1 Bokorys motoru Rotax 914 F/UL [2]

### 6.1.2 Hmotnostní rozbor motoru

Jako jeden z hlavních parametru vybraného motoru byla stanovena hmotnost. V této kapitole byl proveden hmotnostní rozbor motoru a příslušenství. Dle statistického rozboru lze předpokládat, že hmotnost motoru se pohybuje okolo **64 [kg]** v suchém stavu. Suchá hmotnost je definovaná jako hmotnost bez přídavných agregátů, bez podpůrných a úložných konstrukcí a bez provozních kapalin. Z důvodu více provedení motoru bylo potřeba analyzovat dané varianty a jejich hmotnosti. Provedení motoru a hmotnosti jsou uvedeny na **obrázku 6-2**.

|            |   |   |   |
|------------|---|---|---|
| provedení: | 2 | hřídel reduktoru pro pevnou vrtuli  | <ul style="list-style-type: none"> <li>- s : elektrickým startérem, karburátory, vestavěným generátorem, zapalováním, olejovou nádrží, nerezovým výfukovým systémem, ložem motoru, turbodmychadlem a elektronickým regulátorem tlaku plnicího vzduchu</li> <li>- bez: chladiče a palivových čerpadel</li> </ul> |
|            | 3 | hřídel reduktoru s přírubou pro stavitelnou vrtuli a s náhonem pro hydraulický regulátor vrtule stálých otáček. |   |
|            | 4 | hřídel reduktoru s přírubou pro pevnou vrtuli, ale připraveno pro montáž hydraulického regulátoru.              |   |

| provedení 2/4 |                               |
|---------------|-------------------------------|
| 914 F         | 914 UL                        |
| 71,7 kg       | 71,7 kg s prokluzovou spojkou |
|               | 70,0 kg bez prokluzové spojky |

| provedení 3 |        |
|-------------|--------|
| 914 F       | 914 UL |
| 74,4 kg     |        |

Obr. 6-2 Typy motoru [2]

Jako vhodné provedení byla vybrána varianta číslo **3** a to provedení s hřídelí reduktoru s přírubou pro stavitelnou vrtuli a s náhonem pro hydraulický regulátor vrtule stálých otáček. Dle **obr. 6-2** má toto provedení hmotnost **74,4 [kg]**. Z této hmotnosti byla stanovena hmotnost suchého motoru dle úprav v **tabulce 6-3**.

Tab. 6-3 - Hmotnost suchého motoru

| Hmotnost suchého motoru |           |
|-------------------------|-----------|
| Název agregátu          | Váha [kg] |
| Motor provedení 3       | 74,4      |
| Výfuk                   | -4        |
| Pomocné lože Rotax      | -2        |
| Olejová nádrž           | -2        |
| Celkem                  | 66,4      |

Suchá hmotnost motoru Rotax 914 UL byla vypočtena na **66,4 [kg]**. Tato hodnota je o **2,4 [kg]** větší, než hmotnost stanovena statistickým rozbohem. Dále bylo zapotřebí stanovit hmotnost přídavných agregátů a ostatního příslušenství. V **tabulce 6-4** jsou zaznamenána jednotlivá příslušenství, která jsou přímo nabízena firmou Rotax. Lože motoru, olejová nádrž, hadice a kabeláž a provozní kapaliny byly stanoveny dle předešlých zkušeností na ústavu letectví a kosmonautiky. Dále je v tabulce zaznamenáno, které příslušenství bylo použito a toto příslušenství je označeno číslicí **1** ostatní označeny **0** jsou případně možné použít, avšak pro prvotní návrh nejsou uvažovány. Výsledná hmotnost motoru Rotax 914 UL byla vypočtena na **86,2 [kg]**.

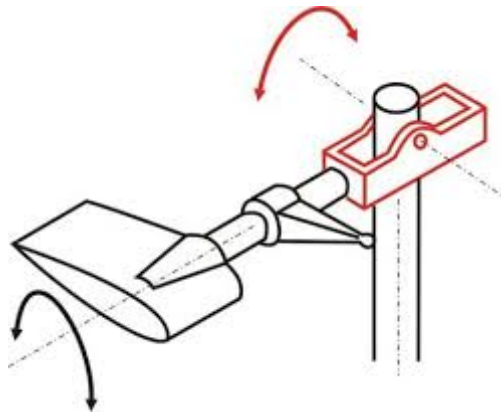


Tab. 6-4 Příslušenství a celková hmotnost

| Příslušenství                   |           |             |           |
|---------------------------------|-----------|-------------|-----------|
| Název                           | Váha [kg] | Použito [-] | Váha [kg] |
| Externí generátor               | 3         | 0           | 0         |
| Prokluzová spojka               | 1,7       | 0           | 0         |
| Vakuová pumpa                   | 0,8       | 1           | 0,8       |
| Hydraulický regulátor           | 2,7       | 1           | 2,7       |
| HD-startér                      | 0,43      | 0           | 0         |
| Regulátor usměřovače            | 0,3       | 1           | 0,3       |
| Startovací relé                 | 0,145     | 0           | 0         |
| Chladič                         | 1         | 1           | 1         |
| chladičí vzduchové potrubí      | 0,8       | 1           | 0,8       |
| Vzduchový filtr                 | 0,15      | 1           | 0,15      |
| Chladič oleje                   | 0,6       | 1           | 0,6       |
| Palivové čerpadlo               | 0,35      | 1           | 0,35      |
| Sací komora-Airbox              | 1,3       | 0           | 0         |
| Výfuk                           | 4         | 0           | 0         |
| Kryt rozvodu chlazeného vzduchu | 0,8       | 0           | 0         |
| Pomocné lože motoru Rotax       | 2         | 0           | 0         |
| Lože motoru                     | 3         | 1           | 3         |
| Usměřovač                       | 0,1       | 1           | 0,1       |
| Přístroj Flydat                 | 0,5       | 0           | 0         |
| Přístroj Rdat                   | 1         | 0           | 0         |
| Chladící kapalin                | 3         | 1           | 3         |
| Olejová náplň                   | 3         | 1           | 3         |
| Hadice a kabeláž                | 2         | 1           | 2         |
| Olejová nádrž                   | 2         | 1           | 2         |
| Celková hmotnost příslušenství  |           | 14          | 19,8      |
| Celková hmotnost motoru         |           |             | 86,2      |

## 7 Nosný rotor

Dle předpisu **CS-VLR.1 hlavy A odrážky (a)** má být koncepce vrtulníků co možná nejjednodušší. Na základě tohoto kritéria byl, jako nosný rotor, zvolen polotuhý nosný rotor.



Obr. 7-1 Schéma polotuhého rotoru [4]

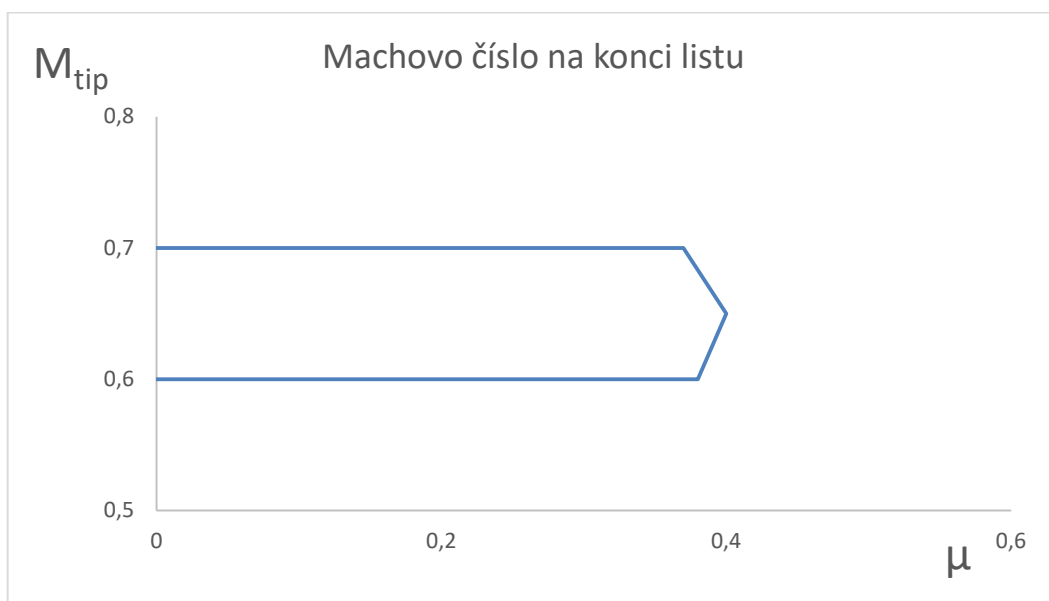
Polotuhé rotory jsou dvojlisté rotory s tuhým upevněním listů v hlavě rotoru. Hlava rotoru je upevněna čepem, který prochází hnací hřídelí a je kolmý na osu hřídele. Listy rotoru bývají většinou nastaveny na předdefinovaný úhel vychýlení pro redukci namáhání a vzniku Coriolisových sil a jsou upevněny k hlavě rotoru osovým zavěšením. Toto zavěšení umožňuje změnu úhlu náběhu. Tato konfigurace je nejjednodušší a nejlehčí pro lehké malé vrtulníky.[4]

### 7.1 List nosného rotoru

Správný výběr listu je jednou z důležitých podmínek pro správný chod vrtulníku. List generuje vztlak, díky kterému se může vrtulník vznést. Jako materiál listu byl vybrán kompozitní materiál. List bude jednoduché koncepce, tedy profil bude po celé délce neměnný a bude mít obdélníkový tvar. Vhodný profil bude v této práci řešen v následujících kapitolách.

## 7.2 Průměr nosného rotoru

Průměr nosného rotoru je jednou z nejdůležitějších návrhových veličin rotoru. Rotor musí generovat potřebný výkon pro let vrtulníku. Zatížení listu není po celé jeho délce konstantní. S rostoucí vzdáleností od hlavy rotoru se zvyšuje Reynoldsovo a Machovo číslo. Pro výběr poloměru rotoru byla nejdůležitější hodnota na špičce rotorového listu. Hodnota Machova čísla na konci rotorového listu nesmí přesáhnout hodnotu  $M=0,7$ , jak je popsáno na grafu níže. Graf byl vytvořen na základě grafu rozložení Machova čísla z [8] a zobrazuje oblast hodnot Machova čísla.



Obr. 7-2 Hodnoty Machova čísla

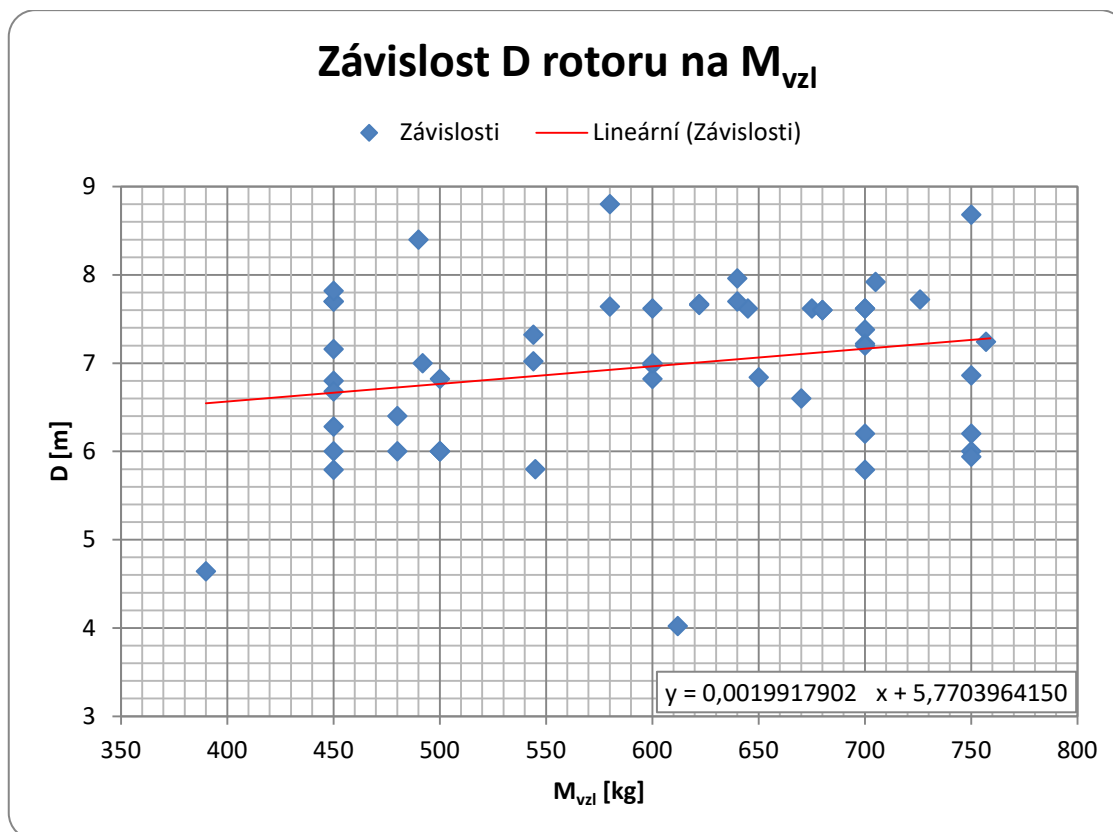
Dle tohoto grafu se stanovilo, že hodnota Machova čísla na konci listu rotoru bude v rozmezí **0,6-0,7**. Nad hodnotou **0,7** dochází k nadměrnému hluku. Pod hodnotou **0,6** je energie menší než potřebná kinetická energie k dosažení vhodné autorotace při výpadku motoru. [8]

## 7.3 Výpočet průměru nosného rotoru

Pro předběžné určení průměru rotoru byla použita vytvořená statistika. Dle statistiky byl vytvořen graf závislosti průměru na maximální vzletové hmotnosti. K potřebným výpočtům byla následně zjištěna rovnice spojnice trendu. Rovnice spojnice trendu nabývá tvaru.

$$y = 0,0019917902x + 5,7703964150 \quad (7.01)$$

Tato rovnice byla uzavřena na deset desetinných míst. Rovnice obsahuje více desetinných míst z důvodu zvýšení přesnosti výpočtu.



**Graf 7-1 závislost průměru rotoru na maximální vzletové hmotnosti**

Předběžný průměr rotoru se vypočítal dosazením maximální vzletové hmotnosti 600 [kg] do rovnice (7.02)

$$y = 0,0019917902 \cdot 600 + 5,7703964150 = \mathbf{6,9 [m]} \quad (7.02)$$

$$\frac{6,899305003}{2} = \mathbf{3,45 [m]}$$

Průměr tedy nabývá hodnoty přibližně **6,9 [m]**, poloměr pak **3,45 [m]**. Pro přesnější hodnotu pro vrtulníky o hmotnosti 600 [kg] se statistická analýza omezila pouze na ty vrtulníky, které mají přesnou navrhovanou maximální vzletovou hmotnost 600 [kg].

**Tab. 7-1 vrtulníky 600 Kg**

| název                    | maximální vzletová hmotnost [Kg] | průměr rotoru [m] |
|--------------------------|----------------------------------|-------------------|
| Aeris Naviter AN-2 Enara | 600                              | 6,98              |
| DragonFly DF-333         | 600                              | 6,82              |
| Vortech Commuter II      | 600                              | 7,62              |
| SKT Skyrider 06          | 600                              | 7                 |

Dle této tabulky aritmetickým průměrem vychází **D = 7,105 [m]** a **R = 3,553 [m]**

## 7.4 Střední aerodynamická tětíva

Pro budoucí výpočty bylo potřeba určit střední aerodynamickou tětívu. Na základě hodnoty plnosti rotoru, v praxi používané pro ultralehké vrtulníky 0,04 (dospělé vrtulníky mají tuto hodnotu vyšší) a poloměru z předchozí kapitoly byla stanovena střední aerodynamická tětíva dle vztahu:

$$b = \frac{R \times \sigma \times \pi}{z} \quad (7.03)$$

$$b = \frac{3,453 \times 0,04 \times \pi}{2}$$

$$b = 0,219[m]$$

## 7.5 Profil

Profil listu byl vybírán na základě kritérií součinitelů a citlivosti na výrobní nepřesnosti. Součinitele byly počítány na základě kritické hodnoty Machova čísla na konci listu a tedy i nejvyšší hodnoty Reynoldsova čísla. Bylo použito 14 profilů, které byly používány v minulosti, ale objevují se i v dnešní době a 4 nejnovější profily. Profily můžeme vidět v **tabulce 7-2** a nejnovější profily jsou v ní označené šedě.

Tab. 7-2 Profily

| Profily listů |                        |
|---------------|------------------------|
| NACA 0012     | VR-7                   |
| NACA 0015     | VR-8                   |
| NACA 23012    | VR-12                  |
| NACA 23015    | VR-15                  |
| NACA 8-H-12   | RAE9615                |
| OA-206        | NLR-1T                 |
| OA-209        | NASA-Langley RC (5)-10 |
| OA-212        | NASA-Langley RC-12(B)3 |
| OA-213        | NASA-Langley RC-12(N)1 |

### 7.5.1 Reynoldsovo číslo

K výpočtu Reynoldsova čísla byly použity hodnoty z předešlých kapitol a vztah (7.04). Hodnoty byly počítány k špičce listu rotoru. Rychlost  $v$  byla vypočtena z Machova čísla. Hodnota Machova čísla byla stanovena na  $M=0,65$ .

$$Re = \frac{v \times b}{\nu} \quad (7.04)$$

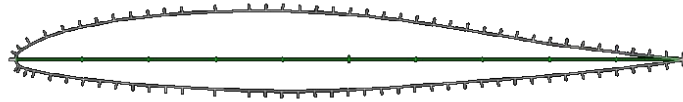
$$Re = \frac{57,566 \times 3,483 \times 0,219}{\nu 1,47 \times 10^{-5}}$$

$$Re = 2988563 [-]$$

### 7.5.2 Výpočty v programu Xfoil

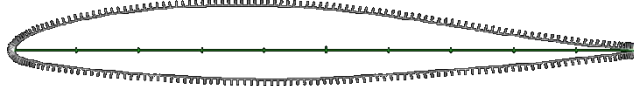
Program Xfoil slouží k analýze a výpočtu parametrů 2D profilu křídla. Výpočet je založený na dvourozměrné panelové metodě. Na následující ukázce byl do programu vložen profil **NASA/Langley RC-12(B)3**. Poté byly upraveny body, které ohraničují a definují profil. Jejich počet se zvětšil na 240 pro přesnější výsledky. Dále byly upraveny podmínky rozložení těchto bodů kolem náběžné a odtokové hrany, tak, aby tento prostor byl více zahuštěn a opět se zpřesnili výsledky výpočtu. Upravený profil je zobrazen na **obrázku 7-3**.

Current airfoil paneling  
No. panel nodes: 83  
Max panel angle: 28.97°



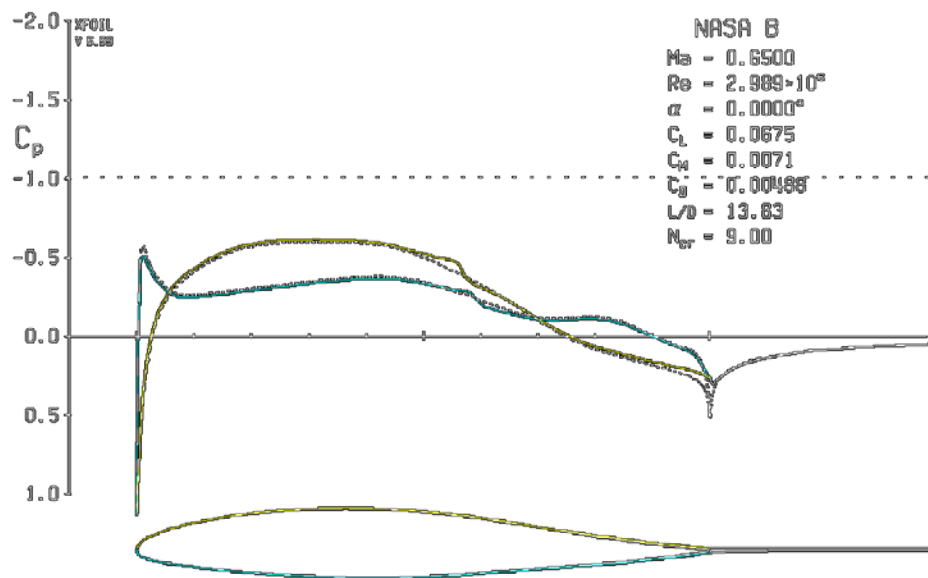
Obr. 7-2 Profil NASA/Langley RC-12(B)3

Current airfoil paneling  
No. panel nodes: 240  
Max panel angle: 8.10°



Obr. 7-3 Upravené body profilu

Následně byly zadané hodnoty Machova čísla na konci rotorového listu a změněna viskozita zadáním Reynoldsova čísla vypočítaného v předešlé kapitole. Pro zpřesnění výpočtů byla změněna hodnota iterace z 10 na 100, to znamená, že na jednu změnu úhlu náběhu bude připadat 100 výpočtů. Konečné rozložení součinitele tlaku pro úhel náběhu 0° se nachází na **obrázku 7-4**.



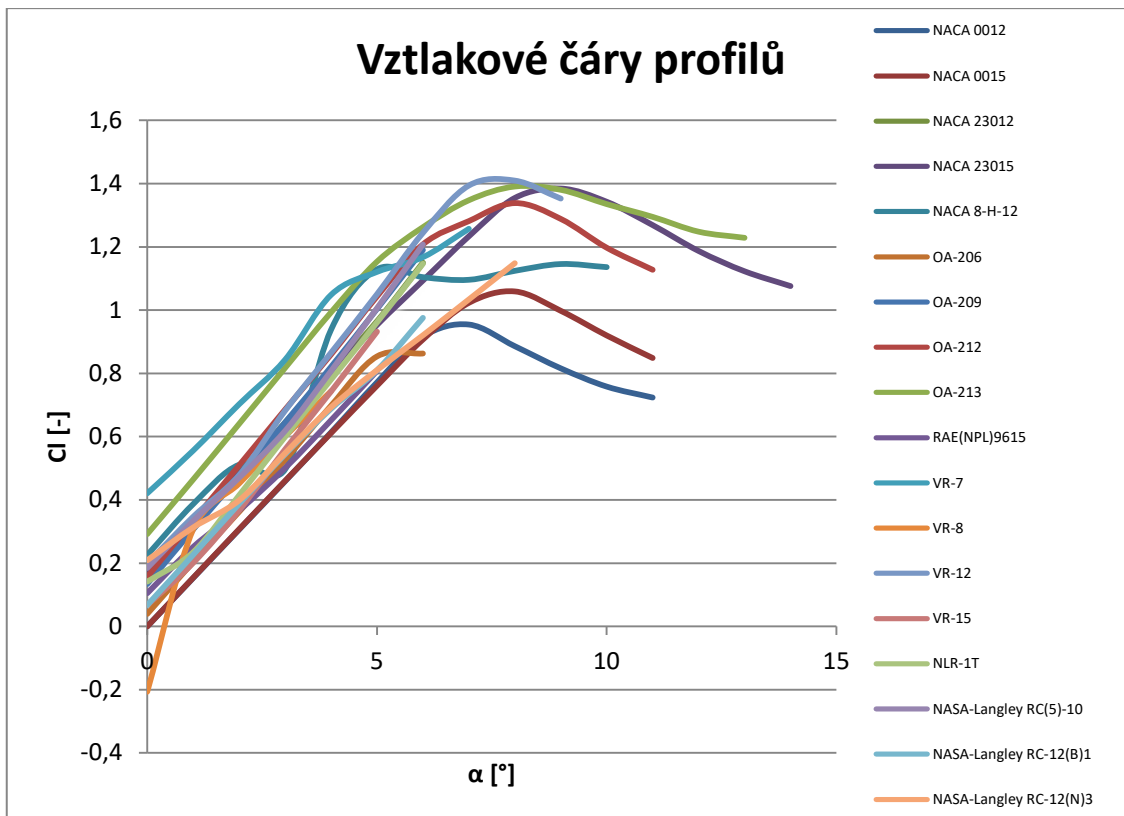
Obr. 7-4 Rozložení součinitele tlaku pro nulový úhel náběhu

Hodnoty zjištěné touto metodou byly odečteny a zaznamenány do **tabulky 7-3**. Dále z těchto hodnot byly vypracovány grafické průběhy a ty byly zhodnoceny. Na základě zhodnocení byl vybrán předběžný profil listu vrtule nosného rotoru.

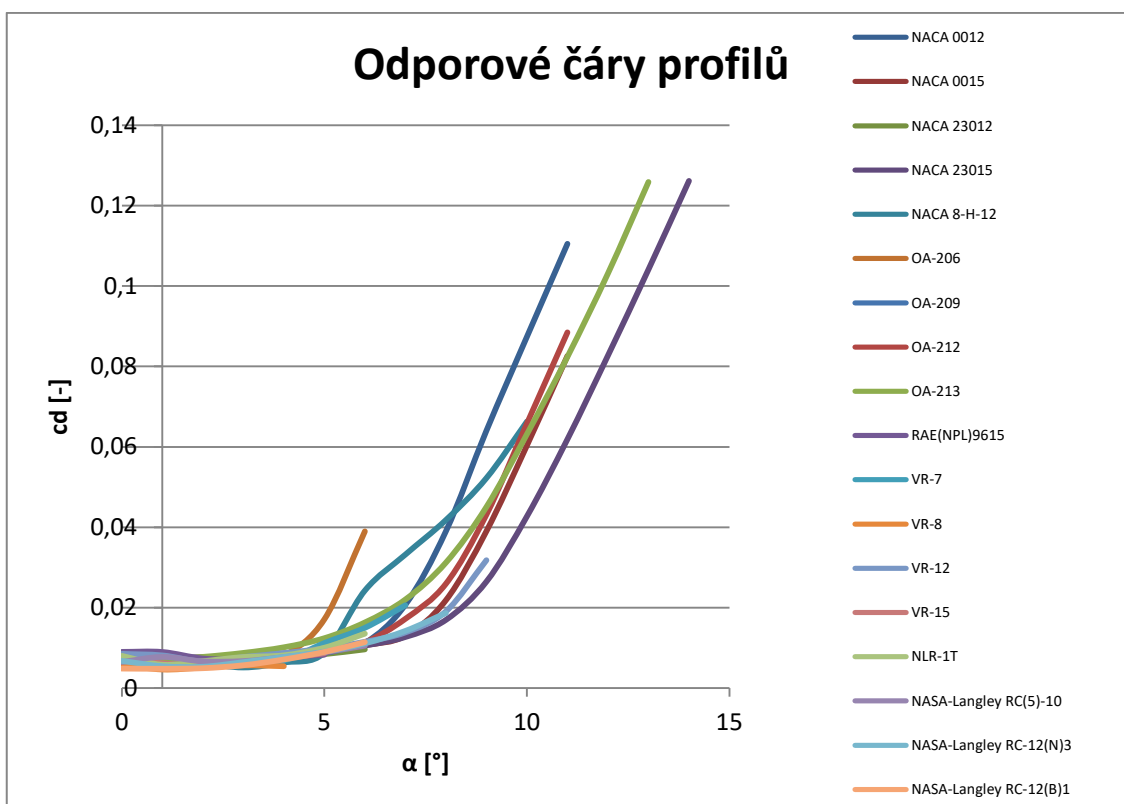
Tab. 7-3 Naměřené hodnoty pomocí programu XFOIL

| Název profilu          | Int. $\alpha$ [°] | prům $C_l/C_d$ | $C_l/C_d$ max | $C_l$ max [-] | průměr $C_m$ [-] | $C_d$ min [-] | $c_p$ [-] | $c_{p0}$ [-] | $c_{pi}$ [-] |
|------------------------|-------------------|----------------|---------------|---------------|------------------|---------------|-----------|--------------|--------------|
| NACA 0012              | 12                | 39,940         | 85,760        | 0,955         | 0,020            | 0,006         | 2,992E-05 | 2,990E-05    | 1,806E-08    |
| NACA 0015              | 12                | 45,309         | 84,870        | 1,059         | 0,032            | 0,007         | 3,357E-05 | 3,355E-05    | 1,806E-08    |
| NACA 23012             | 7                 | 81,427         | 119,090       | 1,150         | 0,008            | 0,007         | 3,437E-05 | 3,435E-05    | 1,806E-08    |
| NACA 23015             | 15                | 54,497         | 102,930       | 1,385         | 0,028            | 0,008         | 3,787E-05 | 3,785E-05    | 1,806E-08    |
| NACA 8-H-12            | 11                | 61,755         | 147,140       | 1,146         | 0,009            | 0,005         | 2,577E-05 | 2,575E-05    | 1,806E-08    |
| OA-206                 | 7                 | 50,811         | 85,920        | 0,863         | 0,004            | 0,005         | 2,412E-05 | 2,410E-05    | 1,806E-08    |
| OA-209                 | 7                 | 82,057         | 115,030       | 1,190         | 0,007            | 0,006         | 2,942E-05 | 2,940E-05    | 1,806E-08    |
| OA-212                 | 12                | 63,188         | 117,390       | 1,339         | 0,012            | 0,006         | 3,177E-05 | 3,175E-05    | 1,806E-08    |
| OA-213                 | 14                | 52,632         | 97,640        | 1,391         | 0,012            | 0,007         | 3,587E-05 | 3,585E-05    | 1,806E-08    |
| VR-7                   | 8                 | 100,240        | 152,600       | 1,257         | 0,040            | 0,006         | 2,987E-05 | 2,985E-05    | 1,806E-08    |
| VR-8                   | 5                 | 99,063         | 136,110       | 0,744         | 0,022            | 0,005         | 2,327E-05 | 2,325E-05    | 1,806E-08    |
| VR-12                  | 10                | 75,573         | 107,840       | 1,410         | 0,014            | 0,007         | 3,322E-05 | 3,320E-05    | 1,806E-08    |
| VR-15                  | 6                 | 66,025         | 107,210       | 0,932         | 0,009            | 0,006         | 2,917E-05 | 2,915E-05    | 1,806E-08    |
| RAE9615                | 6                 | 56,898         | 97,020        | 0,808         | 0,010            | 0,007         | 3,587E-05 | 3,585E-05    | 1,806E-08    |
| NLR-1T                 | 7                 | 68,033         | 95,590        | 1,147         | 0,008            | 0,006         | 2,917E-05 | 2,915E-05    | 1,806E-08    |
| NASA-Langley RC(5)-10  | 7                 | 80,740         | 114,420       | 1,208         | 0,004            | 0,007         | 3,257E-05 | 3,255E-05    | 1,806E-08    |
| NASA-Langley RC-12(B)1 | 7                 | 72,231         | 96,400        | 0,976         | 0,010            | 0,005         | 2,417E-05 | 2,415E-05    | 1,806E-08    |
| NASA-Langley RC-12(N)3 | 9                 | 71,384         | 89,350        | 1,149         | 0,024            | 0,005         | 2,667E-05 | 2,665E-05    | 1,806E-08    |

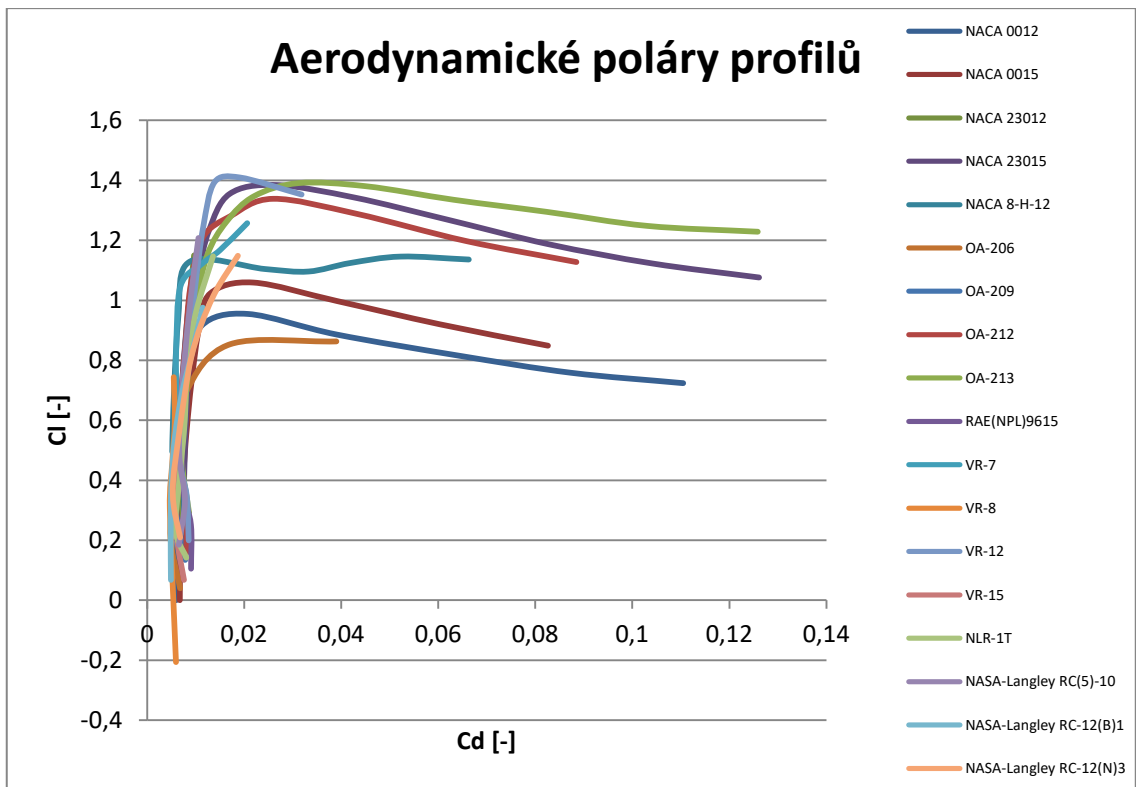




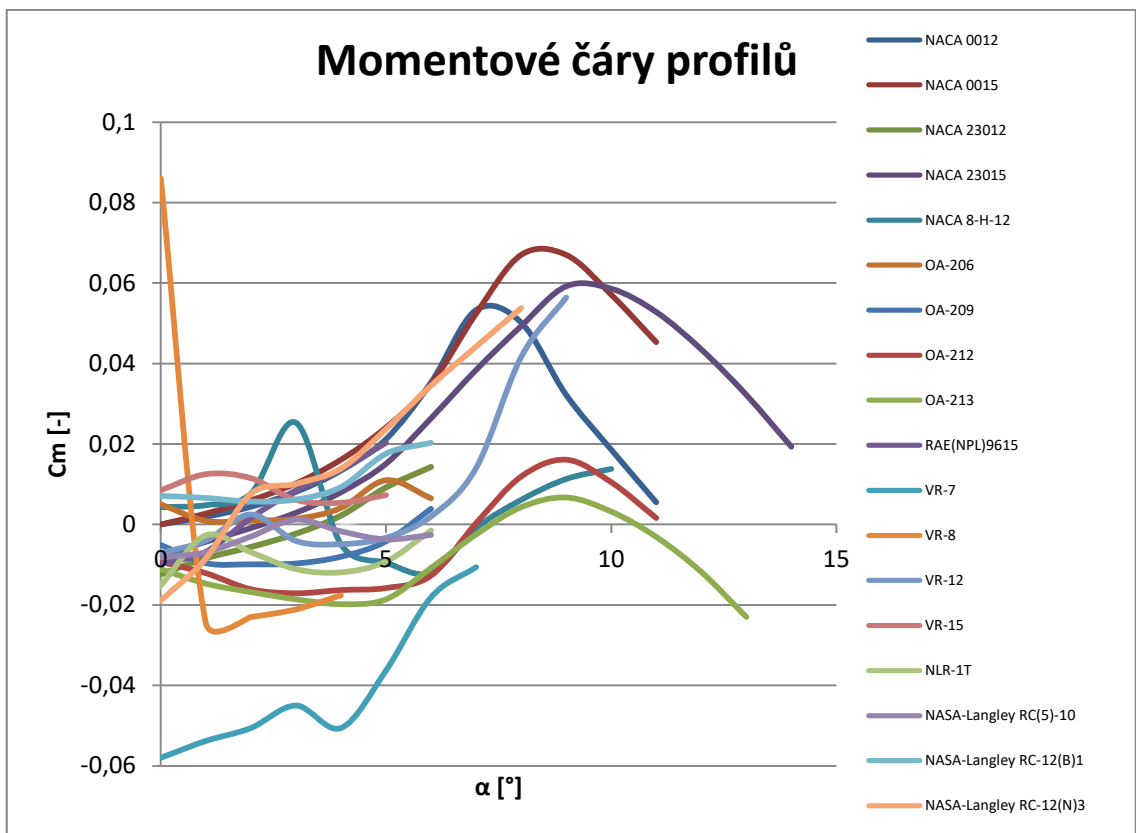
Graf 7-2 Vztlakové čáry profilů



Graf 7-3 Odporové čáry

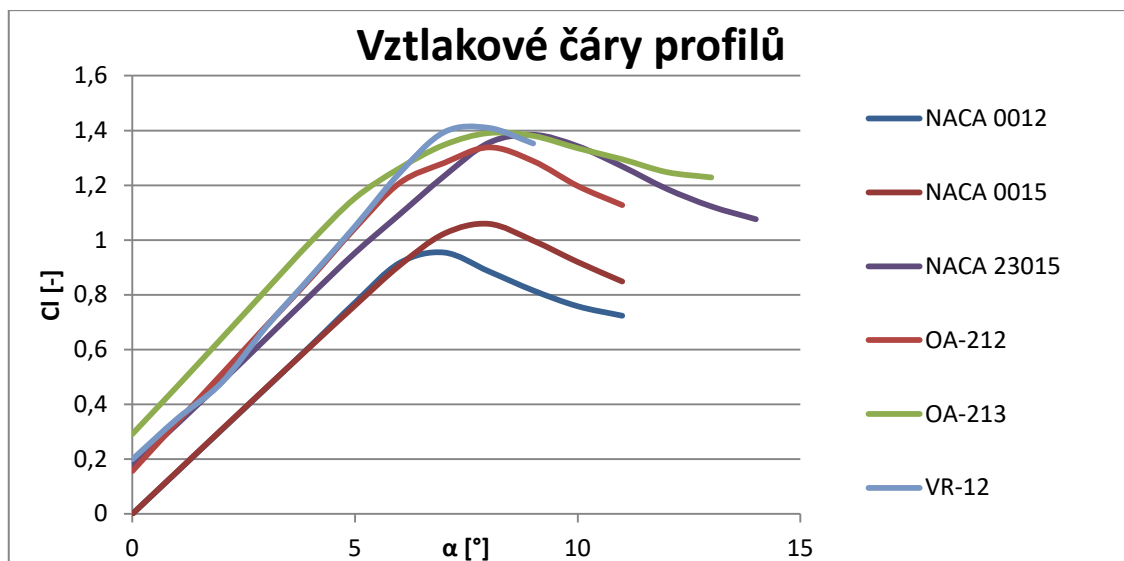


Graf 7-4 Aerodynamické poláry profilů



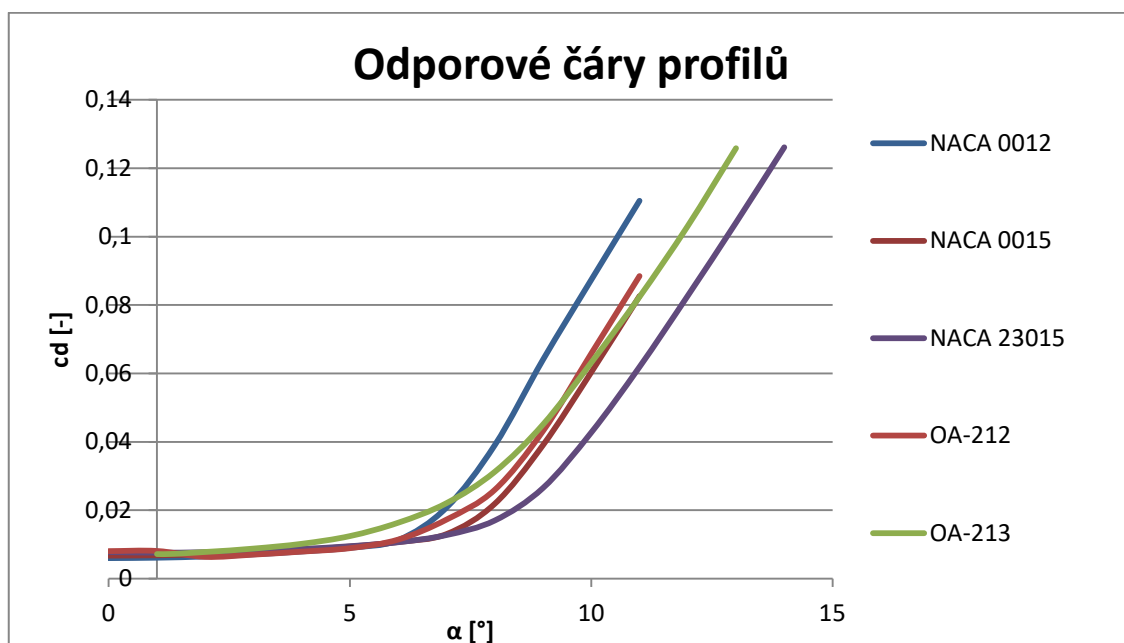
Graf 7-5 Momentové čáry profilů

Z grafů uvedených výše byly odstraněny profily s netradičním průběhem a profily, jejichž rozsah úhlů náběhu dosahoval velmi nízkých hodnot.



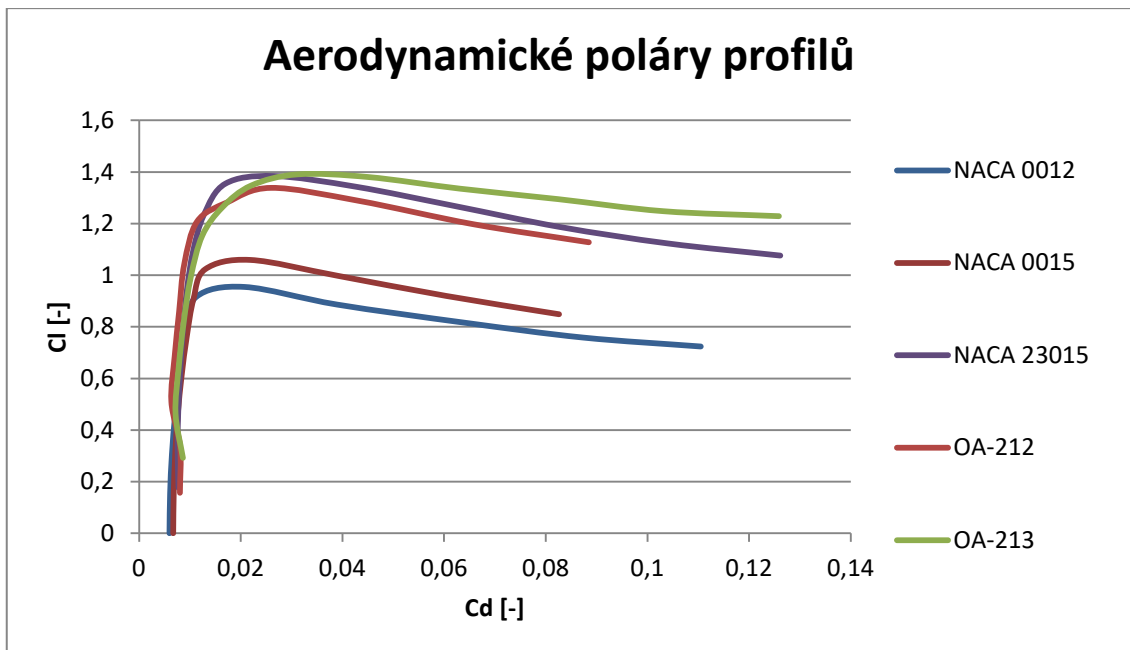
Graf 7-6 Upravený graf vztlakových čar profilů

Na upraveném grafu vztlakových čar profilů lze vidět, že největšího součinitele vztlaku dosahuje profil **VR-12**. Druhým v pořadí je **OA-213**.



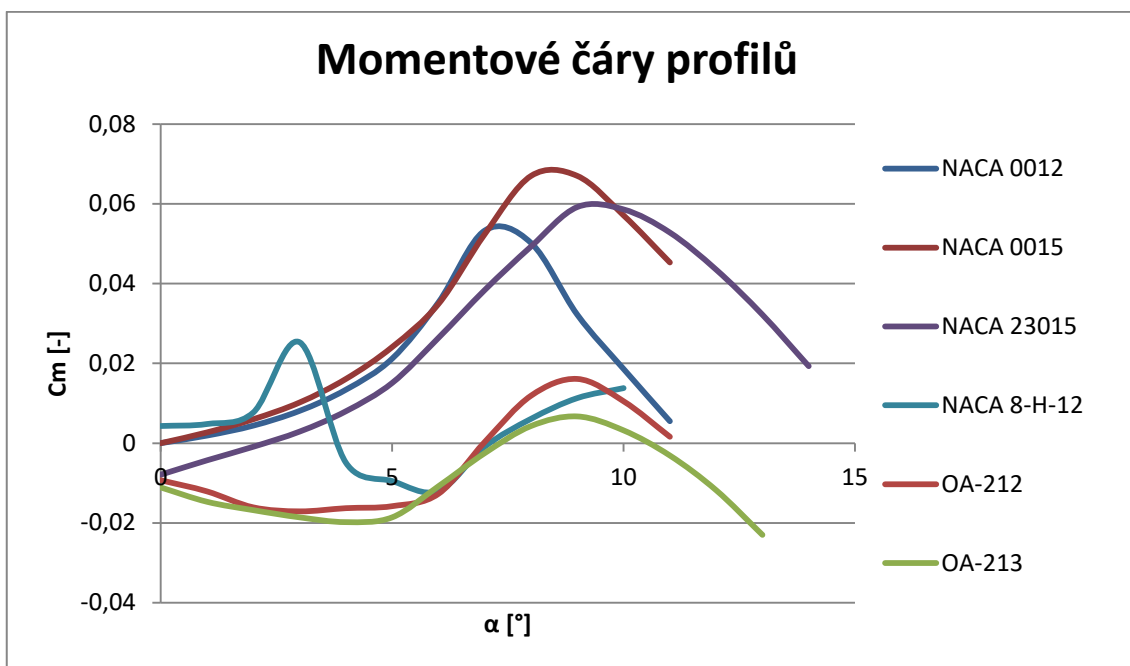
Graf 7-7 Upravený graf Odporových čar profilů

U hledaného profilu bylo jedním z kritérií dosáhnout, co nejmenšího součinitele odporu. Tuto podmínku nejlépe splňuje profil **NACA 23015**. Z grafu je dále vidět, že **OA-213** má již od nízkých úhlů náběhu (řádově 2°), jedny z nejvyšších hodnot součinitele odporu.



Graf 7-8 Upravený graf aerodynamických polár profilů

Z upraveného grafu poláry je patrné, že nejlepších hodnot dosahují profily **NACA 23015** a **OA-213**.



Graf 7-9 Upravený graf momentových čar profilů

Z upraveného grafu momentových čar profilů je patrné, že profil **OA-213** nabývá nejmenších hodnot součinitele momentu od 7° úhlu náběhu a srovnatelných hodnot součinitele momentu v intervalu od 0° do 7° úhlu náběhu. Touto metodou byl vybrán profil **OA-213**. Z důvodu zanedbání profilů s nižší škálou náběžných úhlů a čistě subjektivního výběru profilu, bude v průběhu této

práce použita sofistikovanější metoda a to vícekriteriální metoda pro ověření výsledku.

### 7.5.3 Metoda vícekriteriálního výběru

Aby byla zohledněna všechna kritéria a vybral se tak správný a nejlépe vyhovující profil, byla použita metoda vícekriteriálního výběru. Na začátku bylo potřeba stanovit kritéria, ty byly určeny na začátku **kapitoly 7**. Na určení váhy daného kritéria byla použita metoda bodovací a stupnice od 0-10, kde nejvyšší hodnota značí nejvyšší důležitost a více kritérií může mít stejnou hodnotu důležitosti. Dále se stanovila váha daného kritéria a to podle vztahu:

$$Váha = \frac{Body}{Celkové body} \quad (7.05)$$

Jako výchozí hodnota k porovnání vah se určila střední hodnota dané fyzikální veličiny a to dle vztahu:

$$Porovnávací\ hodnota = \frac{\sum_1^n a}{\sum n} \quad (7.06)$$

Dále bylo potřeba určit, jestli dané kritérium je takzvaně výnosové nebo nákladové. Jelikož kritérium odporového součinitele bylo upraveno, jako kritérium minimální hodnoty, bylo bráno jako výnosové. Pokud bychom danou úpravu neprovedli, bylo by toto kritérium nákladové. Pro výnosové a nákladové kritérium byly stanoveny funkce:

$$Výnosové = \frac{hodnota\ kritéria}{porovnávací\ hodnota} \times váha\ kritéria \quad (7.07)$$

$$Nákladové = \frac{porovnávací\ hodnota}{hodnota\ kritéria} \times váha\ kritéria \quad (7.08)$$

Hodnoty získané multikriteriální metodou jsou popsány v **tabulce 7-4**.

Tab. 7-4 Multikriteriální metoda

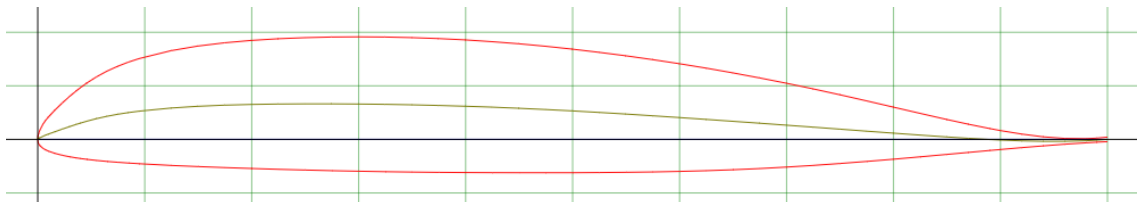
| TYP                    | VÝNOSOVÉ     | VÝNOSOVÉ        | VÝNOSOVÉ      | VÝNOSOVÉ      | NÁKLADOVÉ        | VÝNOSOVÉ      | VÝNOSOVÉ  | Celková h. |
|------------------------|--------------|-----------------|---------------|---------------|------------------|---------------|-----------|------------|
| BODY                   | 10           | 9               | 7             | 10            | 6                | 8             | 10        | 60         |
| VÁHA                   | 0,167        | 0,150           | 0,117         | 0,167         | 0,100            | 0,133         | 0,167     | 1          |
| porovnávací hodnota    | 9            | 67,878          | 108,462       | 1,117         | 0,015            | 0,006         | 3,037E-05 |            |
| Název profilu          | $\alpha$ [°] | prům. $C_l/C_d$ | $C_l/C_d$ max | $C_l$ max [-] | průměr $C_m$ [-] | $C_d$ min [-] | $c_p$ [-] |            |
| NACA 0012              | 0,222        | 0,088           | 0,092         | 0,142         | 0,075            | 0,131         | 0,164     | 0,915      |
| NACA 0015              | 0,222        | 0,100           | 0,091         | 0,158         | 0,048            | 0,147         | 0,184     | 0,951      |
| NACA 23012             | 0,130        | 0,180           | 0,128         | 0,172         | 0,195            | 0,151         | 0,189     | 1,144      |
| NACA 23015             | 0,278        | 0,120           | 0,111         | 0,207         | 0,054            | 0,166         | 0,208     | 1,144      |
| NACA 8-H-12            | 0,204        | 0,136           | 0,158         | 0,171         | 0,166            | 0,113         | 0,141     | 1,090      |
| OA-206                 | 0,130        | 0,112           | 0,092         | 0,129         | 0,355            | 0,106         | 0,132     | 1,057      |
| OA-209                 | 0,130        | 0,181           | 0,124         | 0,178         | 0,211            | 0,129         | 0,161     | 1,114      |
| OA-212                 | 0,222        | 0,140           | 0,126         | 0,200         | 0,130            | 0,139         | 0,174     | 1,132      |
| OA-213                 | 0,259        | 0,116           | 0,105         | 0,208         | 0,129            | 0,157         | 0,197     | 1,171      |
| VR-7                   | 0,148        | 0,222           | 0,164         | 0,188         | 0,038            | 0,131         | 0,164     | 1,054      |
| VR-8                   | 0,093        | 0,219           | 0,146         | 0,111         | 0,070            | 0,102         | 0,128     | 0,869      |
| VR-12                  | 0,185        | 0,167           | 0,116         | 0,210         | 0,108            | 0,146         | 0,182     | 1,115      |
| VR-15                  | 0,111        | 0,146           | 0,115         | 0,139         | 0,177            | 0,128         | 0,160     | 0,977      |
| RAE9615                | 0,111        | 0,126           | 0,104         | 0,121         | 0,150            | 0,157         | 0,197     | 0,966      |
| NLR-1T                 | 0,130        | 0,150           | 0,103         | 0,171         | 0,182            | 0,128         | 0,160     | 1,024      |
| NASA-Langley RC(5)-10  | 0,130        | 0,178           | 0,123         | 0,180         | 0,389            | 0,143         | 0,179     | 1,322      |
| NASA-Langley RC-12(B)1 | 0,130        | 0,160           | 0,104         | 0,146         | 0,146            | 0,106         | 0,133     | 0,923      |
| NASA-Langley RC-12(N)3 | 0,167        | 0,158           | 0,096         | 0,171         | 0,063            | 0,117         | 0,146     | 0,919      |

Pořadí nejvýhodnějších pěti profilů z multikriteriální metody, viz Tab.

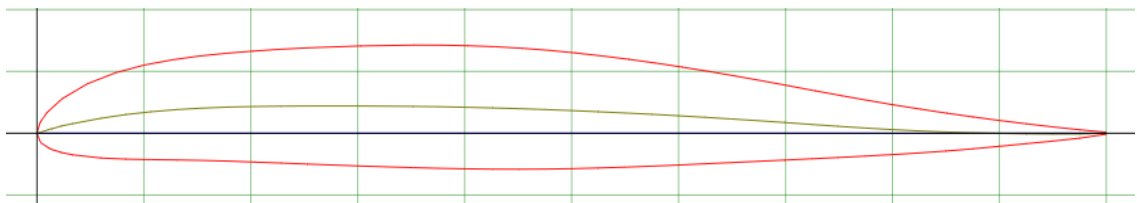
Tab. 7-5 Pořadí 5 nejvhodnějších profilů

| profil                | Celková hodnota | pořadí |
|-----------------------|-----------------|--------|
| NASA-Langley RC(5)-10 | 1,322           | 1      |
| OA-213                | 1,171           | 2      |
| NACA 23012            | 1,144           | 3      |
| NACA 23015            | 1,144           | 4      |
| OA-212                | 1,132           | 5      |

Zde můžeme vidět, že profil OA-213 vybraný předchozí zjednodušenou postupovou metodou se umístil v případě použití multikriteriální metody na 2. místě až za profilem **NASA-Langley RC (5)-10**.



Obr. 7-5 Profil OA-213



Obr. 7-6 NASA-Langley RC (5)-10

Na základě multikriteriální metody byl pro předběžný konstrukční návrh ultralehkého vrtulníku vybrán profil **NASA-Langley RC (5)-10**. [11]

## 8 Přistávací zařízení

Aby vrtulník mohl bezpečně přistávat a pohybovat se po pozemní ploše, musí být vybaven přistávacím zařízením. Přistávací zařízení můžeme rozlišit dle toho, kde se předpokládá použití vrtulníku. Pokud bychom uvažovali o přistávání na vodě, pak by se, jako přistávací zařízení vrtulníku, použily plováky. Plováky dovolují přistání jak na vodě,



Obr. 8-1 Vrtulník CH-7 vybaven ližinovým přistávacím zařízením

tak i na souši. Pro přistání pouze na souši existují dva základní typy. První z nich jsou ližiny. Jedná se o jednoduchý konstrukční prvek, který může být doplněn koly k lepší manipulaci vrtulníku po zemi. Druhé a konstrukčně náročnější zařízení spočívá v kolovém podvozku. Tento kolový podvozek do určité míry eliminuje nerovnosti povrchu a používá se zejména u vyšších řad vrtulníků. U navrhovaného ultralehkého vrtulníku byl, jako pomůcka k bezpečnému přistání použit systém ližin (saní). Tento systém je jednoduchý na konstrukci a servis na rozdíl od systému kolového podvozku.[4]



## 9 Hmotností rozbor vrtulníku

Na základě CS-VLR byla stanovena maximální hodnota vzletové hmotnosti na 600 [kg]. Z důvodu konstrukčního návrhu vrtulníku se tato hodnota musí rozdělit mezi větší konstrukční celky dle známých koeficientů z [5]. Vrtulník budeme dělit na tyto komplexní celky:

1. Trup
2. Nosný systém
3. Ocasní systém
4. Řízení
5. Přistávací zařízení
6. Hnací skupina a náhony
7. Výstroj
8. Instalace

Před samotným výpočtem kategorií ještě bylo potřeba vypočítat prázdnou hmotnost vrtulníku. Ta byla vypočítána dle předpisu **CS-VLR.29**

---

### CS-VLR

---

- (a) Hmotnost prázdného letadla a odpovídající těžiště musí být určeny vážením rotorového letadla bez posádky a bez užitečné zátěže, avšak s:
- (1) pevnou zátěží;
  - (2) nevyužitelným palivem zjištěným dle CS VLR.959; a
  - (3) provozními kapalinami včetně:
    - (i) oleje;
    - (ii) ostatních kapalin potřebných pro běžný provoz systémů rotorového letadla.
- (b) Stav rotorového letadla v době určování hmotnosti prázdného letadla musí být jasně definovaný a snadno opakovatelný - zejména co se týče hmotností paliva, oleje, chladiv a zastavěného vybavení.

**Obr. 9-1 CS-VLR.29 [1]**

$$M_0 = M_{vzl} - 2 \cdot M_{pil} \text{ (dle cs vlr. 25)} - M_{pal} - M_{olej} - 2 \cdot M_{zav} \quad (9.01)$$
$$M_0 = 600 - 2 \cdot 86 - 34 - 4,5 - 2 \cdot 10 = \mathbf{369,5 [Kg]}$$

### 9.1 Trup

Mezi konstrukční prvky trupu se řadí trup s ocasním nosníkem, kabina a zasklení kabiny, závěsná lože reduktorů a rotoru avšak pouze tehdy, pokud se nedemontují společně s těmito agregáty. Váha trupu obvykle představuje 12-18% prázdné váhy vrtulníku. [5]

$$K_t = 0,12 - 0,18 \times M_0 \quad (9.02)$$
$$K_t = \mathbf{(44,34 - 66,51) [Kg]}$$

## 9.2 Nosný systém

Za prvky nosného systému se považují listy rotoru, závěsný nosníky listů rotoru a rotorové hlavy společně s tlumiči. Na základě konstrukčního návrhu rotoru s koncepcí dvou listů a polotuhého uspořádání nosného rotoru, bude váha nosného systému tvořit 21-28% prázdné váhy vrtulníku. [5]

$$\begin{aligned}K_{ns} &= 0,21 - 0,28 \times M_0 & (9.03) \\K_{ns} &= (77,6 - 103,46) [Kg]\end{aligned}$$

## 9.3 Ocasní systém

Ocasní systém se skládá z ocasního rotoru s ovládacím mechanismem a stavitelné ocasní plošky, které jsou umístěny vodorovně a slouží ke stabilizaci vrtulníku. Tento systém představuje 1-1,5% prázdné váhy vrtulníku plus hmotnost ocasních plošek, která představuje 5-6kg/m<sup>2</sup>. [5]

$$\begin{aligned}K_{os} &= 0,01 - 0,015 \times M_0 & (9.04) \\K_{os} &= (3,7 - 5,54) [Kg] \\M_{st} &= (5 - 6) [Kg]\end{aligned}$$

## 9.4 Řízení

Do této skupiny patří cyklické a kolektivní řízení rotoru včetně vlastního mechanismu ovládání listů, směrové řízení, řízení motoru s ovládání stavitelnosti ocasní vodorovné plošky. Do této skupiny také patří všechny servomotory, tlumiče, autopilot, regulátor otáček motoru a samočinné představování polohy listů na autorotační úhel a podobné mechanismy. Váha řízení je 4,5-6% prázdné váhy vrtulníku. [5]

$$\begin{aligned}K_{\dot{r}} &= 0,045 - 0,06 \times M_0 & (9.05) \\K_{\dot{r}} &= (16,63 - 22,17) [Kg]\end{aligned}$$

## 9.5 Přistávací zařízení

U navrhované koncepce vrtulníku bude tato část konstrukce obsahovat ližiny, jako prostředek pro pohlcení energie při přistání a ochranná ostruha ocasního rotoru. V důsledku této koncepce bude váha přistávacího zařízení představovat 6-8,3% prázdné váhy vrtulníku. [5]

$$\begin{aligned}K_{pz} &= 0,06 - 0,083 \times M_0 & (9.06) \\K_{pz} &= (22,17 - 30,67) [Kg]\end{aligned}$$

## 9.6 Hnací skupina a náhony

Tato skupina obsahuje namontovaný motor se všemi agregáty, které jsou na motor nainstalovány. Hmotnost hnací skupiny s náhony tvoří 21-29% prázdné váhy vrtulníku, tuto hodnotu si můžeme ověřit z **kapitoly 6.1.2** hmotnostní rozbor motoru. [5]

$$\begin{aligned}K_{hs} &= 0,21 - 0,29 \times M_0 & (9.07) \\K_{hs} &= (77,6 - 107,16) [Kg]\end{aligned}$$

Dle analýzy hmotnosti motoru jsme dostali hodnotu této skupiny **86,2 [Kg]**.

## 9.7 Výstroj

Výstroj orientačně představuje 12-20% letové váhy avšak zde je nutné brát v úvahu podmínky, pro které bude vrtulník certifikovaný. Hmotnost výstroje závisí na katalogové hmotnosti jednotlivých agregátů. [5]

$$\begin{aligned}K_v &= 0,12 - 0,20 \times M_l & (9.08) \\K_v &= (72 - 120) [Kg]\end{aligned}$$

## 9.8 Instalace

Mezi instalace patří soustavy hydrauliky, pneumatiky, elektřiky a soustavy vybavení. Mezi soustavy vybavení zahrnujeme soustavu klimatizační, odmrazovací, palivovou, která však není přímo součástí motoru, a můžou se zde vyskytovat i další, podle výbavy daného vrtulníku.

$$\begin{aligned}K_i &= 0,015 - 0,03 \times M_l & (9.09) \\K_i &= (5,54 - 11,1) [Kg]\end{aligned}$$

## 9.9 Celková prázdná hmotnost

Dle výpočtů daných konstrukčních celků vychází celková hmotnost bez posádky a zavazadel na hodnoty  $M_{01}$

$$M_{01} = (324,57 - 472,6) [Kg] \quad (9.10)$$

Jako výstupní hodnotu hmotnosti lze považovat nižší z hodnot, vzhledem k vývoji nových materiálů a stáří literatury, ze které bylo čerpáno. Minimální prázdná hmotnost je **324,57[kg] + 8,6 [kg]** přebytku hmotnosti motoru.

$$M_{01} = 324,57 + 8,6 = 333,17 [Kg]$$

# 10 CHARAKTERISTIKY ROTORU

K dalším výpočtům byly zjištěny charakteristiky rotoru, které vycházejí z informací daných výrobcem. [2]

## 10.1 Otáčky vrtule

Otáčky vrtule byly vypočteny dle vztahu.

$$n_{vrtule(režim)} = n_{motor(režim)} \cdot i_{reduktor} \quad (10.01)$$

$$n_{vrtule\ cestovní} = n_{motor\ cestovní} \cdot i_{reduktor} = 5500 \cdot 3,7 = \mathbf{612 [ot/m]}$$

$$n_{vrtule\ maximální} = n_{motor\ maximální} \cdot i_{reduktor} = 5800 \cdot 3,7 = \mathbf{645 [ot/m]}$$

## 10.2 Úhlová rychlost vrtule

Úhlová rychlost vrtule byla vypočtena dle vztahu.

$$\omega_{vrtule(režim)} = \pi \cdot \frac{n_{vrtule(režim)}}{30} = [\text{rad} \cdot \text{s}^{-1}] \quad (10.02)$$

$$\omega_{vrtule\ cestovní} = \pi \cdot \frac{n_{vrtule\ cestovní}}{30} = \pi \cdot \frac{612}{30} = \mathbf{64,06 [\text{rad} \cdot \text{s}^{-1}]}$$

$$\omega_{vrtule\ maximální} = \pi \cdot \frac{n_{vrtule\ maximální}}{30} = \pi \cdot \frac{645}{30} = \mathbf{67,55 [\text{rad} \cdot \text{s}^{-1}]}$$

## 10.3 Obvodová rychlost

Obvodová rychlost byla vypočtena dle vztahu.

$$v_{vrtule(režim)} = \omega_{vrtule(režim)} \cdot R_{NR} \quad (10.03)$$

$$v_{vrtule(cestovní)} = \omega_{vrtule(cestovní)} \cdot R_{NR} = 64,06 \cdot 3,5 = \mathbf{224,21 [m \cdot s^{-1}]}$$

$$v_{vrtule(maximální)} = \omega_{vrtule(maximální)} \cdot R_{NR} = 67,55 \cdot 3,5 = \mathbf{236,44 [m \cdot s^{-1}]}$$

## 10.4 Kontrola Machova čísla

Z důvodu hladkého chodu a největší účinnosti rotoru musí hodnota Machova čísla být v rozmezí 0,6-0,7 na špičce rotorového listu. Hodnota Machova čísla byla vypočtena dle vztahu.

$$M = \frac{v_{\text{špičky vrtule(režim)}}}{v_{\text{rychlost zvuku}}} \quad (10.04)$$

$$v_{\text{rychlost zvuku}} = \sqrt{\kappa \cdot R \cdot T} \quad (10.05)$$

$$v_{\text{rychlost zvuku}} = \sqrt{1,4 \cdot 287,1 \cdot 288,15} = 340,321 \text{ [m} \cdot \text{s}^{-1}\text{]}$$

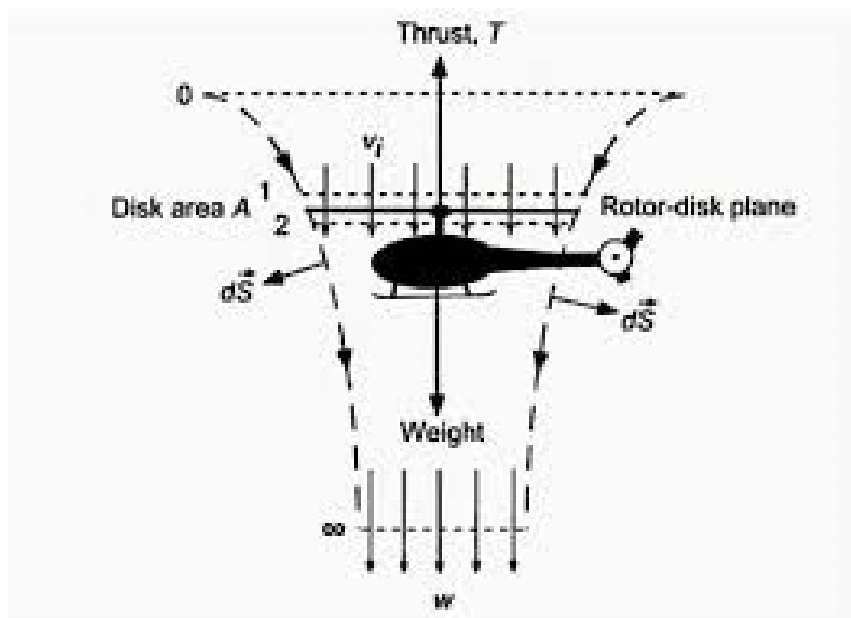
$$M = \frac{v_{\text{špičky vrtule(cestovní)}}}{v_{\text{rychlost zvuku}}} = \frac{224,21}{340,32} = 0,659 \text{ [-]}$$

$$M = \frac{v_{\text{špičky vrtule(maximální)}}}{v_{\text{rychlost zvuku}}} = \frac{236,44}{340,32} = 0,695 \text{ [-]}$$

Pokud by nám hodnota Machova čísla vyšla mimo rozsah, museli bychom upravit převodový poměr reduktoru.

# 11 Vis

Jedná se o stav, kdy vrtulník setrvává ve stejné letové hladině a tedy ani nestoupá a ani neklesá.



Obr. 11-1 Silová soustava ve visu [9]

## 11.1 Potřebný výkon vrtulníku

Nejprve byla potřeba zjistit závislost potřebného výkonu na výšce letu. Indukovaný výkon byl zjištěn dle rovnice.

$$P_i = T \cdot v_i \quad (11.01)$$

K výpočtu indukovaného letu bylo třeba zjistit hodnotu tahu  $T$  a indukované rychlosti  $v_i$ . V případě visu se tah vrtulníku rovná tíze vrtulníku a tedy.

$$T = G \quad (11.02)$$

$$G = m \cdot g \quad (11.03)$$

$$T = m \cdot g \quad (11.04)$$

$$T = 600 \cdot 9.81 = \mathbf{5886 [N]}$$

Z hodnoty Tahu  $T$  byla vyjádřena hodnota indukované rychlosti  $v_i$  dle následujícího vztahu.

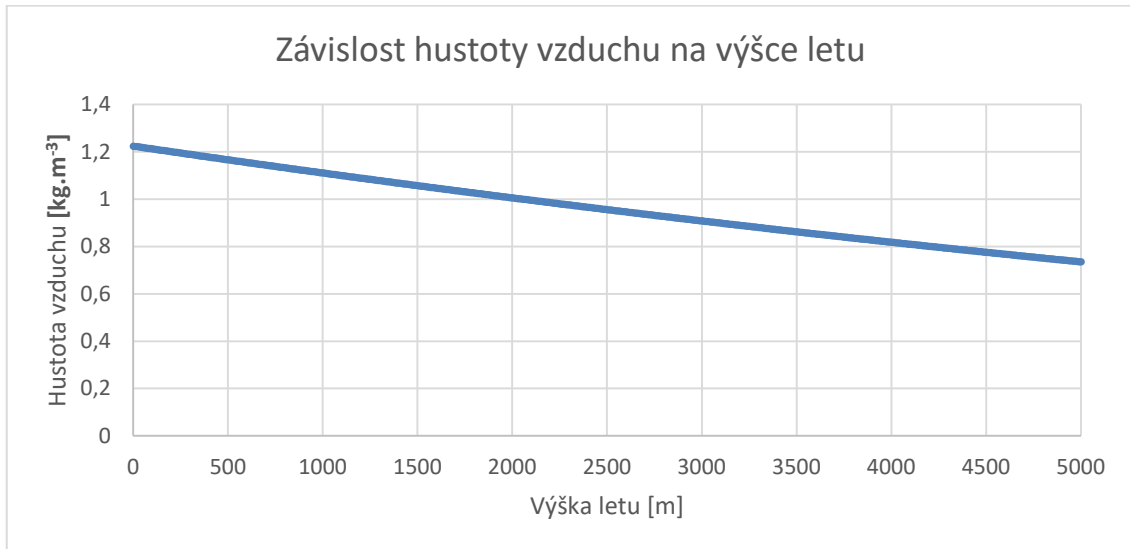
$$v_i = \sqrt{\frac{T}{2 \cdot \rho \cdot S_{NR}}} \quad (11.05)$$

$$S_{NR} = \pi \cdot R_{NR}^2 \quad (11.06)$$

$$S_{NR} = \pi \cdot R_{NR}^2 = \pi \cdot 3,5^2 = \mathbf{38,485 [m^2]}$$

Závislost hustoty vzduchu  $\rho$  na výšce letu  $H$ :

$$\rho_H = \rho_0 \cdot \left(1 - \frac{H}{44308}\right)^{4,2553} \quad [\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}] \quad (11.07)$$

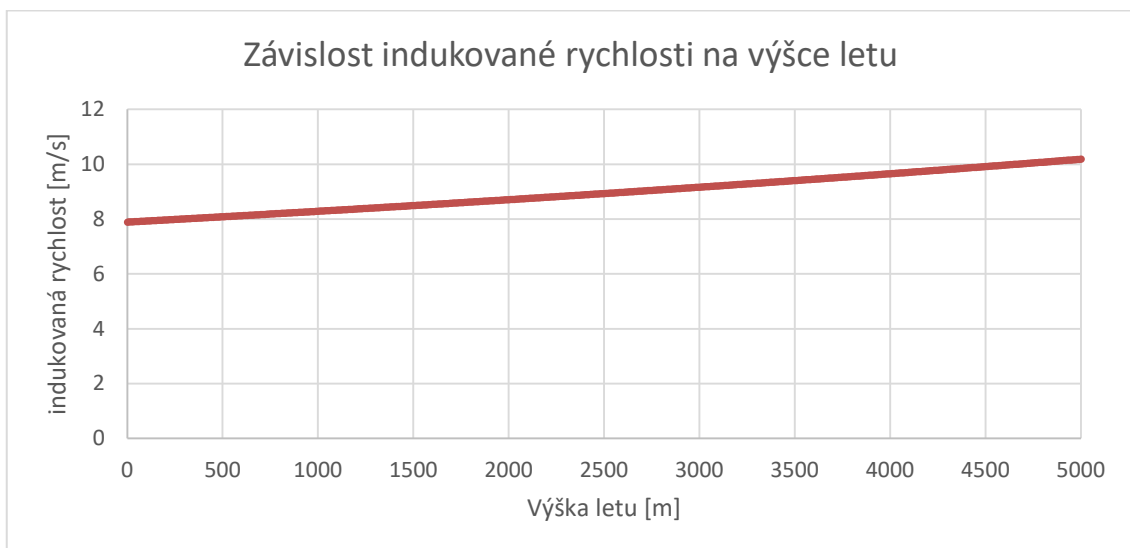


Graf 11-1 Závislost hustoty vzduchu na výšce letu

Referenční výpočet indukované rychlosti  $v_i$  pro výšku letu  $H = 0$  [m]

$$v_i = \sqrt{\frac{5886}{2 \cdot 1,225 \cdot 38,485}} = 7,901 \quad [\text{m} \cdot \text{s}^{-1}]$$

Závislost indukované rychlosti  $v_i$  na výšce letu  $H$ .

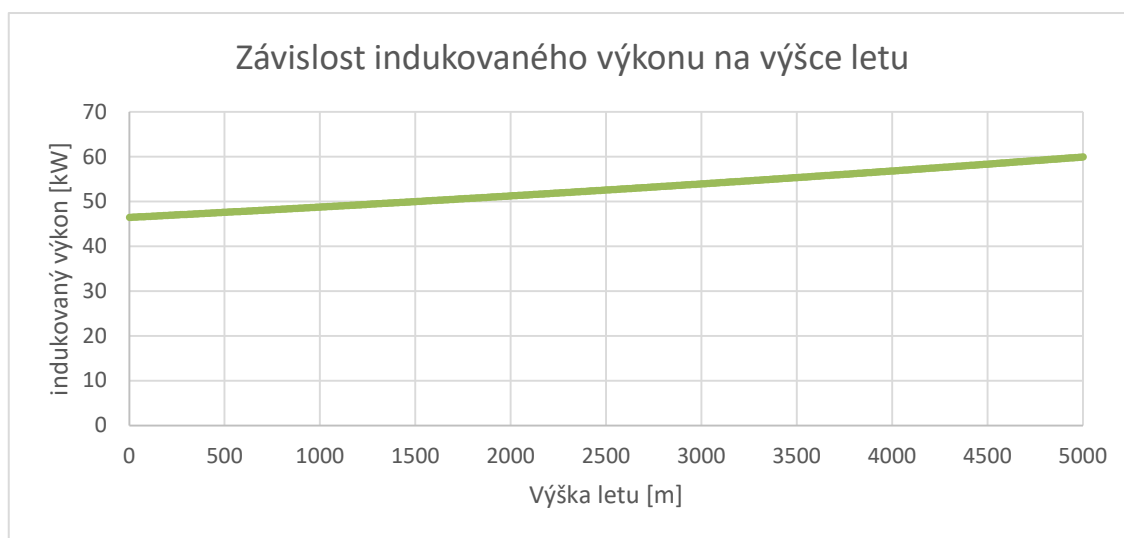


Graf 11-2 Závislost indukované rychlosti na výšce letu

Referenční hodnota indukovaného výkonu  $P_i$  pro  $H = 0$  [m]

$$P_i = T \cdot v_i = 5886 \cdot 7,90103719 = \mathbf{46,506 [kW]}$$

Závislost indukovaného výkonu  $P_i$  na výšce letu  $H$ .



**Graf 11-3 Závislost indukovaného výkonu na výšce letu**

Potřebný výkon získáme dle vztahu.

$$P_{potř(rot)} = P_i + z \tag{11.08}$$

Mezi ztráty výkonu rotorového disku patří zejména ztráty způsobené profilovým odporem listů a dale okrajovými ztrátami na listech, nerovnoměrným rozložením indukované rychlosti po ploše rotoru, rotací proudu vzduchu a podobné příčiny. Ztráty výkonu rotorového disku se pohybují mezi 20-30%. Z důvodu bezpečnosti byly ztráty výkonu pro následující výpočet 30%.

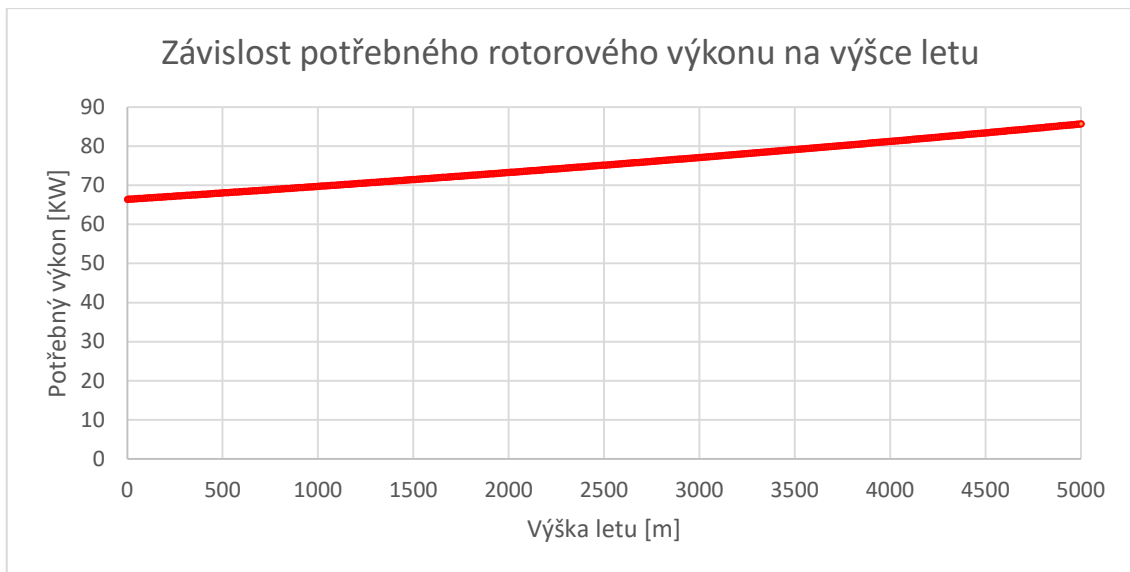
Referenční výpočet potřebného výkonu  $P_{potř(rot)}$  pro výšku  $H = 0 [m]$

$$z = \frac{P_i}{1-0,3} \cdot 0,3 \tag{11.09}$$

$$P_{potř(rot H=0)} = 46,506 + \frac{46,506}{1-0,3} \cdot 0,3 = \mathbf{66,436 [kW]}$$

Závislost rotorového výkonu  $P_{potř(rot)}$  na výšce letu  $H$ .





**Graf 11-4 Závislost potřebného rotorového výkonu na výšce letu**

## 11.2 Využitelný výkon s motorem R914

Využitelný výkon  $P_{využ}$  závisí na volbě motoru. Motor Rotax 914UL má charakteristiky výkonu dané výrobcem.

$$P_{cest} = 100 [hp] = 100 \cdot 0,736 = \mathbf{73,55 [kW]} \quad (11.10)$$

$$P_{max} = 115 [hp] = 115 \cdot 0,736 = \mathbf{84,582 [kW]} \quad (11.11)$$

Závislost využitelného výkonu  $P_{využ}$  na výšce letu  $H$  dle vztahu.

$$P_{využ(H)} = \frac{\rho_H}{\rho_0} \cdot P_{mot} \quad (11.12)$$

Referenční výpočet pro  $H = 1000m$  a  $P_{cest}$ .

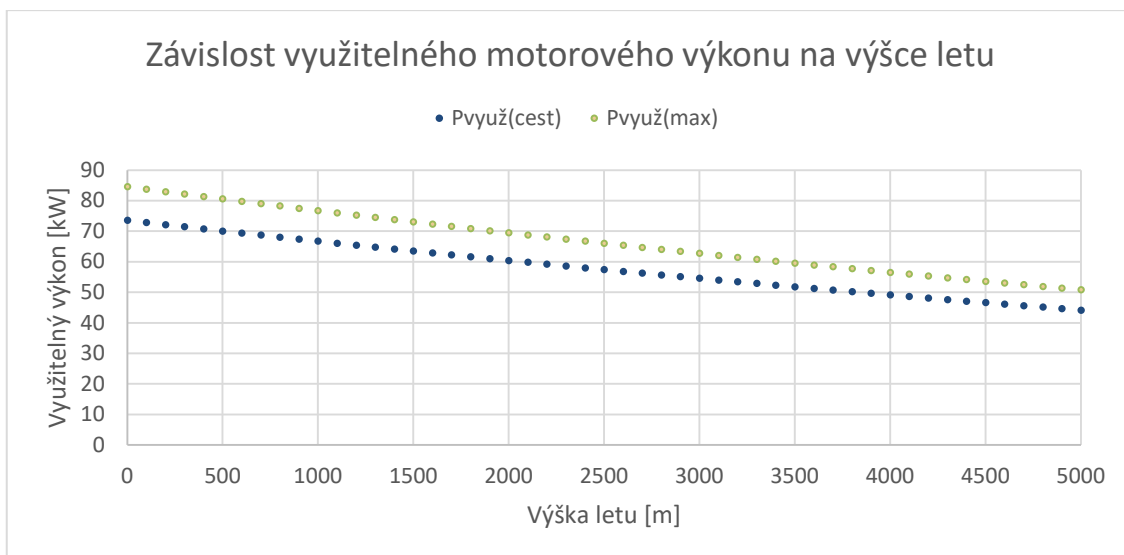
$$\rho_H = \rho_0 \cdot \left(1 - \frac{H}{44308}\right)^{4,2553} \quad (11.13)$$

$$\rho_H = \rho_0 \cdot \left(1 - \frac{H}{44308}\right)^{4,2553} = 1,225 \cdot \left(1 - \frac{1000}{44308}\right)^{4,2553} = \mathbf{1,112 [kg \cdot m^3]}$$

$$P_{využ(H)} = \frac{\rho_H}{\rho_0} \cdot P_{mot} \quad (11.14)$$

$$P_{využ(H)} = \frac{\rho_H}{\rho_0} \cdot P_{mot} = \frac{1,112}{1,225} \cdot 73,55 = \mathbf{66,741 [kW]}$$

Závislost využitelného výkonu  $P_{využ}$  na výšce letu  $H$ .



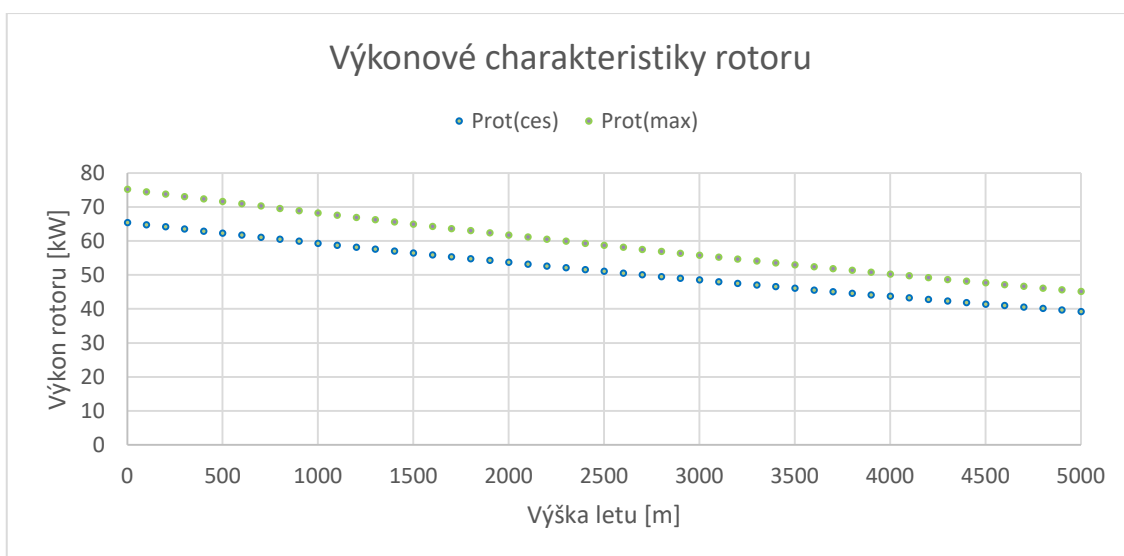
Graf 11-5 Závislost využitelného výkonu na výšce letu s motorem Rotax914 UL

### 11.3 Porovnání potřebného a využitelného výkonu vrtulníku s motorem R914

Aby bylo možno porovnat výkonové charakteristiky, byly třeba určit ztráty výkonu při přenosu z motoru na rotor. Ztráty při přenosu z motoru na rotor jsou zejména ztráty v převodech a pohon ocasní vrtule. Tyto ztráty dosahují hodnoty 11% výkonu motoru. Využitelný výkon rotoru byl určen následujícím vztahem.

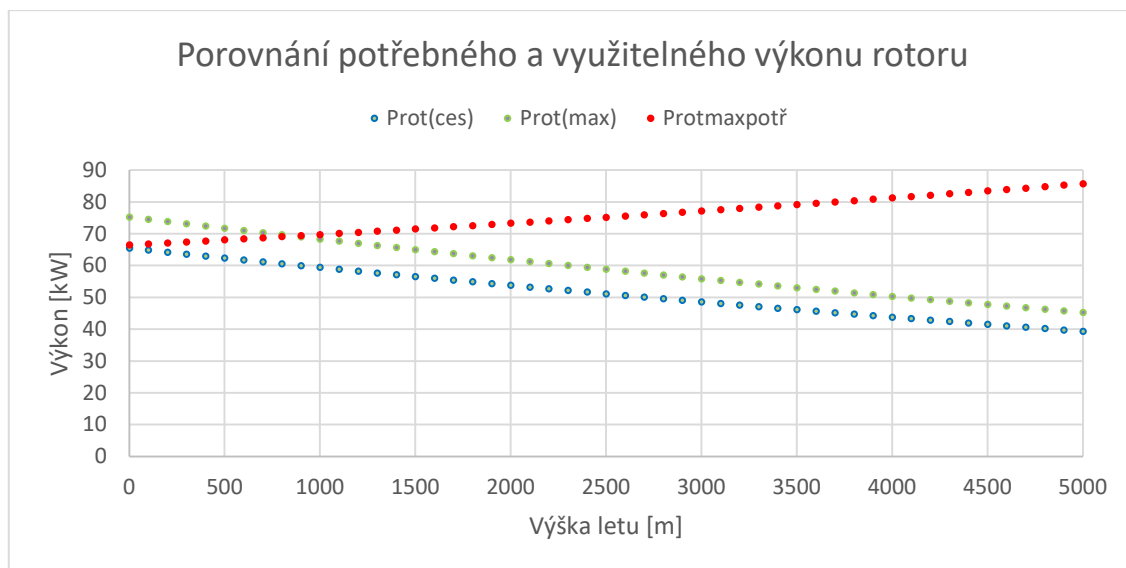
$$P_{využ(rot)} = P_{využ} \cdot 0,89 \quad (11.15)$$

Výkonové charakteristiky rotoru pro maximální a cestovní režim.



Graf 11-6 Výkonové charakteristiky rotoru s motorem Rotax914 UL

K zjištění dostupy vrtulníku byly porovnány hodnoty potřebného a využitelného výkonu pro oba režimy. Hodnoty dostupy byly zaznamenány do grafu.



Graf 11-7 Porovnání potřebného a využitelného rotorového výkonu s motorem Rotax914 UL

Z porovnání výkonů je patrné, že výkon motoru Rotax 914UL je nedostačující, Hodnoty dostupy pro **cestovní režim** odpovídají cca **0 [m]** a pro **maximální režim** cca **900 [m]** a zcela neodpovídají standardu v této kategorii. Při výpočtu potřebného výkonu byla použita hodnota ztrát 30%. Pro zpřesnění výpočtu byly následně hodnoty přepočítané s vypočtenou hodnotou ztrát.

## 11.4 Figure of merit

Účinnost rotoru byla vypočtena dle následujícího vztahu.

$$FM = \frac{P_i}{P_r} = \frac{c_{pi}}{c_p} \quad (11.16)$$

Součinitele výkonu byly zjištěny vztahy.

$$c_p = c_{p0} + c_{pi} = \frac{\delta}{8} \cdot c_{D0} + \kappa \sqrt{\frac{c_T^3}{2}} \quad (11.17)$$

$$c_{pi} = \kappa \sqrt{\frac{c_T^3}{2}} \quad (11.18)$$

$$c_{p0} = \frac{\delta}{8} \cdot c_{D0} \quad (11.19)$$

Hodnota korekčního faktoru indukovaného výkonu  $\kappa$  pro vis byla stanovena.

$$\kappa = 1,15 [-]$$

Součinitel odporu při nulovém součiniteli vztlaku  $c_{D0}$  byl odečten z **grafu 7-4** a jeho hodnota se rovná.

$$c_{D0} = 0,006 [-]$$

Hodnota součinitele tahu byla vypočtena dle vztahu pro  $\mathbf{H} = \mathbf{0} [\mathbf{m}]$  pro cestovní režim

$$c_T = \frac{T}{2 \cdot \rho \cdot S \cdot (\omega \cdot R)^2} \quad (11.20)$$

$$c_T = \frac{5886}{2 \cdot 1,225 \cdot 38,4845 \cdot (64,06 \cdot 3,5)^2} = 0,002 [-]$$

Plnost rotoru byla vypočtena ze vztahu

$$\delta = \frac{N_b \cdot b \cdot R}{A} = \frac{N_b \cdot b}{\pi \cdot R} \quad (11.21)$$

$$\delta = \frac{N_b \cdot b \cdot R}{A} = \frac{2 \cdot 0,2199}{\pi \cdot 3,5} = 0,04 [-]$$

Indukovaný součinitel výkonu

$$c_{pi} = \kappa \sqrt{\frac{c_T^3}{2}} \quad (11.22)$$

$$c_{pi} = \kappa \cdot \sqrt{\frac{c_T^3}{2}} = 1,15 \cdot \sqrt{\frac{0,0024^3}{2}} = 9,56 \cdot 10^{-5} [-]$$

Součinitel profilového výkonu

$$c_{P0} = \frac{\delta}{8} \cdot c_{D0} \quad (11.23)$$

$$c_{P0} = \frac{\delta}{8} \cdot c_{D0} = \frac{0,04}{8} \cdot 0,006 = 3 \cdot 10^{-5} [-]$$

Součinitel výkonu

$$c_P = \frac{\delta}{8} \cdot c_{D0} + \kappa \sqrt{\frac{c_T^3}{2}} \quad (11.24)$$

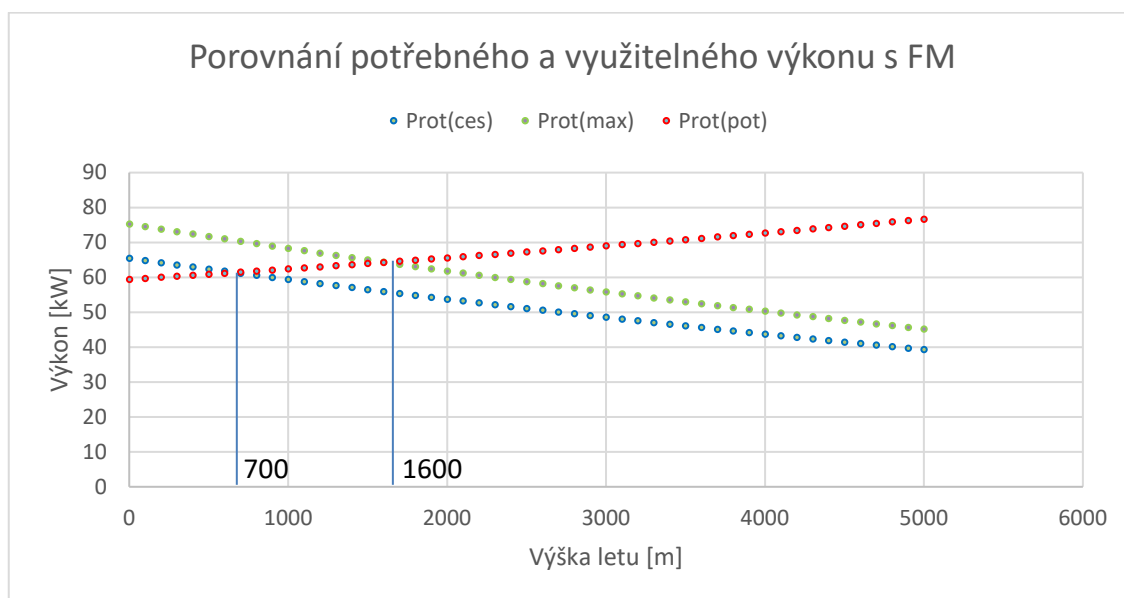
$$c_P = 3 \cdot 10^{-5} + 9,56 \cdot 10^{-5} = 1,256 \cdot 10^{-4} [-]$$

Figure of merit dle rovnice (14.16)

$$M = \frac{P_i}{P_r} = \frac{c_{pi}}{c_P} \quad (11.16)$$

$$FM = \frac{P_i}{P_r} = \frac{c_{pi}}{c_P} = \frac{9,56 \cdot 10^{-5}}{1,256 \cdot 10^{-4}} = 0,805 [-]$$

### 11.4.1 Porovnání potřebného a využitelného výkonu s FM (R914)



**Graf 11-8 Porovnání potřebného a využitelného výkonu s FM**

Po přepočítání hodnoty potřebného výkonu hodnotou FM byly hodnoty potřebného a využitelného výkonu opět porovnány a hodnoty dostupů zaznamenány do **grafu 11-8** přesto, že se dostup zvýšil při obou režimech o **700 [m]**. Tento dostup byl vyhodnocen jako nedostačující a bylo přistoupeno k zvolení náhradní pohonné jednotky.

## 12 Výběr náhradního motoru

Pro náhradní řešení motoru byl rozhodující již poměr hmotnosti motoru a výkonu a dostupnost motoru. Byly vybrány 3 motory od firmy Lycoming,

### 12.1 Porovnání výkonových a hmotnostních charakteristik

Tab. 12-1 Porovnání motorů

| Rotax 914 UL/F   |       |        |
|------------------|-------|--------|
| Veličina         | [HP]  | [KW]   |
| Výkon cestovní   | 100   | 73,55  |
| otáčky cestovní  | 2260  |        |
| Výkon maximální  | 115   | 84,582 |
| otáčky maximální | 2380  |        |
|                  | [lbs] | [kg]   |
| suchá váha       | 164   | 74,5   |

| IO-320-B1A       |       |        |
|------------------|-------|--------|
| Veličina         | [HP]  | [KW]   |
| Výkon cestovní   | 120   | 88,26  |
| otáčky cestovní  | 2450  |        |
| Výkon maximální  | 160   | 117,68 |
| otáčky maximální | 2700  |        |
|                  | [lbs] | [kg]   |
| suchá váha       | 287   | 130    |

| HIO-360-G1A      |       |        |
|------------------|-------|--------|
| Veličina         | [HP]  | [KW]   |
| Výkon cestovní   | 135   | 99,292 |
| otáčky cestovní  | 2450  |        |
| Výkon maximální  | 180   | 132,39 |
| otáčky maximální | 2700  |        |
|                  | [lbs] | [kg]   |
| suchá váha       | 262   | 119    |

| HIO-360-C1A      |       |         |
|------------------|-------|---------|
| Veličina         | [HP]  | [KW]    |
| Výkon cestovní   | 154   | 113,267 |
| otáčky cestovní  | 2450  |         |
| Výkon maximální  | 205   | 150,777 |
| otáčky maximální | 2900  |         |
|                  | [lbs] | [kg]    |
| suchá váha       | 291   | 132     |

Jako nejideálnější motor byl vybrán motor Lycoming HIO-360-G1A, který je v cestovním režimu výkonnější o **35%** a v maximálním udržitelném o **56,5%** než motor Rotax 914 UL. Hmotnost vzrostla o cca **59%**. [12] [13] [14]

### 12.2 Hmotností srovnání

Z důvodu nové pohonné jednotky se provedla nová hmotnostní analýza. Původní vypočítaná prázdná hmotnost navrhovaného vrtulníku vycházela **330,17 [Kg]**. Suchá hmotnost motoru Lycoming-HIO-360-G1A dle **tabulky 12-1** je **119 [kg]**. K této hmotnosti se připočítala hmotnost všech potřebných příslušenství. Dle vedoucího práce se tato hmotnost stanovila na **29 [kg]**. Přidáním této hmotnosti se zvýšila hmotnost motoru na **148 [kg]**. Vypočtený rozdíl hmotnosti Motorů Lycoming HIO-360-G1A a Rotaxu 914 se rovná **64,8 [kg]**. Při úvaze nižší hodnoty celkové prázdné hmotnosti (dle **kapitoly 9.9**) vychází konečná využitelná hmotnost (rezerva) s původním motorem R914 na **39,33 [kg]**. S úvahou použití těžšího motoru Lycoming HIO-360-G1A je nutné důsledně dbát na použité materiály, technologie a

uloženou hmotnost v konstrukci vrtulníku. Také lze část hmotnosti ušetřit na úkor hmotnosti zavazadel cestujících z původních **20 [kg]** na nižší hodnotu.

### 12.3 Charakteristiky rotoru s motorem HIO-360-G1A

Charakteristiky rotoru náhradního motoru byly stanoveny dle výpočtů v **kapitole 10** a jsou zobrazeny v **tabulce 12-2**.

**Tab. 12-2 Charakteristiky rotoru s motorem HIO-360-G1A**

|                         | HIO-360-G1A    |         |                   |         | [-]                 |
|-------------------------|----------------|---------|-------------------|---------|---------------------|
|                         | Cestovní režim |         | Režim max. výkonu |         |                     |
| i                       |                | 4,2     |                   | 4,2     | [-]                 |
| otáčky vrtule           | 2450           | 583,333 | 2700              | 642,857 | [ot/m]              |
| úhlové zrychlení vrtule | 256,563        | 61,087  | 282,743           | 67,320  | [m/s <sup>2</sup> ] |
| obvodová rychlost       | 897,972        | 213,803 | 989,602           | 235,619 | [m/s]               |
| rychlost zvuku          | 340,322        | 340,322 | 340,322           | 340,322 | [m/s]               |
| Machovo číslo           | 2,639          | 0,628   | 2,908             | 0,692   | [-]                 |

### 12.4 Figure of merit

Účinnost rotoru s novým motorem byla vypočtena dle **kapitoly 11.4** a tedy v této kapitole jsou uvedeny pouze výsledky dílčích výpočtů.

Součinitel tahu dle rovnice **(11.20)**

$$c_T = \frac{5886}{1,225 \cdot 38,4845 \cdot (61,06 \cdot 3,5)^2} = \mathbf{0,00273} \text{ [-]}$$

Indukovaný součinitel výkonu dle rovnice **(11.22)**

$$c_{pi} = \kappa \cdot \sqrt{\frac{c_T^3}{2}} = 1,15 \cdot \sqrt{\frac{0,00273^3}{2}} = \mathbf{1,161 \cdot 10^{-4}} \text{ [-]}$$

Součinitel profilového výkonu dle rovnice **(11.23)**

$$c_{P0} = \frac{\delta}{8} \cdot c_{D0} = \frac{0,04}{8} \cdot 0,006 = \mathbf{3 \cdot 10^{-5}} \text{ [-]}$$

Součinitel výkonu dle rovnice **(11.24)**

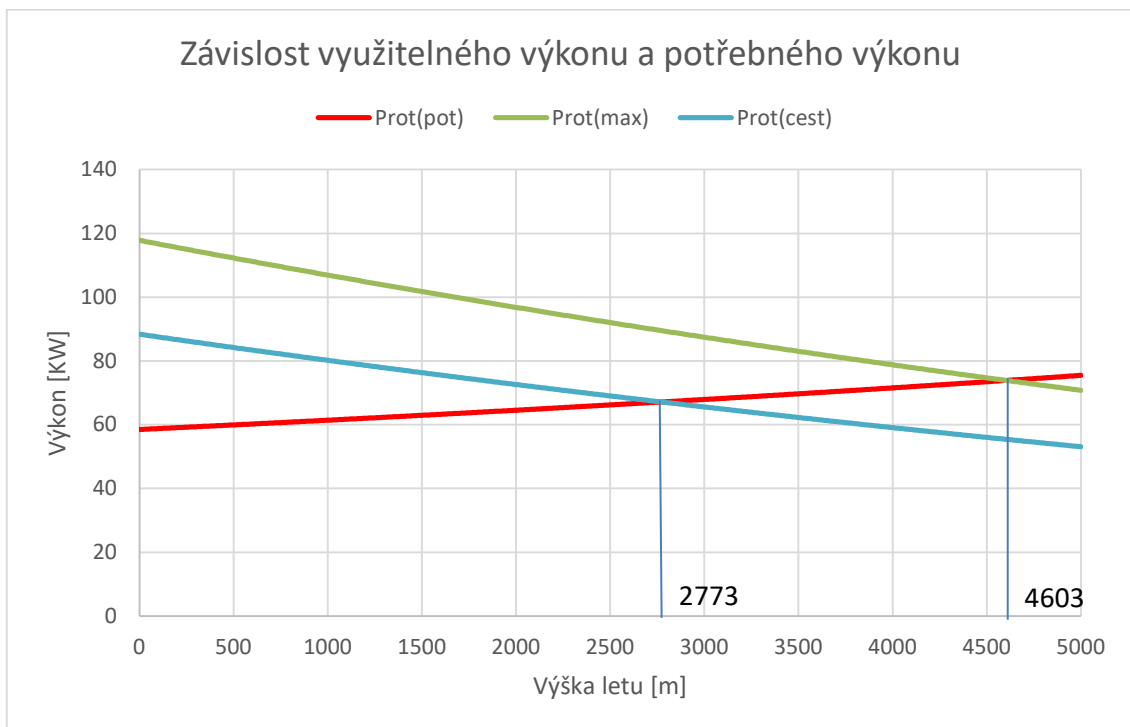
$$c_P = c_{P0} + c_{pi} = 3 \cdot 10^{-5} + 1,161 \cdot 10^{-4} = \mathbf{1,461 \cdot 10^{-4}} \text{ [-]}$$

Figure of merit dle rovnice **(11.16)**

$$FM = \frac{P_i}{P_r} = \frac{c_{pi}}{c_p} = \frac{1.161 \cdot 10^{-4}}{1.461 \cdot 10^{-4}} = 0.795 [-]$$

## 12.5 Porovnání potřebného a využitelného výkonu s motorem HIO-360-G1A

Výkony byly porovnány na základě předešlých výpočtů a dle stejných vztahů jako v předešlých kapitolách. Pro výpočet potřebného výkonu byl použit **FM** z předešlé kapitoly.



Graf 12-1 Závislost využitelného a potřebného výkonu s motorem HIO-360-G1A

Z grafu je patrné, že se nám změnou motoru zvýšil dostup u cestovního režimu o **296%** a při maximálním trvalém výkonu o **288%**. Hodnota dostup pro cestovní režim je **2773 [m]** a pro maximální udržitelný výkon **4603 [m]**.



## 13 Svislý let

Axiální stoupání je stoupání, kde trajektorie letu je vedená po kolmici k povrchu země. Pro toto stoupání je nejzásadnější přebytek využitelného výkonu nad potřebným výkonem. Přebytek určuje s jakou rychlostí a jak vysoko bude vrtulník schopen vystoupat. Čím větší přebytek, tím větší výšky bude moci vrtulník dosáhnout. S rostoucím přebytkem roste i stoupací rychlost. Toto stoupání je charakteristické pro vrtulník.

**Obrázek 11-1** znázorňující silovou soustavu ve visu. Pro axiální stoupání můžeme využít souvislosti pro vis. Jestliže pro vis platí rovnice **(11.02)** a tedy, že

$$T = G$$

Pak z podmínky, že pro stoupání je potřeba přebytek výkonu - tah vrtulníku musí být vyšší než jeho tíhová síla:

$$T > G \tag{13.01}$$

### 13.1 Stoupací rychlost

Nejprve bylo potřeba zjistit, jakou rychlostí bude vrtulník stoupat. K výpočtu stoupací rychlosti byl potřeba vztah k výpočtu potřebného stoupacího výkonu.

$$P_{i_{potř(H)}} = \frac{T \cdot v_c}{2} + T \cdot \sqrt{\left(\frac{v_c^2}{2}\right) + \frac{T}{2 \cdot \rho \cdot S}} \tag{13.02}$$

Za předpokladu, že se potřebný výkon bude rovnat využitelnému výkonu.

$$P_{i_{potř(H)}} = P_{i_{využ(H)}} \tag{13.03}$$

$$P_{i_{potř(H)}} = \frac{T \cdot v_c}{2} + T \cdot \sqrt{\left(\frac{v_c^2}{2}\right) + \frac{T}{2 \cdot \rho \cdot S}} = P_{i_{využ(H)}} \tag{13.04}$$

Stoupací rychlosti pro jednotlivé rychlosti letu byly zjištěny funkcí **ŘEŠITEL**.

### 13.2 Stoupací rychlost pro cestovní a maximální výkon

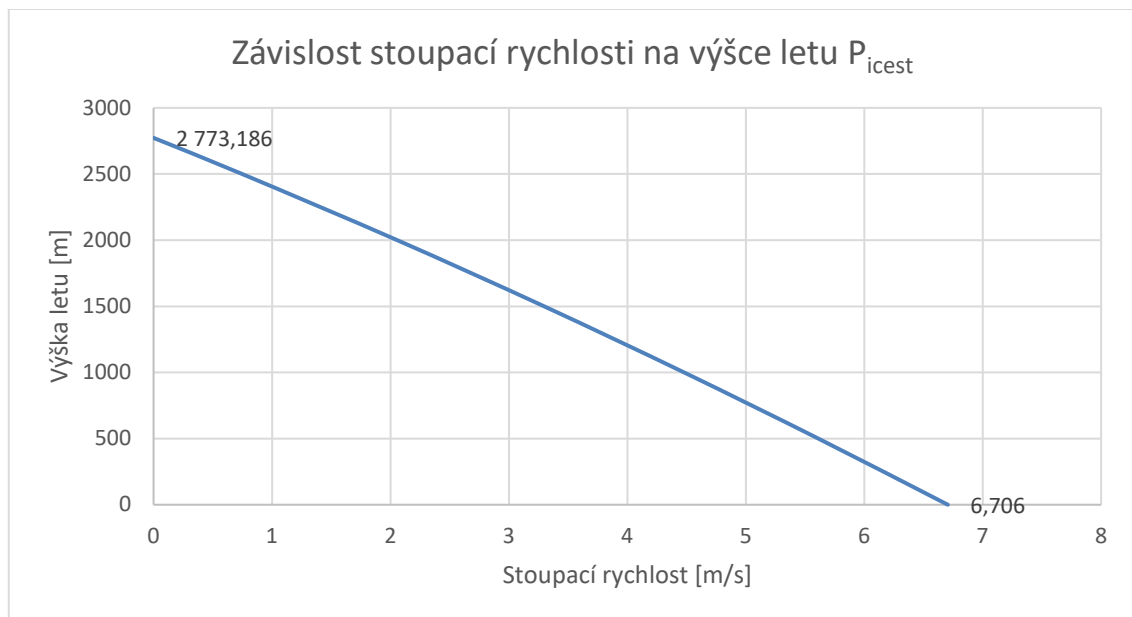
Byla zjištěna závislost stoupací rychlosti na výšce letu při cestovním výkonu motoru **135 [hp]**. Dále byla zjištěna závislost stoupací rychlosti na výšce letu při maximálním udržitelným výkonu **180 [hp]**. Výpočty byly provedeny v programu Microsoft Excel pomocí funkce **ŘEŠITEL**. To, jestli daná analýza vyšla správně,

bylo posouzeno, porovnáním výsledků z předchozí kapitoly, kde nám vyšla hodnota dostupy pro cestovní režim je **2773 [m]** a pro maximální udržitelný výkon **4603 [m]**

**Tab. 13-1 Stoupací rychlost pro cestovní rychlost**

| Cestovní výkon |            |          |                        |                      |
|----------------|------------|----------|------------------------|----------------------|
| $P_{využ}$     | $P_{potř}$ | H        | $\rho_0$               | $v_c$                |
| [kW]           | [kW]       | [m]      | [kg. m <sup>-3</sup> ] | [m·s <sup>-1</sup> ] |
| 70,254         | 70,254     | 0        | 1,225                  | 6,706                |
| 66,942         | 66,942     | 500      | 1,167                  | 5,613                |
| 63,751         | 63,751     | 1000     | 1,112                  | 4,479                |
| 60,677         | 60,677     | 1500     | 1,058                  | 3,297                |
| 57,718         | 57,718     | 2000     | 1,006                  | 2,057                |
| 54,871         | 54,871     | 2500     | 0,957                  | 0,748                |
| 53,361         | 53,361     | 2773,186 | 0,930                  | 0                    |

Dle **tabulky 13-1** vyplývá, že pro výšku letu v 0 metrech, stoupací rychlost nabývá hodnoty **6,706 [m/s<sup>-1</sup>]**. Hodnota pro nulovou rychlost udává hodnotu dostupy, ta nabývá hodnoty **2773,186 [m]**. V praxi to tedy znamená, že vrtulník se bude schopen odlepit od země a nabrat rychlost **6,706 [m/s<sup>-1</sup>]** a stoupat až do výšky cca **2773 [m]**.



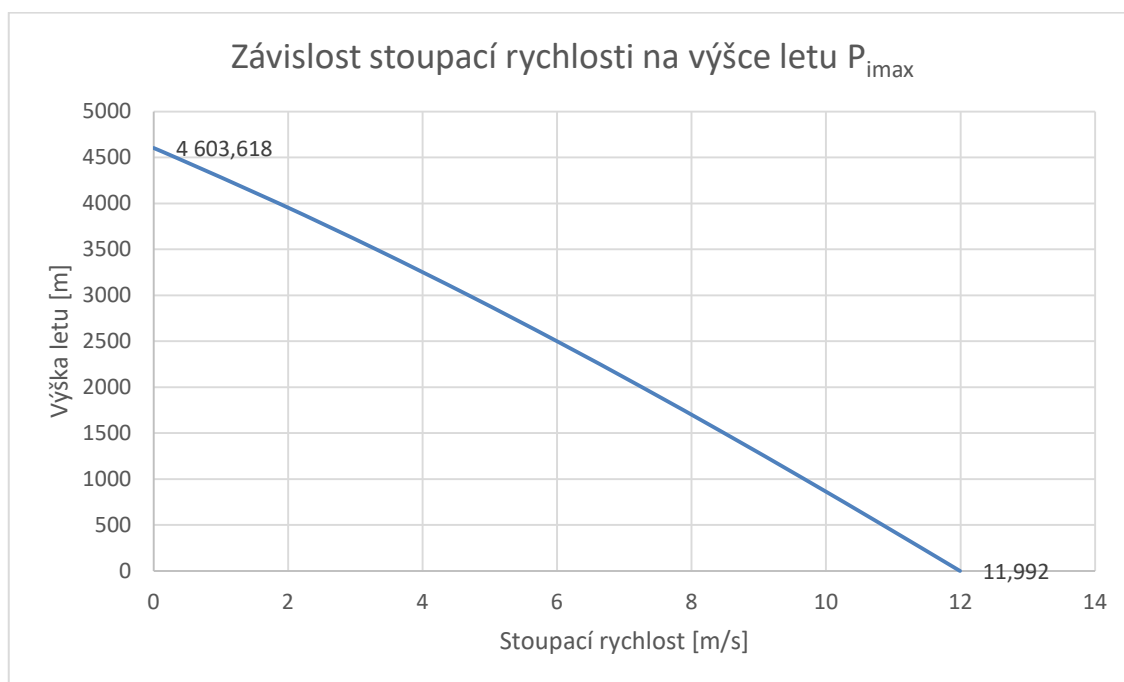
**Graf 13-1 Závislost stoupací rychlosti na výšce letu pro cestovní výkon**

Z **grafu 13-1** by se mohlo zdát, že závislost stoupací rychlosti na výšce letu je lineární. Rovnice závislosti je polynomická.

Stoupací rychlost pro maximální výkon nabývá ve výšce 0 metrů hodnotu **11,992 [m/s<sup>-1</sup>]**. Stoupací rychlost klesá s výškou, až se zastaví na hodnotě **0 [m/s<sup>-1</sup>]** ve výšce **4603,618 [m]**.

**Tab. 13-2 Stoupací rychlost pro maximální výkon**

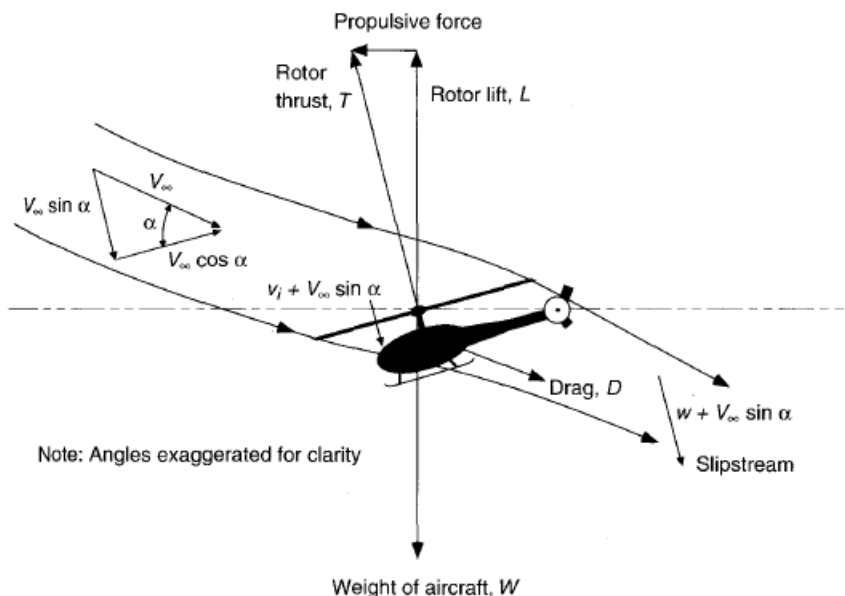
| Maximální výkon |            |          |                       |                      |
|-----------------|------------|----------|-----------------------|----------------------|
| $P_{využ}$      | $P_{potř}$ | H        | $\rho_0$              | $v_c$                |
| [kW]            | [kW]       | [m]      | [kg·m <sup>-3</sup> ] | [m·s <sup>-1</sup> ] |
| 93,672          | 93,672     | 0        | 1,225                 | 11,992               |
| 89,256          | 89,256     | 500      | 1,167                 | 10,844               |
| 85,001          | 85,001     | 1000     | 1,112                 | 9,677                |
| 80,903          | 80,903     | 1500     | 1,058                 | 8,486                |
| 76,958          | 76,958     | 2000     | 1,006                 | 7,263                |
| 73,161          | 73,161     | 2500     | 0,957                 | 5,999                |
| 69,510          | 69,510     | 3000     | 0,909                 | 4,686                |
| 66,000          | 66,000     | 3500     | 0,863                 | 3,311                |
| 62,626          | 62,626     | 4000     | 0,819                 | 1,864                |
| 59,387          | 59,387     | 4500     | 0,777                 | 0,330                |
| 58,732          | 58,732     | 4603,618 | 0,768                 | 0,000                |



**Graf. 13-2 Závislost stoupací rychlosti na výšce letu pro maximální výkon**

# 14 Dopředný let

Dopředného letu dosáhneme změnou úhlu náběhu na rotorovém disku. Složka tahové síly tedy již nemíří kolmo k povrchu, jako tomu bylo v předešlém případě. Úhel svírající kolmice k povrchu a vektor tahové síly je roven změně úhlu náběhu na rotorový disk. Proti směru letu působí odporové síly. Silová soustava dopředného letu je popsána na **obrázku 14-1**.



Obr. 14-1 Silová soustava při dopředném letu [9]

## 14.1 Výpočet dopředné rychlosti

Velikost dopředné rychlosti je rovna součinu postupového poměru a rychlosti na špičce rotorového disku. Velikost rychlosti udává rovnice (14.01).

$$v = \mu \cdot v_{tip} \quad (14.01)$$

Indukovaná rychlost

$$v_i = \sqrt{\frac{T}{(2 \cdot \rho \cdot S)}} \quad (14.02)$$

Bezrozměrná indukovaná rychlosti ve visu

$$\lambda_H = \sqrt{\frac{c_T}{2}} \quad (14.03)$$

Bezrozměrná indukovaná rychlost

$$\lambda_I = \lambda_H \cdot \left[ \left( \sqrt{\frac{1 \cdot \left(\frac{\mu}{\lambda_H}\right)^4}{4} + 1} \right) - \frac{1}{2} \cdot \left(\frac{\mu}{\lambda_H}\right)^2 \right]^{\frac{1}{2}} \quad (14.04)$$

Součinitel výkonu

$$c_p = c_{pi} + c_{p0} + c_{pp} \quad (14.05)$$

Indukovaný součinitel výkonu

$$c_{pi} = \kappa \cdot \lambda_H \cdot c_T \quad (14.06)$$

Profilový součinitel výkonu

$$c_{p0} = \frac{\delta}{8} \cdot c_{D0} \cdot (1 + k \cdot \mu^2) \quad (14.07)$$

Součinitel výkonu potřebného k překonání odporu trupu

$$c_{PP} = \frac{1}{2} \cdot \frac{v^3 \cdot f_A}{\pi \cdot R^2} \quad (14.07)$$

Indukovaný výkon

$$P_I = c_{pi} \cdot \rho \cdot S \cdot c_T \cdot v_{tip}^3 \quad (14.08)$$

Profilový výkon

$$P_0 = c_{p0} \cdot \rho \cdot S \cdot c_T \cdot v_{tip}^3 \quad (14.09)$$

Výkon k překonání odporu trupu

$$P_{PP} = c_{pp} \cdot \rho \cdot S \cdot c_T \cdot v_{tip}^3 \quad (14.10)$$

Celkový výkonu

$$P_p = P_I + P_0 + P_{PP} \quad (14.11)$$

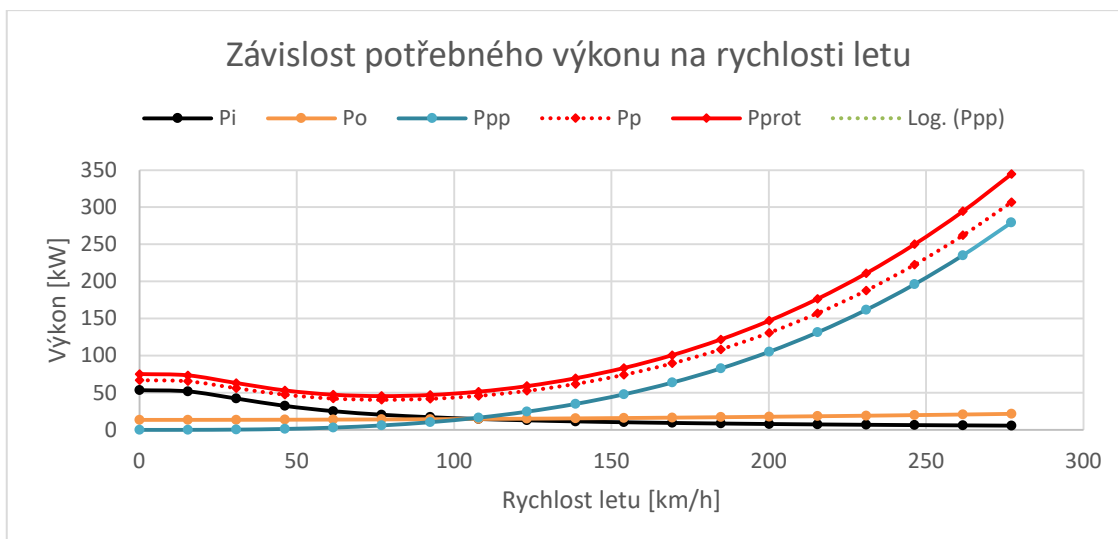
$$P_p = c_p \cdot \rho \cdot S \cdot c_T \cdot v_{tip}^3 \quad (14.12)$$

Celkový výkon rotoru

$$P_{Prot} = P_p \cdot FM_{mot} \quad (14.13)$$

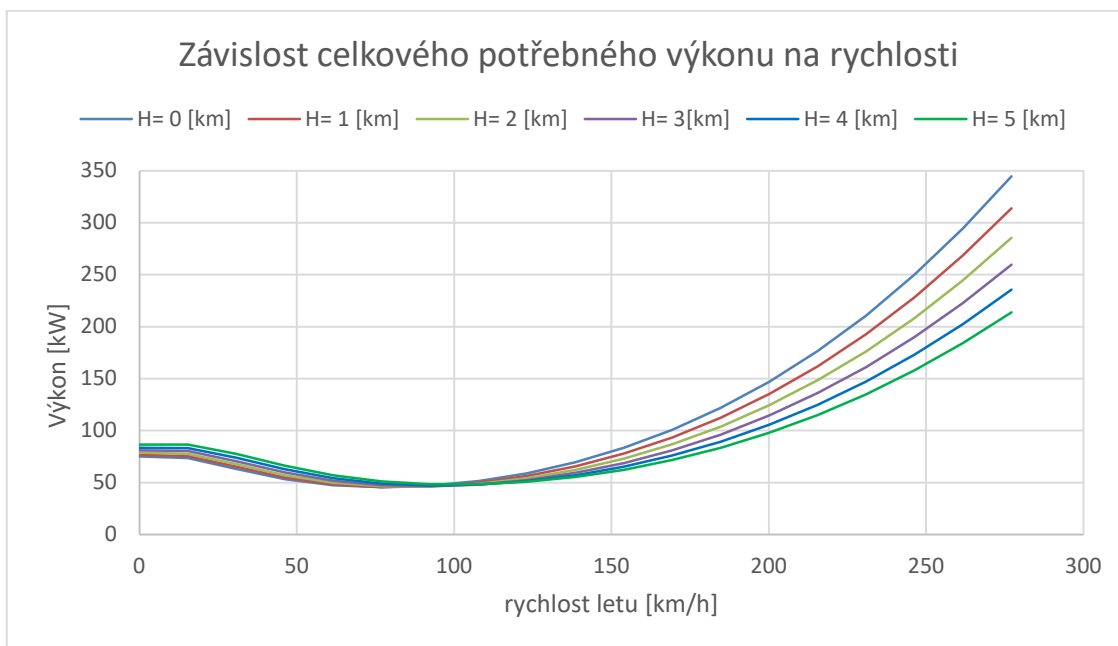
Tab. 14-1 Hodnoty výkonů pro dopředný let v 0 metrech

| $\mu$ | v      | v       | $\lambda_I$ | $c_{pi}$  | $c_{p0}$  | $c_{pp}$  | $c_p$     | $P_I$  | $P_0$  | $P_{PP}$ | $P_P$   | $P_{Prot}$ |
|-------|--------|---------|-------------|-----------|-----------|-----------|-----------|--------|--------|----------|---------|------------|
| [-]   | [m/s]  | [km/s]  | [-]         | [-]       | [-]       | [-]       | [-]       | [kW]   | [kW]   | [kW]     | [kW]    | [kW]       |
| 0,00  | 0      | 0       | 0,037       | 1,161E-04 | 2,925E-05 | 0,000E+00 | 1,453E-04 | 53,481 | 13,477 | 0,000    | 66,958  | 75,234     |
| 0,02  | 4,276  | 15,394  | 0,034       | 1,126E-04 | 2,930E-05 | 1,039E-07 | 1,420E-04 | 51,880 | 13,502 | 0,048    | 65,429  | 73,516     |
| 0,04  | 8,552  | 30,788  | 0,028       | 9,170E-05 | 2,947E-05 | 8,315E-07 | 1,220E-04 | 42,249 | 13,577 | 0,383    | 56,210  | 63,157     |
| 0,06  | 12,828 | 46,181  | 0,021       | 7,025E-05 | 2,974E-05 | 2,806E-06 | 1,028E-04 | 32,369 | 13,702 | 1,293    | 47,364  | 53,218     |
| 0,08  | 17,104 | 61,575  | 0,017       | 5,477E-05 | 3,012E-05 | 6,652E-06 | 9,154E-05 | 25,234 | 13,878 | 3,065    | 42,177  | 47,390     |
| 0,10  | 21,380 | 76,969  | 0,014       | 4,436E-05 | 3,061E-05 | 1,299E-05 | 8,796E-05 | 20,437 | 14,104 | 5,986    | 40,527  | 45,535     |
| 0,12  | 25,656 | 92,363  | 0,011       | 3,714E-05 | 3,121E-05 | 2,245E-05 | 9,079E-05 | 17,110 | 14,379 | 10,344   | 41,833  | 47,004     |
| 0,14  | 29,932 | 107,757 | 0,010       | 3,189E-05 | 3,192E-05 | 3,565E-05 | 9,946E-05 | 14,695 | 14,705 | 16,426   | 45,826  | 51,490     |
| 0,16  | 34,208 | 123,150 | 0,009       | 2,794E-05 | 3,273E-05 | 5,322E-05 | 1,139E-04 | 12,871 | 15,081 | 24,519   | 52,472  | 58,957     |
| 0,18  | 38,485 | 138,544 | 0,008       | 2,484E-05 | 3,366E-05 | 7,577E-05 | 1,343E-04 | 11,447 | 15,507 | 34,911   | 61,866  | 69,512     |
| 0,20  | 42,761 | 153,938 | 0,007       | 2,237E-05 | 3,469E-05 | 1,039E-04 | 1,610E-04 | 10,306 | 15,984 | 47,889   | 74,178  | 83,346     |
| 0,22  | 47,037 | 169,332 | 0,006       | 2,034E-05 | 3,583E-05 | 1,383E-04 | 1,945E-04 | 9,370  | 16,510 | 63,740   | 89,621  | 100,697    |
| 0,24  | 51,313 | 184,726 | 0,006       | 1,864E-05 | 3,708E-05 | 1,796E-04 | 2,353E-04 | 8,591  | 17,086 | 82,752   | 108,429 | 121,831    |
| 0,26  | 55,589 | 200,119 | 0,005       | 1,721E-05 | 3,844E-05 | 2,284E-04 | 2,840E-04 | 7,930  | 17,713 | 105,212  | 130,856 | 147,029    |
| 0,28  | 59,865 | 215,513 | 0,005       | 1,598E-05 | 3,991E-05 | 2,852E-04 | 3,411E-04 | 7,364  | 18,390 | 131,408  | 157,162 | 176,586    |
| 0,30  | 64,141 | 230,907 | 0,005       | 1,492E-05 | 4,149E-05 | 3,508E-04 | 4,072E-04 | 6,874  | 19,117 | 161,626  | 187,616 | 210,805    |
| 0,32  | 68,417 | 246,301 | 0,004       | 1,399E-05 | 4,318E-05 | 4,257E-04 | 4,829E-04 | 6,444  | 19,894 | 196,154  | 222,492 | 249,991    |
| 0,34  | 72,693 | 261,695 | 0,004       | 1,316E-05 | 4,497E-05 | 5,106E-04 | 5,688E-04 | 6,065  | 20,721 | 235,279  | 262,065 | 294,455    |
| 0,36  | 76,969 | 277,088 | 0,004       | 1,243E-05 | 4,688E-05 | 6,062E-04 | 6,655E-04 | 5,728  | 21,599 | 279,289  | 306,616 | 344,512    |



**Graf 14-1 Závislost potřebného výkonu na rychlosti letu**

Na **grafu 14-1** se nachází složky jednotlivých výkonů při dopředném letu a to ve výšce **0 [m]**. Z grafu je vidět, že indukovaný výkon klesá se vzrůstající hodnotou dopředné rychlosti a to z důvodu součinitele tahu obsaženého ve vzorci součinitele indukovaného výkonu. Profilový výkon mírně stoupá s rostoucí rychlostí dopředného letu a to téměř lineárně. Oproti tomu výkon potřebný k překonání odporu trupu s rostoucí rychlostí stoupá strměji.



**Graf 14-2 Závislost celkového potřebného výkonu na rychlosti letu**

## 14.2 Výpočet klesací rychlosti v autorotaci

Klesací rychlost vrtulníku byla vypočtena dle vztahu

$$v_{aut} = -v_{tip} \cdot \left[ \kappa \cdot \lambda_i + \frac{\delta \cdot c_{D0}}{8 \cdot c_T} \cdot (1 + k \cdot \mu^2) + \frac{1 \cdot \mu^3 \cdot f_A}{2 \cdot c_T \cdot A} \right] \quad (17.14)$$

Výsledky byly zaznamenány do tabulky.

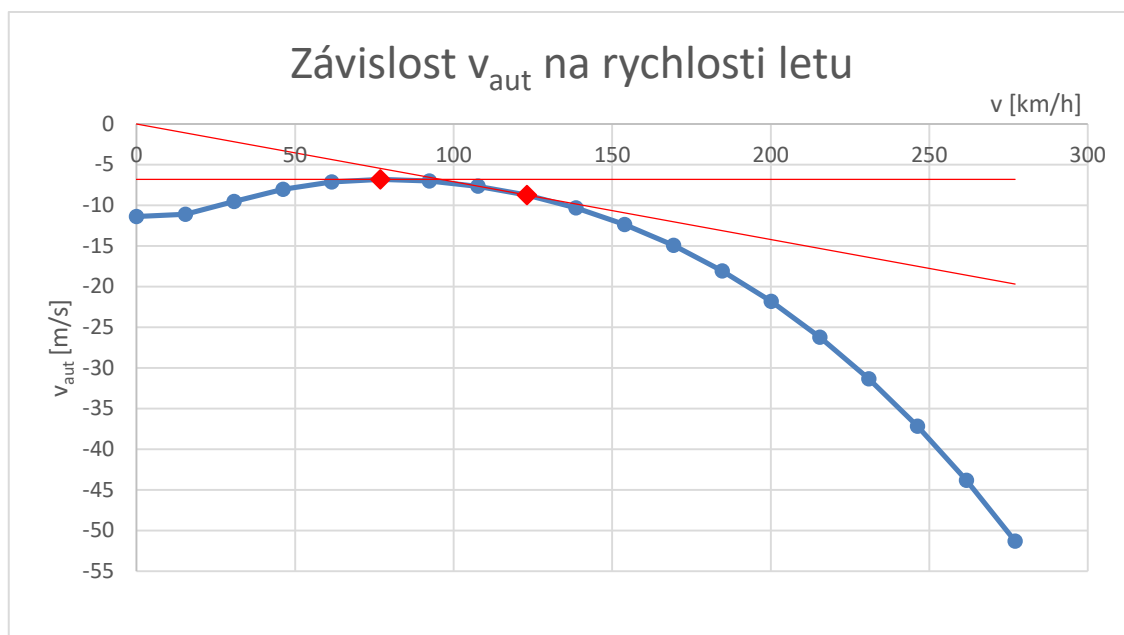
**Tab. 14-2 Naměřené hodnoty klesacích rychlostí**

| $\mu$ | $v$    | $v$     | $\lambda_I$ | $v_{aut}$ |
|-------|--------|---------|-------------|-----------|
| [-]   | [m/s]  | [km/h]  | -           | [m/s]     |
| 0     | 0      | 0       | 0,037       | -11,376   |
| 0,02  | 4,276  | 15,394  | 0,034       | -11,114   |
| 0,04  | 8,552  | 30,788  | 0,028       | -9,540    |
| 0,06  | 12,828 | 46,181  | 0,021       | -8,025    |
| 0,08  | 17,104 | 61,575  | 0,017       | -7,127    |
| 0,1   | 21,380 | 76,969  | 0,014       | -6,825    |
| 0,12  | 25,656 | 92,363  | 0,011       | -7,020    |
| 0,14  | 29,932 | 107,757 | 0,010       | -7,667    |
| 0,16  | 34,208 | 123,150 | 0,009       | -8,760    |
| 0,18  | 38,485 | 138,544 | 0,008       | -10,315   |
| 0,2   | 42,761 | 153,938 | 0,007       | -12,361   |
| 0,22  | 47,037 | 169,332 | 0,006       | -14,934   |
| 0,24  | 51,313 | 184,726 | 0,006       | -18,074   |
| 0,26  | 55,589 | 200,119 | 0,005       | -21,824   |
| 0,28  | 59,865 | 215,513 | 0,005       | -26,228   |
| 0,3   | 64,141 | 230,907 | 0,005       | -31,332   |
| 0,32  | 68,417 | 246,301 | 0,004       | -37,183   |
| 0,34  | 72,693 | 261,695 | 0,004       | -43,827   |
| 0,36  | 76,969 | 277,088 | 0,004       | -51,312   |



### 14.3 Závislost klesací rychlosti na dopředném letu

Z rozboru následujícího grafu vychází, že klesací rychlost vzrůstá až do doby, kdy při dopředné rychlosti **76,969 [km/h]** nabývá hodnoty **-6,825 [m/s]**. Této klesací rychlosti vrtulník dosáhne při ekonomickém režimu. Následně začne rychlost klesat. Pro získání všech souvislostí dopředné a klesací rychlosti byla ještě zjištěna rychlost při optimálním režimu. Tato rychlost se získala odečtením hodnoty bodu průniku tečny ke křivce vedené z počátku souřadné soustavy. Tato rychlost nabývá hodnoty **-8,760 [m/s]** a to při dopředné rychlosti **123,150 [km/h]**.



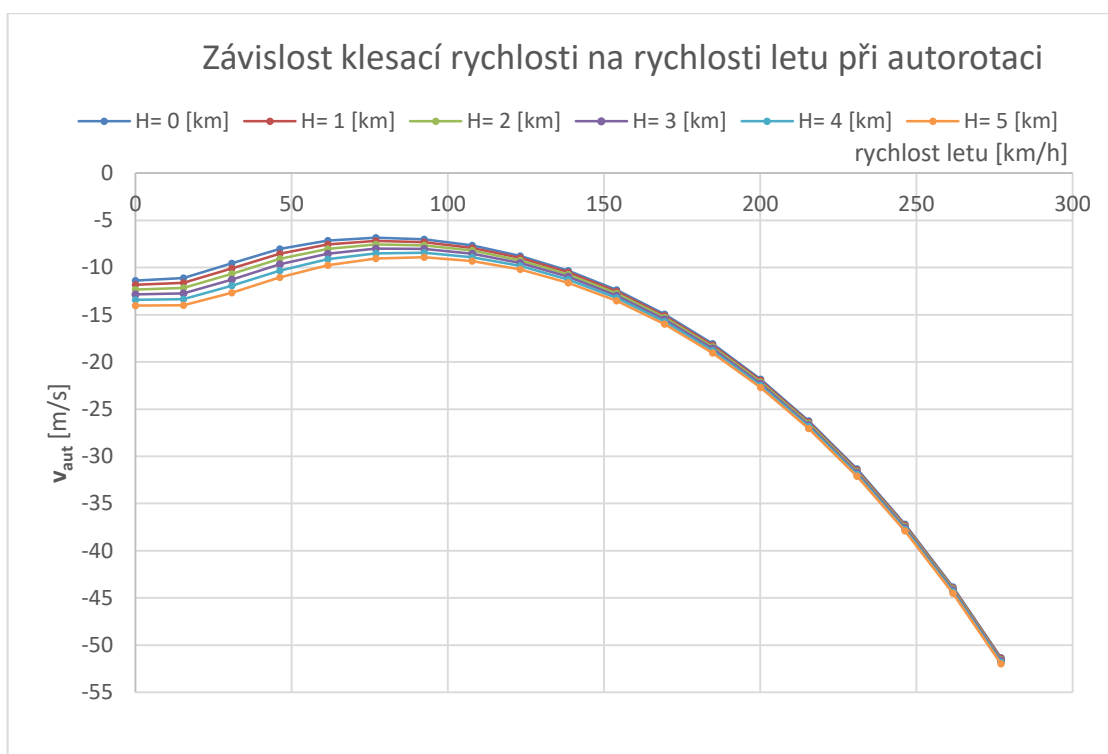
Graf 14-1 Závislost klesací rychlosti na rychlosti letu při autorotaci ve výšce 0 [m]

Tato závislost byla vypočítána a znázorněná pro výšku letu **0 [m]**. Závislosti byly dále vypočítány dle stejného postupu pro další hladiny letu. V **tabulce 14-3** jsou popsány hodnoty klesacích hodnot a tyto hodnoty byly zaznamenány do grafu **14-4**. Z grafu je patrné, že nejvyšší klesací rychlosti dosahuje vrtulník ve výšce **5 [km]** a největší rozdíl klesacích rychlostí lze pozorovat v rozmezí **0-100 [km]**.

Tab. 14-3 Hodnoty klesací rychlosti v závislosti na rychlosti letu a pro různé výšky letu

| v       | 0 [km]           | 1 [km]  | 2 [km]  | 3 [km]  | 4 [km]  | 5 [km]  |
|---------|------------------|---------|---------|---------|---------|---------|
|         | v <sub>aut</sub> |         |         |         |         |         |
| [km/h]  | [m/s]            | [m/s]   | [m/s]   | [m/s]   | [m/s]   | [m/s]   |
| 0       | -11,376          | -11,828 | -12,315 | -12,838 | -13,403 | -14,013 |
| 15,394  | -11,114          | -11,615 | -12,151 | -12,726 | -13,343 | -14,007 |
| 30,788  | -9,540           | -10,078 | -10,655 | -11,275 | -11,941 | -12,657 |
| 46,181  | -8,025           | -8,523  | -9,068  | -9,665  | -10,319 | -11,034 |
| 61,575  | -7,127           | -7,545  | -8,010  | -8,528  | -9,106  | -9,749  |
| 76,969  | -6,825           | -7,172  | -7,561  | -7,999  | -8,492  | -9,047  |
| 92,363  | -7,020           | -7,314  | -7,644  | -8,017  | -8,438  | -8,916  |
| 107,757 | -7,667           | -7,921  | -8,206  | -8,529  | -8,894  | -9,309  |

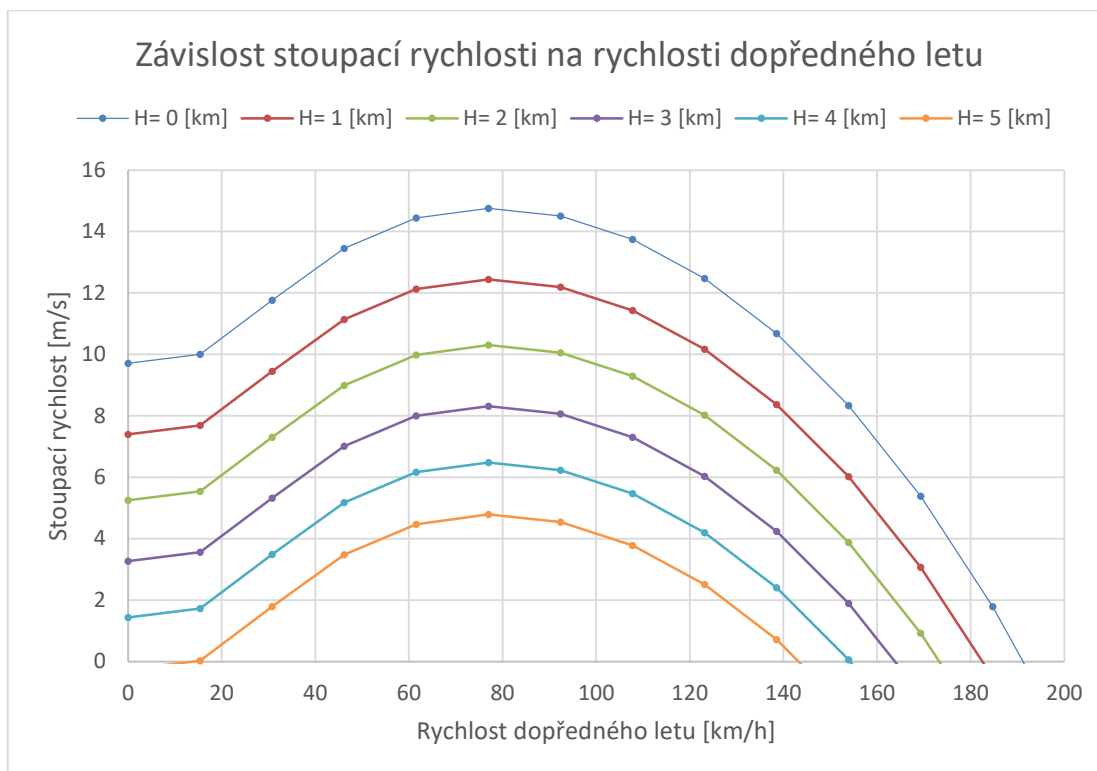
|         |         |         |         |         |         |         |
|---------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|
| 123,150 | -8,760  | -8,982  | -9,233  | -9,517  | -9,839  | -10,204 |
| 138,544 | -10,315 | -10,513 | -10,736 | -10,989 | -11,276 | -11,602 |
| 153,938 | -12,361 | -12,539 | -12,741 | -12,969 | -13,227 | -13,522 |
| 169,332 | -14,934 | -15,096 | -15,279 | -15,487 | -15,722 | -15,990 |
| 184,726 | -18,074 | -18,223 | -18,391 | -18,581 | -18,797 | -19,043 |
| 200,119 | -21,824 | -21,961 | -22,116 | -22,292 | -22,491 | -22,718 |
| 215,513 | -26,228 | -26,356 | -26,500 | -26,663 | -26,848 | -27,059 |
| 230,907 | -31,332 | -31,451 | -31,586 | -31,738 | -31,911 | -32,108 |
| 246,301 | -37,183 | -37,295 | -37,421 | -37,564 | -37,726 | -37,910 |
| 261,695 | -43,827 | -43,932 | -44,051 | -44,185 | -44,338 | -44,512 |
| 277,088 | -51,312 | -51,411 | -51,523 | -51,650 | -51,794 | -51,958 |



Graf 14-2 Závislost klesací rychlosti na rychlosti letu při autorotaci

## 14.4 Závislost stoupací rychlosti na dopředném letu

Lze předpokládat, že vlivem příbytku výkonu při dopředném letu, nebude stoupací rychlost pro všechny rychlosti dopředného, letu konstantní. Tento předpoklad se potvrdil pomocí výpočtů. Pro všechny výšky letu zahrnuté ve výpočtech má stoupací rychlost tendenci růst do hodnoty **76,969 [km/h]** a poté klesat až na nulovou hodnotu. Dále se předpokládalo, že nejvyšší stoupací rychlosti dosahuje vrtulník ve výšce **0 [m]** z důvodu nejmenší hodnoty potřebného výkonu. Tento předpoklad byl opět potvrzen. Vrtulník je schopen nejrychleji stoupat v **0 [m]** a to rychlostí až **14,765 [m/s]**. Nejvyšší vzletová stoupací rychlost je **9,715 [m/s]**. Další průběhy závislostí jsou vyznačeny na **grafu 17-5**.



Graf 14-3 Závislost stoupací rychlosti na rychlosti dopředného letu

## 14.5 Charakteristické rychlosti

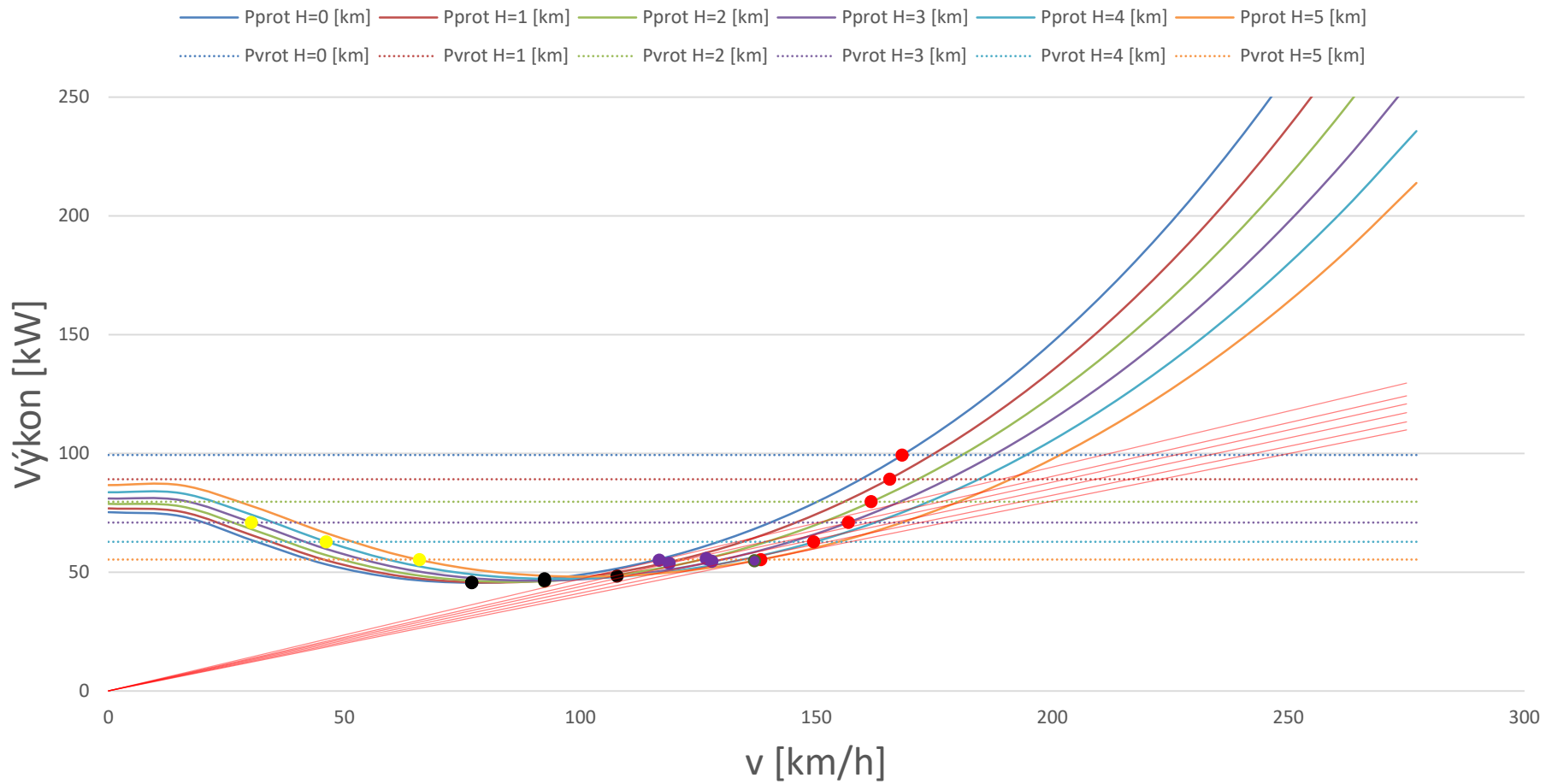
Využitím závislosti z kapitoly 14.1, a hodnot využitelných výkonů pro různé hodnoty výšky letu, se získali závislosti výkonu, výšky a rychlosti dopředného letu. Z těchto závislostí se zjistili hodnoty nejmenších a největší rychlostí vrtulníku. Rychlosti se odečetli v průniku Využitelného výkonu, vyjádřeného lineárním průběhem po celém interval rychlostí, a celkového potřebného výkonu. Dále byly určeny hodnoty rychlostí při optimálním letu. Rychlosti se určily pomocí bodu dotyku tečny ke spojitě křivce, vedené z počátku. V neposlední řadě byly určeny rychlosti v ekonomickém režimu, jako globální minima dané křivky.

Na grafu 14-6 byly vyznačeny rychlosti z tabulky 14-4. Nejmenší potřebné rychlosti byly vyznačeny žlutě, maximální rychlosti v dané výšce vlivem využitelného výkonu byly vyznačeny červeně. Rychlosti ekonomického režimu byly vyznačeny černě. Optimální rychlosti byly na grafu vyznačeny fialovou barvou

Tabulka 14-4 Charakteristické rychlosti v závislosti na výšce a využitelného výkonu

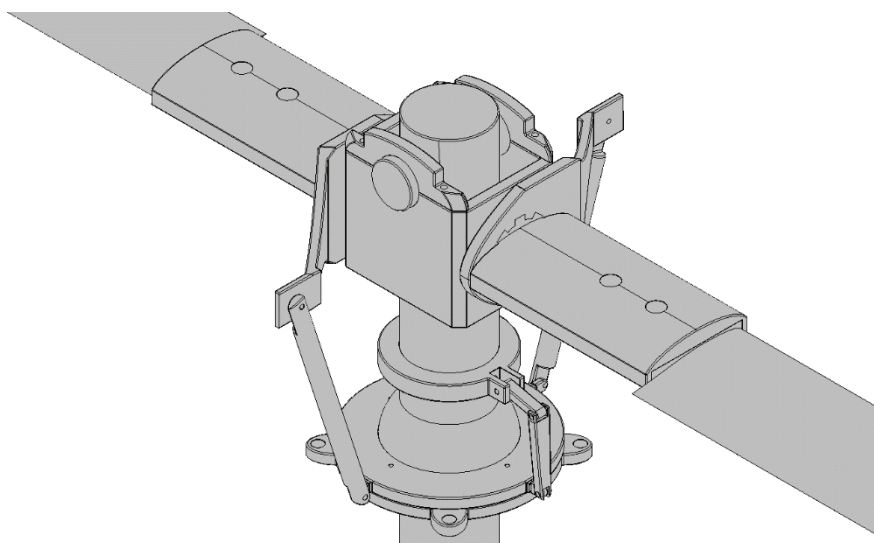
|                     | 0 [km]  | 1 [km]  | 2 [km]  | 3 [km]  | 4 [km]  | 5 [km]  |
|---------------------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|
|                     | [km/h]  | [km/h]  | [km/h]  | [km/h]  | [km/h]  | [km/h]  |
| Minimální rychlost  | -       | -       | -       | 30,271  | 46,096  | 65,892  |
| Maximální rychlost  | 168,136 | 165,514 | 161,547 | 156,739 | 149,39  | 138,222 |
| Rychlost ekonomická | 45,535  | 45,535  | 46,173  | 46,43   | 47,175  | 48,384  |
| Optimální rychlost  | 116,692 | 118,787 | 126,67  | 127,861 | 136,973 | 136,878 |

## Závislost celkového potřebného výkonu na rychlosti a výšce letu



Graf 14-4 Závislost celkového potřebného výkonu na rychlosti a výšce letu

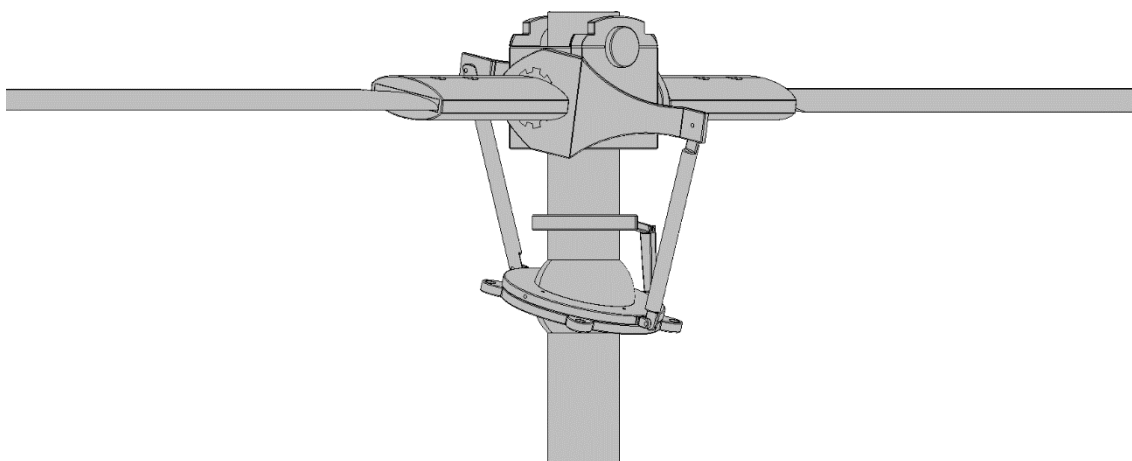
## 15 Konstrukční návrh nosného rotoru



Obr. 15-1 Konstrukční návrh nosného rotoru

Konstrukční návrh nosného rotoru byl vytvořen v 3D modelovacím softwaru Autodesk Inventor Professional 2020. Rotor dodržuje parametry dle předchozích výpočtů a dle statistického rozboru vrtulníků stejné kategorie. Koncepční návrh rotoru vyplývá z již v praxi ověřených rotorů.

Základem rotoru je středová část zde označena za hlavní rám. Hlavní rám je připevněn k hřídeli rotoru pomocí horní přírubby. Na hlavní rám jsou připevněna pouzdra listů rotoru, které jsou spojeny s pákami ozubením. Tyto pouzdra zajišťují, že se nebudou listy rotoru samovolně hýbat a nebude docházet k vibracím celé rotorové hlavy. Páky přenášejí pomocí táhel pohyb z řídicí desky na listy. Řídicí deska je pomocí ramene a spojky spojena se stabilizačním diskem, který zamezí příliš velkému natočení listů rotoru. Řídicí deska je pomocí táhel spojena s řízením pilota. Jednotlivé prvky rotoru jsou obsaženy v **příloze 3**.



Obr. 15-2 Natočení listů rotoru

## 16 3D vizualizace vrtulníku



Obr. 16-1 Vizualizace návrhu vrtulníku

Byla provedena 3D modelace vrtulníku v programu NX na základě předpokladů z **kapitoly 5**. K návrhu nebyly použity výpočty pevnostní a silové. Jelikož se jedná o návrh rekreačního vrtulníku, byl kladen důraz na velké prosklené plochy a to především pak nepoužít příčku v zorném poli posádky. Jako zastavený motor byl použit motor Rotax 914 z prvotního návrhu. Motor Lycoming HIO-360-G1A nemohl být do zástavby použit, neboť výrobce neposkytuje běžně model motoru (pouze odběratelům) a není volně k sehnání. Nicméně rozměrově byl prostor uzpůsoben i pro zástavbu motoru HIO-360-G1A. Motorový prostor je v zadní části otevřený a motor má přesah do volného prostoru mimo vnitřní prostor vrtulníku. Tím je zajištěné chlazení vrtulníku obtékáním studeného vzduchu. Motor je usazen v ose rotoru. Rotor je usazen v gondole a má levotočivý smysl. Ližiny byly navrhnuty s ohledem na délku ocasního nosníku a tím bylo zajištěno, že se vrtulník nebude překlápět na ocasní část. Stabilizační plochy byly uloženy v dostatečné vzdálenosti od osy rotoru tak, aby proud vzduchu z rotoru příliš neovlivňoval obtékání vzduchu kolem těchto ploch. V návrhu není zakomponováno vybavení kabiny a příslušenství vrtulníku, není tématem této práce. Celkovou vizualizaci můžeme vidět na obrázku **19-1**. Přesah motoru pak na obrázku **19-2**. Zbylé pohledy jsou uvedeny v **příloze 4**.



Obr. 16-2 Vizualizace vrtulníku - pohled z boku

## 17 Závěr

Byl vypracován předběžný návrh malého ultralehkého vrtulníku, s pístovým motorem, o maximální vzletové hmotnosti 600 [kg]. Koncepce vrtulníku se zakládala na certifikačním předpisu CS-VLR a její vyhotovení proběhlo v souladu s ním.

V první části práce se provedl statistický rozbor ultralehkých vrtulníků, který obsahuje 52 vrtulníků a zajišťuje dostatečnou základnu pro budoucí návrhy. Statistická data se zaměřila především na hmotnostní, výkonové a geometrické charakteristiky. Geometrické charakteristiky dále sloužili k vytvoření návrhu výšky a délky vrtulníku. Šířka vrtulníku, která v statistickém souboru dat nebyla obsažena, se určila na základě výsledků antropometrie. Z řešerše vrtulníků dané váhové kategorie byly určeny používané druhy pohonných jednotek. Následnou analýzou a stanovením kritérií byla vybrána pohonná jednotka ROTAX 914 UL, včetně stanovení hmotnosti vlastního motoru a jeho příslušenství.

Významnou kapitolou práce je určení koncepce a charakteristik nosného rotoru. Rotor byl navržen jako dvoulistý, kompozitní, obdélníkového tvaru a s konstantním profilem. K získání vhodného tvaru profilu nosného rotoru byl využit program sloužící k analýze a výpočtu parametrů 2D profilu křídla a vícekritériální metoda.

V dalším kroku se práce zabývala celkovým hmotnostním rozbořem vrtulníku. Vrtulník se rozdělil na dílčí sekce a pro každou sekci se použili příslušné koeficienty. Tím se získal rozsah prázdné hmotnosti vrtulníku.

Na základě získaných dat z předchozích kapitol byly provedeny výpočty mechaniky letu navrhovaného vrtulníku. V první řadě se vypočetli charakteristiky rotoru. Ty se dále použili pro výpočty výkonových charakteristik. V této kapitole byl taktéž zvolen náhradní motor Lycoming HIO-360-G1A z důvodu nedostatečného výkonu předchozího agregátu pro pohon a zajištění odpovídajících výkonů vrtulníku o hmotnosti 600 [kg]. Mezi vypočtené charakteristiky patří vis, svislý a dopředný let a autorotace. Dosažené výkony včetně dostupů a charakteristických rychlostí jsou nad průměrem pro danou kategorii. Z důvodu vyšší hmotnosti náhradního motoru je nutné v případných pokračujících pracích dbát na zvolené materiály, technologie a hmotnostní omezení zavazadel.

Diplomová práce také obsahuje konstrukční návrh nosného rotoru. Ten se zakládal na použití polotuhé koncepce a vychází z rozboru funkčních řešení stejného typu rotoru. Na základě vazeb v 3D modelu se ověřila funkčnost konstrukce. Konstrukční návrh byl vložen do konečné vizualizace navrženého ultralehkého vrtulníku.

Výsledný 3D model obrysových ploch obsahuje pohledové plochy trupu vrtulníku, přistávací zařízení, stabilizační plochy ocasní rotor a konstrukční návrh nosného rotoru s vloženou pohonnou jednotkou. Model byl vytvořen v programu NX Siemens a důraz se především kladl na výhled z pilotní kabiny. Tato podmínka se zakládá na využití vrtulníku převážně pro osobní, rekreační použití.

## 18 Literatura

- [1] EVROPSKÁ AGENTURA PRO BEZPEČNOST LETECTVÍ. *Certifikační specifikace pro velmi lehká rotorová letadla* [online]. 2008, 100 s. [cit. 2019-25-02]. Dostupné z: <http://www.caa.cz/predpisy/cs-vlr>
- [2] ROTAX 914 UL | Čtyřtaktní necertifikované | Motory | Letecké motory ROTAX | TEVESO s.r.o.. *Letecké motory ROTAX | TEVESO s.r.o.* [online]. [cit. 2019-03-10]. Dostupné z: <https://teveso.cz/motory/ctyrtaktni-necertifikovane/rotax-914-ul>
- [3] BENEŠ, Ladislav. *Československé vrtulníky známé i neznámé: [historie, projekty, prototypy]*. Praha: Votobia, 1998. ISBN 80-7198-326-8.
- [4] NEŠTRÁK, Dušan a Ján PILA. *Aerodynamika, konstrukce a systémy vrtulníků: studijní modul 12*. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2006. Učební texty pro teoretickou přípravu techniků údržby letadel dle nařízení komise (ES) 2042/2003 Part 66. ISBN 80-7204-484-2.
- [5] MIKULA, Jan. *Konstrukce vrtulníků: prozatímní skripta*. Brno: Vojenská akademie Antonína Zápotockého, 1960.
- [6] LETECTVÍ + KOSMONAUTIKA. Praha: Magnet, special 7/2006.
- [7] Vrtulník HC-2. [online]. [cit. 2019-11-10]. Dostupné z: <http://www.vrtulnik.cz/hc-2.htm>
- [8] Prof. Dr.-Ing. Berend Gerdes van der Wall, M.S. *Grundlagen des Hubschrauberentwurfs*. Springer Vieweg, Berlin, Heidelberg, 2015. ISBN 978-3-662-44399-6
- [9] LEISHMAN, J. Gordon. *Principles of helicopter aerodynamics*. New York: Cambridge University Press, 2000. ISBN 0521660602.
- [10] NIS - Nábytkářský informační systém. NIS - Nábytkářský informační systém [online]. Copyright ©2013 [cit. 12.01.2020]. Dostupné z: <http://www.n-i-s.cz/cz/antropometrie/>
- [11] HLAVÁČEK, D. *Agregát pro pohon ventilátorového propulzoru malého sportovního letounu*. Praha: Vysoké učení technické v Praze. Fakulta strojní, 2010.
- [12] Lycoming O-360, HO-360, IO-360, AIO-360, HIO-360 & TIO-360 Series, Operator's manual, October 2005, 8th Edition, USA, ©2005 by Lycoming
- [13] Lycoming IO-320 Series, Operator's manual, January 2007, 3th Edition, USA, ©2006 by Lycoming
- [14] For Rotax Engine Type Rotax 914 series, Operator's manual, Part n. : 899645, USA, ROTAX inc.



## 19 Seznam grafů

1. Graf 4-1 Závislost užitečné hmotnosti na vzletové hmotnosti
2. Graf 4-2 Závislost plošného zatížení disku na vzletové hmotnosti
3. Graf 4-3 Závislost výkonového zatížení disku na vzletové hmotnosti
4. Graf 4-4 Závislost plošného zatížení disku na výkonovém zatížení disku
5. Graf 4-5 Závislost poměru výkonového zatížení násobeného odmocninou z plošného zatížení na vzletové hmotnosti
6. Graf 4-6 Závislost poměru výkonového zatížení násobeného odmocninou z plošného zatížení na výkonu motoru
7. Graf 5-1 Závislost délky vrtulníku na maximální vzletové hmotnosti
8. Graf 5-2 Závislost výšky vrtulníku na maximální vzletové hmotnosti
9. Graf 7-1 Závislost průměru rotoru na maximální vzletové hmotnosti
10. Graf 7-2 Vztlkové čáry profilů
11. Graf 7-3 Odporové čáry
12. Graf 7-4 Aerodynamické poláry profilů
13. Graf 7-5 Momentové čáry profilů
14. Graf 7-6 Upravený graf vztlkových čar profilů
15. Graf 7-7 Upravený graf Odporových čar profilů
16. Graf 7-8 Upravený graf aerodynamických polár profilů
17. Graf 7-9 Upravený graf momentových čar profilů
18. Graf 11-1 Závislost hustoty vzduchu na výšce letu
19. Graf 11-2 Závislost indukované rychlosti na výšce letu
20. Graf 11-3 Závislost indukovaného výkonu na výšce letu
21. Graf 11-4 Závislost potřebného rotorového výkonu na výšce letu
22. Graf 11-5 Závislost využitelného výkonu na výšce letu s motorem Rotax914 UL
23. Graf 11-6 Výkonové charakteristiky rotoru s motorem Rotax914 UL
24. Graf 11-7 Porovnání potřebného a využitelného rotorového výkonu s motorem Rotax914 UL
25. Graf 11-8 Porovnání potřebného a využitelného výkonu s FM
26. Graf 12-1 Závislost využitelného a potřebného výkonu s motorem HIO-360-G1A
27. Graf 13-1 Závislost stoupací rychlosti na výšce letu pro cestovní výkon
28. Graf 13-2 Závislost stoupací rychlosti na výšce letu pro maximální výkon
29. Graf 14-1 Závislost celkového potřebného výkonu na rychlosti letu
30. Graf 14-2 Závislost potřebného výkonu na rychlosti letu
31. Graf 14-3 Závislost klesací rychlosti na rychlosti letu
32. Graf 14-4 Závislost klesací rychlosti na rychlosti letu při autorotaci
33. Graf 14-2 Závislost stoupací rychlosti na rychlosti dopředného letu
34. Graf 14-6 Závislost celkového potřebného výkonu na rychlosti a výšce letu

## 20 Seznam obrázků

1. Obr. 2-1 Konstrukční schéma uspořádání rotorů, od shora 1) Jednorotorové, 2) Koaxiální, 3) Tandemové, 4) Příčné, 5) S průřezovými rotory, 6) Víceroťorové. [4]
2. Obr. 3-1 První vrtulník Františka Nováka [6]
3. Obr. 3-2 Vrtulník HC-2 [7]
4. Obr. 3-3 Vrtulník HC-3 [7]
5. Obr. 4-2 CS-VLR působnost [1]
6. Obr. 5-1 Lidské tělo v sedě [10]
7. Obr. 5-2 Podélné rozložení šířky kabiny v cm
8. Obr. 6-1 Bokorys motoru Rotax 914 F/UL [2]
9. Obr. 6-2 Typy motoru [2]
10. Obr. 7-1 Schéma polotuhého rotoru
11. Obr. 7-2 hodnoty Machova čísla
12. Obr. 7-3 Profil NASA/Langley RC-12(B)3
13. Obr. 7-4 Upravené body profilu
14. Obr. 7-5 Rozložení součinitele tlaku pro nulový úhel náběhu
15. Obr. 7-6 Profil OA-213
16. Obr. 7-7 NASA-Langley RC (5)-10
17. Obr. 8-1 Vrtulník CH-7 vybaven ližinovým přistávacím zařízením
18. Obr. 9-1 CS-VLR.29 [1]
19. Obr. 11-1 Silová soustava ve visu [9]
20. Obr. 14-1 Silová soustava při dopředném letu [9]
21. Obr. 15-1 Konstrukční návrh nosného rotoru
22. Obr. 15-2 Natočení listů rotoru
23. Obr. 16-1 Vizualizace návrhu vrtulníku

## 21 Seznam tabulek

1. Tab. 6-1 Motory
2. Tab. 6-2 Poměr výkonu a hmotnosti
3. Tab. 6-3 Hmotnost suchého motoru
4. Tab. 6-4 Příslušenství a celková hmotnost
5. Tab. 7-1 Vrtulníky 600 Kg
6. Tab. 7-2 Profily
7. Tab. 7-3 Naměřené hodnoty pomocí programu XFOIL
8. Tab. 7-4 Multikriteriální metoda
9. Tab. 7-5 Pořadí 5 nejvhodnějších profilů
10. Tab. 12-1 Porovnání motorů
11. Tab. 12-2 Charakteristiky rotoru s motorem HIO-360-G1A
12. Tab. 13-1 Stoupací rychlost pro cestovní rychlost
13. Tab. 13-2 Stoupací rychlost pro maximální výkon
14. Tab. 14-1 Hodnoty výkonů pro dopředný let v 0 metrech
15. Tab. 14-2 Naměřené hodnoty klesacích rychlostí
16. Tab. 14-3 Hodnoty klesací rychlosti v závislosti na rychlosti letu a výšce
17. Tab. 14-4 Hodnoty rychlostí v závislosti na výšce a využitelného výkonu

## 22 Seznam Příloh

1. Příloha 1 - Statistický soubor dat
2. Příloha 2 - Výsledky antropometrického výzkumu
3. Příloha 3 - Komponenty koncepčního návrhu hlavního rotoru
4. Příloha 4 – Pohledy 3D vizualizace neuvedené v **kapitole 16**