

**ČESKÉ VYSOKÉ
UČENÍ TECHNICKÉ
V PRAZE**

**FAKULTA
STROJNÍ**



**DIPLOMOVÁ
PRÁCE**

2019

**FRANTIŠEK
BROŽ**

Anotační list

Jméno autora	Bc. František Brož
Název diplomové práce česky	Koncepční návrh zemědělského letounu
Název diplomové práce anglicky	Agricultural airplane conceptual design
Akademický rok	2018/2019
Fakulta	Fakulta strojní
Ústav	Ústav letadlové techniky
Studijní program	Letectví a kosmonautika
Studijní obor	Letadlová a kosmická technika
Bibliografické údaje	Počet stran 80 Počet obrázků 34 Počet tabulek 11 Počet příloh 4
Klíčová slova	Zemědělský letoun, práškování, hašení, koncepční návrh
Keywords	Agricultural airplane, crop dusting, firefighting, conceptual design
Abstrakt	Práce se zabývá prvotním návrhem zemědělského práškovacího (hasícího) letounu. Návrh sestává z rešerše používaných a dříve vyráběných stejně zaměřených typů spolu s rozбором užitečného zatížení, volby základních geometrických charakteristik, výpočtu hmotností hlavních částí letounu spolu s hmotovou obálkou, aerodynamických charakteristik (vztlaková čára, polára a momentová čára), letových výkonů a tvorbou obrysu letounu pomocí CAD softwaru Siemens NX 12. Práce je zaměřena na jednoduchost konstrukce s nízkými výrobními náklady letounu, čemuž je uzpůsobena zejména volba pohonné jednotky spolu s jednoduchou geometrií křídla a ocasních ploch. V návaznosti na výpočet letových výkonů byly navrženy 2 modifikace za účelem zlepšení výkonů, pro obě změny byly výkony znovu vypočteny a porovnány s původními výsledky.
Abstract	Thesis is concerned with initial design of agricultural crop dusting (firefighting) aircraft. Design consist of research of aircrafts in use and earlier made similarly focused types along with a analysis of payload, choice of basic geometry characteristics, calculation of main component mass together with weight and balance envelope, aerodynamic characteristics (lift curve, drag polar and pitching moment curve), flight performance and composition of 3D model using CAD software Siemens NX 12. Thesis is focused on a simplicity of the design with low cost aircraft production. With it corresponds especially choice of the engine and simple wing and empennage geometry. In connection to flight performance calculation, 2 modifications were designed in order to to make performance better. New performance calculation with both modification considered was created and compared with the original one.

Čestné prohlášení

Tímto prohlašuji, že jsem diplomovou práci na téma Koncepční návrh zemědělského letounu zpracoval samostatně za použití uvedené literatury a pramenů společně s připomínkami a radami vedoucího práce.

V Praze dne 26.7.2019

Bc. František Brož

Poděkování

Rád bych tímto poděkoval panu Ing Jiřímu Brabcovi, Ph.D. za vedení mé práce, usměřování, cenné rady a připomínky.

Obsah

1. Úvod	10
2. Rešerše současného stavu a volba základních parametrů letounu	11
2.1. Statistika vyráběných typů	11
2.2. Volba základních požadavků na letoun	11
2.2.1. Volba užitečného zatížení	11
2.2.2. Délka rozjezdu	12
2.2.3. Cestovní rychlost	13
2.2.4. Pádová rychlost	13
3. Předběžný návrh geometrie	14
3.1. Výpočet maximální vzletové hmotnosti	14
3.2. Výpočet plošného a výkonového zatížení	14
3.2.1. Dle délky rozjezdu	14
3.2.2. Dle cestovní rychlosti	15
3.2.3. Maximální součinitel vztlaku	16
3.3. Geometrie základních částí letounu	19
3.3.1. Návrh geometrie křídla	19
3.3.2. Návrh geometrie ocasních ploch	22
3.3.2.1. Vodorovné ocasní plochy	22
3.3.2.2. Svislá ocasní plocha	22
3.3.1. Návrh geometrie podvozku	22
3.3.2. Návrh geometrie pilotního prostoru	24
3.4. Hmotová obálka	25
3.4.1. Výpočet hmotností jednotlivých částí letounu	25
3.4.1.1. Křídlo	25
3.4.1.2. Ocasní plochy	25
3.4.1.3. Trup	26
3.4.1.4. Motor	26
3.4.1.5. Podvozek	26
3.4.1.6. Palivový systém	27
3.4.1.7. Řízení	27
3.4.1.8. Elektrický systém	28
3.4.1.9. Avionika a elektronika	28

3.4.1.10.	Zařízení interiéru.....	28
3.4.1.11.	Nátěr letounu.....	29
3.4.1.12.	Chemické nádrže.....	29
3.4.1.13.	Postřikovací soustava.....	29
3.4.1.14.	Rozstříkové lišty.....	29
3.4.2.	Rozmístění hmot.....	29
3.4.1.	Sestavení hmotové obálky.....	30
4.	Aerodynamické charakteristiky.....	32
4.1.	Vztlaková čára.....	32
4.1.1.	Křídlo (bez vychýlené vztlakové mechanizace).....	32
4.1.2.	Křídlo s vychýlenou vztlakovou mechanizací.....	35
4.1.3.	Křídlo s trupem.....	37
4.1.4.	Vodorovné ocasní plochy.....	38
4.1.5.	Celý letoun – vztlaková čára s pevným řízením.....	39
4.2.	Polára.....	41
4.2.1.	Křídlo.....	42
4.2.2.	Trup.....	42
4.2.3.	Ocasní plochy.....	43
4.2.4.	Podvozek.....	44
4.2.5.	Aplikační zařízení.....	45
4.2.6.	Ostatní části letounu.....	45
4.3.	Klopivý moment.....	46
4.3.1.	Aerodynamický střed.....	46
4.3.2.	Momentová čára.....	47
4.3.3.	Úhel nastavení VOP.....	49
4.3.4.	Úhel nastavení křídla.....	50
4.3.5.	Momentové čáry s vychýlenou vztlakovou mechanizací.....	50
4.3.6.	Vyvážená vztlaková čára.....	52
4.3.7.	Kontrola dosažitelnosti maximálního součinitele vztlaku.....	54
5.	Letové Výkony.....	55
5.1.	Tahová křivka.....	55
5.2.	Pádové rychlosti.....	57
5.3.	Vodorovný přímočarý let.....	57
5.3.1.	Rovnovážený diagram tahů.....	57
5.3.2.	Rovnovážený diagram výkonů.....	58

5.4.	Klouzavý let	59
5.5.	Stoupavý let.....	60
5.6.	Ustálená zatáčka	62
5.7.	Délka rozjezdu	63
5.8.	Dolet.....	65
5.9.	Vytrvalost	65
5.10.	Vliv okolních podmínek na letové výkony.....	65
6.	Modifikace návrhu	67
6.1.	Změna pohonné jednotky	67
6.2.	Snížení hmotnosti letounu	68
6.3.	Porovnání řešení	68
7.	3D model a konstrukčně pevnostní členění draku.....	69
7.1.	3D model	69
7.1.1.	Chemické nádrže	69
7.1.2.	Postřikovací lišty.....	70
7.2.	Konstrukčně pevnostní členění draku.....	70
7.2.1.	Trup	70
7.2.2.	Křídlo	70
7.2.3.	Podvozek	70
8.	Závěr.....	71
9.	Reference	72
9.1.	Zdroje použité při tvorbě statistiky.....	73
10.	Přehled použitých rovnic.....	76
11.	Seznam příloh.....	79

Seznam použitých značek a symbolů

<u>Použité značky</u>	<u>Název</u>	<u>jednotka</u>
b	Hloubka profilu	[m]
b_{SAT}	Střední aerodynamická těživa	[m]
c_d	Profilový součinitel odporu	[–]
c_D	Součinitel odporu letounu, plochy	[–]
c_l	Součinitel vztlaku profilu	[–]
c_L	Součinitel vztlaku letounu, plochy	[–]
$c_{l\alpha}$	Stoupání vztlakové čáry profilu	[rad^{-1}]
$c_{L\alpha}$	Stoupání vztlakové čáry letounu, plochy	[rad^{-1}]
c_m	Součinitel klopivého momentu	[–]
c_p	Součinitel výkonu	[–]
c_T	Součinitel tahu	[–]
d	Průměr	[m]
D_p	Průměr vrtule	[m]
e	Ostwaldův koeficient	[–]
F	Třecí síla	[N]
g	Tíhové zrychlení	[ms^{-2}]
$H_{h/v}$	Mohutnost VOP/SOP	[–]
i	Úhel nastavení (křídla/VOP)	[rad]
k	Konstanta indukovaného odporu	[–]
l	Rozpětí (křídla)	[m]
L	Rameno	[m]
m	Hmotnost	[kg]
M	Machovo číslo	[–]
$MTOW$	Maximální vzletová hmotnost	[kg]
n	Násobek	[–]
n (kapitola 5.1.)	otáčky	[rev/s]
P	Výkon	[kW]
q	Dynamický tlak	[Pa]
Re	Reynoldsovo číslo	[–]
r	Poloměr zatáčky	[m]
S	Plocha křídla	[m^2]
S (kapitola 5.8)	Dolet	[km]
S_g	Délka rozjezdu	[m]
t	Tloušťka profilu	[m]
t (kapitola 5.)	Čas, vytrvalost	[s]; [h]
T	Tah	[N]

T (kapitola 5.10.)	Teplota	[K]
u	Vodorovná složka rychlosti	[ms^{-1}]
v	Rychlost letu	[ms^{-1}]
V_{pal}	Objem palivových nádrží	[m^3]
w	Šířka	[m]
w (kapitola 5)	Svislá složka rychlosti	[ms^{-1}]
W	Tíha	[N]
x	Podélná poloha	[m]
α	Úhel náběhu	[rad]
γ	Úhel sklonu dráhy	[rad]
δ_f	Výchylka klapky	[°]
ε	Srázový úhel	[rad]
η	Zúžení křídla	[–]
η_p	Propulzní účinnost	[–]
μ (kapitola 5.7.)	Součinitel tření	[–]
λ	Štíhlost křídla	–
λ (kapitola 5.1.)	Rychlostní poměr	[–]
Λ	Úhel šípu křídla	[rad]
ρ	Hustota vzduchu	[kgm^{-3}]
<u>Použité indexy</u>	<u>Název</u>	
0	Při nulovém vztlaku	
ac	Aerodynamický střed	
b	vyvážený	
cg	těžiště	
cr	kritický	
f	klapky	
h	VOP	
kl	Klesavý let	
max	maximální	
sl	Stoupavý let	
v	SOP	
w	Křídlo	
wf	Křídlo s trupem	

1. Úvod

Úkolem této práce je koncepční návrh zemědělského letounu. Jedná se o poměrně specifický a úzce zaměřený typ stroje. Jeho hlavním účelem je aplikace chemických látek na zemědělské plochy a lesy. Druhotným účelem je možnost hašení požárů, čehož by měl být letoun také schopný (zvyšuje možnosti použití a tím konkurenceschopnost). Výhodou použití letecké techniky namísto pozemní je zde rychlost aplikace (v případě hašení požáru), možnost použití na špatně dostupných lokalitách, a v neposlední řadě šetrnost vůči ošetřované ploše a na ní rostoucím plodinám. Letoun také není závislý na sjízdnosti terénu, což je výhodné zejména v jarních měsících, kdy jsou plochy vlhké a pozemním prostředkům hrozí zapadnutí. Nevýhodou je větší finanční náročnost (pořizovací a provozní náklady letounu) a také větší rozptyl ošetřujících prostředků vzhledem k nutné větší výšce aplikace od ošetřované plodiny. Použití letounu je omezeno minimální velikostí ošetřované plochy a zejména přítomností překážek (okolní stromy, elektrické vedení, budovy apod.) [12], [13], [14].

2. Rešerše současného stavu a volba základních parametrů letounu

Aby bylo možné stanovit základní užité vlastnosti navrhovaného letounu, bylo třeba provést rozbor jednotlivých parametrů na základě dříve vyráběných typů a specifických podmínek provozu.

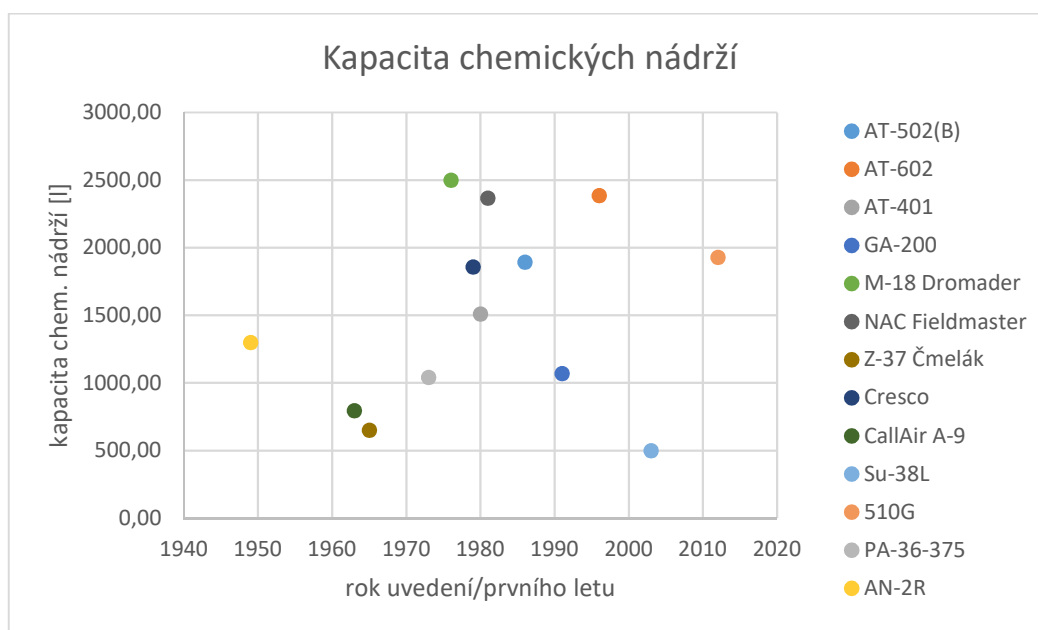
2.1. Statistika vyráběných typů

Statistika letounů podobného typu umožňuje získat mnoho cenných dat, která mohou sloužit jako pomůcka při návrhu nového typu. Při výběru bylo dbáno na aktuálnost koncepce daných letounů (z důvodu dvouplošného uspořádání a stáří nebyl i přes jeho relativní úspěšnost zahrnut letoun typu An-2 do rozměrových charakteristik.) Do výběru byly zahrnuty letouny v širokém rozmezí maximálních vzletových hmotností (375–5670 kg). Kromě základních údajů byly sledovány geometrické parametry (rozpětí, délka, mohutnosti ocasních ploch...), hmotnosti, kapacity chemických a palivových nádrží, výkony a konstrukční řešení. Dále bylo sledováno množství evidovaných kusů ve vybraných rejstříkách (citováno dne 6.3.2019 kromě ČR (4.3.2019)).

2.2. Volba základních požadavků na letoun

2.2.1. Volba užitečného zatížení

Z hlediska koncepce byl sledován zásadní faktor, kterým je kapacita nádrží na chemikálie. Ta určuje použitelnost a ekonomičnost letounu a její vhodná volba je nejzásadnějším faktorem pro návrh letounu.



obr. 2.1 Historický vývoj z hlediska kapacity chemických nádrží

Na obr. 2.1 je znázorněno, jak se vyvíjela kapacita nádrží. Při výběru zde nebyl zahrnut letoun 126 Marówka, protože oproti ostatním letounům disponuje velmi nízkou kapacitou (53 [l]). Tento letoun též nelze považovat za úspěšný, protože byly vyrobeny pouze 2 kusy. Z grafu lze vysledovat mírně rostoucí trend kapacity letounů.

Do výběru informací byla dále zahrnuta práce zabývající se návrhem podobného typu letounu [13], ve které byla na základě aktuálně používaných strojů v Brazílii a místních podmínek stanovena kapacita nádrží na 1900 [l]. Dalším hlediskem byla možnost hašení požárů v obtížně přístupných lokalitách. Pro tento účel byla kapacita porovnávána s objemem tzv. bambi vaků. Ty jsou v České republice používány s objemy [l] (určené pro typ vrtulníku): 465 (EC 135), 795 (Bell 412) a 1000 (PZL W-3) [15]. U vrtulníků je však možné naplnit vak obvykle poměrně rychle a blízko místu zásahu. Naproti tomu letoun musí přistát na vhodné ploše, což je časově náročnější. Proto je vhodné použití větší kapacity než u bambi vaků.

Vzhledem k tomu, že v České republice a okolních zemích, pro které je navrhovaný stroj určen, jsou poměrně malé rozlohy polí i lesů a četnost ploch vhodných pro vzlet letounu poměrně vysoká, byla zvolena nižší kapacita oproti průměru statistiky a [13], a to 1500 [l]. Z hlediska konstrukce letounu je však důležitější hmotnostní kapacita nádrží. Použitím hodnot ze statistiky a Table 2 [12] byl získán poměr kapacity hmotnostní a objemové (odpovídá hustotě chemikálií při současném plném využití obou omezení) za pomoci aritmetického průměru podle následujícího vztahu.

$$K_{chem} = \frac{\sum_{i=1}^n \frac{m_{chem}}{V_{chem}}}{n} = 0,9002 \left[\frac{kg}{l} \right] \quad (2.1)$$

Kde $n = 8$ je počet zahrnutých typů letounů

Dále byla vypočtena hmotnostní kapacita pro navrhovaný letoun

$$m_{chem} = V_{chem} \cdot K_{chem} = 1500 \cdot 0,9002 \doteq 1350 [kg] \quad (2.2)$$

Maximální hmotnost chemikálií byla tedy zvolena 1350 [kg].

2.2.2. Délka rozjezdu

Délka rozjezdu při vzletu je zásadní faktor a může být kritický pro výběr pohonné jednotky. Byla i jedním ze sledovaných parametrů statistiky. Její hodnoty zejména u větších letounů jsou poměrně vysoké a neodpovídají vzletovým drahám v České republice. U několika letounů nebyla bohužel dohledána, čímž je sledovaný vzorek výrazně zúžen. Proto byl v tomto případě namísto statistiky proveden rozbor délky odpovídajících vzletových drah v ČR. Byl proveden náhodný výběr 17 malých travnatých (kromě jednoho případu) letišť. Vždy byla sledována délka použitelné dráhy. Nejnižší hodnota byla 328 m (v případě LKVESE). Střední hodnota byla 427 m.

S ohledem na uvedené délky byla zvolena ideální délka rozjezdu 200 m. Ta je oproti uvedeným délkám drah kratší, neboť je uvažována při nadmořské výšce 0 m, standardní teplotě a hustotě. Vlivem vyšších nadmořských výšek a vyšších teplot dojde při reálném provozu k jejímu prodloužení. Rezerva dráhy je dále nutná pro případ přerušeno vzletu.

2.2.3. Cestovní rychlost

Cestovní rychlost není v místních podmínkách pro zemědělský letoun zásadní faktor. Vzdálenosti mezi letišti a ošetřovanými plochami jsou malé a nepředpokládají se časté dlouhé přelety. Aby bylo možné provést návrh, byla stanovena spíše orientační hodnota cestovní rychlosti 200 [km/h]. Oproti statistice je tato hodnota poměrně nízká, takže nebude klást zbytečně vysoké nároky na výkon motoru. Nižší cestovní rychlost způsobí nižší operační rychlost (ta bývá nižší, než cestovní), a tím snazší a přesnější aplikaci postřiku.

2.2.4. Pádová rychlost

Pádová rychlost letounu určuje jeho schopnost vzlétnout a přistát na krátké dráze. Příliš nízká pádová rychlost by však vyžadovala velkou plochu křídla a letoun by poté dosahoval nízké maximální rychlosti. S ohledem na hodnoty pádových rychlostí (zejména pro evropské letouny) a výpočty v kap. 3.2.1 byla stanovena pádová rychlost s plně vychýlenou vzlakovou mechanizací $v_{s0} = 92 [kmh^{-1}] = 25,56 [ms^{-1}]$.

3. Předběžný návrh geometrie

3.1. Výpočet maximální vzletové hmotnosti

Výpočet maximální hmotnosti vychází z požadavku na maximální hmotnost chemických přípravků. Výpočet využívá poměrné hmotnosti prázdného letounu k_1 a poměrné hmotnosti paliva k_2 . Dále je uvažována hmotnost pilota $m_{pil} = 90$ [kg].

$$m_{pal} = V_{pal}\rho_{pal} \quad (3.1)$$

$$\rho_{pal} = 0,804 \text{ kg l}^{-1} \quad (3.2)$$

$$MTOW = m_e + m_{pal} + m_{chem} + m_{pil} \quad (3.3)$$

$$MTOW = k_1 MTOW + k_2 MTOW + m_{chem} + m_{pil} \quad (3.4)$$

Kde

$$k_1 = \frac{m_e}{MTOW} = 0,4387 \quad (3.5)$$

Je průměrná hodnota poměru prázdné hmotnosti ku maximální vzletové hmotnosti. Jedná se o průměrnou hodnotu převzatou ze statistiky (příloha {1}). Extrémní hodnoty (letouny M-18 Drimader a 110 Koliber) nebyly do průměru započteny.

$$k_2 = \frac{m_{pal}}{MTOW} = 0,1333 \quad (3.6)$$

Je průměrná hodnota poměru hmotnosti paliva ku maximální vzletové hmotnosti. Jedná se o průměrnou hodnotu převzatou ze statistiky (příloha {1}). Extrémní hodnoty (letouny AeromasterAG a 126 Marówka) nebyly do průměru započteny.

$$MTOW = \frac{m_{chem} + m_{pil}}{1 - k_1 - k_2} = \frac{1350 + 90}{1 - 0,4387 - 0,1333} = 3365 \text{ kg} \quad (3.7)$$

3.2. Výpočet plošného a výkonového zatížení

Příklad výpočtu byl proveden pro výšku 0 m dle MSA; plošné zatížení 1200 Nm^{-2}

3.2.1. Dle délky rozjezdu

Pro názornost bylo uvažováno více délek rozjezdu $S_g = 160, 180$ a 200 [m], přičemž příklad výpočtu byl proveden pro $S_g = 200$ [m]. A rychlost odpoutání byla odhadnuta podle jako

$$v_{LOF} = 1,15 \cdot v_{s0} = 1,15 \cdot \frac{92}{3,6} = 29,39 \text{ [ms}^{-1}\text{]}.$$

Tahové zatížení bylo vypočteno podle vztahu:

$$\begin{aligned} \frac{T}{W} &= \frac{v_{LOF}^2}{2g \cdot S_G} + \frac{q \cdot c_{D TO}}{\frac{W}{S}} + \mu \left(1 - \frac{q \cdot c_{L TO}}{\frac{W}{S}} \right) \\ &= \frac{29,39^2}{2 \cdot 9,81 \cdot 200} + \frac{529,1 \cdot 0,05}{1200} + 0,05 \left(1 - \frac{529,1 \cdot 0,7}{1200} \right) \\ &= 0,2767 [N \cdot kg^{-1}] \end{aligned} \quad (3.8)$$

kde

$$q = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_{LOF}^2 = 529,1 [Pa] \text{ je dynamický tlak nabíhajícího proudu.}$$

Výkonové zatížení lze vypočítat podle vzorce

$$\frac{P}{W} = \frac{T}{W} \cdot v_{LOF} = \frac{0,2767 \cdot 29,39}{1000 \cdot \eta_p} = \frac{0,2767 \cdot 29,39}{1000 \cdot 0,8} = 0,01017 [kW \cdot N^{-1}] \quad (3.9)$$

Hodnota propulsní účinnosti $\eta_p = 0,8$ byla převzata z obdobného výpočtu [1]

Z předchozího vztahu vyplývá potřebný výkon motoru:

$$P = \frac{P}{W} \cdot W = 0,01017 \cdot 3364,6 \cdot 9,81 = 335,5 [kW] \quad (3.10)$$

3.2.2. Dle cestovní rychlosti

Zde lze tahové zatížení vypočítat pomocí vzorce

$$\begin{aligned} \frac{T}{W} &= q \cdot c_{Dmin} \cdot \left(\frac{1}{\frac{W}{S}} \right) + k \cdot \left(\frac{1}{q} \right) \cdot \left(\frac{W}{S} \right) \\ &= 1890 \cdot 0,045 \cdot \frac{1}{1200} + 0,05146 \cdot \frac{1}{1890} \cdot 1200 \\ &= 0,1036 [N \cdot kg^{-1}] \end{aligned} \quad (3.11)$$

kde

$$q = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_c^2 = \frac{1}{2} \cdot 1,225 \cdot \left(\frac{200}{3,6} \right)^2 = 1890 [Pa] \text{ je dynamický tlak nabíhajícího proudu při cestovní rychlosti,}$$

$$k = \frac{1}{\pi \cdot \lambda \cdot e} = \frac{1}{\pi \cdot 7,5 \cdot 0,8247} = 0,05146 [-] \text{ je konstanta indukovaného odporu a}$$

Štíhlost $\lambda=7,5$ byla zvolena na základě statistiky.

Ostwaldův koeficient letounu byl vypočten dle

$$\begin{aligned} e &= 1,78 \cdot (1 - 0,045 \cdot (\lambda)^{0,68}) - 0,64 \\ &= 1,78 \cdot (1 - 0,045 \cdot 7,5^{0,68}) - 0,64 = 0,8247 [-] \end{aligned} \quad (3.12)$$

Výkonové zatížení lze stejně jako v kapitole 3.2.1 vypočítat pomocí vztahu

$$\frac{P}{W} = \frac{T}{W} \cdot v_c = \frac{0,1036 \cdot \frac{200}{3,6}}{1000 \cdot 0,8} = 0,007191 [kW \cdot kg^{-1}] \quad (3.13)$$

Hodnota propulsní účinnosti $\eta_p = 0,8$ byla převzata z obdobného výpočtu [1]

Potřebný výkon

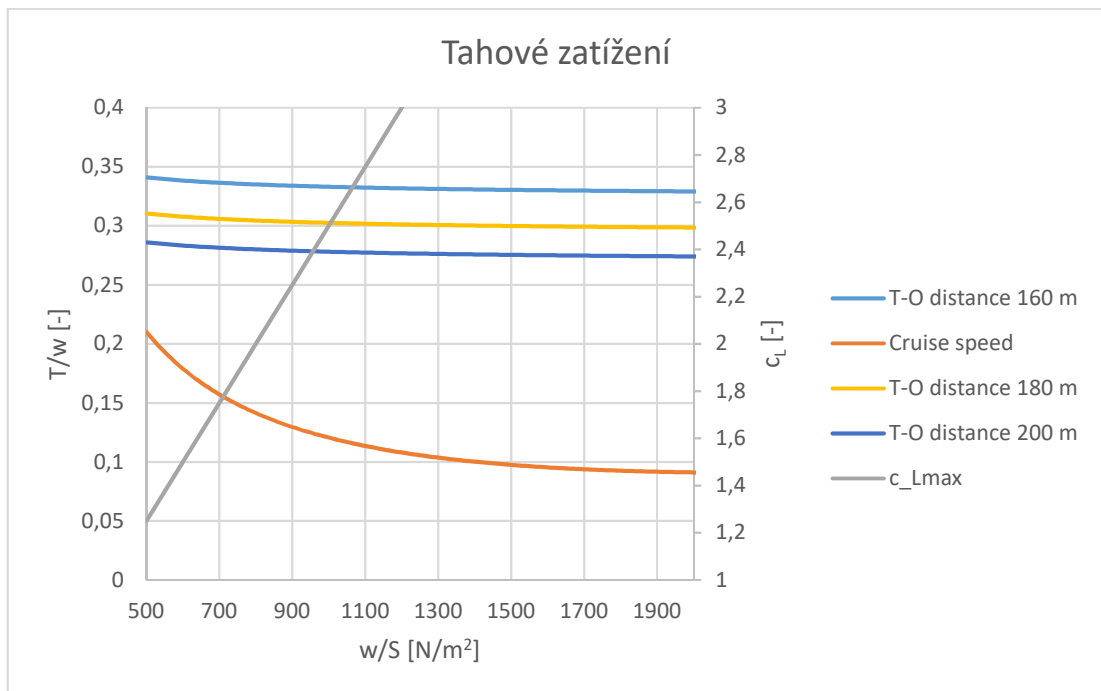
$$P = \frac{P}{W} \cdot W = 0,007191 \cdot 3364,6 \cdot 9,81 = 207,7 [kW] \quad (3.14)$$

3.2.3. Maximální součinitel vztlaku

Do grafu porovnávacího plošné a výkonové zatížení byla přidána přímka vyjadřující souvislost maximálního součinitele vztlaku letounu a jeho plošného zatížení.

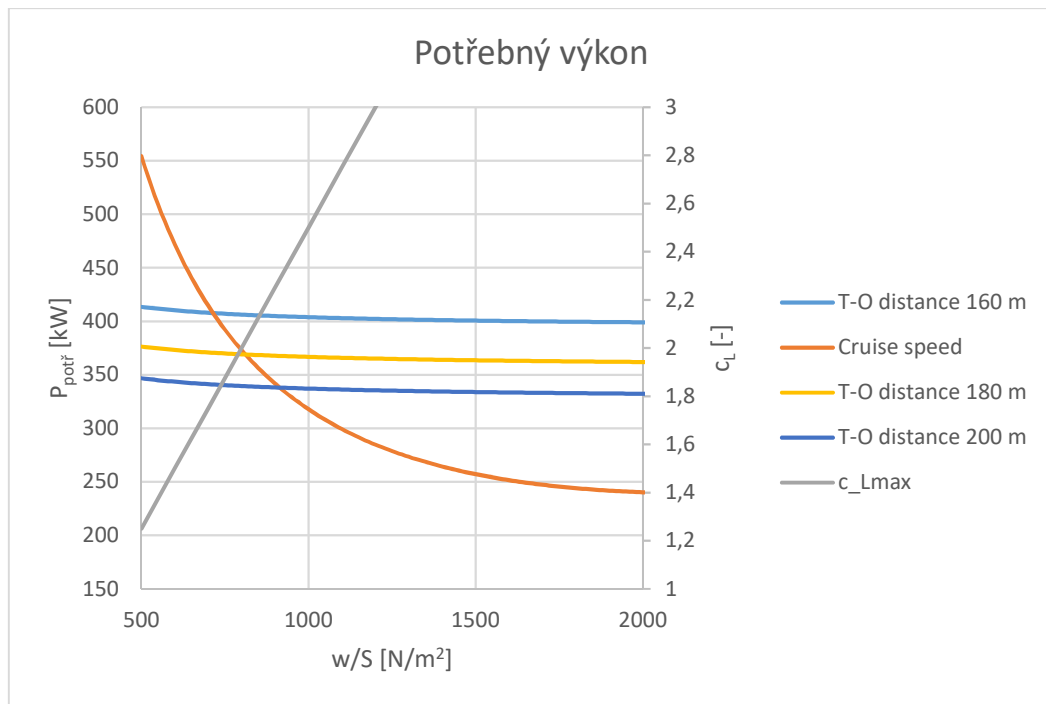
$$c_{Lmax} = \frac{2 \cdot \frac{W}{S}}{\rho \cdot V_s^2} = \frac{2 \cdot 1200}{1,225 \cdot 25,56^2} = 3 [-] \quad (3.15)$$

V následujícím grafu jsou znázorněny potřebné výkony motoru společně s přímkou maximálního součinitele vztlaku.



obr. 3.1 Závislost tahového a plošného zatížení letounu pro různé kritické případy

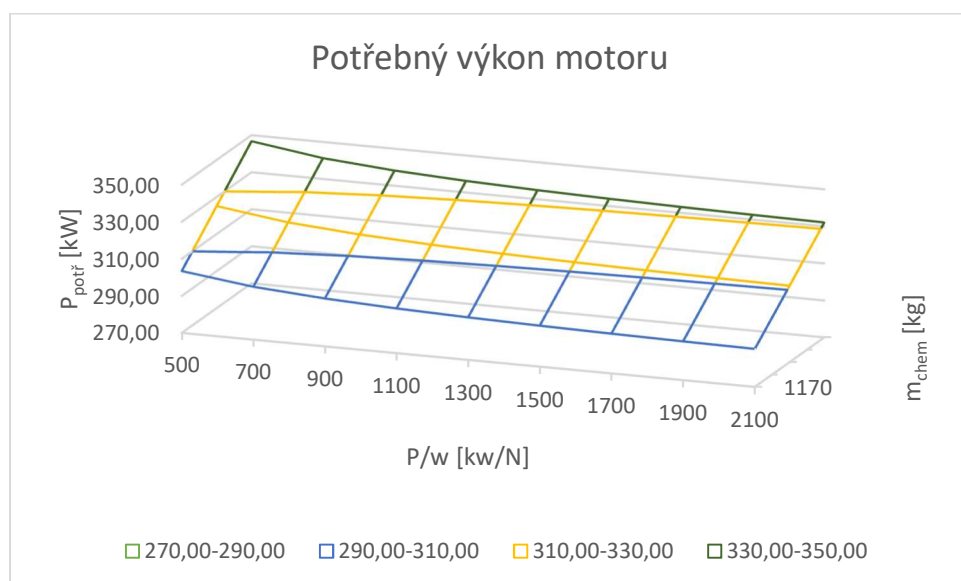
Dále byla sestavena obdobná závislost pro potřebný výkon motoru (obr. 3.2).



obr. 3.2 Závislost potřebného výkonu a plošného zatížení letounu pro různé kritické případy

Vypočtený potřebný výkon pro nejdelší rozjezd bohužel mírně převyšuje možnosti nejvýkonnějších běžně dostupných pístových motorů (Lycoming IO-720), které jsou schopny dodat maximální výkon 298 kW. Možností by byla zástavba turbovrtulového motoru, čímž by zároveň došlo k žádoucímu snížení prázdné hmotnosti letounu. Ceny turbovrtulových motorů jsou však mnohonásobně vyšší než pístových. To by celý letoun neúměrně prodražilo.

Pro lepší názornost potřebného výkonu byl sestaven 3-D graf (obr. 3.3) potřebného výkonu pro délku rozjezdu 200m v rozsahu $m_{chem} = 1170 - 1350$ [kg].

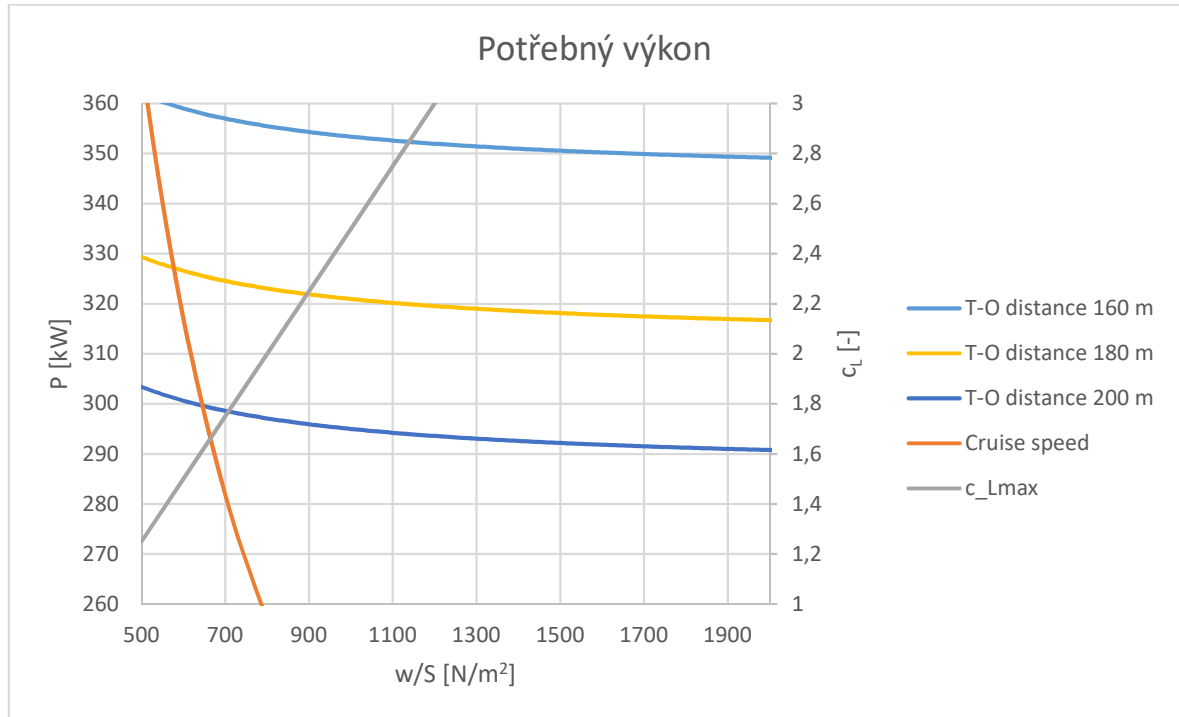


obr. 3.3 Potřebný výkon motoru v závislosti na výkonovém zatížení letounu a kapacitě chemických nádrží

Aby bylo možné použít pístový motor, bylo pro zachování délky rozjezdu nutné snížit maximální vzletovou hmotnost, čehož bylo dosaženo snížením kapacity chemických nádrží na

1170 [kg]. To odpovídá (podle vzorce (2.2)) 1297 [l]. Pro novou kapacitu byl znovu proveden výpočet maximální vzletové hmotnosti ($MTOW = 2944$ [kg]), tahové a výkonové zatížení a přímka maximálního součinitele vztlaku.

Závislost potřebného výkonu je znázorněna v následujícím grafu.



obr. 3.4 Potřebný výkon letounu po úpravě MTOW

Křivky potřebného výkonu pro délku rozjezdu klesají velmi pozvolna a křivka potřebného výkonu pro cestovní rychlost 200 km/h nabývá oproti zbylým křivkám výrazně nižších hodnot. Proto nepřináší použití vysokého plošného zatížení výraznou výhodu. Naopak použití nižšího plošného zatížení klade menší nároky na maximální součinitel vztlaku letounu, respektive vztlakovou mechanizaci křídla. Proto byl zvolen maximální součinitel letounu $c_{lmax} = 2,3$ [-]. Pro něj bylo spočteno plošné zatížení a plocha křídla.

$$\frac{W}{S} = \frac{1}{2} \rho V_s^2 c_{Lmax} = \frac{1}{2} \cdot 1,225 \cdot 25,56^2 \cdot 2,3 = 920 \text{ [Nm}^{-2}\text{]} \quad (3.16)$$

$$S = \frac{W}{\frac{W}{S}} = \frac{MTOW \cdot g}{\frac{W}{S}} = \frac{2944 \cdot 9,81}{920} = 31,39 \text{ [m}^2\text{]} \quad (3.17)$$

Pro vypočtené plošné zatížení bylo dopočteno výkonové zatížení a potřebný výkon pro délku vzletu 200 m, pro kterou je potřeba větší výkon než pro let v cestovním režimu.

$$\frac{P}{W} = 0,01024 \text{ [kW} \cdot \text{N}^{-1}\text{]} \quad (3.18)$$

$$P = 295,7 \text{ [kW]}$$

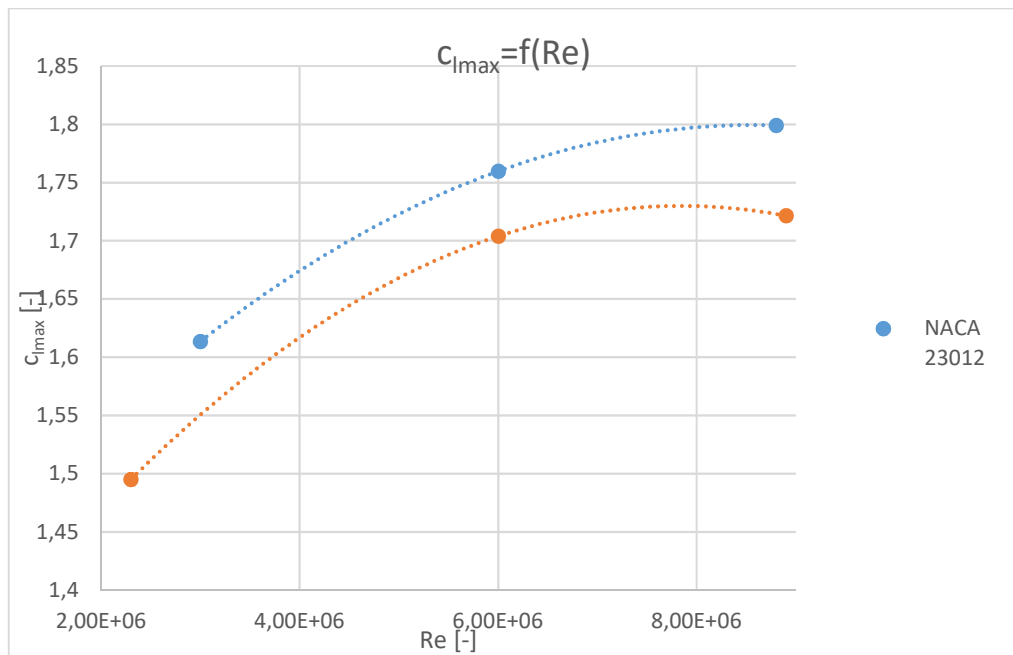
Pro dodávku takového výkonu byl zvolen 8válcový vzduchem chlazený motor Lycoming IO-720 s maximálním výkonem 298 [kW].

3.3. Geometrie základních částí letounu

3.3.1. Návrh geometrie křídla

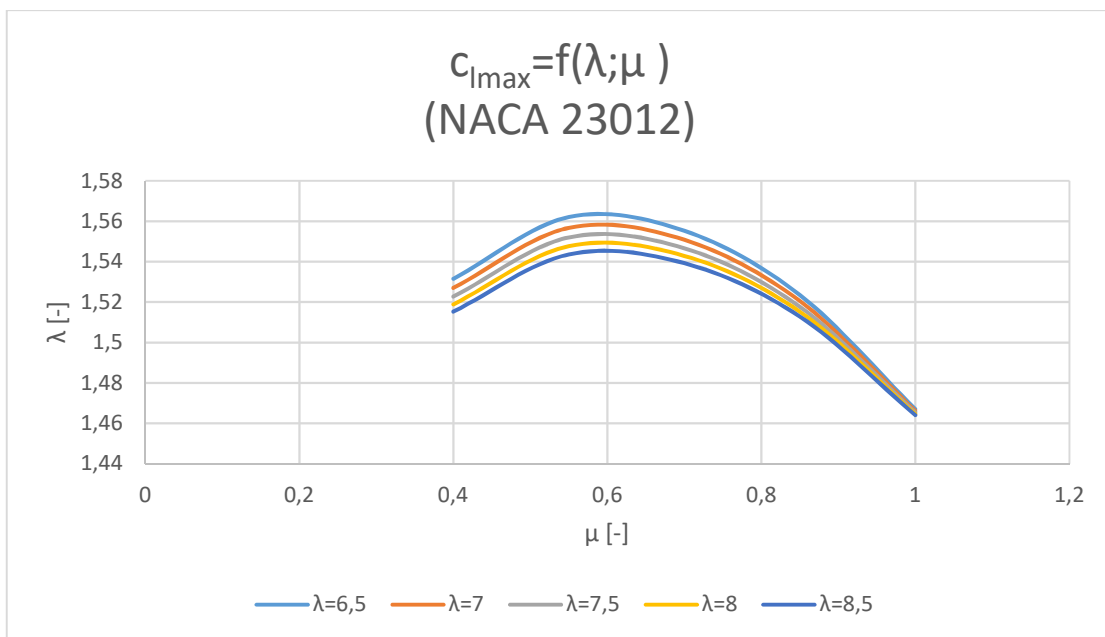
Pro křídlo byly nejprve zvoleny 2 možné profily (NACA 23012 a 23015). Ty jsou schopny generovat poměrně vysoký maximální součinitel vztlaku při malém klopivém momentu, což snižuje záporné vyvažovací síly na VOP, a tím snižuje požadavek na jejich mohutnost z hlediska vyvažovacích, ale i obratových případů. Díky nižším záporným vyvažovacím silám je dále možno dosažení vyššího součinitele vztlaku letounu ve vyváženém stavu. V neposlední řadě je možné dosáhnout nižšího součinitele odporu při menších vyvažovacích silách. Výhodou použitých profilů je též dostupnost a velký rozsah aerodynamických podkladů z tunelových měření.

Z tunelových měření profilu NACA 23012 bylo stanoveno stoupání vztlakové čáry profilu $c_{l\alpha} = 6,078 [rad^{-1}]$; úhel nulového vztlaku $\alpha_0 = -1,25 [^\circ] = -0,02182 [rad]$; a průběh maximálního součinitele vztlaku v závislosti na Reynoldsově čísle. Tytéž veličiny byly stanoveny i pro profil NACA 23015 ($c_{l\alpha} = 6,022 [rad^{-1}]$; úhel nulového vztlaku $\alpha_0 = -1,112 [^\circ] = -0,01941 [rad]$).



obr. 3.5 Závislost maximálního součinitele vztlaku profilu na Reynoldsově čísle

Aby bylo možné stanovit vhodnou geometrii křídla, byl pro různé kombinace zúžení a štíhlosti křídla stanoven maximální součinitel vztlaku křídla obdobně jako v kapitole 4.1.1.



obr. 3.6 Závislost maximálního součinitele vzlaku křídla na jeho štíhlosti a zúžení

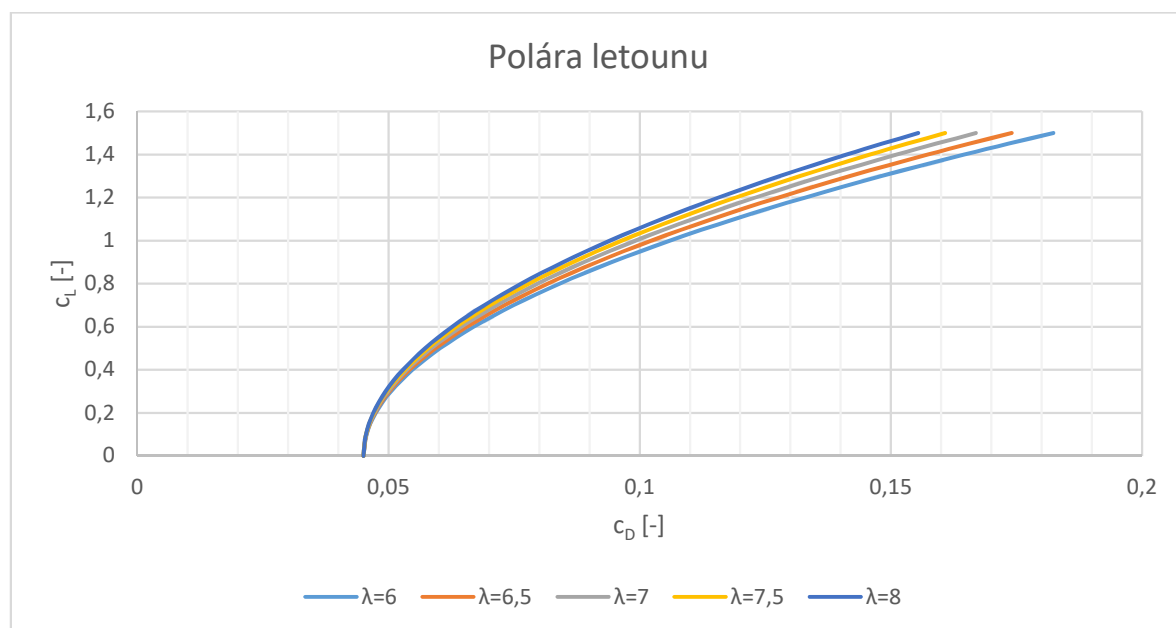
Z grafu je zřejmé, že pro malá zúžení je maximální součinitel vzlaku křídla prakticky nezávislý na štíhlosti. Maximální hodnoty součinitele vzlaku vycházejí pro zúžení křídla přibližně 0,6.

Dále byla sestavena velmi zjednodušená polára letounu v závislosti na štíhlosti křídla dle vzorce:

$$c_D = c_{D_0} + k \cdot c_L^2 \quad (3.19)$$

Kde součinitel odporu $c_{D_0} = 0,045 [-]$ při nulovém vzlaku byl zvolen vzhledem k relativně velké ploše křídla dle tabulky 3-1 [1]:

Ostwaldův koeficient e a konstanta indukovaného odporu k byly spočteny pomocí stejných vztahů, jako v kapitole (3.2.2).



obr. 3.7 zjednodušená polára letounu

Z poláry je zřejmý rostoucí vliv štiřlosti křídla (indukovaného odporu) na celkový odpor letounu s rostoucím součinitelem vztlaku křídla.

Dalším faktorem je hmotnost křídla, proto byla vypočtena hmotnost křídla pro oba zvolené profily v rozsahu $\lambda = 6 - 8 [-]$. Výpočet byl proveden pomocí metody USAF [1], obdobně jako v kapitole 3.4.1.1.

Hodnota maximální rychlosti v horizontálním letu byla určena pomocí maximálního využitelného výkonu motoru a minimálního součinitele odporu dle vztahu:

$$V_H = \sqrt[3]{\frac{2 \cdot P \cdot \eta_p}{\rho \cdot c_{Dmin} \cdot S}} = \sqrt[3]{\frac{2 \cdot 298,3 \cdot 0,8}{1,225 \cdot 0,045 \cdot 31,39}} = 65,09 [ms^{-1}] \quad (3.20)$$

$$= 126,5 [kt]$$



obr. 3.8 Odhad hmotnosti křídla pro různé profily v závislosti na jeho štiřlosti

Na základě uvedených grafů byla zvolena geometrie křídla. Byl upřednostněn profil NACA 23012 kvůli vyššímu maximálnímu součiniteli vztlaku a nižšímu součiniteli odporu. Jeho nevýhodou je nárůst hmotnosti křídla o 19,6 kg (pro štiřlost $\lambda = 7$) způsobený nižší stavební výškou hlavního nosníku. Z důvodu jednodušší výroby a snížení výrobních nákladů bylo zvoleno obdélkové křídlo za cenu snížení maximálního součinitele vztlaku a zvýšení indukovaného odporu. Jako kompromis mezi odporem letounu a hmotností křídla byla zvolena štiřlost křídla $\lambda = 7$.

Geometrické parametry křídla tedy jsou:

Rozpětí $l = 14,82 [m]$; střední aerodynamická tětva $b_{SAT} = 2,118 [m]$; štiřlost $\lambda = 7$; plocha $S = 31,39 [m^2]$. Úhel vzepětí byl předběžně zvolen $\psi = 5 [^\circ]$.

3.3.2. Návrh geometrie ocasních ploch

Předběžný návrh ocasních ploch byl proveden za pomoci mohutností ocasních ploch získaných pomocí statistiky. Pro ocasní plochy byl vybrán profil NACA 0012. Jedná se o symetrický profil běžně používaný pro ocasní plochy. Jejich výhodou je relativně vysoký kritický úhel náběhu ($18,4^\circ$), což snižuje riziko odtržení proudění na VOP dříve, než na křídle (zapříčinilo by ztrátu ovladatelnosti). K dispozici je dostatek experimentálně získaných aerodynamických charakteristik. Z těch byly odečteny zásadní veličiny: stoupání vztakové čáry $c_{l\alpha} = 5,375$ a úhel nulového vztaku $\alpha_0 = 0$.

3.3.2.1. *Vodorovné ocasní plochy*

Vzhledem ke geometrické dispozici letounu bylo zvoleno rameno vodorovných ocasních ploch (dále jen VOP) $L_h = 5,04$ [m]. Ze statistiky byla získána mohutnost VOP $H_h = \frac{L_h \cdot S_h}{S \cdot b_{SAT}} = 0,5$ [-] (průměrná hodnota ze statistiky činí 0,54). Ta je však navýšena vysokými mohutnostmi VOP malých letounů (zejména PZL 110 Koliber).

Ze získané mohutnosti byla vypočtena plocha VOP:

$$S_h = \frac{H_h \cdot S \cdot b_{SAT}}{L_h} = \frac{0,5 \cdot 31,39 \cdot 2,118}{5,04} = 6,595 \text{ [m}^2\text{]}. \quad (3.21)$$

Dále byla ze statistiky získána hodnota štíhlosti VOP $\lambda_h = 4,2$ [-]

Vzhledem k výrobním nákladům a obdélníkovému půdorysu křídla byla též použita obdélníková VOP.

Rozpětí bylo spočteno dle vztahu $l_h = \sqrt{\lambda \cdot S_h} = \sqrt{4,2 \cdot 6,595} = 5,263$ [m].

Střední aerodynamická tětíva VOP byla vypočtena dle vztahu $b_{SAT_h} = \frac{S_h}{l_h} = \frac{6,595}{5,263} = 1,253$ [m].

3.3.2.2. *Svislá ocasní plocha*

Vzhledem ke geometrické dispozici letounu a poloze VOP bylo zvoleno rameno svislé ocasní plochy (dále jen SOP) $L_v = 5,294$ [m]. Ze statistiky byla získána mohutnost SOP $H_v = \frac{L_v \cdot S_v}{S \cdot l} = 0,03$ [-]. Ta je nižší oproti průměrné hodnotě (0,037) tak, aby plocha SOP korespondovala s ostatními rozměry letounu.

Plocha SOP byla vypočtena dle:

$$S_v = \frac{H_v \cdot S \cdot l}{L_v} = \frac{0,03 \cdot 31,39 \cdot 14,82}{5,294} = 2,637 \text{ [m}^2\text{]} \quad (3.22)$$

Ze statistiky byla získána štíhlost SOP $\lambda_v = 1,4$ [-]. Dále bylo vypočteno rozpětí $l_v = \sqrt{\lambda_v \cdot S_v} = \sqrt{1,4 \cdot 2,637} = 1,921$ [m].

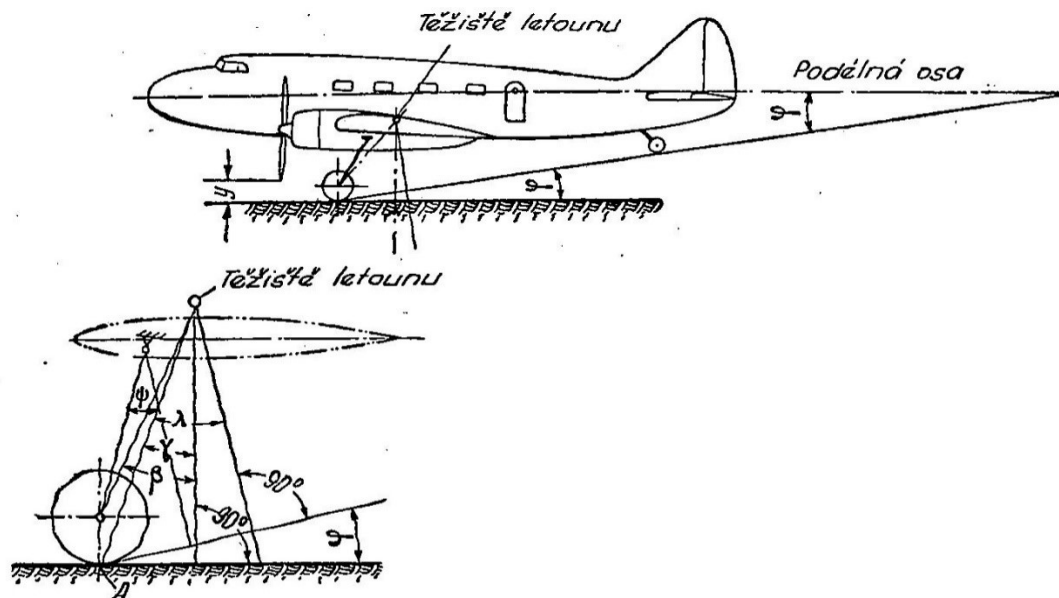
3.3.1. Návrh geometrie podvozku

Podvozek byl zvolen typu normální tricykl. Jedná se pro zemědělská letadla o standardní typ podvozku. Je vhodnější pro provoz na méně kvalitních travnatých vzletových a přistávacích plochách

než obrácený tricykl. Zád'ový podvozek je na větším ramenu, než by byl odpovídající před'ový. Zatížení podvozku je tedy nižší, s čímž souvisí i jeho nižší hmotnost. Tím, že je výrazně menší, má také menší čelní plochu než před'ový podvozek. To se kladně projeví na snížení aerodynamického odporu. Jeho nevýhodou je však špatný výhled pilota při pojíždění, větší riziko překlopení letadla na před' při brzdění a směrová nestabilita při pohybu po zemi [8]. Pro jednoduchost konstrukce, vzhledem ke krátkým letům a nízkým rychlostem, byl zvolen pevný podvozek.

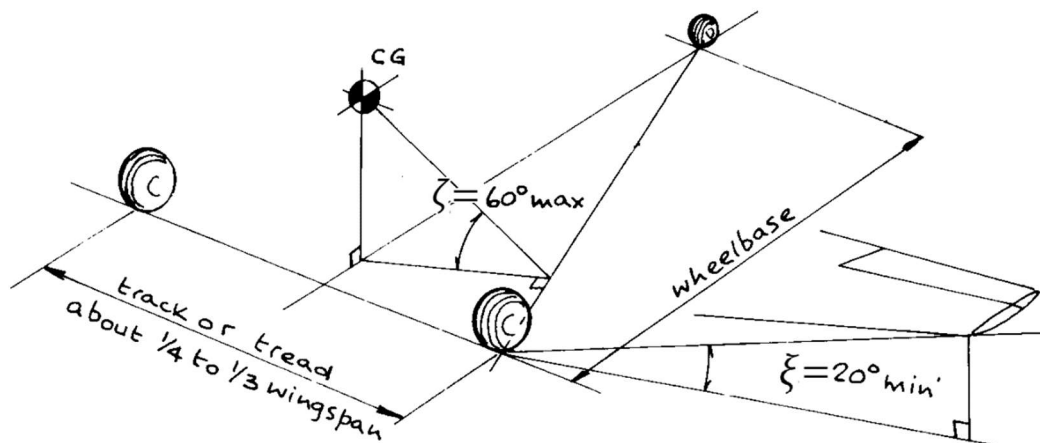
Následující parametry byly voleny na základě doporučených úhlů [11] a [8].

1. Úhel stání letounu $\varphi = 13^\circ$ byl zvolen z doporučeného rozsahu $11-14^\circ$.
2. Úhel stability proti převrácení vpřed $\gamma = 16^\circ$ byl zvolen s ohledem k brzděnému hlavnímu podvozku
3. Úhel vysunutí podvozku $\lambda = \varphi + \gamma = 14 + 16 = 30^\circ$ odpovídá uvedenému rozsahu $27-31^\circ$.
4. Dostatečná výšková vzdálenost křídla od země zamezí poškození jeho konce při přistání s náklonem a je určena úhlem náklonu, při kterém nesmí dojít ke kontaktu se zemí. V [11] je uvedena hodnota 10° . Na navrhovaném letounu tento úhel činí $17,1^\circ$.



obr. 3.9 Parametry podvozku letounu (převzato z [11])

5. Rozchod kol byl zvolen tak, aby umožnil vhodné tvarování pružnice hlavního podvozku. Při tom byl sledován maximální úhel $\zeta_{max} = 60^\circ$ (obr. 3.10) určující příčnou stabilitu letounu při pojíždění. Jeho hodnota činí $55,6^\circ$.

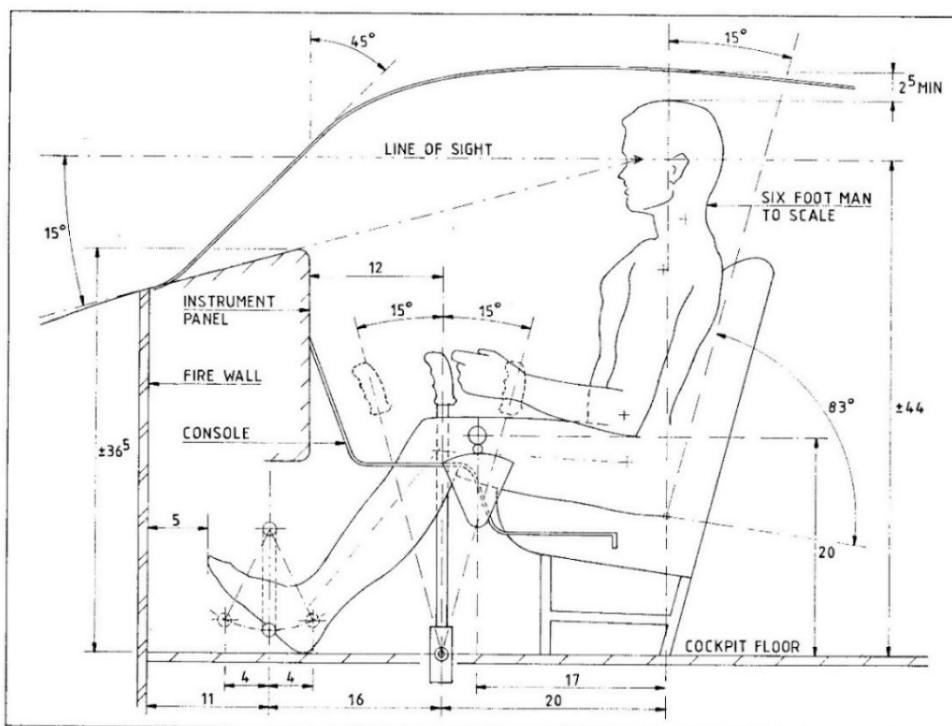


obr. 3.10 Parametry podvozku letounu (převzato z [8])

3.3.2. Návrh geometrie pilotního prostoru

Pilotní kabina byla navrhována s ohledem na ergonomii, pohodlí pilota a dobrý výhled. Při návrhu byly brány v potaz následující parametry vycházející z doporučení znázorněných na obr. 3.11: Vzdálenost přední přepážky a chodidel pilota, vzdálenost hlavy pilota a překrytu kabiny a zorný úhel pilota. Aby nemusela pilotní kabina příliš vyčnívat z trupu, byl zorný úhel vzhledem k ostatním letounům zpracovaným ve statistice (příloha {1}) z doporučovaných 15° snižen na 14° . I to vzhledem k úhlu stání letounu 13° zabezpečí viditelnost dráhy při pojíždění.

Překryt kabiny byl z důvodů úspory nákladů a snadné opravitelnosti navržen s využitím rámové konstrukce s rovinnými skly. Vrchní část kabiny byla s ohledem na aerodynamiku vytvořena pomocí ploch s dvojitou křivostí, jež by bylo vhodné vyrobit z kompozitních materiálů.



obr. 3.11 Doporučené parametry pilotního prostoru (převzato z figure 2.8 [16])

3.4. Hmotová obálka

3.4.1. Výpočet hmotností jednotlivých částí letounu

Výpočty byly provedeny dle [2]

Maximální konstrukční násobek byl stanoven na základě požadavku stavebního předpisu (CS 23.337), tedy vypočten pomocí vzorce:

$$n_{ult} = 2,1 + \frac{24000}{MTOW + 10000} = 2,1 + \frac{24000}{6490 + 10000} = 3,555 [-]$$

Jedná se první přiblížení. S měnící hmotností letounu by se i násobek později měnil

3.4.1.1. Křídlo

Hmotnost křídla byla spočtena dle metody USAF, která je vhodná pro lehké a užitkové letouny s maximální rychlostí nepřekračující 300 [kt].

$$\begin{aligned} m_w &= 96,948 \cdot \left[\left(\frac{MTOW \cdot n_{ult}}{10^5} \right)^{0,65} \cdot \left(\frac{\lambda}{\cos \Lambda} \right)^{0,57} \cdot \left(\frac{S}{100} \right)^{0,61} \left(\frac{1+\eta}{2 \cdot \left(\frac{t}{c} \right)_{max}} \right)^{0,36} \right. & (3.23) \\ & \left. \left(\frac{1+V_H}{500} \right)^{0,5} \right]^{0,993} = 96,948 \cdot \left[\left(\frac{6490 \cdot 3,555}{10^5} \right)^{0,65} \cdot \left(\frac{7}{\cos(0)} \right)^{0,57} \cdot \right. \\ & \left. \left(\frac{337,9}{100} \right)^{0,61} \left(\frac{1+1}{2 \cdot 0,13} \right)^{0,36} \cdot \left(\frac{1+126,5}{500} \right)^{0,5} \right]^{0,993} = 564,9 [lb] = 256,2 [kg] \end{aligned}$$

Hodnota maximální rychlosti v horizontálním letu byla předběžně určena pomocí maximálního využitelného výkonu motoru a minimálního součinitele odporu dle vztahu (3.20). Maximální provozní násobek byl určen dle CS 23.337 $n_{ult} = 2,1 + \frac{24000}{MTOW+10000} = 2,1 + \frac{24000}{6490+10000} = 3,555 [-]$.

Podélná poloha těžiště křídla byla předpokládána ve 40 % jeho hloubky [2].

3.4.1.2. Ocasní plochy

Hmotnost ocasních ploch byla spočtena pomocí metodiky USAF (stejně, jako pro křídlo).

Hmotnost VOP byla vypočtena dle vztahu:

$$\begin{aligned} m_h &= 127 \cdot \left(\left(\frac{MTOW \cdot n_{ult}}{10^5} \right)^{0,87} \cdot \left(\frac{S_h}{100} \right)^{1,2} \cdot 0,289 \cdot \left(\frac{L_h}{10} \right)^{0,483} \cdot \left(\frac{l_h}{\left(\frac{t}{b} \right)_h} \right)^{0,5} \right)^{0,458} & (3.24) \\ &= 127 \cdot \left(\left(\frac{6490 \cdot 3,555}{10^5} \right)^{0,87} \cdot \left(\frac{70,98}{100} \right)^{1,2} \cdot 0,289 \cdot \left(\frac{16,54}{10} \right)^{0,483} \cdot \right. \\ & \left. \left(\frac{17,27}{0,12} \right)^{0,5} \right)^{0,458} = 115,4 [lb] = 52,54 [kg] \end{aligned}$$

Těžiště VOP bylo předpokládáno ve 42 % její hloubky [2].

Hmotnost SOP byla vypočtena dle vzorce:

$$\begin{aligned}
 m_v &= 98,5 \cdot \left(\left(\frac{MTOW \cdot n_{ult}}{10^5} \right)^{0,87} \cdot \left(\frac{S_v}{100} \right)^{1,2} \cdot 0,289 \cdot \left(\frac{L_v}{10} \right)^{0,483} \cdot \left(\frac{l_v}{\left(\frac{t}{b} \right)_v} \right)^{0,5} \right)^{0,458} & (3.25) \\
 &= 98,5 \\
 &\cdot \left(\left(\frac{6490 \cdot 3,555}{10^5} \right)^{0,87} \cdot \left(\frac{28,38}{100} \right)^{1,2} \cdot 0,289 \cdot \left(\frac{17,36}{10} \right)^{0,483} \right. \\
 &\cdot \left. \left(\frac{1,921}{0,12} \right)^{0,5} \right)^{0,458} = 38,56 [lb] = 17,49 [kg]
 \end{aligned}$$

Těžiště SOP bylo předpokládáno ve 42 % její tětivy a ve 38% rozpětí SOP [2].

3.4.1.3. Trup

Hmotnost trupu byla vypočtena pomocí stejné metodiky, jako křídlo a ocasní plochy.

$$\begin{aligned}
 m_f &= 200 \cdot \left(\left(\frac{MTOW \cdot n_{ult}}{10^5} \right)^{0,286} \cdot \left(\frac{l_f}{10} \right)^{0,857} \cdot \left(\frac{w_f + h_f}{10} \right) \cdot \left(\frac{v_c}{100} \right)^{0,338} \right)^{1,1} & (3.26) \\
 &= 200 \\
 &\cdot \left(\left(\frac{6490 \cdot 3,555}{10^5} \right)^{0,286} \cdot \left(\frac{19,71}{10} \right)^{0,857} \cdot \left(\frac{4,035 + 5,758}{10} \right) \right. \\
 &\cdot \left. \left(\frac{108}{100} \right)^{0,338} \right)^{1,1} = 240,4 [lb] = 109,1 [kg]
 \end{aligned}$$

Zde l_f je délka trupu brána jako podélná vzdálenost od motorové přepážky do 50% kořenové tětivy SOP. Těžiště trupu přitom bylo předpokládáno ve 33,5 % l_f [2].

3.4.1.4. Motor

Hmotnost motoru byla vypočtena dle metodiky USAF na základě suché hmotnosti motoru (272,6 [kg]) udávané výrobcem.

$$\begin{aligned}
 m_{prop} &= 2,575 \cdot (m_{eng})^{0,922} \cdot N_e = 2,575 \cdot (601)^{0,922} \cdot 1 = 939,5 [lb] & (3.27) \\
 &= 426,2 [kg]
 \end{aligned}$$

Kde $N_e = 1 [-]$ je počet motorů, $m_{eng} = 601 [lb]$ je suchá hmotnost samotného motoru a m_{prop} je hmotnost propulsní soustavy (motor, motorové lože, motorová instalace a vrtule).

3.4.1.5. Podvozek

Hmotnost podvozku byla vypočtena dle metody Torenbeek, která umožňuje výpočet hlavního i záďového podvozku. Koeficienty společně s výpočtovým vztahem byly převzaty z [2].

Hmotnost hlavního podvozku je:

$$\begin{aligned}
 m_g &= k_{g_r} \cdot (A_g + B_g \cdot (MTOW)^{\frac{3}{4}} + C_g \cdot MTOW + D_g \cdot (MTOW)^{\frac{3}{2}}) \\
 &= 1 \cdot \left(20 + 0,1 \cdot (6490)^{\frac{3}{4}} + 0,019 \cdot 6490 + 0 \cdot (6490)^{\frac{3}{2}} \right) \\
 &= 215,6 [lb] = 97,81 [kg]
 \end{aligned} \tag{3.28}$$

Hmotnost zádového podvozku byla vypočtena dle stejného vzorce, jako hmotnost předového podvozku za použití koeficientů $A_g = 9$; $B_g = 0$; $C_g = 0,0024$; $D_g = 0$. Vypočtená hmotnost zádového podvozku činí 11,15 [kg].

3.4.1.6. Palivový systém

Hmotnost palivového systému byla vypočtena pomocí 3 různých metodik

1) Metoda Cessna

$$m_{fs} = 0,4 \cdot \frac{m_{fuel}}{K_{fsp}} = 0,4 \cdot \frac{865,1}{5,87} = 58,95 [lb] = 26,74 [kg] \tag{3.29}$$

Kde $K_{fsp}=5,87$ platí pro letecký benzín.

2) Metoda USAF

$$\begin{aligned}
 m_{fs} &= 2,49 \cdot \left(\left(\frac{m_{fuel}}{k_{fsp}} \right)^{0,6} \cdot \left(\frac{1}{1+int} \right)^{0,3} \cdot N_t^{0,2} \cdot N_e^{0,13} \right)^{1,21} \\
 &= 2,49 \\
 &\quad \cdot \left(\left(\frac{865,1}{5,87} \right)^{0,6} \cdot \left(\frac{1}{1+0,95} \right)^{0,3} \cdot 3^{0,2} \cdot 1^{0,13} \right)^{1,21} \\
 &= 95,64 [lb] = 43,38 [kg]
 \end{aligned} \tag{3.30}$$

Kde podíl integrálních nádrží $int = 0,95$ (uvažováno 95 % paliva v integrálních nádržích); počet nádrží $N_t = 3$ (3 palivové nádrže – 2 integrální v křídle, 1 sběrná v trupu).

3) Metoda Torenbeek

$$\begin{aligned}
 m_{fs} &= 2 \cdot \left(\frac{m_{fuel}}{5,87} \right)^{0,667} = 2 \cdot \left(\frac{865,1}{5,87} \right)^{0,667} = 55,89 [lb] \\
 &= 25,35 [kg]
 \end{aligned} \tag{3.31}$$

Výsledná vypočtená hmotnost, která je použita v dalších výpočtech, byla získaná průměrem hodnot vypočtených pomocí tří různých metodik a činí $m_{fs} = 31,83 [kg]$.

3.4.1.7. Řízení

Hmotnost řízení byla vypočtena pomocí 3 různých metodik.

1) Metoda Cessna

$$m_{fc} = 0,016 \cdot MTOW = 0,016 \cdot 6490 = 109 [lb] = 49,46 [kg] \tag{3.32}$$

2) Metoda USAF

$$m_{fc} = 1,066 \cdot (MTOW)^{0,626} = 1,066 \cdot (6490)^{0,626} = 259,6 [lb] \quad (3.33) \\ = 117,7 [kg]$$

3) Metoda Torenbeek

$$m_{fc} = 0,23 \cdot (MTOW)^{\frac{2}{3}} = 0,23 \cdot (6490)^{\frac{2}{3}} = 80,03 [lb] \quad (3.34) \\ = 36,3 [kg]$$

Výsledná vypočtená hmotnost systému řízení byla vypočtena jako průměr hmotností získaných pomocí metodik Cessna a Torenbeek a činí $m_{fc} = 42,88 [kg]$. Metoda USAF vzhledem k výrazné odchylce od zbylých metod nebyla v průměru zahrnuta.

3.4.1.8. Elektrický systém

Hmotnost elektrického systému letounu byla vypočtena pomocí 3 různých metodik.

1) Metoda Cessna

$$m_{els} = 0,0268 \cdot MTOW = 0,0268 \cdot 6490 = 173,9 [lb] \quad (3.35) \\ = 78,9 [kg]$$

2) Metoda USAF

$$m_{els} = 426 \cdot \left(\frac{m_{fs} + m_{iae}}{1000} \right)^{0,51} = 426 \cdot \left(\frac{70,16 + 33}{1000} \right)^{0,51} \quad (3.36) \\ = 133,8 [lb] = 60,67 [kg]$$

3) Metoda Torenbeek

$$m_{els} = 0,0078 \cdot m_e^{1,2} - m_{hps} = 0,0078 \cdot 2847^{1,2} - 0 = 109 [lb] \quad (3.37) \\ = 49,44 [kg]$$

Kde m_{hps} je hmotnost hydraulicko-pneumatického systému, s nímž není v navrhovaném letounu uvažováno.

Výsledná vypočtená hmotnost získaná průměrem hodnot vypočtených pomocí tří různých metodik činí $m_{els} = 63 [kg]$.

3.4.1.9. Avionika a elektronika

Hmotnost avioniky a elektroniky byla vypočítána dle metodiky Torenbeek.

$$m_{iae} = 33 \cdot N_{pax} = 33 \cdot 1 = 33 [lb] = 14,97 [kg] \quad (3.38)$$

Kde N_{pax} je počet cestujících a členů posádky, v tomto případě pouze 1 pilot.

3.4.1.10. Zařízení interiéru

Hmotnost zařízení interiéru byla vypočtena pomocí 2 metodik.

1) Cessna

$$\begin{aligned} m_{fur} &= 0,412 \cdot N_{pax}^{1,145} \cdot (MTOW)^{0,489} \\ &= 0,412 \cdot 1^{1,145} \cdot 6490^{0,489} = 30,14 [lb] \\ &= 13,67 [kg] \end{aligned} \quad (3.39)$$

2) Torenbeek

$$\begin{aligned} m_{fur} &= 5 + 13 \cdot N_{pax} + 25 \cdot N_{row} = 5 + 13 \cdot 1 = 18 [lb] \\ &= 8,164 [kg] \end{aligned} \quad (3.40)$$

Výsledná vypočtená hmotnost byla určena průměrem hodnot vypočtených pomocí obou metodik a činí $m_{fur} = 10,92 [kg]$.

3.4.1.11. Nátěr letounu

Hmotnost nátěru byla vypočtena pomocí vztahu:

$$\begin{aligned} m_{pt} &= (0,003 \div 0,006) \cdot MTOW = 0,0045 \cdot 6490 = 29,21 [lb] \\ &= 13,25 [kg] \end{aligned} \quad (3.41)$$

3.4.1.12. Chemické nádrže

Hmotnost chemických nádrží byla odhadnuta jako 2,5 % hmotnosti obsahu těchto nádrží, tedy

$$m_{chem_t} = 0,025 \cdot m_{chem} = 0,025 \cdot 1170 = 29,25 [kg] \quad (3.42)$$

Kde m_{chem} je hmotnost chemikálií v [kg]

3.4.1.13. Postřikovací soustava

Hmotnost postřikovací soustavy byla odhadnuta na $m_{eq} = 22 [kg]$

3.4.1.14. Rozstříkové lišty

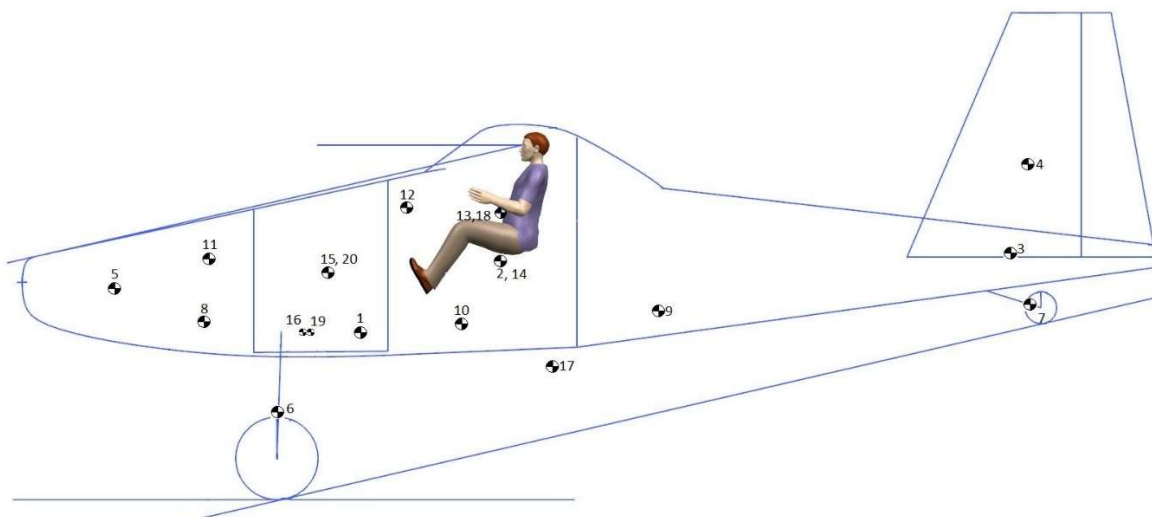
Hmotnost lišt pro aplikaci postřiku/prášku byla odhadnuta na 3 [kg]

3.4.2. Rozmístění hmot

Způsob stanovení podélných poloh těžišť křídla a ocasních ploch je uvedena v 3.4.1. Ostatní hmoty byly umístěny s ohledem na jejich funkčnost a výslednou polohu těžiště letounu. Byl použit souřadný systém, jehož osa x směřuje ve směru podélné osy letounu a osa y kolmo směrem vzhůru (při běžné pozici letounu). Rozmístění hmot je zobrazeno na obr. 3.12 a uvedeno v Tabulka 3.1. Byla zvolena dispozice, kdy je nádrž s chemikáliemi umístěna před pilotem. Výhodou je pilotova zvýšená bezpečnost, která je vzhledem k určení letounu (lety ve velmi nízkých výškách, vzlety a přistání v obtížných podmínkách) velmi důležitá. Nádrž tvoří deformační zónu a při nárazu není pilot ohrožen jejími setrvačnými účinky. Nevýhodou této koncepce je zhoršený výhled pilota vpřed.

Uspořádání křídlo – trup bylo zvoleno dolnoplošné. Při aplikaci postřiku je totiž vhodné, aby byly postřikové lišty co nejbližší terénu. Jejich umístění je velmi účelné v podvěsu pod křídlem. To by bylo v případě hornoplošníku obtížně proveditelné. Dolní poloha křídla také zabezpečí lepší výhled do zatáčky.

Uspořádání ocasních ploch bylo zvoleno klasické, protože nebyl shledán důvod pro jiné uspořádání.



obr. 3.12 Rozmístění hmot

	položka	i	m [kg]	x_{cg} [mm]	y_{cg} [mm]
pevné položky	křídlo	1	256,2	5847,057	1540
	trup	2	109,1	6897	2110
	VOP	3	52,1	10880,35	2190
	SOP	4	17,5	11055	2800
	pohonná jednotka	5	426,2	3870	1905
	podvozek hlavní	6	97,8	5315	919
	ostruha	7	11,1	11213	1953
	palivový systém	8	35,4	4575	1650
	řízení	9	42,9	8150	1734
	hydraulika, pneumatika	10	0,0	6600	1628
	elektrický systém	11	63,8	4600	2150
	avionika, elektronika	12	15,0	6160	2550
	zařízení interiéru	13	10,9	6909	2505
	nátěr	14	29,2	6897	2110
	chemické nádrže	15	29,3	5471	2044
	postřikovací zařízení	16	22,0	5338,823	1540
	postřikovací lišty	17	6,0	7310	1300
variabilní položky	pilot	18	0/62/115	6909	2505
	palivo	19	19,6/392	5423,528	1540
	chemikálie	20	0/390/780/1170	5471	2044

Tabulka 3.1 Hmotnosti a polohy těžišť částí letounu

3.4.1. Sestavení hmotové obálky

Hmotová obálka, resp. poloha těžiště je jedna ze základních provozních charakteristik. Těžiště příliš vzad by způsobilo podélnou statickou nestabilitu letounu. Těžiště příliš vpřed by naopak vyžadovalo příliš velké vyvažovací síly na VOP.

Hmotnost letounu při dané konfiguraci je prostým součtem hmotností všech částí

$$m = \sum_{i=1}^{20} m_i \quad (3.43)$$

Poloha těžiště byla vypočtena pomocí vztahu statických momentů. Ty jsou definovány vztahem:

$$S_{x_i} = m_i \cdot x_{c_{g_i}} \quad (3.44)$$

Poté statický moment celého letounu lze vypočítat pomocí vztahu:

$$S_x = \sum_{i=1}^{20} S_{x_i} \quad (3.45)$$

Poloha těžiště letounu je poté vypočtena pomocí definice statického momentu.

$$x_{c_g} = \frac{S_x}{m} \quad (3.46)$$

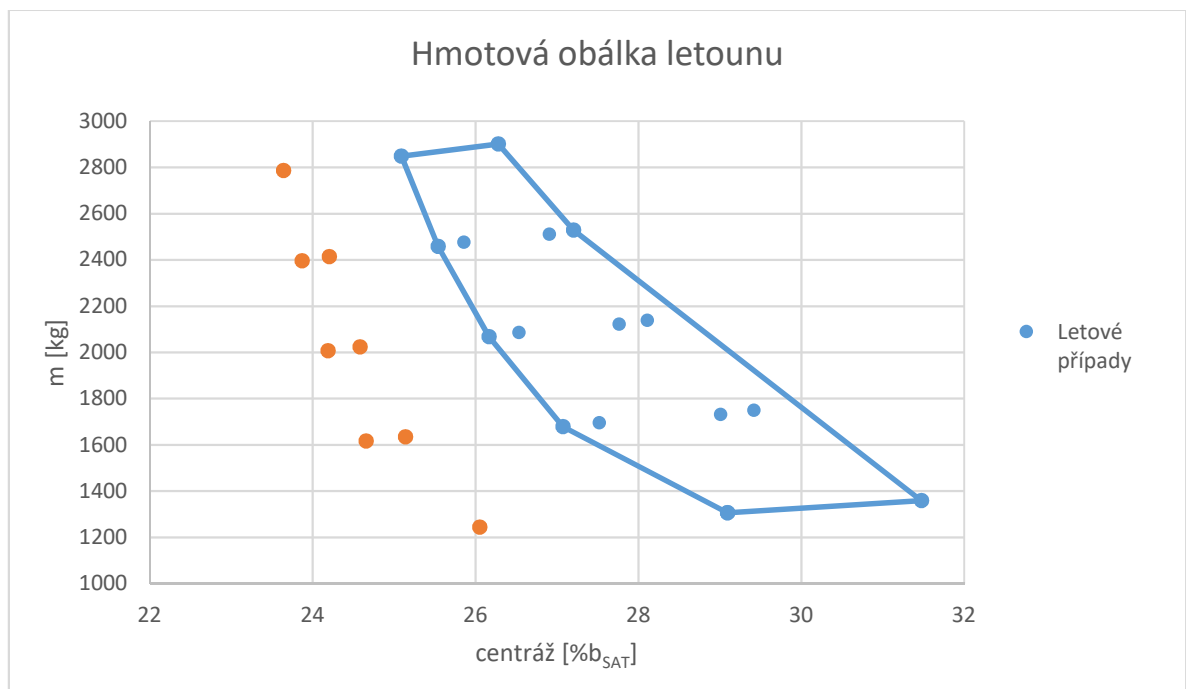
Dále byla vztažena poloha těžiště na střední aerodynamickou tětivu b_{SAT} .

$$\bar{x}_{c_g} = \frac{x_{c_g} - x_{b_{SAT}}}{b_{SAT}} \quad (3.47)$$

Kde $x_{b_{SAT}}$ je poloha počátku střední aerodynamické tětivy v použitém souřadném systému.

Obdobný výpočet byl proveden i pro svislou polohu těžiště.

Na základě vypočtených parametrů pro všechny uvažované kombinace dílčích hmotností byla sestavena hmotová obálka letounu a rozdělena na letové a neletové případy.



obr. 3.13 Hmotová obálka letounu

4. Aerodynamické charakteristiky

4.1. Vztlková čára

Vztlak je síla kolmá ke směru nabíhajícího proudu nezbytná pro let letounu a její určení je zásadní pro výpočet minimálních rychlostí, násobků v obratu, ale i stanovení letové obálky provozních násobků a na ni navazujícího zatížení jednotlivých částí letounu. Vztlak je vyvozován zejména křídlem, v menší míře vodorovnými ocasními plochami a minimálně ostatními plochami.

Příklady výpočtu jsou provedeny pro úhel náběhu $\alpha = 3^\circ$ (vůči trupu). Výpočty vycházejí z metodiky uvedené v [3].

4.1.1. Křídlo (bez vychýlené vztlakové mechanizace)

Křídlo bylo z hlediska vztlkových charakteristik vyšetřeno kvůli jeho významu nejpodrobněji.

1. Stoupání vztlakové čáry

Stoupání vztlakové čáry letounu bylo vypočteno dle vztahu, který platí pro konvenční křídla s malým úhlem šípu.

$$c_{L\alpha w} = \frac{2 \cdot \pi \cdot \lambda}{2 + \left(\frac{\lambda^2 \cdot \beta^2}{k^2} \cdot \left(1 + \frac{\operatorname{tg}(\Lambda_{0,5})}{\beta^2} \right) + 4 \right)^{0,5}} \quad (4.1)$$

Vzhledem k úhlu šípu křídla $\Lambda_{0,5} = 0$ [rad] je možné zjednodušení vztahu do podoby:

$$c_{L\alpha w} = \frac{2 \cdot \pi \cdot \lambda}{2 + \left(\frac{\lambda^2 \cdot \beta^2}{k^2} + 4 \right)^{0,5}} = \frac{2 \cdot \pi \cdot 7}{2 + \left(\frac{7^2 \cdot 1,013^2}{0,9673^2} + 4 \right)^{0,5}} \quad (4.2)$$
$$= 4,581 \text{ [rad}^{-1}\text{]}$$

Kde

$\beta = (1 - M^2)^{0,5}$ je součinitel vlivu Machova čísla. Pro tento výpočet byl uvažován let cestovní rychlostí $v_c = 55,56$ [ms⁻¹], kdy Machovo číslo je $M = \frac{v}{a} = \frac{55,56}{340,3} = 0,1632$ [-].

a $k = \frac{(c_{l\alpha})_M}{2\pi} = \frac{6,078}{2\pi} = 0,9673$ [-] součinitel stoupání vztlakové čáry profilu, přičemž bylo zjednodušeně počítáno, že stoupání vztlakové čáry profilu $(c_{l\alpha})_M$ je nezávislé na Machově čísle, protože z profilových měření nebyla tato závislost zřejmá (v lineární části jsou pro různá Machova čísla čáry téměř totožné).

2. Úhel nulového vztlaku

Vzhledem k tomu, že je použito nekroucené obdélníkové křídlo, lze úhel nulového vztlaku křídla uvažovat totožný s profilovou hodnotou.

$$\alpha_{0w} = \alpha_{0prof} = -1,25 \text{ [}^\circ\text{]} = -0,02182 \text{ [rad]} \quad (4.3)$$

Pro úplnost byl na základě dříve vypočtených hodnot dopočítán součinitel vztlaku křídla při nulovém úhlu náběhu.

$$c_{L0w} = -\frac{\alpha_{0w}}{c_{L\alpha w}} = -\frac{-0,02182}{4,581} = 0,09995 [-]. \quad (4.4)$$

3. Maximální součinitel vztlaku

Maximální součinitel vztlaku křídla byl vypočítán na základě rozboru rozložení součinitele vztlaku po rozpětí. Nejprve bylo pomocí programu Glauert III získáno normální rozložení součinitele vztlaku $c_{ln}(z)$ (pro jednotkový součinitel vztlaku křídla).

Maximální součinitel vztlaku lze zjednodušeně považovat za situaci, kdy dojde k dosažení maximální profilové hodnoty v kterékoliv místě. V reálném případě by vztlak křídla ještě mírně narostl, výpočet tedy maximální součinitel vztlaku křídla lehce podhodnocuje. Maximální součinitel vztlaku byl vypočten dle vztahu:

$$c_{Lmaxw} = \min\left(\frac{c_{lmax}}{c_{ln}}\right) \quad (4.5)$$

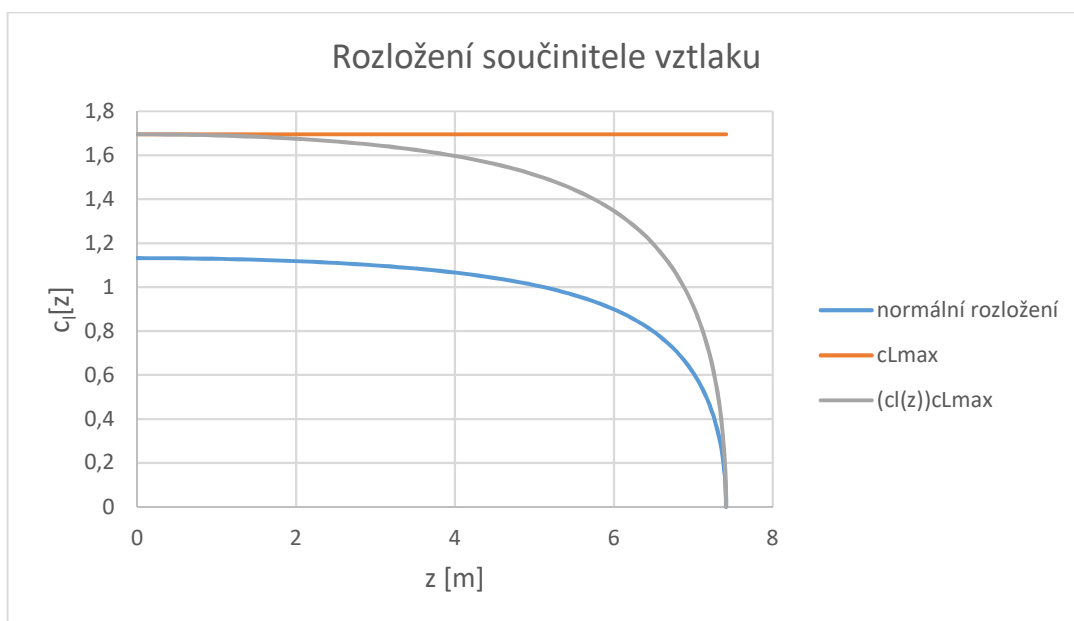
Kde $c_{lmax} = f(Re)$ je maximální profilová hodnota součinitele vztlaku a byla určena v kapitole 3.3.1.

Výpočet byl proveden pro odhadnuté pádové rychlosti v_{s1} (s vysunutými vztlak. klapkami) a v_{s0} (bez vysunutých vztlak. klapkek).

$v [ms^{-1}]$	$c_{Lmax} [-]$
$v_{s0} = 25,56$	1,466
$v_{s1} = 30,17$	1,498

Tabulka 4.1 Odhad pádových rychlostí pro výpočet maximálního součinitele vztlaku křídla

Ve výpočtech s vysunutými klapkami byl dále brán v úvahu první případ. Pro zasunuté klapky byl předpokládán případ druhý.



obr. 4.1 Rozložení součinitele vztlaku po rozpětí křídla

4. Kritický úhel náběhu.

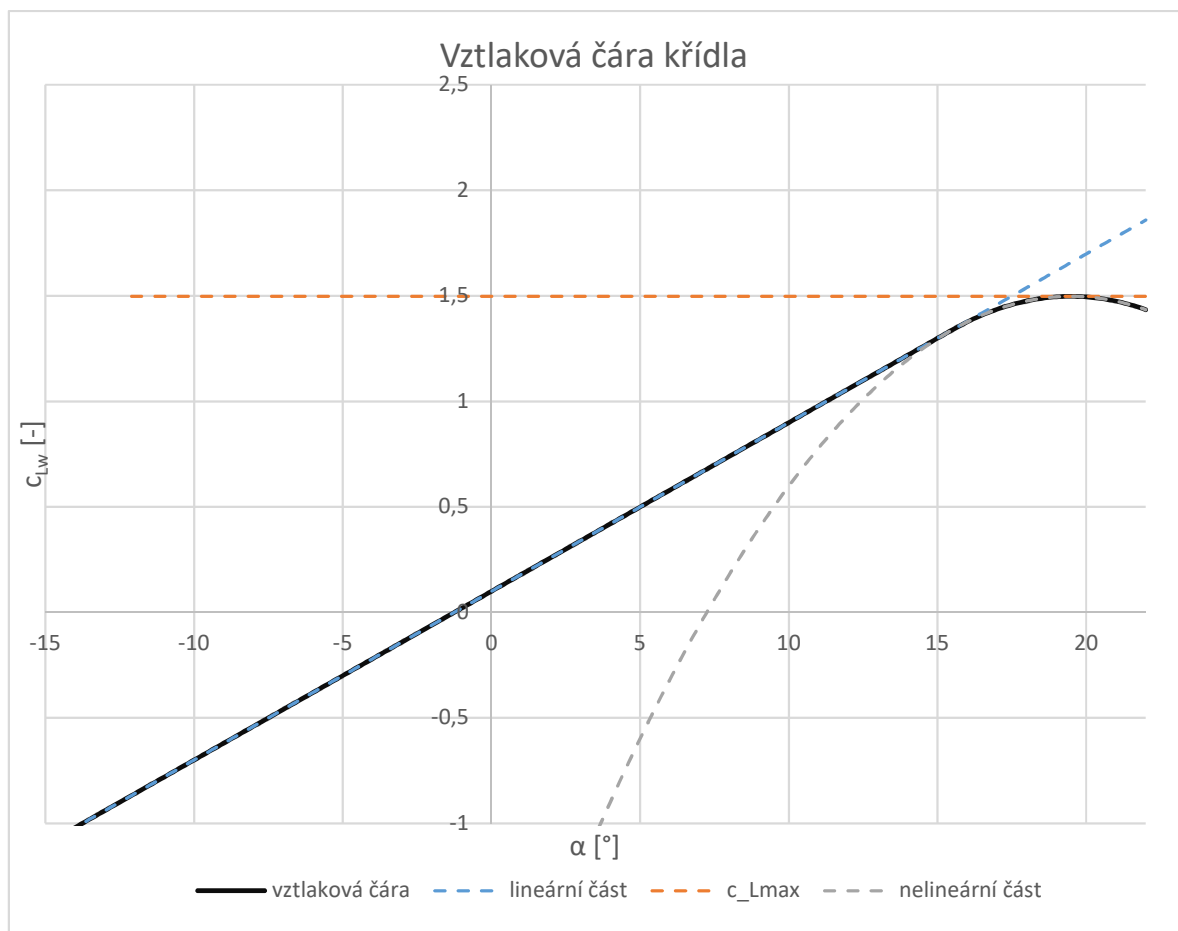
Kritický úhel náběhu je takový úhel, při kterém dochází k dosažení maximálního součinitele vztlaku křídla (vrcholu vztlakové čáry). Kritický úhel náběhu je možné vypočítat pomocí vztahu:

$$\begin{aligned} \alpha_{crw} &= \frac{c_{Lmaxw}}{c_{L\alpha w}} + \alpha_{0w} + \Delta\alpha_{c_{Lmax}} & (4.6) \\ &= \frac{1,498}{4,581} + (-0,02182) + 0,03491 = 0,34 \text{ [rad]} \\ &= 19,48 \text{ [}^\circ\text{]} \end{aligned}$$

Kde $\Delta\alpha_{c_{Lmax}}$ je odchylka vrcholu vztlakové čáry od její lineární části. Byla odhadnuta na 2° ($0,03491$ [rad]).

Na základě výše vypočtených parametrů byla sestavena vztlaková čára křídla podle vzorce (4.7) (platný pro lineární část vztlakové čáry). Zde je příklad výpočtu proveden pro úhel náběhu $\alpha = 3^\circ$ (vůči těživě křídla)

$$c_{Lw} = c_{L\alpha w} \cdot (\alpha - \alpha_{0w}) = 4,581 \cdot (0,05236 - (-0,02182)) = 0,3398 \quad (4.7)$$



obr. 4.2 Vztlaková čára křídla (bez vychýlení vztlakových klapek)

Nelineární část vztlakové čáry byla nahrazena parabolou.

4.1.2. Křídlo s vychýlenou vztlakovou mechanizací

Pro profil NACA 23012 jsou k dispozici tunelová měření pro šterbinovou a fowlerovu klapku. Fowlerova klapka dosahuje větších přírůstků součinitele vztlaku. Bohužel je ale konstrukčně výrazně náročnější. Klapka se vysouvá více vzad, což zvyšuje nároky na její mechanismus a zvyšuje její nežádoucí klopivý moment. Její překrytí (pevná část křídla) dosahuje až k odtokové hraně, což je z konstrukčně pevnostního hlediska poměrně náročné. Proto byla v zájmu nízkých výrobních nákladů a jednoduchosti konstrukce zvolena šterbinová klapka s relativní hloubkou 30 %. Umístění klapky bylo navrženo v rozmezí $z_1 = 0,65 \text{ m}$ až $z_2 = 5 \text{ m}$. Relativní rozpětí klapky je tedy $\eta_f = \frac{2 \cdot (z_2 - z_1)}{l} = \frac{2 \cdot (5 - 0,65)}{14,82} = 0,5869 [-]$.

Příklady výpočtu jsou provedeny při plné výchylce klapky $\delta_f = 50^\circ$.

1. Profilové hodnoty

Profilové hodnoty byly odečteny z tunelových měření [4]. Stoupání vztlakové čáry bylo vypočteno vždy pomocí dvou známých bodů (jeden na počátku vztlakové čáry a druhý před koncem její lineární části).

$\delta_f [^\circ]$	0	10	20	30	40	50
$c_{l\alpha} [\text{rad}]$	6,76964808 8	6,5307298	6,63051 8	6,35941 9	6,52535 2	5,29775 6
$c_{l\text{max}} [-]$	1,82529079 6	2,104617065	2,41234 8	2,63501 9	2,87193	2,92843 2
$\alpha_0 [\text{rad}]$	-0,03855516	- 0,125504714	-0,19306	-0,26686	-0,31633	-0,41323
$\alpha_0 [^\circ]$	-2,20904801	- 7,190890433	-11,0613	-15,2897	-18,1242	-23,6764
c_{l0}	0,26100487 2	0,819637377	1,28005 8	1,69705	2,06415	2,18919 5

Tabulka 4.2 Aerodynamické charakteristiky profilu s různou výchylkou klapky

2. Stoupání vztlakové čáry

Stoupání vztlakové čáry bylo vypočteno podle vztahu:

$$(c_{L\alpha})_\delta = c_{L\alpha w} \cdot \left[1 + \left(\frac{b'}{b} - 1 \right) \right] \cdot \frac{S_{wf}}{S} \quad (4.8)$$

$$= 4,581 \cdot [1 + (1,093 - 1)] \cdot 0,5869 = 4,831 [\text{rad}^{-1}]$$

Kde b' je hloubka profilu s vysunutou klapkou a $b = b_{SAT}$ je hloubka bez vysunuté klapky.

Poměr hloubek byl vypočten za pomoci zjednodušeného předpokladu (ideální případ), že klapka je nejprve vysunuta o 20 % b vzad a až poté vychylována. Výpočet byl proveden podle vztahu $\frac{b'}{b} = 0,9 + 0,3 \cdot \cos(\delta_f)$.

S_{wf} je plocha části křídla vybavené klapkou. Pro případ obdélníkového křídla platí $\frac{S_{wf}}{S} = \eta_f$

3. Součinitel vztlaku při nulovém úhlu náběhu lze vypočítat podle vzorce:

$$(c_{L0w})_{\delta} = c_{L0w} + \Delta c_{Lw} = 0,09995 + 1,144 = 1,244 [-] \quad (4.9)$$

Kde Δc_{Lw} je přírůstek součinitele vztlaku a byl vypočten pomocí empirického vztahu:

$$\begin{aligned} \Delta c_{Lw} &= K_b \cdot \Delta c_l \cdot \left(\frac{c_{L\alpha w}}{c_{L\alpha}} \right) \cdot \frac{(\alpha_{\delta})_{cL}}{(\alpha_{\delta})_{cl}} & (4.10) \\ &= 0,7077 \cdot (2,189 - 0,1326) \cdot \frac{4,581}{6,078} \cdot 1,042 \\ &= 1,144 [-] \end{aligned}$$

Zde K_b je součinitel vyjadřující účinek štíhlosti křídla a relativní hloubky klapky a byl odečten z grafu 8.53 [3] pro štíhlosti křídla 5 a 10. Pro případ štíhlosti $\lambda = 7$ byla vypočtena hodnota součinitele $K_b = 0,7077 [-]$ pomocí lineární interpolace.

Δc_l je přírůstek součinitele vztlaku c_{l0} vlivem klapek.

Poměr $\frac{(\alpha_{\delta})_{cL}}{(\alpha_{\delta})_{cl}} = 1,042$ byl odečten z grafu 8.53 [3].

4. Maximální součinitel vztlaku křídla

Maximální součinitel vztlaku s vychýlenými klapkami byl získán přičtením přírůstku maximálního součinitele vztlaku k hodnotě s nevychýlenou vztlakovou mechanizací.

$$(c_{Lmaxw})_{\delta} = c_{Lmaxw} + \Delta c_{Lmaxw} = 1,466 + 0,6687 = 2,131 \quad (4.11)$$

Kde přírůstek maximálního součinitele vztlaku byl vypočten podle vzorce:

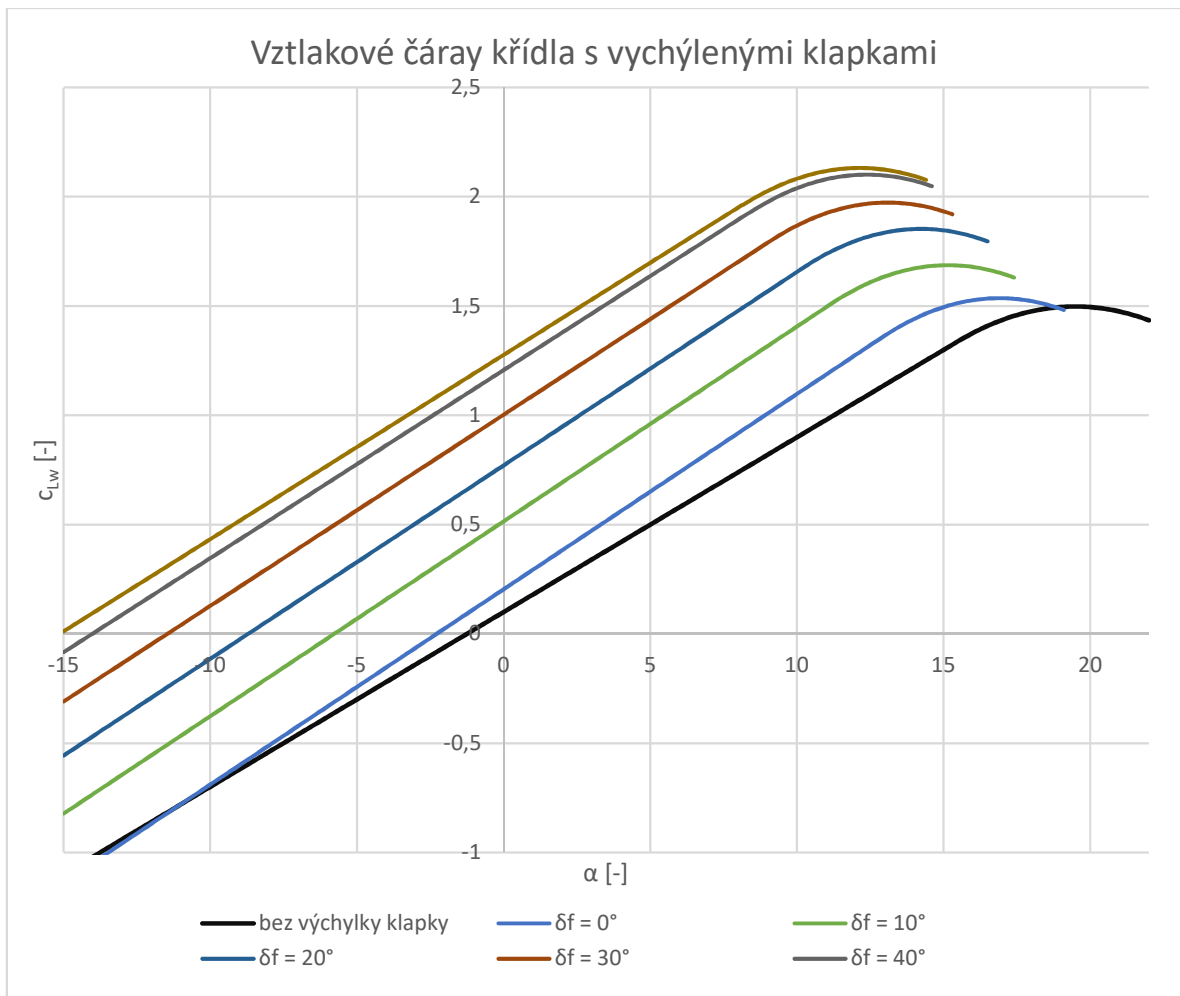
$$\begin{aligned} \Delta c_{Lmaxw} &= \Delta c_{lmax} \cdot \frac{S_{wf}}{S} \cdot k_A = (2,928 - 1,696) \cdot 0,5869 \cdot 0,92 & (4.12) \\ &= 0,6657 \end{aligned}$$

Koeficient zohledňující úhel šípu křídla $k_A = 0,92$ byl stanoven pomocí grafu 8.55 [3].

5. Kritický úhel náběhu

Kritický úhel náběhu křídla byl vypočten obdobným výpočtem, jako v kapitole 4.1.1 pomocí hodnot lineární vztlakové čáry vypočtených v této kapitole.

Pro výchylky klapky od 0° do maximálních 50° byly sestaveny vztlakové čáry křídla (obr. 4.3). Výchylka klapky 0° představuje situaci, kdy je klapka již vysunuta, ale není natočena.



obr. 4.3 Vztlakové čáry křídla (s vychýlenými klapkami)

4.1.3. Křídlo s trupem

1. Stoupání vztlakové čáry

Stoupání vztlakové čáry křídla s trupem bylo vypočteno pomocí vztahu:

$$c_{L\alpha wf} = k_{wf} \cdot c_{L\alpha f} = 1,0002 \cdot 4,831 = 4,832 \text{ [rad}^{-1}\text{]} \quad (4.13)$$

Kde k_{wf} je součinitel interference křídla s trupem vypočtený podle:

$$\begin{aligned} k_{wf} &= 1 + 0,025 \cdot \frac{d_f}{l} - 0,25 \cdot \left(\frac{d_f}{l}\right)^2 \\ &= 1 + 0,025 \cdot \frac{1,363}{14,82} - 0,25 \cdot \left(\frac{1,363}{14,82}\right)^2 \\ &= 1,0002 \text{ [-]} \end{aligned} \quad (4.14)$$

a $d_f = \sqrt{\frac{4 \cdot S_f}{\pi}} = \sqrt{\frac{4 \cdot 1,490}{\pi}} = 1,363 \text{ [m]}$ je ekvivalentní průměr trupu.

2. Úhel nulového vztlaku

Vztlakový účinek poměrně malého trupu při malých úhlech náběhu je zanedbatelný. Proto bylo předpokládán, že se úhel nulového vztlaku vlivem trupu nemění. Protože je ale nyní úhel náběhu vztahován k podélné ose trupu, je nutné přičíst úhel nastavení křídla $i_w = 0,06383 [rad] = 3,657 [^\circ]$ (vypočteno v kapitole 4.3.4).

$$\begin{aligned}\alpha_{0wf} &= \alpha_{0w} - i_w = -0,02182 - 0,06383 = -0,08564 \\ &= -4,907 [^\circ]\end{aligned}\quad (4.15)$$

3. Součinitel vztlaku při nulovém úhlu náběhu

Součinitel vztlaku při nulovém úhlu náběhu byl vypočten podle hodnot dříve vypočtených v této kapitole pomocí vzorce:

$$c_{L0wf} = -\frac{\alpha_{0wf}}{c_{L\alpha wf}} = -\frac{-0,08564}{4,832} = 0,3924 [-]\quad (4.16)$$

4.1.4. Vodorovné ocasní plochy

1. Stoupání vztlakové čáry

Zásadním parametrem pro další aerodynamické výpočty je stoupání vztlakové čáry VOP. Pro výpočet byl použit totožný vzorec, jako pro křídlo.

$$\begin{aligned}c_{Lah} &= \frac{2 \cdot \pi \cdot \lambda}{2 + \left(\frac{\lambda^2 \cdot \beta^2}{k^2} + 4\right)^{0,5}} = \frac{2 \cdot \pi \cdot 4,2}{2 + \left(\frac{4,2^2 \cdot 1,013^2}{0,8554^2} + 4\right)^{0,5}} \\ &= 3,585 [rad^{-1}]\end{aligned}\quad (4.17)$$

Zde hodnota k byla určena obdobným způsobem jako v případě křídla a hodnoty β jsou pro oba případy totožné.

2. Srázový úhel za křídlem

Srážový úhel je reakcí na vztlak a klopivý moment křídla. Jedná se o změnu směru proudění za křídlem, které způsobí změnu úhlu náběhu na VOP. Byl vypočten podle empirického vztahu převzatého z [3].

$$\begin{aligned}\frac{d\varepsilon}{d\alpha} &= 4,44 \cdot (K_\lambda \cdot K_\eta \cdot K_h \cdot (\cos \Lambda_{0,25})^{0,5})^{1,19} \cdot \frac{(c_{L\alpha w})_M}{(c_{L\alpha w})_{M=0}} \\ &= 4,44 \cdot (0,1076 \cdot 1 \cdot 1,08 \cdot (\cos 0)^{0,5})^{1,19} \cdot \frac{4,581}{4,626} \\ &= 0,3394 [-]\end{aligned}\quad (4.18)$$

Kde $K_\lambda = \frac{1}{\lambda} - \frac{1}{1+\lambda^{1,7}} = \frac{1}{7} - \frac{1}{1+7^{1,7}} = 0,1076 [-]$ je součinitel štíhlosti křídla, $K_\eta = \frac{10-3\cdot\eta}{7} = \frac{10-3\cdot 1}{7} = 1 [-]$ součinitel zúžení křídla a součinitel výškové polohy VOP je $K_h = \frac{1-\frac{h_h}{l}}{\sqrt[3]{\frac{2\cdot L_h}{l}}}$

$$\frac{1-\frac{0,65}{14,82}}{\sqrt[3]{\frac{2\cdot 5,14}{14,82}}} = 1,08.$$

h_h je svislá vzdálenost křídla a VOP.

3. Srázový úhel při nulovém vztlaku

Výpočet srázového úhlu při nulovém úhlu náběhu křídla byl proveden podle vztahu:

$$\varepsilon_{0h} = -\frac{\alpha_{0wf}}{\frac{d\varepsilon}{d\alpha}} = -\frac{-0,08564}{0,3394} = 0,02907 \text{ [rad]} \quad (4.19)$$

4. Zbrzdění proudu

Vlivem ostatních částí letounu dochází k urychlování (vlivem pohonné jednotky) a zbrzdění (vlivem křídla, trupu a ostatních částí letounu) proudu vzduchu na VOP. Změna rychlosti přináší změnu dynamického tlaku spolu se změnou účinnosti VOP. Zejména v případě vysazení pohonné jednotky může výrazné zbrzdění proudu zapříčinit výrazný pokles účinnosti spolu s poklesem (ztrátou) stability, ovladatelnosti a obratnosti letounu.

Nejprve byla změna dynamického tlaku vypočtena podle [3].

$$\begin{aligned} \frac{q_h}{q} &= 1 + \frac{(S_h)_{slip}}{S_h} \cdot \frac{2200 \cdot P_{av}}{\bar{q} \cdot U_1 \cdot \pi \cdot D_p^2} \\ &= 1 + \frac{2,854}{6,466} \cdot \frac{2200 \cdot 400}{39,48 \cdot 182,3 \cdot \pi \cdot 7,549} = 1,302 \text{ [-]} \end{aligned} \quad (4.20)$$

Zde $(S_h)_{slip} = 2,854 \text{ [m}^2\text{]}$ je plocha části VOP zasažené urychleným proudem vlivem pohonné jednotky.

$P_{av} = 400 \text{ K}$ je dostupný výkon motoru.

$\bar{q} = 39,48 \text{ [psf]}$ je dynamický tlak vypočtený na základě cestovní rychlosti.

$U_1 = 182,3 \text{ [fts}^{-1}\text{]}$ je cestovní rychlost letounu.

$D_p = 2,3 \text{ [m]} = 7,549 \text{ [ft]}$ je průměr použité vrtule.

Výše vypočtený poměr dynamických tlaků neuvažuje případ vysazení pohonné jednotky, kdy by byl tento poměr zřejmě výrazně nižší. Proto byl proveden konzervativní odhad $\frac{q_h}{q} = 0,85$, který byl použit v dalších výpočtech.

4.1.5. Celý letoun – vztlaková čára s pevným řízením

Vztlaková čára s pevným řízením počítá s nulovou výchylkou výškového kormidla. Praktické použití této charakteristiky je např. při průletu poryvem. Pro ustálené lety je třeba uvažovat vyvažovací síly na VOP. Tzv. vyvážená vztlaková čára je probrána v kap.4.3.6.

Základem vztlakové čáry letounu je vztlaková čára křídla s trupem (kapitola 4.1.3), ke které je připočten vliv ocasních ploch.

1. Stoupání vztlakové čáry

Stoupání vztlakové čáry letounu bylo vypočteno pomocí vztahu:

$$\begin{aligned}
 c_{L\alpha} &= c_{L\alpha wf} + c_{L\alpha h} \cdot \frac{q_h}{q} \cdot \frac{S_h}{S} \cdot \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) & (4.21) \\
 &= 4,582 + 3,585 \cdot 0,85 \cdot 0,206 \cdot (1 - 0,3394) \\
 &= 4,997 \text{ [rad}^{-1}\text{]}
 \end{aligned}$$

2. Vztlak letounu při nulovém úhlu náběhu:

$$\begin{aligned}
 c_{L0} &= c_{L0 wf} + c_{L\alpha h} \cdot \frac{q_h}{q} \cdot \frac{S_h}{S} \cdot (i_h - \varepsilon_{0h}) & (4.22) \\
 &= 0,3924 + 3,585 \cdot 0,85 \cdot 0,2056 \\
 &\quad \cdot (0,02077 - 0,02906) = 0,3872 \text{ [-]}
 \end{aligned}$$

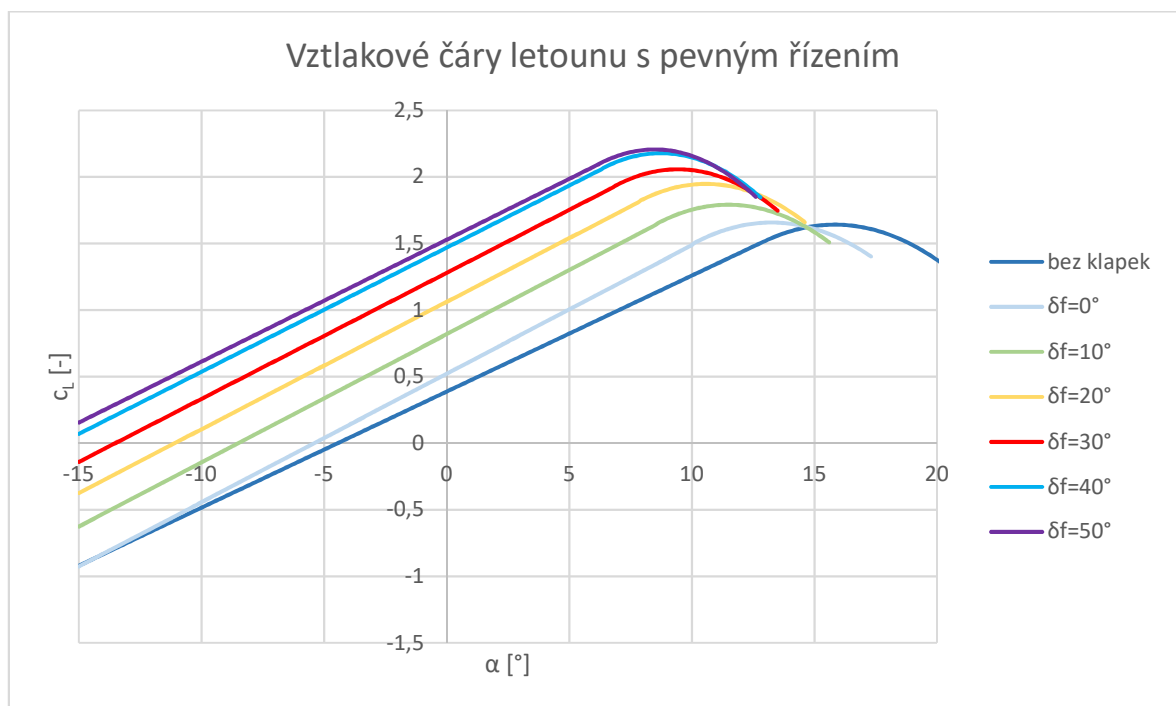
$i_h = 0,02077 \text{ [rad]} = 1,19 \text{ [}^\circ\text{]}$ je úhel nastavení VOP a je určen v kapitole 4.3.3.

3. Maximální součinitel vzlaku byl vypočten dle vzorce:

$$c_{Lmax} = c_{Lmax w} + c_{L\alpha h} \cdot \frac{S_h}{S} \cdot \left[\alpha_{cr} \cdot \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} - \varepsilon_{0h}\right) + i_h \right] \quad (4.23)$$

Kde α_{cr} je kritický úhel náběhu a je určen vztahem $\alpha_{cr} = \alpha_{crw} - i_w$.

Parametry vztlakové čáry byly obdobným způsobem vypočítány i pro všechny uvažované výchylky vztlakové mechanizace (Tabulka 4.3) a sestaveny ve vztlakové čáry letounu (s pevným řízením a nulovou výchylkou výškového kormidla)



obr. 4.4 Vztlakové čáry letounu pro různé výchylky vztlakových klappek

	bez klappek	$\delta_f=0^\circ$	$\delta_f=10^\circ$	$\delta_f=20^\circ$	$\delta_f=30^\circ$	$\delta_f=40^\circ$	$\delta_f=50^\circ$
$c_{L\alpha}$	5,00	5,53	5,52	5,49	5,43	5,35	5,25
c_{L0}	0,39	0,52	0,82	1,06	1,28	1,47	1,53
c_{Lmax}	1,64	1,66	1,79	1,95	2,06	2,18	2,21
α_{cr}	0,28	0,23	0,20	0,18	0,16	0,15	0,15

Tabulka 4.3 Aerodynamické charakteristiky křídla s různými výchylkami klapky

4.2. Polára

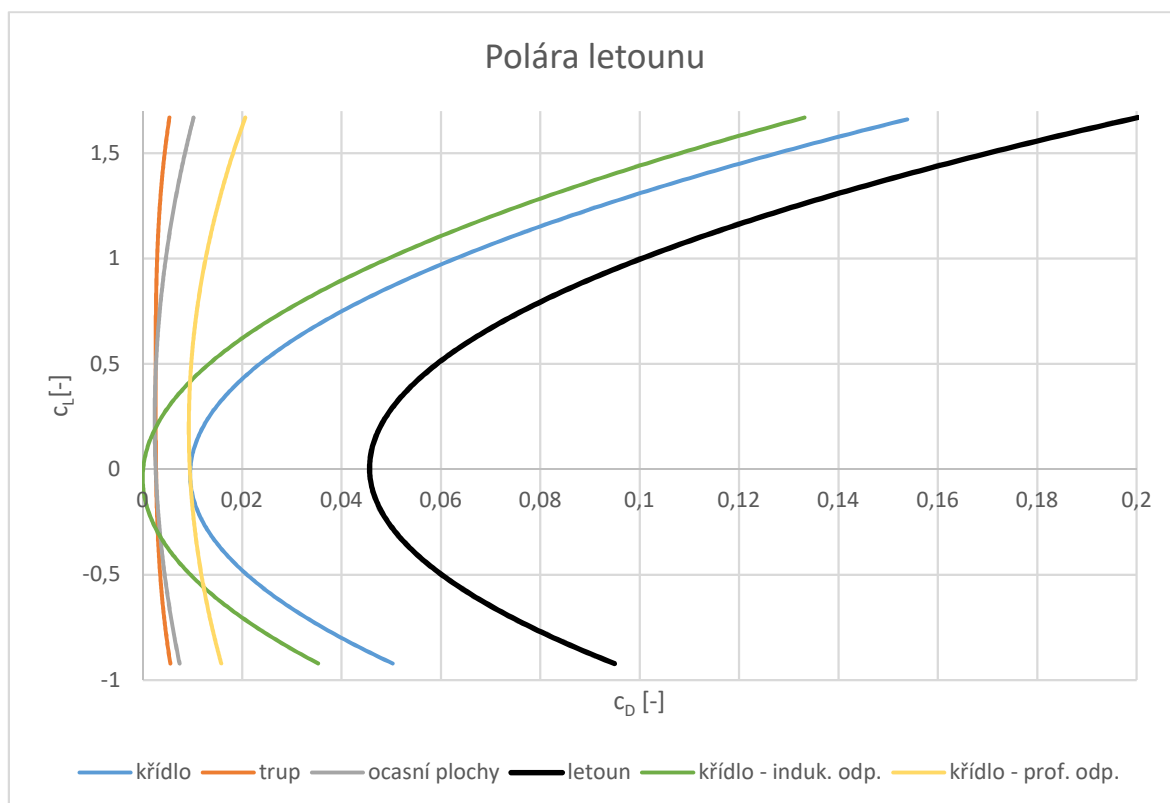
Odpor je síla působící ve směru letu a její správné určení je zásadní zejména pro výkony letounu.

Příklady výpočtu jsou provedeny pro úhel náběhu 3° (vůči trupu). Součinitele vztlaku byly vypočteny v kapitole 4.1. Výpočty součinitelů odporu vycházejí z metodiky uvedené v [3].

Celkový součinitel odporu lze uvažovat jako součet součinitelů odporu jednotlivých částí vztažených na plochu křídla (ve vztahu (4.24) jsou součinitele odporu uvedeny v následujícím pořadí: křídla, trupu, ocasních ploch, podvozku, postřikovacího vybavení, vlivem vrtulového proudu, kabiny).

$$c_D = c_{Dw} + c_{Df} + c_{Demp} + c_{Dgear} + c_{Deq} + c_{Dwmprop} + c_{Dcan} \quad (4.24)$$

Na základě dále vypočtených hodnot jednotlivých složek odporu byla sestavena polára letounu.



obr .4.5 Polára letounu a jeho vybraných částí

4.2.1. Křídlo

Odpor křídla sestává z profilového a indukovaného odporu a lze vypočítat pomocí vzorce převzatého z [9].

$$c_{Dw} = c_{Dpw} + c_{DLw} = 0,01035 + 0,02166 = 0,03201 [-] \quad (4.25)$$

1. Profilový odpor

Pro výpočet profilového odporu byl využit vztah (4.26) převzatý z [9], který více odpovídá realitě, než vztah uvedený v [3].

$$\begin{aligned} c_{Dpw} &= c_{dpmin} \cdot \frac{S_{net}}{S} + 0,75 \cdot (\Delta_l c_{dp})_{ref} \cdot \left(\frac{c_{Lw} - c_{Li}}{c_{Lmax} - c_{Li}} \right)^2 \\ &= 0,009956 \cdot 0,9314 + 0,75 \cdot 0,01686 \\ &\quad \cdot \left(\frac{0,6489 - 0,217}{1,642 - 0,217} \right)^2 = 0,01035 [-] \end{aligned} \quad (4.26)$$

Kde

$c_{dpmin} = 0,009956 [-]$ je minimální hodnota profilového odporu pro standardní drsnost odečtená z [5].

$\frac{S_{net}}{S} = 0,9314 [-]$ je poměr omočené plochy a celkové plochy křídla.

$(\Delta_l c_{dp})_{ref} = \frac{67 \cdot c_{lmax}}{(\log_{10} Re)^{4,5}} = \frac{67 \cdot 1,798}{(\log_{10} 5103076)^{4,5}} = 0,01686 [-]$ je přírůstek součinitele odporu vlivem vztlaku (Platné pro 4 a 5místné profily NACA a $Re < 10^7$; Re bylo vypočteno pro ustálený vodorovný let se součinitelem vztlaku $c_L = 0,75 \cdot c_{Lmax}$) [19].

$c_{li} = c_{Li} = 0,217 [-]$ je součinitel vztlaku profilu (letounu) s minimálním profilovým odporem, který byl odečten z [5].

2. Indukovaný odpor

Pro nekroucené křídlo lze použít pro výpočet indukovaného odporu vztah:

$$c_{DLw} = \frac{c_{Lw}^2}{\pi \cdot \lambda \cdot e} = \frac{0,6322^2}{\pi \cdot 7 \cdot 0,8392} = 0,02166 [-] \quad (4.27)$$

4.2.2. Trup

Odpor trupu lze zjednodušeně považovat za nezávislý na úhlu náběhu. Pro vyšší přesnost byl však výpočet doplněn o složku odporu trupu vlivem vztlaku. Odpor trupu lze vypočítat podle vztahu:

$$c_{Df} = c_{D0f} + c_{DLf} = 0,002591 + 2,367 \cdot 10^{-5} = 0,002615 [-] \quad (4.28)$$

1. Odpor při nulovém vztlaku

Vzhledem k tomu, že plocha dna trupu je nulová (Zadní část trupu se zužuje tak, že plocha příčného řezu na konci trupu se blíží k nule), lze použít zjednodušený vztah pro odpor trupu.

$$\begin{aligned} c_{D0f} &= R_{wf} \cdot C_{ff} \cdot \left(1 + \frac{60}{\left(\frac{l_f}{d_f}\right)^3} + 0,0025 \cdot \frac{l_f}{d_f} \right) \cdot \frac{S_{wetf}}{S} & (4.29) \\ &= 1,0226 \cdot 0,002448 \\ &\quad \cdot \left(1 + \frac{60}{\left(\frac{9,151}{1,363}\right)^3} + 0,0025 \cdot \frac{9,151}{1,363} \right) \cdot \frac{26,74}{31,39} \\ &= 0,002591 [-] \end{aligned}$$

Zde

R_{wf} je součinitel interference křídlo – trup a byl určen pomocí grafu 4.1 [3] pro Reynoldsovo číslo trupu $Re_f = 35079217 [-]$.

C_{ff} je koeficient třecího odporu odečtený z grafu 4.3 [3] pro $M = 0$ a $M = 0,25$ a dopočten lineární interpolací pro Machovo číslo odpovídající cestovní rychlosti.

S_{wetf} je omočená plocha trupu.

2. Odpor vlivem vztlaku

Zde je vztah opět zjednodušen díky nulové ploše dna trupu.

$$\begin{aligned} c_{DLf} &= \eta \cdot c_{dc} \cdot \alpha^3 \cdot \frac{S_{plf}}{S} = 0,6438 \cdot 1,2 \cdot 0,05236^3 \cdot \frac{6,7}{31,39} & (4.30) \\ &= 2,367 \cdot 10^{-5} [-] \end{aligned}$$

Kde

η je poměr odporu válcového tělesa konečné délky vůči odporu stejného průřezu nekonečné délky. Byl určen odečtem z grafu 4.19 [3].

c_{dc} je součinitel odporu příčného proudu pro dvourozměrný válec a byl určen pomocí grafu 4.20 [3].

S_{plf} je půdorysná plocha trupu.

4.2.3. Ocasní plochy

Odpor ocasních ploch byl určen podobným způsobem, jako odpor trupu, tedy součtem odporu při nulovém vztlaku a indukovaným odporem. Tento výpočet nezohledňuje přírůstek odporu vlivem vychýlení výškového kormidla. Pro odpor svislé ocasní plochy bylo počítáno pouze se symetrickým případem, tedy bez indukované složky odporu.

$$\begin{aligned} c_{Demp} &= c_{D0h} + c_{D0v} + c_{DLh} = 0,001714 + 0,0006866 + 0,0006628 & (4.31) \\ &= 0,003063 [-] \end{aligned}$$

1. Odpory při symetrickém obtékání

$$\begin{aligned}
 c_{d0h} &= R_{wf} \cdot R_{LS} \cdot c_{fh} \cdot \left(1 + L' \cdot \frac{t}{c} + 100 \cdot \left(\frac{t}{c} \right)^4 \right) \cdot \frac{S_{wet_h}}{S} & (4.32) \\
 &= 1 \cdot 1,066 \cdot 0,03381 \\
 &\quad \cdot (1 + 1,2 \cdot 0,12 + 100 \cdot 0,12^4) \cdot \frac{12,82}{31,39} \\
 &= 0,001714 [-]
 \end{aligned}$$

Zde $R_{wf} = 1 [-]$ je součinitel interference trup – VOP a byl určen podle kap. 4.4.1.1 [3].

$R_{LS} = 1,066$ je koeficient korekce na vztlak určený odečtem z grafu 4.2 [3].

$c_{fh} = 0,03381$ byl určen obdobně, jako v kap.4.2.2.

$L' = 1,2 [-]$ je parametr polohy max. tloušťky profilu. Určeno pomocí grafu 4.4 [3] (pro polohu maximální tloušťky profilu NACA 0012 30 %).

$\frac{t}{c} = 0,12 [-]$ je poměrná tloušťka profilu.

Odpor SOP byl určen totožným postupem a jeho hodnota je: $c_{D0_v} = 0,0006866 [-]$.

2. Indukovaný odpor VOP

Indukovaný odpor byl vypočten stejným způsobem jako v případě křídla a vztažen na jeho půdorysnou plochu. Součinitel vztlaku VOP vychází z výpočtů v kap. 4.1 a jedná se o zjednodušení, neboť není zahrnutý vliv výchylny výškového kormidla potřebné pro momentovou rovnováhu letounu.

$$c_{DL_h} = \frac{c_{L_h}^2}{\pi \cdot \lambda_h \cdot e_h} \cdot \frac{S_h}{S} = \frac{0,1984^2}{\pi \cdot 4,2 \cdot 0,9275} \cdot 0,206 = 0,0006628 [-] \quad (4.33)$$

4.2.4. Podvozek

$$c_{Dgear} = \sum_i (c_{Dgear})_i \cdot \frac{(S_{gear})_i}{S} = 0,006066 \quad (4.34)$$

Součinitel odporu podvozku lze považovat za nezávislý na úhlu náběhu. Je však nutné jej přepočítat vůči ploše křídla, a to zvlášť pro hlavní i záďový podvozek.

$$c_{Dgear} = \sum_i (c_{Dgear})_i \cdot \frac{(S_{gear})_i}{S} = 0,006066 \quad (4.35)$$

Kde $\frac{S_{gear}}{S} = \frac{D \cdot b \cdot n}{S}$ (n je počet kol podvozku) je poměrná plocha podvozku.

Rozměry kol uvedené v Tabulka 4.4 byly převzaty z (tab. 4 kapitola VI) [11].

	Hlavní podvozek	Zádřový podvozek
Průměr kola D [m]	0,65	0,3
Šířka kola b [m]	0,2	0,125
$\frac{S_{gear}}{S}$ [m ²]	0,008283	0,002389
c_{Dgear}	0,565 (figure 4.54 [3])	0,58 [6]

Tabulka 4.4 Geometrické charakteristiky podvozku potřebné pro výpočet jeho odporu

4.2.5. Aplikační zařízení

Aplikační zařízení se skládá z postřikovací lišty a jejích závěsů. Součinitel odporu byl vypočten podle vztahu:

$$c_{Deq} = c_{Dbar} + c_{Dhinge} = 0,01775 + 1,128 \cdot 10^{-4} = 0,01786 [-] \quad (4.36)$$

1. Postřikovací lišta

Pro výpočet odporu byla postřikovací lišta zjednodušeně považována za tyč kruhového průřezu o průměru $D = 40$ mm a rozpětí $l_{bar} = 9,635$ [m] (kap. 7.1.2).

Výpočet součinitele odporu byl proveden podle vzorce:

$$c_{Dbar} = \Delta c_{Dbar} \frac{D_{bar} \cdot l_{bar}}{S} = 1,446 \cdot \frac{0,04 \cdot 9,635}{31,39} = 0,01775 [-] \quad (4.37)$$

Kde $\Delta c_{Dbar} = 1,446 [-]$ je součinitel odporu válce vztažený na jeho čelní plochu. Převzato z obr. 4.3.2-1 [7].

2. Závěsy lišty

Bylo počítáno celkem se 6 závěsy o výšce $h_{hinge} = 0,288$ [m] a šířce $b_{hinge} = 0,01$ [m]. Součinitel odporu $\Delta c_{Dhinge} = 0,18 [-]$ závěsu vztažený na jeho čelní plochu byl převzat z tabulky 5.4 [8].

$$c_{Dhinge} = \Delta c_{Dhinge} \cdot \frac{n_{hinge} \cdot b_{hinge} \cdot h_{hinge}}{S} \quad (4.38)$$

$$= 0,18 \cdot \frac{6 \cdot 0,008 \cdot 0,41}{31,39} = 1,128 \cdot 10^{-4} [-]$$

4.2.6. Ostatní části letounu

1. Odpor vstupu chlazení

Tento odpor je vzhledem k použití pístového motoru považován za zanedbatelný (převzato z 6.2.4.1 [3]).

2. Odpor vlivem vrtulového proudu

$$c_{Dwmprop} = 33 \cdot \frac{1}{\bar{q} \cdot S} \cdot \frac{SHP_{rated}}{U_1} = 33 \cdot \frac{1}{39,48 \cdot 337,9} \cdot \frac{400}{182,27} \quad (4.39)$$

$$= 0,005429 [-]$$

Zde $S = 337,9$ [ft²], $U_1 = 182,27$ [ft · s⁻¹] je cestovní rychlost a $\bar{q} = 39,48$ [psf] je dynamický tlak při cestovní rychlosti.

3. Kabina

Odpor kabiny byl vypočten dle jednoduchého vzorce přepočtu na plochu křídla.

$$c_{D_{can}} = \Delta c_{D_{can}} \cdot \frac{S_{can}}{S} = 0,21 \cdot \frac{0,2207}{31,39} = 0,0014776 [-] \quad (4.40)$$

Kde $\Delta c_{D_{can}} = 0,21 [-]$ je součinitel odporu kabiny (vztažený na příčný průřez kabiny) odečtený pro nulový úhel náběhu z fig 4.65 [3] pro nejpodobnější variantu (4).

$S_{can} = 0,2207 [m^2]$ je příčný průřez kabiny odečtený z 3D modelu letounu.

Celkový součinitel odporu letounu lze tedy vypočítat součtem součinitelů z předchozích podkapitol podle vztahu:

$$\begin{aligned} c_D &= c_{D_w} + c_{D_f} + c_{D_{emp}} + c_{D_{gear}} + c_{D_{eq}} + c_{D_{wmprop}} + c_{D_{can}} \quad (4.41) \\ &= 0,03201 + 0,002615 + 0,003063 + 0,006066 \\ &\quad + 0,01786 + 0,005429 + 0,001478 = 0,06851 [-] \end{aligned}$$

4.3. Klopivý moment

Klopivý moment je zásadní aerodynamickou charakteristikou, která určuje chování letounu, a do značné míry i výkony letounu (skrže vyvažovací síly na VOP). Výpočty byly provedeny pomocí vztahů uvedených v [9].

4.3.1. Aerodynamický střed

1. Křídlo

Pro nízkorychlostní letouny lze zjednodušeně předpokládat polohu aerodynamického středu profilu v 25 % jeho hloubky. Vzhledem k tomu, že je použito obdélníkové křídlo s nulovým úhlem šípů, je i poloha aerodynamického středu $\left(\frac{x_{ac}}{b_{SAT}}\right)_w = 0,25 [-]$ (ve čtvrtinovém bodu).

2. Křídlo s trupem

Běžné trupy mají na letoun destabilizující účinek, aerodynamický střed se jejich vlivem posouvá směrem vpřed.

Polohu aerodynamického středu křídla s trupem lze vypočítat pomocí vztahu:

$$\begin{aligned} \left(\frac{x_{ac}}{b_{SAT}}\right)_{wf} &= \left(\frac{x_{ac}}{b_{SAT}}\right)_w + \frac{\Delta_{f1}x_{ac}}{b_{SAT}} + \frac{\Delta_{f2}x_{ac}}{b_{SAT}} \quad (4.42) \\ &= 0,25 + (-0,02484) + 0 = 0,2252 [-] \end{aligned}$$

Kde

$$\begin{aligned} \frac{\Delta_{f1}x_{ac}}{b_{SAT}} &= -\frac{1,8}{c_{Lawf}} \cdot \frac{b_f \cdot h_f \cdot l_{fn}}{S \cdot b_{SAT}} = -\frac{1,8}{4,582} \cdot \frac{1,23 \cdot 1,755 \cdot 1,947}{31,39 \cdot 2,118} \quad (4.43) \\ &= -0,02484 [-] \end{aligned}$$

je posun aerodynamického středu vlivem profilů trupu před a za křídlem.

Dále

$$\frac{\Delta_{f2} x_{ac}}{b_{SAT}} = \frac{0,273}{1 + \eta} \cdot \frac{b_f \cdot c_g \cdot (l - b_f)}{b_{SAT}^2 \cdot (l + 2,15 \cdot b_f)} \cdot \operatorname{tg} \Lambda_{0,25} = 0 [-] \quad (4.44)$$

je korekční faktor a je roven nule kvůli nulovému úhlu šípů Λ .

l_{fn} je vzdálenost mezi náběžnou hranou křídla a diskem vrtule.

3. Letoun

$$\begin{aligned} \frac{x_n}{b_{SAT}} &= \left(\frac{x_{ac}}{b_{SAT}} \right)_{wf} + \frac{c_{L\alpha h}}{c_{L\alpha}} \cdot \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \cdot \frac{S_h}{S} \cdot \frac{L_h}{b_{SAT}} \cdot \frac{q_h}{q} \\ &= 0,2252 + \frac{3,585}{4,997} \cdot (1 - 0,3394) \cdot 0,206 \cdot \frac{5,14}{2,118} \\ &\quad \cdot 0,85 = 0,4266 [-] \end{aligned} \quad (4.45)$$

Všechny polohy těžiště se nacházejí před aerodynamickým středem letounu a je tedy splněna podmínka podélné statické stability.

4.3.2. Momentová čára

Momentová čára vyjadřuje závislost klopivého momentu letounu na jeho součiniteli vztlaku.

Příklady výpočtu jsou provedeny pro úhel náběhu $\alpha = 3^\circ$ (vůči ose trupu) a přední centráž $\frac{x_{cg}}{b_{SAT}} = 0,2516$.

1. Křídlo

Součinitel klopivého momentu křídla lze vypočítat podle vztahu:

$$\begin{aligned} c_{mac_w} &= c_{m0w} + c_{Lw} \cdot \frac{x_{cg} - x_{acw}}{b_{SAT}} \\ &= -0,01113 + 0,6322 \cdot (0,2516 - 0,25) \\ &= -0,01014 [-] \end{aligned} \quad (4.46)$$

Kde klopivý moment křídla při nulovém vztlaku pro obdélníkové nekroucené křídlo je vypočten pomocí vzorce:

$$\begin{aligned} c_{m0w} &= \frac{\lambda \cdot (\cos(\Lambda_{0,25}))^2}{\lambda + 2 \cdot \cos(\Lambda_{0,25})} \cdot c_{m0prof} = \frac{7 \cdot (\cos 0)^2}{7 + 2 \cdot \cos 0} \cdot (-0,01431) \\ &= -0,01113 [-] \end{aligned} \quad (4.47)$$

Profilový součinitel klopivého momentu při nulovém vztlaku $c_{m0prof} = -0,01431 [-]$ byl odečten z výsledků tunelových měření [5].

2. Křídlo s trupem

Součinitel klopivého momentu při nulovém vztlaku byl vypočten dle:

$$\begin{aligned} c_{m0wf} &= c_{m0w} + \Delta_f c_{mac} = -0,01113 + (-0,02357) \\ &= -0,0347 [-] \end{aligned} \quad (4.48)$$

Zde $\Delta_f c_{mac}$ je přírůstek klopivého momentu od trupu a byl stanoven pomocí vztahu:

$$\begin{aligned} \Delta_f c_{mac} &= -1,8 \cdot \left(1 - \frac{2,5 \cdot b_f}{l_f}\right) \cdot \frac{\pi \cdot b_f \cdot h_f \cdot l_f}{4 \cdot S \cdot b_{SAT}} \cdot \frac{c_{L0}}{c_{L\alpha wf}} & (4.49) \\ &= -1,8 \cdot \left(1 - \frac{2,5 \cdot 1,23}{9,1511}\right) \\ &\quad \cdot \frac{\pi \cdot 1,23 \cdot 1,755 \cdot 9,1511}{4 \cdot 31,39 \cdot 2,118} \cdot \frac{0,3872}{4,5821} \\ &= -0,02357 [-] \end{aligned}$$

Poté lze klopivý moment vypočítat obdobně jako pro křídlo.

$$\begin{aligned} c_{mac wf} &= c_{m0 wf} + c_{L wf} \cdot \frac{x_{cg} - x_{ac wf}}{b_{SAT}} & (4.50) \\ &= -0,0347 + 0,6324 \cdot \frac{0,2516 - 0,2252}{2,118} \\ &= -0,018 [-] \end{aligned}$$

3. Letoun

Při výpočtu součinitele klopivého momentu letounu je oproti předchozím výpočtům třeba připočíst vliv VOP pomocí vzorce:

$$\begin{aligned} c_{m0} &= c_{mac} - c_{L\alpha h} \cdot i_h \cdot \frac{S_h}{S} \cdot \frac{L_h}{b_{SAT}} \cdot \frac{q_h}{q} & (4.51) \\ &= -0,0347 - 3,585 \cdot -0,05673 \cdot 0,206 \cdot \frac{5,14}{2,118} \\ &\quad \cdot 0,85 = 0,05172 [-] \end{aligned}$$

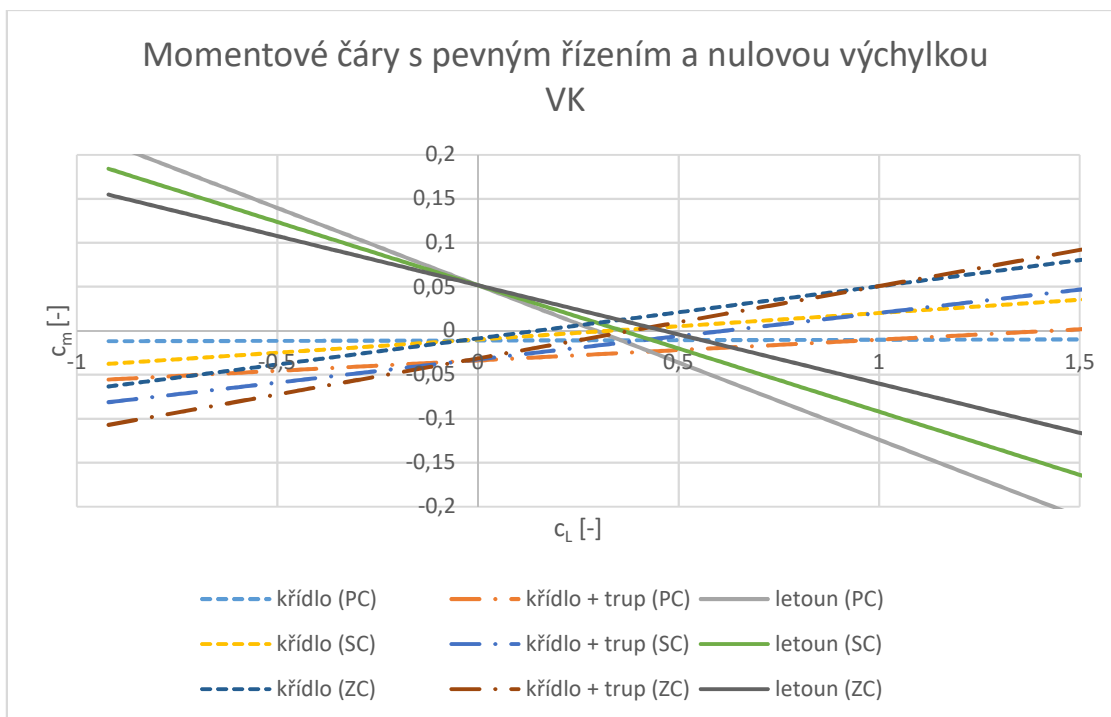
Kde součinitel klopivého momentu k aerodynamickému středu křídla s trupem c_{mac} je totéž, co $c_{m0 wf}$.

a i_h je úhel nastavení VOP a je určen v kapitole 4.3.3.

Dále je momentová čára letounu s pevným řízením vypočtena obdobně jako pro křídlo.

$$\begin{aligned} c_m &= c_{m0} + c_L \frac{x_{cg} - x_n}{b_{SAT}} = 0,05172 + 0,6489 \cdot \frac{0,2516 - 0,4266}{2,118} & (4.52) \\ &= -0,06183 [-] \end{aligned}$$

Na základě vypočtených součinitelů klopivého momentu byly sestaveny momentové čáry pro 3 polohy těžiště (přední: 25,16 %, střední: 28,4 % a zadní: 31,64 %).



obr. 4.6 Momentové čáry křídla; křídla s trupem a celého letounu pro 3 různé polohy těžiště

Z obr. 4.6 je zřejmé, že je splněna podmínka podélné statické stability na záporné stoupání momentové čáry letounu.

4.3.3. Úhel nastavení VOP

Volba správného úhlu nastavení je důležitá z hlediska minimalizace odporu a sil v řízení (minimalizace výchylek výškového kormidla). Zde byl z důvodů optimalizace proveden výpočet pro střední centráž.

1. Vůči trupu

$$i_{hf} = \frac{c_{mac} + c_{L0} \cdot \frac{x_{cg} - x_{ac_{wf}}}{b_{SAT}}}{c_{Lah} \cdot \frac{S_h}{S} \cdot \frac{L_h}{b_{SAT}} \cdot \frac{q_h}{q}} + \frac{\frac{d\varepsilon}{d\alpha} c_{L0}}{c_{Law}} \quad (4.53)$$

$$= \frac{-0,0347 + 0,3872 \cdot (0,284 - 0,2252)}{3,585 \cdot 0,206 \cdot \frac{5,14}{2,118} \cdot 0,85} + \frac{0,3394}{4,581}$$

$$\cdot 0,3872 = 0,02086 [rad] = 1,195 [^\circ]$$

Vzhledem k tomu, že úhel nastavení VOP je vstupní hodnotou předchozích výpočtů, bylo třeba provést výpočet iteračně s maximální přípustnou koncovou odchylkou $0,01^\circ$. Použitá hodnota úhlu nastavení VOP je tedy $i_{hf} = 0,02077 [rad] = 1,19^\circ$.

2. Vůči úhlu nulového vztlaku křídla

Z konstrukčního hlediska je významný úhel nastavení VOP vůči trupu. Pro aerodynamické výpočty je však rozhodující úhel vztažený k úhlu nulového vztlaku křídla. Ten byl vypočten podle vztahu.

$$i_h = i_{hf} - \frac{c_{L0}}{c_{L\alpha}} = 0,02086 - \frac{0,3872}{4,997} = -0,05664 \text{ [rad]} \quad (4.54)$$

$$= -3,245 \text{ [}^\circ\text{]}$$

Vzhledem k tomu, že úhel nastavení VOP je vstupní hodnotou předchozích výpočtů, bylo třeba opět provést výpočet iteračně s maximální koncovou odchylkou 0,01°. Použitá hodnota úhlu nastavení VOP je tedy $i_{hf} = 0,02077 \text{ [rad]} = 1,19^\circ$ a $i_h = -0,05673 \text{ [rad]} = -3,25 \text{ [}^\circ\text{]}$.

4.3.4. Úhel nastavení křídla

Aby probíhal běžný let (cestovní rychlostí) s co nejmenším odporem, je vhodné nastavit křídlo tak, aby v tomto režimu byl úhel náběhu trupu nulový. Tato úprava skýtá výhody i z hlediska ergonomie a pohodlí pilota. Pro nekroucené křídlo lze použít vztah převzatý z [9].

$$i_w = \frac{c_{Lwf}^* - \Delta_z c_L}{K_{II} \cdot c_{L\alpha w}} + \alpha_{0w} = \frac{0,4867 - 0,008298}{0,9855 \cdot 4,851} + (-0,02182) \quad (4.55)$$

$$= 0,06383 \text{ [rad]} = 3,657 \text{ [}^\circ\text{]}$$

Kde $c_{Lwf}^* = 0,4867 \text{ [-]}$ je součinitel vztlaku křídla s trupem odpovídající cestovní rychlosti.

$\Delta_z c_L = 0,008298 \text{ [-]}$ je přírůstek vztlaku vlivem polohy křídla a byl určen pomocí vztahu $\frac{\Delta_z c_L \cdot S}{b_{SAT} \cdot b_f} = 0,1 \text{ [-]}$. Konstanta K_{II} byla vypočtena podle vzorce:

$$K_{II} = \left(1 + 0,7 \cdot \frac{b_f}{l}\right) \cdot \frac{S_{net}}{S} = \left(1 + 0,7 \cdot \frac{1,23}{14,82}\right) \cdot 0,9314 = 0,9855 \text{ [-]} \quad (4.56)$$

Stejně jako v případě vodorovných ocasních ploch je i úhel nastavení křídla vstupní hodnotou předchozích výpočtů. Stanovení bylo proto též prováděno iteračně. Jeho hodnota je po zaokrouhlení $i_w = 0,06383 \text{ [rad]} = 3,657 \text{ [}^\circ\text{]}$.

4.3.5. Momentové čáry s vychýlenou vztlakovou mechanizací.

Negativní vlastností vztlakových klapek je zásadní zvýšení klopivého momentu letounu. To klade vyšší nároky na vyvažovací síly na VOP, což může být zásadní z hlediska vyvažitelnosti letounu při maximálním součiniteli vztlaku.

1. Přírůstek klopivého momentu od výchylky klapek

Profilový přírůstek byl odečten z fig. 5 [4] pro nulový součinitel vztlaku.

Přírůstek klopivého momentu křídla byl vypočten podle vztahu:

$$\Delta_f c_m = \mu_2 \cdot \Delta_f c_{m_{prof}} + 0,7 \cdot \frac{\lambda}{2} \cdot \mu_3 \cdot \Delta_f c_l \cdot tg(\Lambda_{0,25}) \quad (4.57)$$

$$1 + \frac{\lambda}{\lambda}$$

Který lze vzhledem k nulovému úhlu šípu zjednodušit do podoby:

$$\Delta_f c_m = \mu_2 \cdot \Delta_f c_{m_{prof}} \quad (4.58)$$

Kde $\mu_2 = 0,5833 [-]$ je korekční součinitel zohledňující částečné rozpětí klapky a byl odečten pro relativní rozpětí klapky $\eta_f = 0,5$ a $0,6$ a následně pomocí lineární interpolace korigován na skutečné rel. rozpětí klapky.

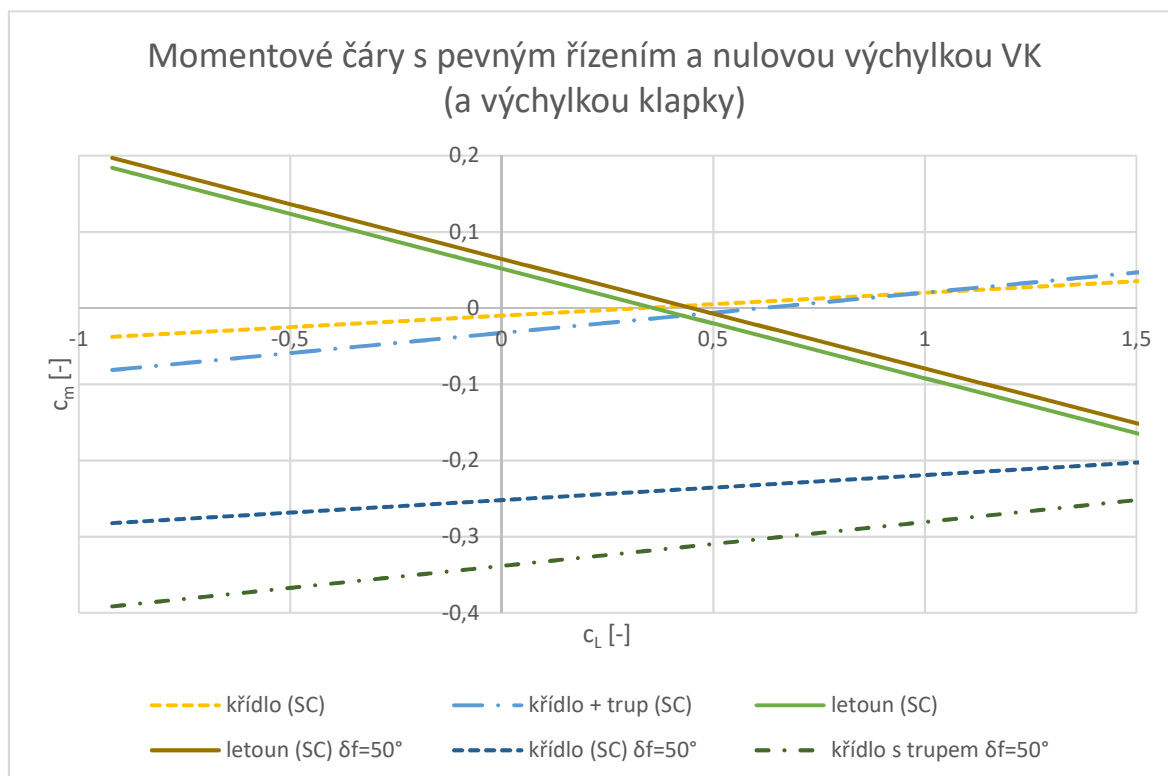
2. Momentové čáry

Další průběh výpočtu byl totožný s výpočtem bez vychýlené klapky v kap. 4.3.2. Výpočet byl proveden pro výchylky $30\text{--}50^\circ$. Výsledné momentové čáry jsou uvedeny v příloze {2}. Klopivé momenty při nulovém vztlaku jsou uvedeny v Tabulka 4.5. Z tabulky je zřejmé, že c_{m0} je pro plnou výchylku klapek větší než bez výchylky. To je způsobeno zvýšeným srázovým úhlem na VOP a také výrazně nižším úhlem nulového vztlaku letounu.

Pro názornost byly porovnány momentové čáry s vychýlenou vztlakovou mechanizací s původními (obr. 4.7.). Porovnání bylo pro přehlednost znázorněno pouze pro střední centráž a výchylku klapky 50° .

	$\delta_f=30^\circ$	$\delta_f=40^\circ$	$\delta_f=50^\circ$	bez vychýlených klapek
c_{m0w}	-0,208	-0,230	-0,252	-0,011
c_{m0wf}	-0,279	-0,313	-0,340	-0,035
c_{m0}	0,049	0,074	0,072	0,052

Tabulka 4.5 Klopivý moment křídla, křídla s trupem a letounu pro různé výchylky klapek



obr. 4.7 Porovnání momentových čar bez a s vychýlenou vztlakovou mechanizací

4.3.6. Vyvážená vztlaková čára

Z hlediska výkonů (zejména pádové rychlosti) jsou důležité vztlakové charakteristiky ve vyváženém stavu. Vlivem vyvažovacích sil na VOP dochází ke snížení stoupání vztlakové čáry i maximálního součinitele vztlaku.

Příklady výpočtu jsou provedeny pro případ nevychýlené vztlakové mechanizace a přední centráž. Vztahy jsou převzaty z [9].

1. Stoupání vztlakové čáry

Stoupání vyvážené vztlakové čáry bylo získáno pomocí vztahu (získán parciální derivací rovnice (4.60) podle úhlu náběhu):

$$\begin{aligned} c_{L\alpha_b} &= c_{Lawf} \cdot \left(1 + \frac{x_{cg} - x_{acwf}}{L_h} \right) & (4.59) \\ &= 4,582 \cdot \left(1 + \frac{(0,2516 - 0,2252) \cdot 2,118}{5,14} \right) \\ &= 4,632 [-] \end{aligned}$$

2. Součinitel vztlaku při nulovém úhlu náběhu je:

$$\begin{aligned} c_{L0_b} &= c_{L0wf} \cdot \left(1 + \frac{x_{cg} - x_{acwf}}{L_h} \right) + \frac{b_{SAT}}{L_h} c_{macwf} & (4.60) \\ &= 0,3924 \cdot \left(1 + \frac{(0,2516 - 0,2252) \cdot 2,118}{5,14} \right) \\ &\quad + \frac{2,118}{5,14} \cdot (-0,347) = 0,3824 \end{aligned}$$

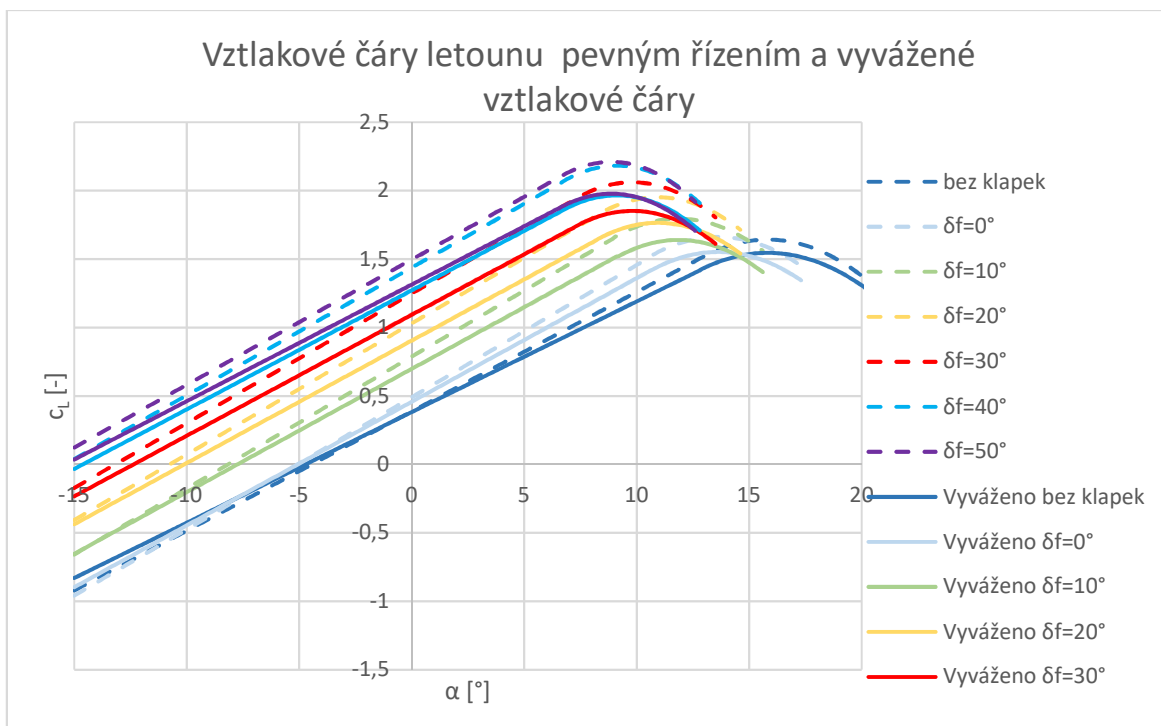
3. Maximální součinitel vztlaku

Maximální vyvážený součinitel vztlaku byl vypočten pomocí hodnot $c_{L\alpha_b}$ a c_{L0_b} za předpokladu stejného kritického úhlu náběhu, jako v případě letounu s pevným řízením. Výpočet byl proveden pomocí vztahu:

$$c_{Lmax_b} = c_{L\alpha_b} \cdot \left(\frac{c_{Lmax}}{c_{L\alpha}} + \frac{-c_{L0}}{c_{L\alpha}} \right) + c_{L0_b} \quad (4.61)$$

Výpočet vztlakové čáry byl proveden stejným způsobem, jako v případě letounu s pevným řízením. Pro srovnání byly oba případy zobrazeny do jednoho grafu. Proveden byl výpočet pro přední centráž, která je rozhodující z hlediska výkonů

Pro úplnost byla sestavena Tabulka 4.6 parametrů vyvážené vztlakové čáry pro ostatní centráže (PC: 25,16%; SC: 28,4%, ZC: 31,34% a centráž odpovídající MTOW: 26,35%).



obr. 4.8 Porovnání vztlakových čar letounu s pevným řízením a ve vyvážením stavu (pro různé výchylky vztlakové mechanizace)

	bez klappek	$\delta_f=0^\circ$	$\delta_f=10^\circ$	$\delta_f=20^\circ$	$\delta_f=30^\circ$	$\delta_f=40^\circ$	$\delta_f=50^\circ$
C_{L0b} (PC)	4,632	5,176	5,163	5,127	5,066	4,985	4,884
C_{L0b} (SC)	4,693	5,244	5,231	5,194	5,133	5,051	4,949
C_{L0b} (ZC)	4,754	5,312	5,300	5,262	5,200	5,117	5,013
C_{L0b} (MTOW)	4,654	5,201	5,188	5,151	5,091	5,009	4,908
C_{L0b} (PC)	0,382	0,490	0,731	0,938	1,126	1,305	1,347
C_{L0b} (SC)	0,388	0,498	0,742	0,952	1,144	1,325	1,368
C_{L0b} (ZC)	0,393	0,505	0,754	0,967	1,162	1,345	1,389
C_{L0b} (MTOW)	0,384	0,493	0,735	0,943	1,133	1,312	1,355
C_{Lmaxb} (PC)	1,546	1,553	1,641	1,766	1,853	1,967	1,979
C_{Lmaxb} (SC)	1,566	1,574	1,664	1,792	1,880	1,996	2,008
C_{Lmaxb} (ZC)	1,587	1,595	1,687	1,817	1,907	2,025	2,038
C_{Lmaxb} (MTOW)	1,553	1,561	1,649	1,775	1,863	1,977	1,990

Tabulka 4.6 Parametry vyvážené vztlakové čáry pro různé výchylky klapky a polohy těžiště

4.3.7. Kontrola dosažitelnosti maximálního součinitele vztlaku

Pro kontrolu byla připuštěna nejistota v určení polohy aerodynamického středu ($\Delta x_{sm} = 0,05$) a požadovaná statická zásoba letounu ($\Delta x_{ac} = 0,05$). Příklad výpočtu byl proveden pro případ bez výchylky klapky a přední centráž, která je pro vyvažitelnost kritickým případem. Výpočtové vztahy jsou převzaty z [9].

Maximální součinitel vztlaku VOP lze zjednodušeně určit pomocí vztahu:

$$c_{Lminh} = -0,35 \cdot \lambda_h^{\frac{1}{3}} = -0,35 \cdot 4,2^{\frac{1}{3}} = -0,5647 [-] \quad (4.62)$$

Poté lze spočítat potřebnou poměrnou plochu VOP dle vzorce:

$$\begin{aligned} \frac{S_h}{S} &= \frac{\frac{-c_{mac_{wf}}}{c_{Lmax_b}} + \frac{x_{cg} - x_{ac_{wf}} + \Delta x_{ac} + \Delta x_{sm}}{b_{SAT}}}{\left[\left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) \cdot \frac{c_{L\alpha h}}{c_{L\alpha}} - \frac{c_{Lmin}}{c_{Lmax_b}} \right] \cdot \frac{q_h}{q}} \cdot \frac{b_{SAT}}{L_h} \quad (4.63) \\ &= \frac{\frac{-0,0347}{1,546} + 0,2516 - 0,2252 + 0,05 + 0,05}{\left[(1 - 0,3394) \cdot \frac{3,585}{4,997} - \frac{-0,5647}{1,546} \right] \cdot 0,85} \\ &= 0,05547 [-] \end{aligned}$$

Pro maximální výchylku klapky vychází poměrná plocha VOP $\frac{S_h}{S} = 0,1229 [-]$, což je méně, než skutečná hodnota a dosažitelnost max. součinitele vztlaku je tedy splněna.

5. Letové Výkony

Výkony letounu jsou důležitou součástí jeho návrhu. Určují jeho využitelnost, konkurenceschopnost a hospodárnost provozu. Také musí splnit minimální požadavky stavebního předpisu.

Příklad výpočtu výkonů je proveden pro podmínky dle MSA v nadmořské výšce 0 [m] Příklady výpočtů jsou provedeny pro úhel náběhu $\alpha = 3$ [°]. Vztahy pro výpočet výkonů byly převzaty z [17].

5.1. Tahová křivka

I když je vrtulový pohon velmi účinným řešením (zejména pro nízké rychlosti), stále má vrtule propulsní účinnost (proměnnou s rychlostí) nižší, než 1. Proto byla stanovena tahová křivka, která je nezbytným základem pro další výpočty výkonů.

Pro výpočet tahové křivky byla použita tunelová měření z NACA reportu č. 650. Ten obsahuje aerodynamické charakteristiky třílistých stavitelných vrtulí s několika různými profily. Pro tento výpočet byly použity charakteristiky s profilem Clark Y, který je pro vrtule hojně užíván. Tahové křivky byly sestaveny pro 4 různé průměry vrtule (2,3; 2,2; 2,1; a 2,0) [m]. Největší průměr byl zvolen s ohledem na dispozici letounu a dostatečnou vzdálenost konců vrtulových listů od země při rozjezdu letounu. Výpočet tahové křivky pro větší průměr by už nebyl možný i kvůli absenci tunelových měření pro takto málo zatíženou vrtuli.

1. Parametry motoru

Maximální výkon motoru je $P_{max} = 400 [K] = 298,3 [kw]$

Otáčky motoru $n = 2650 [rev/min] = 44,17 [rev/s]$

Pro vrtule je definován součinitel výkonu rovnicí (5.1). Protože že je navrhována vrtule stavitelná, je této hodnoty možné dosáhnout pro libovolnou rychlost.

$$c_p = \frac{P}{\rho \cdot n^3 \cdot D_p^5} = \frac{298,3 \cdot 1000}{1,225 \cdot 44,17^3 \cdot 2,3^5} = 0,04391 [-] \quad (5.1)$$

Pro tuto hodnotu byly z fig. 5 [10] odečteny hodnoty rychlostního poměru $\lambda = \frac{v}{n \cdot D}$ pro všechny možné hodnoty součinitele tahu $c_T = \frac{T}{\rho \cdot n^2 \cdot D^4}$.

Např. pro součinitel tahu $c_T = 0,1$ byl odečten rychlostní poměr $\lambda = 0,1672$.

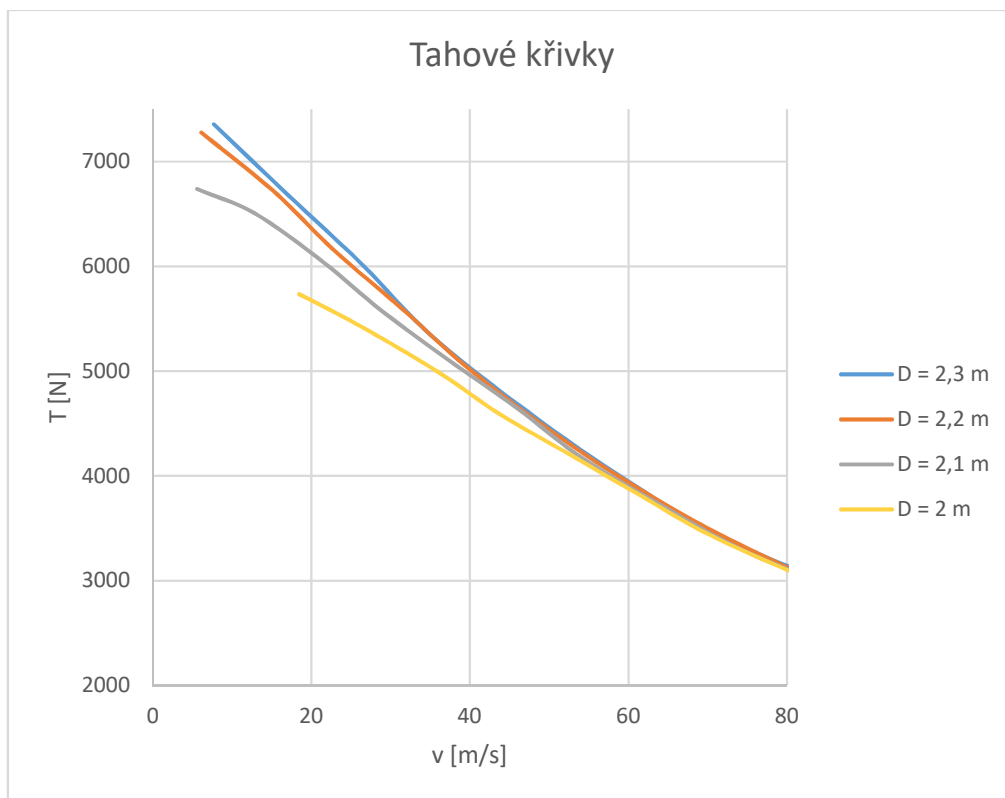
Z odečtených hodnot byla vypočtena rychlost letu $v = \lambda \cdot n \cdot D_p = 0,1672 \cdot 44,17 \cdot 2,3 = 16,99 [ms^{-1}] = 61,15 [kmh^{-1}]$.

Dále byl vypočten maximální tah pro tuto rychlost $T = c_T \cdot \rho \cdot n^2 \cdot D_p^4 = 0,1 \cdot 1,225 \cdot 44,17^2 \cdot 2,3^4 = 6687 [N]$.

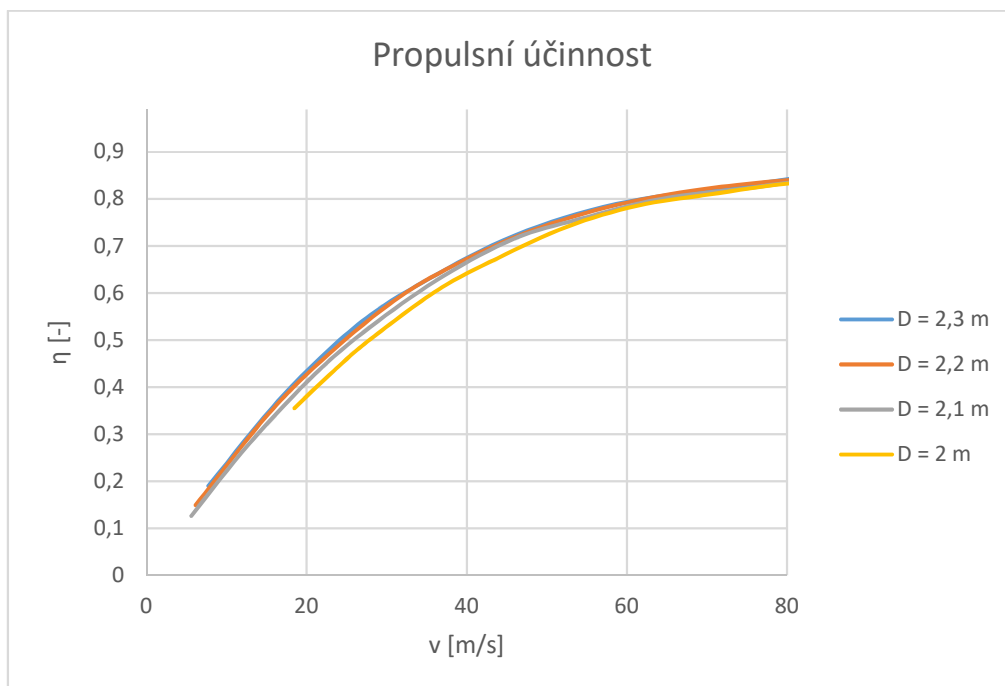
Poté lze propulsní účinnost vypočítat pomocí vztahu:

$$\eta_p = \lambda \cdot \frac{c_T}{c_p} = 0,1672 \cdot \frac{0,1}{0,04391} = 0,3808 [-] \quad (5.2)$$

Stejný výpočet byl proveden pro různé hodnoty součinitele tahu (různé rychlosti). Na jeho základě byly sestaveny tahové křivky pro všechny zvažované průměry vrtule.



obr. 5.1 Tahová křivka vrtule o různých průměrech



obr. 5.2 Propulsní účinnost vrtule o různých průměrech

Z grafů je zřejmé, že se snižujícím se průměrem klesá využitelný tah a propulsní účinnost zejména v nízkých rychlostech (Důležité pro rozjezd letounu). Pro vyšší rychlosti letu jsou rozdíly zanedbatelné. Kvůli nejvyššímu tahu byla zvolena vrtule s průměrem $D = 2,3 [m]$. Pro usnadnění výpočtů výkonů byla tahová křivka použité vrtule aproximována polynomem 5. stupně.

5.2. Pádové rychlosti

Na základě vyvážených vztlakových čar letounu byly stanoveny pádové rychlosti pro všechny zvažované výchylky klapky.

1. Maximální vzletová hmotnost $MTOW = 2897 [kg]$; $x_{cg} = 26,34 [\%]$

	bez klapkek	$\delta_f=0^\circ$	$\delta_f=10^\circ$	$\delta_f=20^\circ$	$\delta_f=30^\circ$	$\delta_f=40^\circ$	$\delta_f=50^\circ$
C_{Lmaxb}	1,55	1,56	1,65	1,78	1,86	1,98	1,99
$v_s [km/h]$	111,1	110,8	107,8	103,9	101,4	98,4	98,1

Tabulka 5.1 Pádové rychlosti při maximální vzletové hmotnosti

2. Přední centráž $m = 2844 [kg]$; $x_{cg} = 25,16 [\%]$

	bez klapkek	$\delta_f=0^\circ$	$\delta_f=10^\circ$	$\delta_f=20^\circ$	$\delta_f=30^\circ$	$\delta_f=40^\circ$	$\delta_f=50^\circ$
C_{Lmaxb}	1,55	1,55	1,64	1,77	1,85	1,97	1,98
$v_s [km/h]$	110,3	110,0	107,1	103,2	100,7	97,8	97,5

Tabulka 5.2 Pádové rychlosti při přední centráži

5.3. Vodorovný přímočarý let

5.3.1. Rovnovážený diagram tahů

Tento diagram je základním diagramem umožňujícím odečítat optimální rychlost (rychlost s minimálním potřebným tahem). Tato rychlost odpovídá rychlosti maximální aerodynamické jemnosti letounu a nejvyššímu doletu. Dále lze odečíst maximální rychlost horizontálního letu.

Z aerodynamických výpočtů v kapitolách 4.1.5 a 4.2. byly převzaty hodnoty součinitele vztlaku (c_L) a odporu (c_D) letounu.

Rychlost letu lze vypočítat ze silové rovnováhy ($L = G$) pomocí vztahu (5.3).

$$v = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot c_L \cdot S}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 2897 \cdot 9,81}{1,225 \cdot 0,6489 \cdot 31,9}} = 47,73 [ms^{-1}] \quad (5.3)$$

$$= 171,8 [kmh^{-1}]$$

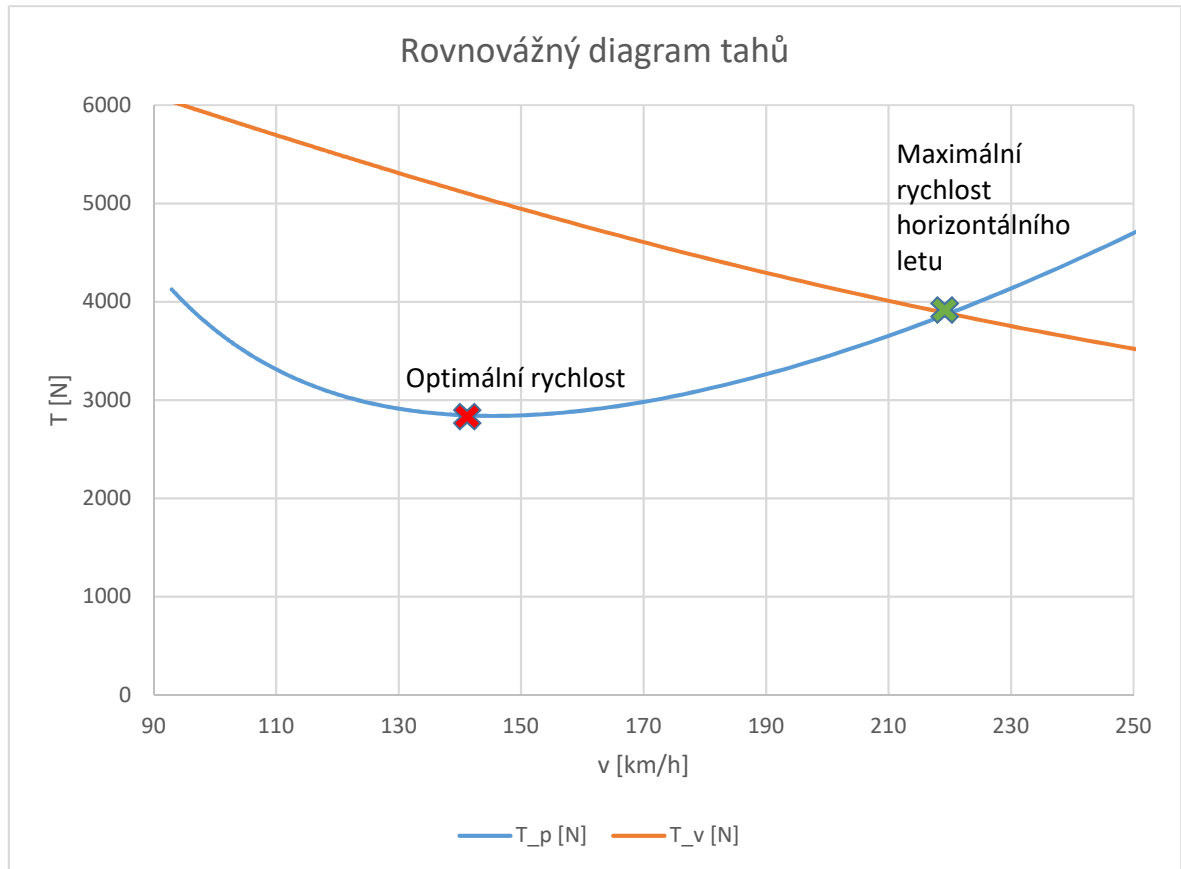
Hmotnost byla použita $m = 2897 [kg]$ (Jedná se o aktualizovanou MTOW – hmotnost získanou součtem strukturálních hmotností, vybavení letounu maximální zásoby paliva i chemických látek a maximální hmotnosti pilota).

Využitelný tah byl získán pomocí aproximované tahové křivky $T_v = 4577 [N]$.

Potřebný tah byl vypočten ze silové rovnováhy pomocí vzorce:

$$T_p = D = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot c_D \cdot S = \frac{1}{2} \cdot 1,225 \cdot 47,73^2 \cdot 0,06851 \cdot 31,39 = 3001 \text{ [N]} \quad (5.4)$$

Výpočtem pro různé úhly náběhu (rychlosti) byl získán rovnovážný diagram tahů.

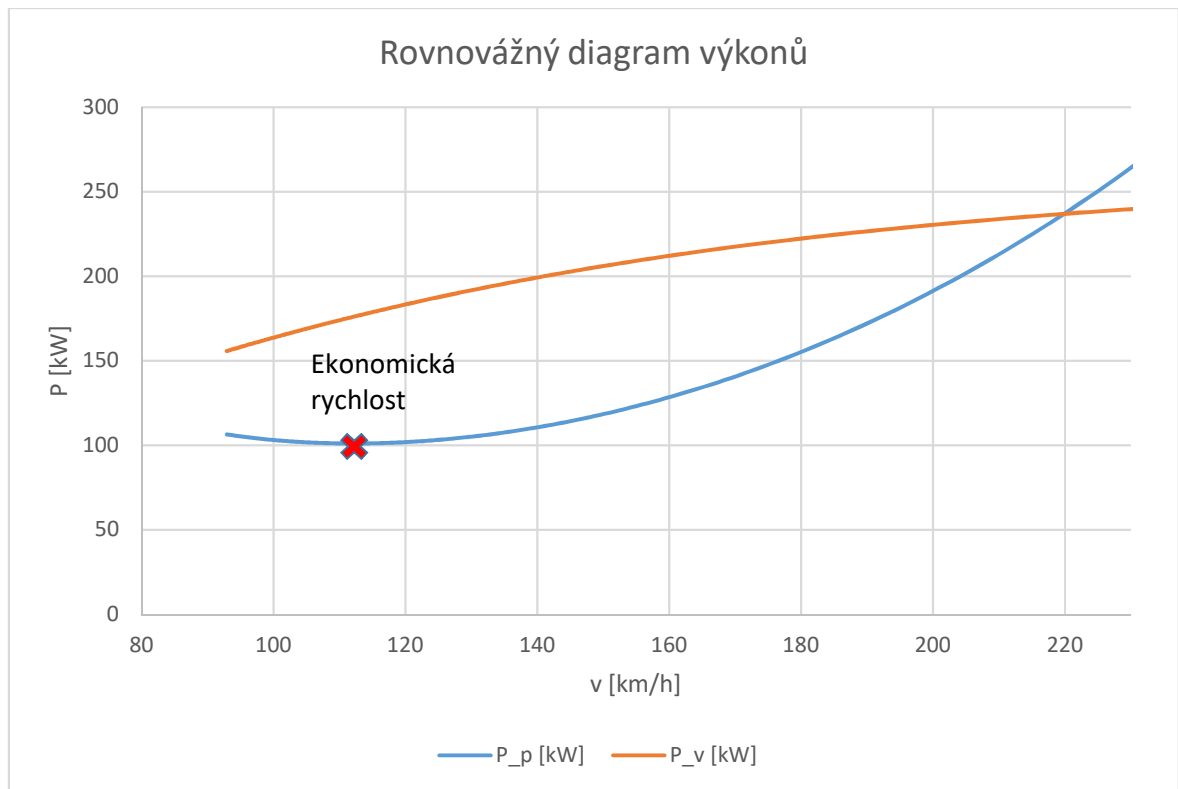


obr. 5.3 Rovnovážný diagram tahů

Z grafu byla odečtena optimální rychlost $v_{opt} = 145,4 \text{ [kmh}^{-1}\text{]}$ (odpovídá režimu minimálního potřebného tahu [17]) a maximální rychlost horizontálního letu $v_H = 219,8 \text{ [kmh}^{-1}\text{]}$. Diagram pro rychlosti blízké pádovým neodpovídá, protože byl vypočten na základě analytické poláry.

5.3.2. Rovnovážný diagram výkonů

Rovnovážný diagram výkonů vychází z rovnovážného diagramu tahů, kde jsou tahy přenásobeny rychlostí letu a získány výkony ($P_p = T_p \cdot v$; $P_v = T_v \cdot v$). Z tohoto grafu lze oproti předchozímu diagramu odečíst ekonomickou rychlost $v_{eko} = 112,1 \text{ [kmh}^{-1}\text{]}$ (odpovídá konfiguraci minimálního potřebného výkonu => maximální vytrvalosti [17]). Diagram pro rychlosti blízké pádovým neodpovídá, protože je vypočten na základě analytické poláry.



obr. 5.4 Rovnovážený diagram výkonů

5.4. Klouzavý let

Jedná se o případ, kdy pohonná jednotka nevyvozuje tah. Znalost tohoto režimu má význam například v případě vysazení pohonné jednotky a nutnosti doklouzání na přistání.

Úhel sestupu vychází ze silové rovnováhy:

$$\gamma = \arctg\left(\frac{c_D}{c_L}\right) = \arctg\left(\frac{0,06851}{0,6489}\right) = 0,1052 \text{ [rad]} = 6,027^\circ \quad (5.5)$$

Rychlost klesavého letu je mírně nižší oproti rychlosti vodorovného letu vlivem rozkladu vektoru tíhy.

$$v_{kl} = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g \cdot \cos\gamma}{\rho \cdot c_L \cdot S}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 2897 \cdot 9,81 \cdot \cos(0,1052)}{1,225 \cdot 0,6489 \cdot 31,9}} = 47,6 \text{ [ms}^{-1}] \quad (5.6)$$

$$= 171,4 \text{ [kmh}^{-1}]$$

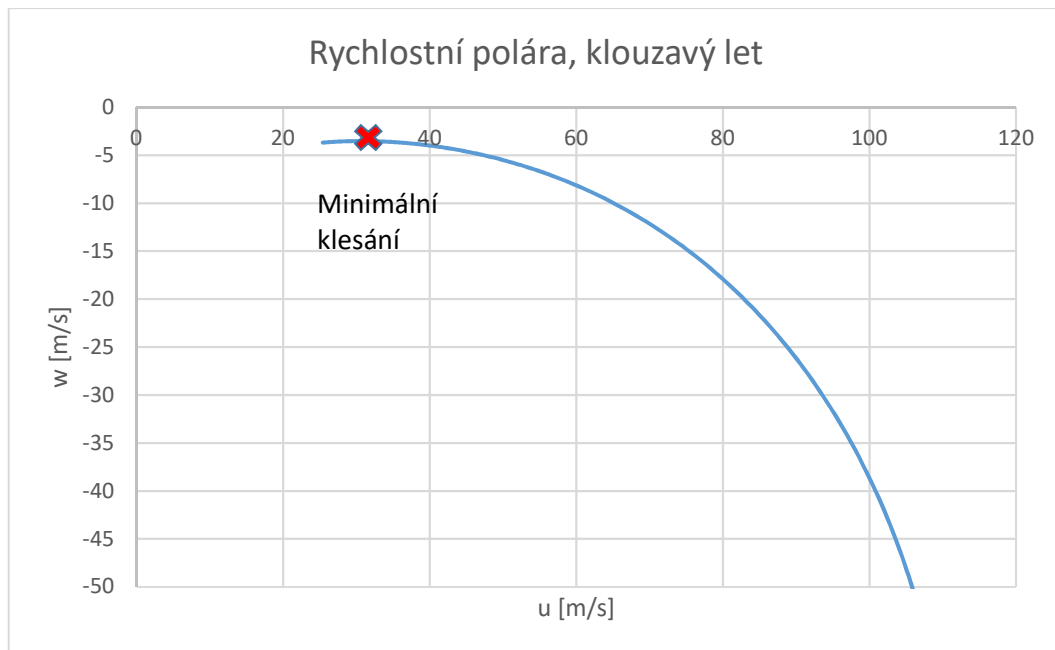
Vodorovná složka rychlosti lze vypočítat pomocí vztahu:

$$u = v_{kl} \cdot \cos\gamma = 47,58 \cdot \cos(0,1087) = 47,33 \text{ [ms}^{-1}] = 170,4 \text{ [kmh}^{-1}] \quad (5.7)$$

A analogicky svislá složka rychlosti (klesací rychlost):

$$w = -v_{kl} \cdot \sin\gamma = -47,6 \cdot \sin(0,1052) = -4,998 \text{ [ms}^{-1}] \quad (5.8)$$

Složky rychlosti byly sestaveny do grafu zvaného rychlostní polára letounu. Polára pro rychlosti blízké pádovým neodpovídá, protože je vypočtena na základě analytické poláry.



obr. 5.5 Rychlostní polára v klouzavém letu

Z rychlostní Poláry byla odečtena minimální klesací rychlost $w = -3,76 \text{ [ms}^{-1}\text{]}$ při rychlosti $u = 30,6 \text{ [ms}^{-1}\text{]} = 110,2 \text{ [kmh}^{-1}\text{]}$.

5.5. Stoupavý let

Výpočet stoupavého letu je podobný výpočtu klouzavého letu. Navíc je však nutné vzít v úvahu tah pohonné jednotky.

Přebytek tahu je vypočten rozdílem využitelného a potřebného tahu.

$$\Delta T = T_V - T_p = 4577 - 3001 = 1576 \text{ [N]} \quad (5.9)$$

Ze silové rovnováhy letounu v ustáleném stoupání vyplývá vztah pro úhel sklonu dráhy letu.

$$\gamma = \arcsin\left(\frac{\Delta T}{m \cdot g}\right) = \arcsin\left(\frac{1576}{2897 \cdot 9,81}\right) = 0,05548 \text{ [rad]} = 3,179 \text{ [}^\circ\text{]} \quad (5.10)$$

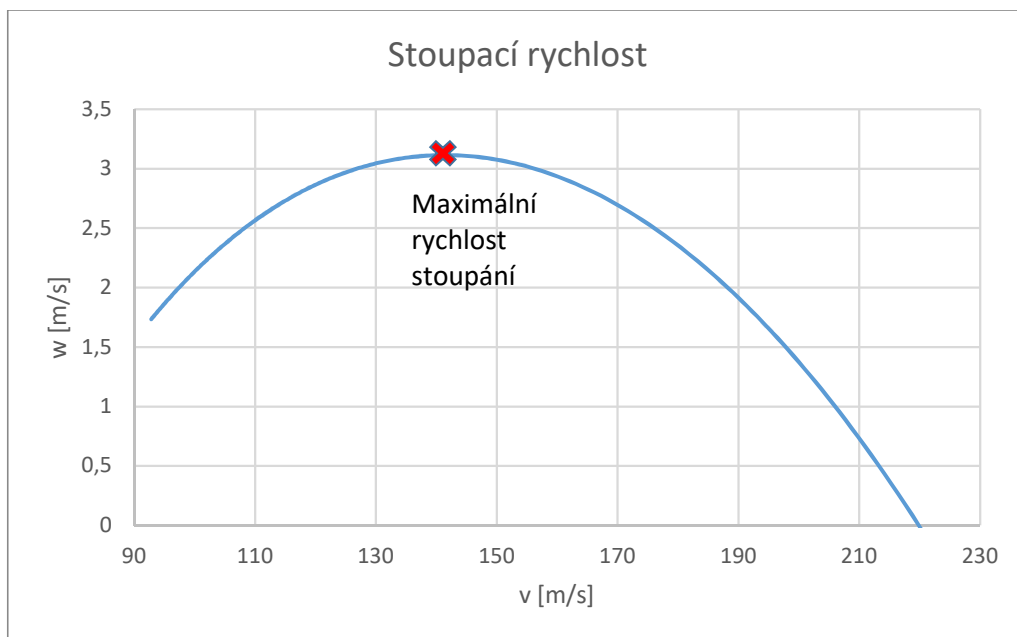
Rychlost stoupavého letu se vypočte stejně jako u klouzavého, tedy:

$$\begin{aligned} v_{sl} &= \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g \cdot \cos\gamma}{\rho \cdot c_L \cdot S}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 2897 \cdot 9,81 \cdot \cos(0,05548)}{1,225 \cdot 0,6489 \cdot 31,9}} \\ &= 47,69 \text{ [ms}^{-1}\text{]} = 171,7 \text{ [kmh}^{-1}\text{]} \end{aligned} \quad (5.11)$$

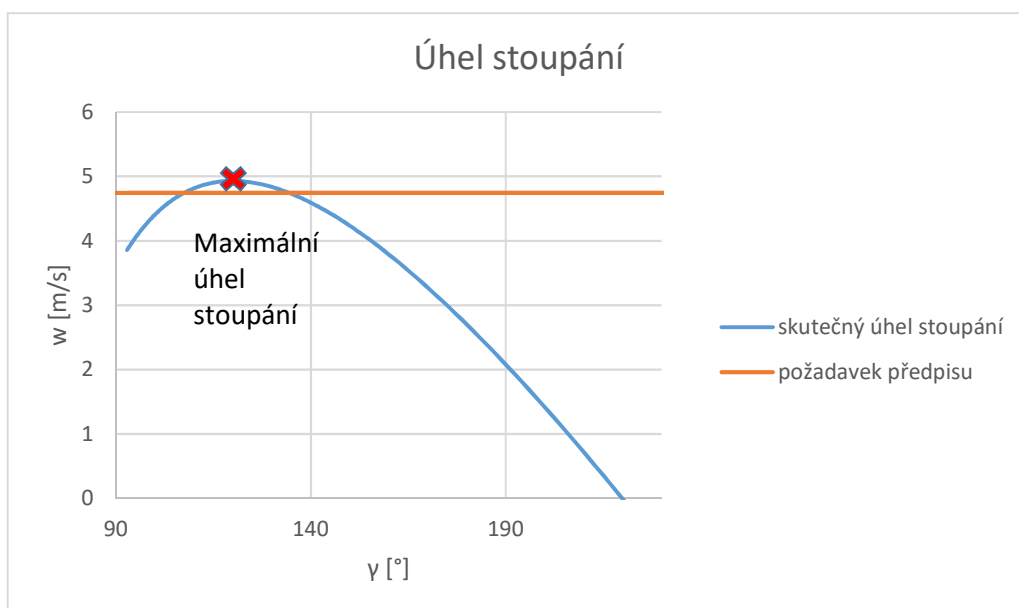
Stoupací rychlost lze vypočítat analogicky pomocí vzorce:

$$w = v_{sl} \cdot \sin\gamma = 47,69 \cdot \sin(0,05548) = 3,644 \text{ [ms}^{-1}\text{]} \quad (5.12)$$

V následujících grafech je vyobrazena stoupací rychlost a úhel stoupání. Stoupací rychlost pro rychlosti blízké pádovým by byla vlivem reálné poláry letounu (nelineární oblast vztlakové čáry) nižší.



obr. 5.6 Závislost maximální rychlosti stoupání na rychlosti letu



obr. 5.7 Závislost maximálního úhlu stoupání na rychlosti letu porovnané s předpisovým požadavkem

Maximální stoupací rychlost je $w = 3,11$ a je jí dosaženo při rychlosti $v_{sl} = 141,4$ [kmh^{-1}]. Maximální úhel stoupání je $\gamma_{max} = 4,93$ [$^\circ$] a je ho dosaženo při rychlosti $v_{sl} = 119,9$ [kmh^{-1}].

Stavební předpis CS-23 stanovuje gradient stoupání 8,3 % (odpovídá úhlu stoupání $\gamma = 4,74$ [$^\circ$]), kterého je nutné dosáhnout. V tomto případě je požadavek splněn. Pro větší nadmořské výšky a teploty již splněn není a je nutné přijmout nápravná opatření rozebraná v kapitole 6.

5.6. Ustálená zatáčka

Pro práškovací letoun, vzhledem k častým obrátům mezi jednotlivými úseky práškování, je důležité dosažení relativně nízkého poloměru zatáčky a rychlého obratu. Příklad výpočtu je proveden pro rychlost odpovídající ustálenému vodorovnému přímočarému letu při úhlu náběhu $\alpha = 3 [^\circ]$ ($v = 47,73 [ms^{-1}]$).

Poloměr zatáčky je omezen 3 faktory

1. Dosažením maximálního konstrukčního násobku

Maximální konstrukční násobek byl stanoven na základě stavebního předpisu v kapitole 3.3.2.

Poloměr zatáčky lze vypočítat podle vzorce:

$$r_{min} = \frac{v^2}{g \cdot \sqrt{n_{max} - 1}} = \frac{47,73}{9,81 \cdot \sqrt{3,555 - 1}} = 68,06 [m] \quad (5.13)$$

2. Dosažením maximálního součinitele vztlaku

Nejprve byl vypočítán násobek při dosažení maximálního součinitele vztlaku. Ve výpočtu byla brána v úvahu pádová rychlost při MTOW.

$$n_{max} = \left(\frac{v}{v_{s1}}\right)^2 = \left(\frac{47,73}{30,85}\right)^2 = 2,394 [-] \quad (5.14)$$

Poloměr zatáčky byl spočten stejným způsobem jako v předchozím bodu.

$$r_{min} = \frac{v^2}{g \cdot \sqrt{n_{max} - 1}} = \frac{47,73}{9,81 \cdot \sqrt{2,394 - 1}} = 106,8 [m] \quad (5.15)$$

3. Při dosažení maximálního tahu pohonné jednotky

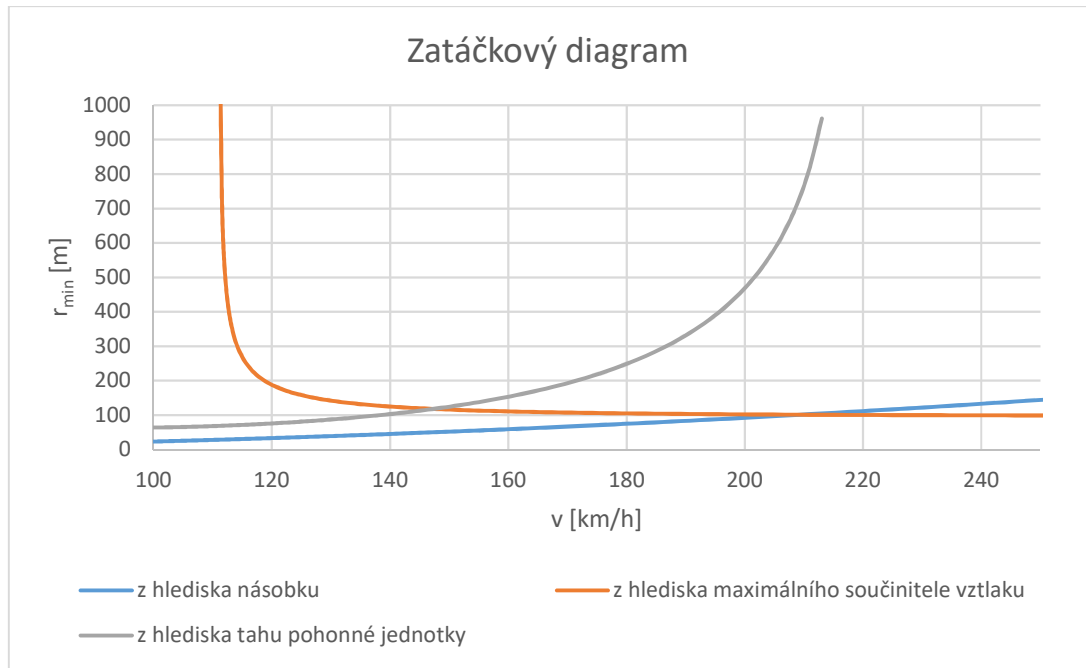
Maximální násobek se vypočte pomocí vzorce:

$$n_{max} = \frac{c_L}{c_D} \cdot \frac{T_v}{m \cdot g} = \frac{0,6489}{0,06851} \cdot \frac{4576}{2897 \cdot 9,81} = 1,525 \quad (5.16)$$

A opět minimální poloměr zatáčky:

$$r_{min} = \frac{v^2}{g \cdot \sqrt{n_{max} - 1}} = \frac{47,73}{9,81 \cdot \sqrt{1,525 - 1}} = 211,7 [m] \quad (5.17)$$

Vypočtené poloměry byly sestaveny do zatáčkového diagramu. Minimální dosažitelný poloměr zatáčky je určen vždy nejvyšší křivkou.



obr. 5.8 Zatáčkový diagram (závislost minimálního poloměru zatáčky na rychlosti z různých hledisek)

Z diagramu je zřejmé, že poloměr zatáčky téměř není omezen maximálním násobkem letounu (Pouze v blízkosti v_H). Minimální poloměr zatáčky je $r_{min} = 117,9$ [m] a je dosažen při rychlosti $147,3$ [kmh^{-1}]. Při práškování bývá používána za účelem snížení pracovní rychlosti a zmenšení poloměru zatáčky vztlaková mechanizace. Proto by bylo vhodné budoucí dopočítání poloměru zatáčky pro malé výchylky klapky.

5.7. Délka rozjezdu

Délka rozjezdu je vzhledem k určení letounu velmi důležitý parametr. Zde byla délka rozjezdu vypočtena pomocí numerické integrace, podobně, jako v kap. 17.3.3 [1]

Vzhledem k jednoduchosti výpočtu byl zvolen jemný časový krok ($\Delta t = 0,02$ [s]) pro zvýšení přesnosti výpočtu. Řešila se silová rovnováha, kterou lze vyjádřit rovnicí vyjadřující zrychlení letounu podle 2. Newtonova zákona.

$$m \cdot \frac{dv}{dt} = \frac{T(v) - D(v) - F(v)}{m} \quad (5.18)$$

Kde tah $T(v)$ byl určen z aproximované tahové křivky a odpor D byl určen vztahem:

$$D = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^1 \cdot c_D \cdot S. \quad (5.19)$$

Tření F bylo určeno na základě součinitele tření kol vůči terénu $\mu = 0,05$ (určeno podle table 17.3 [1]).

$$F = \mu \cdot (m \cdot g - L) \quad (5.20)$$

Kde L je vztlak vypočtený podle vztahu:

$$L = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^1 \cdot c_L \cdot S. \quad (5.21)$$

U letounu s ostruhovým podvozkem je úhel náběhu během rozjezdu proměnný. V nízkých rychlostech nejsou síly na VOP dostatečné pro nadzvednutí zádového kola. Při vyšších rychlostech je zadní část letounu zvednuta tak, aby měl letoun co nejnižší aerodynamický odpor.

Součinitele vztlaku a odporu byly určeny následujícím způsobem dle figure 17-4 [1]:

1. $v \in (0; 0,25 \cdot v_{s0}) \rightarrow c_L = 1,608 [-]; c_D = 0,189 [-]$ - odpovídá poloze, kdy jsou všechna kola v kontaktu s terénem
2. $v \geq 0,25 \cdot v_{s0} \rightarrow c_L = 0,3872 [-]; c_D = 0,05371 [-]$ - odpovídá nulovému úhlu náběhu (vůči ose trupu)

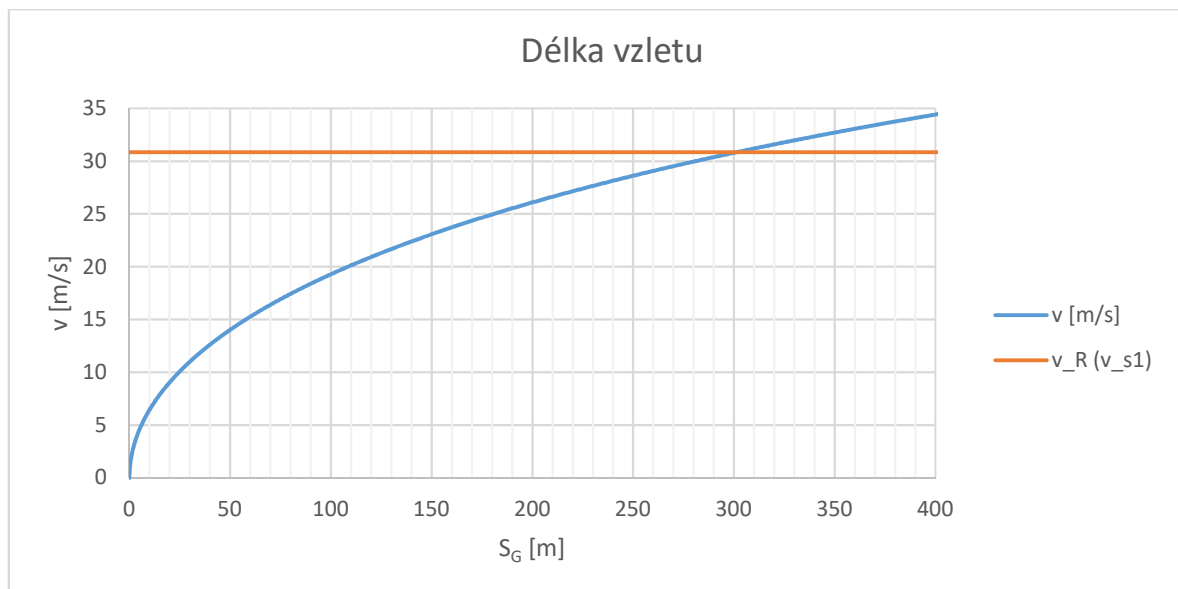
Po určení zrychlení byla vypočtena rychlost v následujícím kroku podle vztahu:

$$v_i = v_{i-1} + \left(\frac{dv}{dt}\right)_i \cdot \Delta t \quad (5.22)$$

Poté uražená dráha lze vypočítat dle:

$$S_{G_i} = S_{G_{i-1}} + v_i \cdot \Delta t + \frac{1}{2} \cdot \left(\frac{dv}{dt}\right)_i \cdot \Delta t^2 \quad (5.23)$$

Dále byla sestavena závislost rychlosti na ujeté dráze. V ní byla vyznačena také rychlost rotace $v_R = v_{s1} = 30,85 [ms^{-1}] = 111,1 [kmh^{-1}]$, která byla určena na základě požadavku stavebního předpisu CS 23.51.



obr. 5.9 Závislost rychlosti letounu na jeho poloze při rozjezdu

Z grafu byla odečtena délka rozjezdové dráhy (průsečík obou křivek) na $S_G = 301,3 [m]$. To je výrazně více, než počáteční požadovaná délka rozjezdu 200 m. Tato odchylka byla zřejmě způsobena předpokladem vyšší účinnosti vrtule v počátečním výpočtu potřebného výkonu motoru (kapitola 3.2.1).

5.8. Dolet

Dolet je pro tento typ letounu důležitý z důvodu přeletu mezi místy výkonu práce. Výpočet byl proveden v režimu minimálního tahu.

Dolet vrtulového letounu lze vypočítat pomocí vzorce:

$$\begin{aligned}
 S &= \frac{\eta_p}{g \cdot q_p} \cdot \left(\frac{c_L}{c_D}\right)_{max} \cdot \ln\left(\frac{1}{1 - \frac{m_{pal}}{m}}\right) & (5.24) \\
 &= \frac{0,67}{9,81 \cdot 7,436 \cdot 10^{-8}} \cdot \frac{0,9018}{0,09004} \cdot \ln\left(\frac{1}{1 - \frac{392,4}{2897}}\right) \\
 &= 1338767 [m] \doteq 1339 [km]
 \end{aligned}$$

Kde η_p je propulsní účinnost při ekonomické rychlosti a $q_p [kg \cdot w^{-1} \cdot s^{-1}]$ je specifická spotřeba použitého motoru

5.9. Vytrvalost

Vytrvalost zemědělského letounu není vzhledem ke krátkým letům nikterak zásadním faktorem, přesto byla pro orientaci vypočtena.

$$\begin{aligned}
 t &= \frac{\sqrt{2}}{g} \cdot \frac{\mu_p}{q_p} \cdot \left(\frac{c_L^{\frac{3}{2}}}{c_D}\right)_{max} \cdot \sqrt{\rho} \cdot \frac{1}{S} \cdot \left(\frac{1}{\sqrt{1 - \frac{m_{pal}}{m}}} - 1\right) & (5.25) \\
 &= \frac{\sqrt{2}}{9,81} \cdot \frac{0,61}{7,436 \cdot 10^{-8}} \cdot \left(\frac{1,521^{\frac{3}{2}}}{0,1736}\right) \cdot \sqrt{1,225} \cdot \frac{1}{2897 \cdot 9,81} \\
 &\quad \cdot \left(\frac{1}{\sqrt{1 - \frac{292,4}{2897}}} - 1\right) = 35482 [s] = 9,856 [h]
 \end{aligned}$$

Zde η_p je pro pulsní účinnost při optimální rychlosti letu.

5.10. Vliv okolních podmínek na letové výkony

Protože letoun může být provozován v různých atmosférických podmínkách, je nutné tuto skutečnost zohlednit ve výpočtu letových výkonů. Příklad výpočtu je proveden pro letovou hladinu FL30 a teplotu 30 [°C].

1. Vliv výšky

Podle mezinárodní standardní atmosféry lze hustotu ve výšce spočítat podle vztahu:

$$\rho_H = 1,225 \cdot \left(1 - \frac{H}{44308}\right)^{4,2553} = 1,225 \cdot \left(1 - \frac{914,4}{44308}\right)^{4,2553} \quad (5.26)$$

$$= 1,121 \text{ [kg} \cdot \text{m}^{-3}\text{]}$$

2. Vliv teploty

Vliv teploty lze přepočítat na změnu hustoty dle rovnice ideálního plynu.

$$\rho_H(T) = \rho_H \cdot \frac{T_0}{T} = 1,121 \cdot \frac{282,2}{303,2} = 1,044 \text{ [kg} \cdot \text{m}^{-3}\text{]} \quad (5.27)$$

Kde standardní teplota byla vypočtena dle MSA: $T_0(H) = 288,15 - 0,0065 \cdot H = 288,15 - 0,0065 \cdot 914,4 = 282,2 \text{ [K]}$.

Zásadní hodnoty výkonů byly vypočteny obdobným způsobem jako pro nulovou výšku a standardní teplotu, a vyneseny do následující tabulky.

	H=0, T=15°C	FL30; T=30°C	požadavek předpisu
v_{so} [km/h]	98,12	106,3	
v_{s1} (v_R) [km/h]	111,1	120,32	
v_H [km/h]	219,8	203,1	
w_{max} (klesání) [m/s]	-3,644	-3,82	
w_{max} (stoupání) [m/s]	3,11	2	
γ_{max} (stoupání) [°]	4,93	2,96	4,74
r_{min} [m]	117,9	153,9	
S_G [m]	301,3	461,4	

Tabulka 5.3 Výkony letounu

Z tabulky je zřejmé, že výkony (délka rozjezdu a úhel stoupání) jsou nedostatečné. Proto je třeba provést úpravy letounu za účelem zlepšení výkonů, které jsou uvedeny v kap 6.

6. Modifikace návrhu

V kapitole 5 (Výkony) bylo zjištěno, že vzhledem k poměrně malému plošnému zatížení letounu jsou jeho výkony nedostačující. Zejména délka rozjezdu při vzletu je oproti původnímu návrhu výrazně delší. Maximální úhel stoupání ve větších nadmořských výškách nevyhovuje stavebnímu předpisu. Mírného zlepšení by se dosáhlo snížením kapacity palivových nádrží. Vzhledem k nepřiměřeně vysokému doletu i vytrvalosti by tato úprava byla vhodná. Bohužel však není dostatečná pro nápravu nedostačujících výkonů. Proto by bylo nutné navíc použít jedno z následujících řešení:

1. Změna pohonné jednotky

Zvýšení výkonu motoru by umožnilo větší zrychlení při rozjezdu a tím zkrácení rozjezdové dráhy. Zvýšený tah by též zvýšil úhel stoupání. Zvolený motor je však nejvýkonnější běžně dostupný pístový motor. Bylo by proto nutné použít turbínový motor, jehož pořizovací cena je mnohonásobně vyšší a také se vyznačuje větší specifickou spotřebou paliva. Jeho výhodou je však výrazně nižší hmotnost.

2. Snížení maximální vzletové hmotnosti

Snížení hmotnosti sníží rychlost vzletu a zvýší zrychlení při rozjezdu. Z hlediska stoupání též hraje zásadní roli v rovnováze. Toto řešení má nevýhodu v nutném snížení kapacity chemických nádrží a tím pádem odchylku od původního zaměření letounu.

3. Změně aerodynamických charakteristik

Zvýšení aerodynamické jemnosti letounu (např. použití zatahovacího podvozku) by zlepšilo úhel stoupání. Na délku rozjezdu by však mělo příliš malý vliv. Pokud by navíc došlo ke snížení pádové rychlosti (zvětšení plochy křídla), mohla by délka rozjezdu vyhovět. Pravděpodobně by ale byly nutné příliš razantní zásahy, které by výrazně navýšily cenu letounu, pokud by toto řešení bylo vůbec možné.

Třetí možnost byla vzhledem k nutnosti výrazného zlepšení výkonů zamítnuta. Pro první dvě možnosti byla navržena konkrétní řešení a znovu vypočteny výkony letounu. Dále by bylo možné všechny uvedené možnosti vhodně zkombinovat.

6.1. Změna pohonné jednotky

Byla použita nejméně výkonná pohonná jednotka řady Pratt & Whitney Canada typ PT6A-11AG. Suchá hmotnost motoru je o 150 kg nižší než původně použitého motoru. Dále byla snížena kapacita palivových nádrží na 280 kg. Maximální vzletová hmotnost se tedy zjednodušeně (pouze zohledněním uvedených odlehčení) sníží na výsledných 2635 [kg]. Vzhledem k snížení hmotnosti by došlo ke snížení strukturní hmotnosti draku letounu, čímž by došlo k dalšímu snížení celkové hmotnosti.

Výpočet výkonů byl proveden znovu a došlo ke zvýšení výkonů uvedené v Tabulka 6.1.

6.2. Snížení hmotnosti letounu

Snížení hmotnosti bylo dosaženo snížením hmotnosti paliva z původních 397 na 185 kg. Díky menší specifické spotřebě motoru a nižší hmotnosti letounu bylo možné zmenšit zásobu paliva ještě více, než v případě změny pohonné jednotky. Dále byla snížena kapacita chemických nádrží z 1170 na 1060 kg. Zároveň byly přepočítány hmotnosti částí draku. Nová maximální vzletová hmotnost byla stanovena na 2500 kg.

Opět byly přepočítány výkony a uvedeny v Tabulka 6.1.

6.3. Porovnání řešení

	H=0, T=15°C			FL30; T=30°C			Požadavek předpisu
	Původní řešení	Změna pohonné jednotky	Snížení MTOW	Původní řešení	Změna pohonné jednotky	Snížení kapacity nádrží	
v_{s0} [km/h]	98,12	93,58	91,15	106,3	101,4	98,76	
v_{s1} (v_R) [km/h]	111,1	105,9	103,17	120,32	114,8	111,8	
v_H [km/h]	219,8	240,7	224,3	203,1	236,9	219,8	
w_{max} (stoupání) [m/s]	3,11	5,11	4,23	2	3,79	3,03	
γ_{max} (stoupání) [°]	4,93	8,04	7,1	2,96	5,64	4,766	4,74
r_{min} [m]	117,9	99,8	96,3	153,9	122,9	120,1	
S_G [m]	301,3	209,2	207,7	461,4	304,8	311,3	

Tabulka 6.1 Porovnání výkonů letounu pro různé modifikace a podmínky letu

Z tabulky je zřejmé, že úhel stoupání v obou případech splňuje předpisový požadavek. Délka vzletu je nepatrně vyšší než definiční požadavek. V druhém případě (úprava MTOW při zachování pohonné jednotky) je však pravděpodobné, že by došlo k částečnému přepracování obrysu trupu a tím snížení jeho odporu a zkrácení rozjezdové dráhy. V případě provozu letounu na krátké vzletové dráze již není problém operativně snížit zásobu paliva nebo chemických látek, a dráhu rozjezdu tím zkrátit. Výpočet též počítá s hmotností pilota 120 kg. Je pravděpodobné, že letoun bude provozován s lehčím pilotem, čímž dojde k dalšímu zkrácení dráhy vzletu.

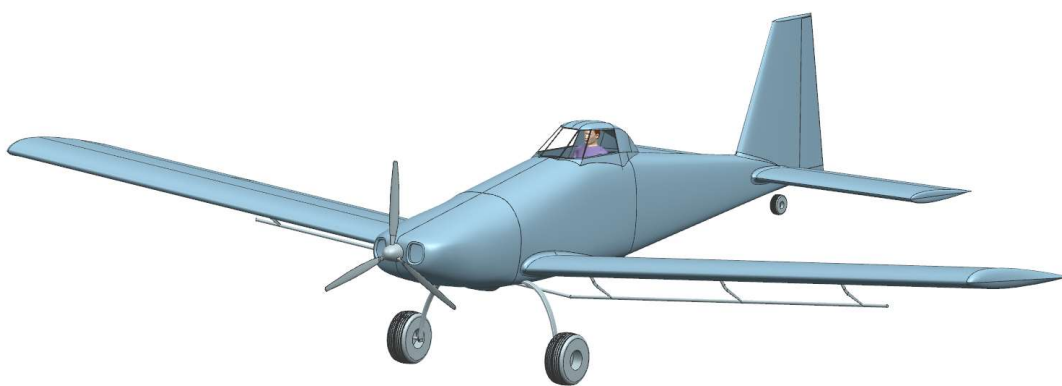
Úprava za použití turbínového motoru by sice výrazně zlepšila výkony, ale za cenu výrazně vyšší pořizovací ceny letounu. Vlivem nízké hmotnosti motoru by došlo k výraznému posunu těžiště letounu směrem vzad, což by si vyžádalo dodatečné úpravy. Turbínový motor má nižší výstupní otáčky, což způsobuje nutnost většího úhlu nastavení listů vrtule a tím pádem její nižší účinnost. To by bylo možné zlepšit použitím vrtule o větším průměru za cenu vyššího podvozku.

Jako vhodnější byla vybrána úprava snížením maximální vzletové hmotnosti. Jedná se o poměrně malý zásah z hlediska kapacity nádrží na chemikálie. Vlivem této úpravy nedojde k navýšení ceny letounu.

7. 3D model a konstrukčně pevnostní členění draku

7.1. 3D model

Aby bylo možné stanovit aerodynamické charakteristiky, bylo třeba znát obrys letounu. Ten je dán 3D modelem vytvořeným za pomoci CAD systému Siemens NX 12. Nejprve byl vytvořen 2D náčrtek bokorysu letounu, pomocí něhož bylo vypracováno rozmístění hmot a hmotová obálka letounu (kap. 3.4.1). Dále byl pomocí ploch vytvořen letoun (ocasní plochy a trup). Ostatní části, jako je podvozek, postřikovací lišty a chemická nádrž byly vytvořeny ve formě těles.

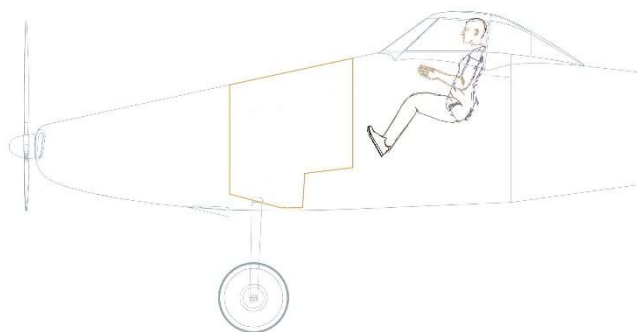


obr. 7.1 3D model navrhovaného letounu

7.1.1. Chemické nádrže

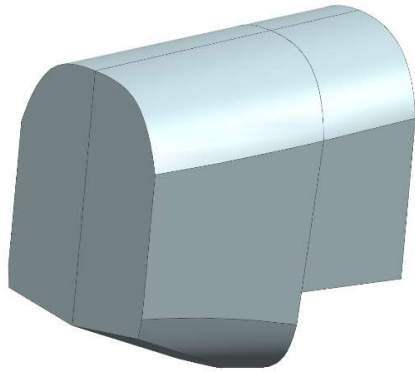
Tvar nádrže na chemikálie byl vytvořen tak, aby byl co nejlépe využit vnitřní prostor letounu. Aby se minimalizovala hmotnost letounu a usnadnila montáž, je horní část nádrže zároveň vnější plochou letounu. Také byl brán zřetel na nutnost jejího vyjmutí. Dále byl brán ohled na zkosení dna nádrže tak, aby bylo možné vyprázdnit její obsah, a to i v případě uskladnění sypkých hmot. Protože z hmotnostních důvodů byl zvolen průběžný nosník křídla (trup není zatížen ohybovým momentem křídla), bylo nejnižší místo nádrže umístěno před tímto nosníkem. Postřikovací zařízení, které bylo

původně situováno do těchto míst, by bylo vhodné posunout za nosník křídla.



obr. 7.2 Bokorys letounu se zvýrazněnou nádrží na postřikové hmoty

Po vytvoření modelu nádrže byl zkontrolován její objem, který činí 1252 [l], což je o 45 [l] méně než původní požadavek. Takto malý rozdíl by bylo možné napravit prodloužením nádrže vpřed (spolu s posunem motorové přepážky), případně v horní části vzad tak, aby zůstal dostatečný prostor pro pilotovy nohy. Při vhodné



Obr. 7.3 3D model nádrže na postřikové hmoty

kombinaci těchto dvou možností by zůstala zachována podélná poloha těžiště. V případě modifikace snížením kapacity nádrže (kap. 6.2) by její původní velikost byla dostatečná.

7.1.2. Postřikovací lišty

Lišty pro aplikaci postřiků, které byly v kap 3.4.1 umístěny za a pod křídlo, bylo nutné posunout mírně dolů a vpřed. V původní poloze by totiž byly v dráze vztlačových klapek. Touto změnou se posune těžiště směrem vpřed, ale vzhledem k hmotnosti lišt je změna nepatrná. Rozpětí postřikových lišt bylo na základě geometrie podobných typů letounů zvoleno $l = 9,635 [m]$ (65% rozpětí). Použití lišt s větším rozpětím by zvyšovalo riziko jejich poškození a nebylo by příliš přínosné. Vlivem koncových vírů křídla je pás, na který je aplikován postřik, výrazně širší než samotné lišty.

7.2. Konstrukčně pevnostní členění draku

7.2.1. Trup

Konstrukce trupu letounu byla kvůli minimalizaci nákladů zvolena ocelová příhradová. Oproti poloskořepinové koncepci umožňuje snazší vytvoření poměrně velkého otvoru pro instalaci nádrže na postřikové hmoty. Výhodou je také jednodušší zavádění osamělých sil do konstrukce (uchycení lože motoru, pilotní sedačky a pasů, řízení...).

7.2.2. Křídlo

Konstrukce křídla byla zvolena klasická nosníková s jedním hlavním a druhým pomocným nosníkem. Potah byl navržen kovový a nosný v krutu. S ohledem na uchycení křidélek, vztlačových klapek a postřikovacích lišt byly navrženy polohy žeber. Ty mají směrem ke konci křídla zvětšující se rozteče s ohledem na průběh zatížení po rozpětí. Konstrukční členění křídla je uvedeno v příloze {4}.

7.2.3. Podvozek

Hlavní podvozek byl, vzhledem k nutnosti uchycení do trupu, navržen pružnicový. Jeho výhoda spočívá v minimální údržbě oproti podvozku s podvozkovými nohama. Poloha záďového podvozku byla zvolena tak, aby se jeho uchycení stýkalo v jednom místě s hlavním nosníkem SOP a VOP. Tím budou významná zatížení těchto částí koncentrována do jedné oblasti, což sníží hmotnost trupu.

8. Závěr

Na základě rešerše byl navržen nový typ zemědělského letounu s pístovým spalovacím motorem. Byly stanoveny základní požadavky na výkony letounu. Dále byla navržena užitečná hmotnost, na jejímž základě byla následně určena maximální vzletová hmotnost, hmotnosti jednotlivých částí a hmotové obálky letounu. Pro stanovený teoretický obrys byly vypočteny aerodynamické charakteristiky letounu a s jejich pomocí dále i jeho výkony. Ty bohužel (délka vzletu, rychlost stoupání) nevyhověly původním požadavkům, a proto byly navrženy 2 modifikace.

1. možnost spočívá v osazení letounu výkonnější turbovrtulovou pohonnou jednotkou. Tato změna by zlepšila výkony a snížila prázdnou hmotnost letounu. Znamenala by ale zvýšení nákladů na palivo, a především velmi výrazně zvýšila cenu letounu.

2. možnost by využila snížení užitečné hmotnosti. Toto řešení by nepřineslo navýšení ceny letounu, ale snížená kapacita letounu by mírně zhoršila pracovní efektivitu letounu. Bylo by ale pravděpodobně nutné přepracovat obrys letounu (díky menší kapacitě nádrží na chemikálie by bylo možné zmenšit příčný průřez trupu, případně i jeho délku).

V návaznosti na tuto práci by bylo žádoucí detailnější určení aerodynamických charakteristik a na ně navazujících letových vlastností. Bylo by vhodné znovu vypočítat úhel nastavení křídla, a to s ohledem na aktuální cestovní rychlost v závislosti na zvolené modifikaci. Aby bylo možné přesněji určit hmotovou obálku letounu, bylo by zajímavé podrobněji rozpracovat konstrukční návrh letounu.

9. Reference

- [1] GUDMUNDSSON, Snorri. *General aviation aircraft design: applied methods and procedures*. Waltham, MA: Butterworth-Heinemann, 2014. ISBN 0123973082.
- [2] ROSKAM, Jan. *Airplane design: part V: Component weight estimation*, The University of Kansas, 1985.
- [3] ROSKAM, Jan. *Airplane design: part VI: Preliminary calculation of aerodynamic thrust and power characteristic*, The University of Kansas, 1987.
- [4] NACA technical note No. 808.
- [5] NACA report 824 s 404
- [6] HOERNER. *Fluid dynamic drag: Practical information on aerodynamic drag and hydrodynamic resistance*. 1965
- [7] NOŽIČKA, Jiří. *Mechanika tekutin*. Praha: Vydavatelství ČVUT, 2004. ISBN 80-01-02865-8.
- [8] STINTON, Darrol. *The design of the aeroplane*. BSP Professional Books, 1987.
- [9] TORENBEEK, Egbert. *Synthesis of subsonic airplane design: an introduction to the preliminary design of subsonic general aviation and transport aircraft, with emphasis on layout, aerodynamic design, propulsion and performance*. Delft: Delft University Press, 1976. ISBN 90-298-2505-7.
- [10] NACA report 650
- [11] ŠULŽENKO, M.N. *Konstrukce letadel*, Státní nakladatelství technické literatury, n.p., Praha, 1954.
- [12] (1982) "A New Generation of Specialised Ag-Aircraft", *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, Vol. 54 No. 7, pp. 10-13
- [13] *Aerospace Science and Technology*, Conceptual design and CFD analysis of new prototype of agricultural aircraft, Elsevier 2018
- [14] Letecké práškování – Wikipedie. [online]. [cit. 6.11.2018] Dostupné z https://cs.wikipedia.org/wiki/Letecké_práškování
- [15] Bambi vak – Wikipedie. [online]. [cit. 13.7.2019] Dostupné z https://cs.wikipedia.org/wiki/Bambi_vak
- [16] ROSKAM, Jan. *Airplane design: part III: Layout design of cockpit, fuselage, wing and empennage*, The University of Kansas, 1985.
- [17] DANĚK, Vladimír. *Mechanika letu I: letové výkony*. Brno: PC-DIR, 1994. Učební texty vysokých škol. ISBN 80-214-0476-0.
- [18] Hoak, D., E.: *USAF Stability and Control Datcom*, Flight Control Division, Air Force Flight Dynamics Laboratory, WPAFB, Ohio, 1978.

[19] IO-720 Operator manual 60297-19

[20] IO-720 Parts catalog PC-119

[21] Lycoming IO-720 - Wikipedia. [online]. [cit. 29.10.2018]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/Lycoming_IO-720

[22] Pratt & Whitney Canada PT6 – Wikipedie. [online]. [cit. 29.10.2018]. Dostupné z: https://cs.wikipedia.org/wiki/Pratt_%26_Whitney_Canada_PT6

9.1. Zdroje použité při tvorbě statistiky

AT-502(B)

[30] AT-502B – Air Tractor. Home – Air Tractor [online]. Copyright ©2019 Air Tractor, Inc. [cit. 22.10.2018]. Dostupné z: <https://airtractor.com/aircraft/at-502b/>

[31] Type certificate data sheet No. A17SW

[32] JACKSON, Paul. *Jase's all the world's aircraft. 2004-2005*. str. 543-545. Alexandria: Jane's Information Group Limited, 2004. ISBN 0710626142.

AT-602

[33] Air Tractor AT-602 - Wikipedia. [online]. [cit. 21.10.2018]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/Air_Tractor_AT-602

[34] AT-602 - Air Tractor. Home – Air Tractor [online]. Copyright ©2019 Air Tractor, Inc. [cit. 21.10.2019]. Dostupné z: <https://airtractor.com/aircraft/at-602/>

[31], [32]

AT-401

[35] Air Tractor AT-400 - Wikipedia. [online]. [cit. 20.10.2018]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/Air_Tractor_AT-400

[36] Air Tractor AT – 401B Blueprint. *Free Blueprints DataBase for 3D modeling* [online]. [cit. 20.10.2018]. Dostupné z: <https://drawingdatabase.com/air-tractor-at-401b/> [31], [32]

AeroMaster AG

[37] Aerolites Inc AeroMaster AG. Home [online]. [cit. 24.10.2018]. Dostupné z: <http://all-aero.com/index.php/home2/255-aerolites-inc-aeromaster-ag>

GA-200

[38] Gippsland GA200 – Wikipedia. [online]. [cit. 24.10.2018]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/Gippsland_GA200

[39] GA-200 Fatman GIPPSLAND – GA200 L1P L. Doc 8643 [online]. [cit. 24.10.2018]. Dostupné z: <https://doc8643.com/aircraft/GA200>

[40] CASA type certificate Number: VA519 Issue 1

M-18 Dromader

[41] PZL-Mielec M-18 Dromader – Wikipedia. [online]. [cit. 24.10.2018]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/PZL-Mielec_M-18_Dromader

[42] PZL-Mielec M-18 Dromader Blueprint - Download free blueprint for 3D modeling. Free *Blueprints DataBase for 3D modeling* [online]. [cit. 24.10.2018]. Dostupné z: <https://drawingdatabase.com/pzl-mielec-m-18-dromader/>

[43] TCDS EASA A.056. 2008

[44] PZL MIELEC . PZL MIELEC [online]. [cit. 24.10.2019]. Dostupné z: <http://www.pzlmielec.pl/en/offer/products/m18-dromader/basic-data/>

126 Marówka

[45] PZL-126 Mrówka – Wikipedia. [online]. [cit. 24.10.2019]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/PZL-126_Mrówka

[46] JACKSON, Paul. *Jase's all the world's aircraft: 1987-1988*. str. 204-205. Jane's Information Group, 1987. ISBN 0710608500.

110 Koliber

[47] PZL-110 "Koliber" [online]. [cit. 1.11.2018]. Dostupné z: <http://www.samolotypolskie.pl/samoloty/2334/126/PZL-110-Kolibier-Kolibier-150-Kolibier-160>

NAC Fieldmaster

[48] NAC Fieldmaster – Wikipedia. [online]. [cit. 1.11.2018]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/NAC_Fieldmaster

[49] NAC NDN-6 Fieldmaster. *The largest free blueprint and vector drawing collection on the Internet - 19000 vector templates for sale* [online]. [cit. 28.10.2018]. Dostupné z: https://www.the-blueprints.com/blueprints/ww2planes/various/71760/view/nac_ndn-6_fieldmaster/

Z-37 Čmelák

[50] Zlín Z-37 - Wikipedia. [online]. [cit. 28.10.2018]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/Zlín_Z-37

[51] O letadlech – Dušan Slavětínský starší – Z-37 Čmelák. [online]. [cit. 28.10.2018]. Dostupné z: http://www.slavetind.cz/stavba/letadla/Z-37_Cmelak.aspx

[52] TCDS EASA A.445. 2007

Cresco

[53] PAC Cresco – Wikipedia. [online]. [cit. 28.10.2018]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/PAC_Cresco

[54] PAC Cresco 08-600. *The largest free blueprint and vector drawing collection on the Internet - 19000 vector templates for sale* [online]. [cit. 28.10.2018]. Dostupné z: https://www.the-blueprints.com/blueprints/modernplanes/modern-op/74022/view/pac_cresco_08-600/

[55] CAA type certificate data sheet No. A-11

[56] cresco description. [online]. [cit. 28.10.2018]. Dostupné z: <https://www.aerospace.co.nz/aircraft/cresco/description>

CallAir A-9

[57] CallAir A-9 - Wikipedia. [online]. [cit. 29.10.2018]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/CallAir_A-9

Su-38L

[32]

510G

[58] Thrush 510G [online]. [cit. 7.11.2018]. Dostupné z: <https://www.thrushaircraft.com/en/information/news/thrush-510g-awarded-faa-type-certification>

PA-36-675

[59] Piper PA-36 Pawnee Brave – Wikipedia. [online]. [cit. 25.2.2019]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/Piper_PA-36_Pawnee_Brave

[60] Piper PA-36 Pawnee Brave *vector drawing*. *The largest free blueprint and vector drawing collection on the Internet - 19000 vector templates for sale* [online]. [cit. 25.2.2019]. Dostupné z: https://www.the-blueprints.com/vectordrawings/show/5565/piper_pa-36_pawnee_brave/

AN-2R

Antonov An-2 – Wikipedie. [online]. [cit. 6.2.2019]. Dostupné z: https://cs.wikipedia.org/wiki/Antonov_An-2

10. Přehled použitých rovnic

Číslo rovnice	Reference	Označení v referenci
(3.8)	[1]	(3-4)
(3.11)	[1]	(3-5)
(3.12)	[1]	(9-89)
(3.19)	[3]	(3.5)
(3.23)	[2]	(5.4)
(3.24)	[2]	(5.14)
(3.25)	[2]	(5.15)
(3.26)	[2]	(5.25)
(3.27)	[2]	(6.3)
(3.28)	[2]	(5.40)
(3.29)	[2]	(6.15)
(3.30)	[2]	(6.17)
(3.31)	[2]	(6.18)
(3.32)	[2]	(7.2)
(3.33)	[2]	(7.1)
(3.34)	[2]	(7.4)
(3.35)	[2]	(7.12)
(3.36)	[2]	(7.13)
(3.37)	[2]	(7.14)
(3.38)	[2]	(7.21)
(3.39)	[2]	(7.41)
(3.40)	[2]	(7.42)
(3.41)	[2]	(7.51)
(4.1)	[3]	(8.22)
(4.2)	[3]	(8.22)
(4.3)	[3]	(8.20)
(4.8)	[3]	(8.28)

(4.10)	[3]	(8.27)
(4.12)	[3]	(8.29)
(4.13)	[3]	(8.43)
(4.14)	[3]	(8.44)
(4.17)	[3]	(8.22)
(4.18)	[3]	(8.45)
(4.20)	[3]	(8.41)
(4.21)	[3]	(8.42)
(4.22)	[3]	(8.32)
(4.23)	[3]	(8.50)
(4.24)	[3]	(4.4)
(4.25)	[9]	(F-28)
(4.26)	[9]	(F-36)
(4.27)	[3]	(4.8)
(4.28)	[3]	(4.29)
(4.29)	[3]	(4.30)
(4.30)	[3]	(4.33)
(4.31)	[3]	(4.35)
(4.32)	[3]	(4.6)
(4.33)	[3]	(4.8)
(4.34)	[3]	(4.76)
(4.39)	[3]	(4.68)
(4.40)	[3]	(4.79)
(4.42)	[9]	(E-36)
(4.43)	[9]	(E-37)
(4.44)	[9]	(E-38)
(4.45)	[9]	(E-50)
(4.46)	[9]	(E-35)
(4.47)	[3]	(8.70)
(4.48)	[9]	(E-39)

(4.49)	[9]	(E-40)
(4.50)	[9]	(E-35)
(4.51)	[9]	(E-58)
(4.52)	[9]	(E-43)
(4.53)	[9]	(E-54)
(4.54)	[9]	(E-55)
(4.55)	[9]	(E-47)
(4.56)	[9]	(E-34)
(4.57)	[9]	(G-36)
(4.58)	[9]	(G-36)
(4.60)	[9]	(E-45)
(4.62)	[9]	(9-43)
(4.63)	[9]	(9-40)
(5.3)	[17]	(6.17)
(5.4)	[17]	(6.14)
(5.5)	[17]	(7.7)
(5.6)	[17]	(7.8)
(5.7)	[17]	(7.9)
(5.8)	[17]	(7.10)
(5.10)	[17]	(8.14)
(5.11)	[17]	(7.8)
(5.13)	[17]	(9.2)
(5.14)	[17]	(9.13)
(5.15)	[17]	(9.2)
(5.16)	[17]	(9.16)
(5.17)	[17]	(9.2)

11. Seznam příloh

- {1} Statistika vyráběných letounů
- {2} Momentové čáry s vychýlenou vztlakovou mechanizací
- {3} Třípohledový výkres letounu
- {4} Konstrukčně pevnostní členění křídla

Příloha {1} Statistika vyráběných typů – část 1.

	značka	jednotka	AT-502(B)	AT-602	AT-401	AeroMaster AG	GA-200	M-18 Dromader	126 Mrówka
Rejstřík ČR									
Datum									
rejstřík USA			514	229	594			44	
Datum			06.03.2019	06.03.2019	06.03.2019	06.03.2019	06.03.2019	06.03.2019	06.03.2019
rejstřík SK									
Datum			06.03.2019	06.03.2019	06.03.2019	06.03.2019	06.03.2019	06.03.2019	06.03.2019
rejstřík Kanada					10			1	
Datum					07.03.2019			07.03.2019	
Výrobce			Air Tractor	Air Tractor	Air Tractor	Aerolites	GippsAero	PZL-Mielec	WSK-PZL
rok uvedení/prvního letu			1986,00	1996,00	1980,00		1991,00	1976,00	1990,00
hašení požárů						ne		ano	
země původu			USA	USA	USA	USA	Austrálie	Polsko	Polsko
rozpětí	l	[m]	15,85	17,06	14,97	8,74	11,99	17,70	5,00
délka		[m]	10,11	10,21	8,23	5,64	7,48	9,62	4,75
výška		[m]	3,63	3,71	2,59	2,11	2,33	4,74	2,60
plocha křídla	S	[m ²]	29,01	31,24	27,31	13,55	19,60	40,00	4,65
střední aerodynamická těživa křídla		[m]	1,83	1,83	1,82		1,64	1,82	0,93
střední aerodyn. Těživa VOP		[m]	0,99	1,00	0,99		1,18	1,35	0,51
profil křídla kořen/konec								NACA 4416/4412	NASA GA(W)-I
rozpětí VOP		[m]	5,23	5,66	4,97		2,79	5,60	1,90
plocha VOP	S _{vop}	[m ²]	5,18	5,66	4,92		3,25	7,56	0,97
plocha SOP	S _{sop}	[m ²]	2,89	4,59	3,62		1,13	2,66	0,55
Rameno VOP	L _{vop}	[m]	5,10	5,18	4,38		4,12	5,44	2,75
rameno VOP/b_sat		[m]	2,78	2,83	2,40		2,52	2,98	2,96
Rameno SOP	L _{sop}	[m]	5,97	6,50	5,42		4,38	6,17	2,06
mohutnost VOP	H _{vop}	[-]	0,50	0,51	0,43		0,42	0,56	0,62
mohutnost SOP	H _{sop}	[-]	0,04	0,06	0,05		0,02	0,02	0,05
poloha VOP nad křídlem		[m]	0,95	1,06	0,33		0,94	1,38	0,85
poloha SOP nad křídlem		[m]	1,08	1,50	1,51		1,23	1,68	1,33
zúžení křídla	η	[-]	1,00	1,00	1,00		1,00	1,00	1,00
zúžení VOP	η _{vop}	[-]	1,00	1,00	1,00		0,57	1,00	1,00
zúžení SOP	η _{sop}	[-]	0,52	0,43	0,47		0,37	0,47	1,00
výchylky kormidla VOP		[°]	30/-18	29/-15	30/-18		27/-20	27/-17	

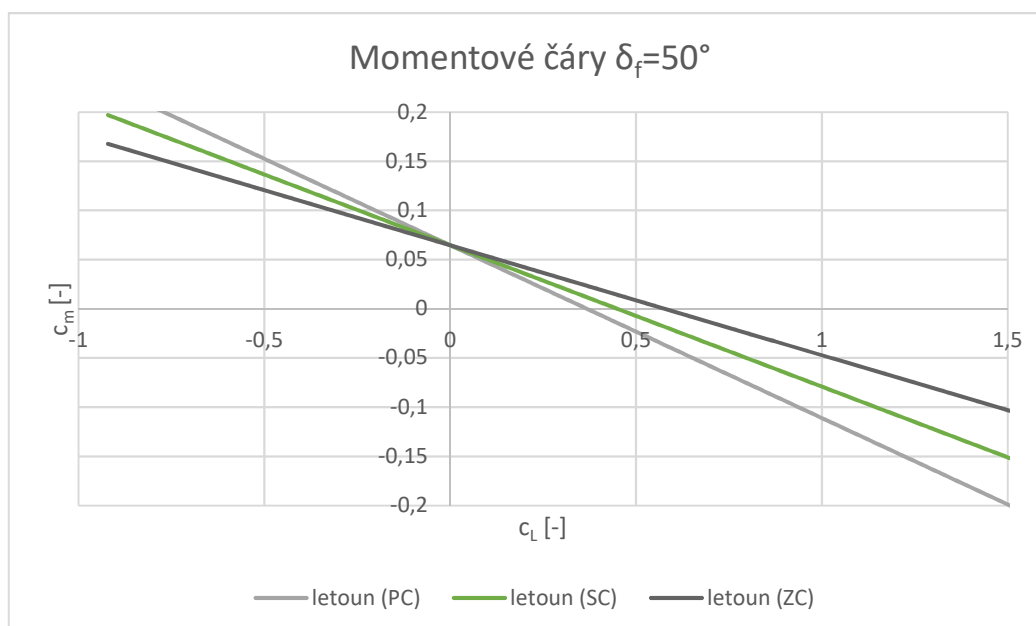
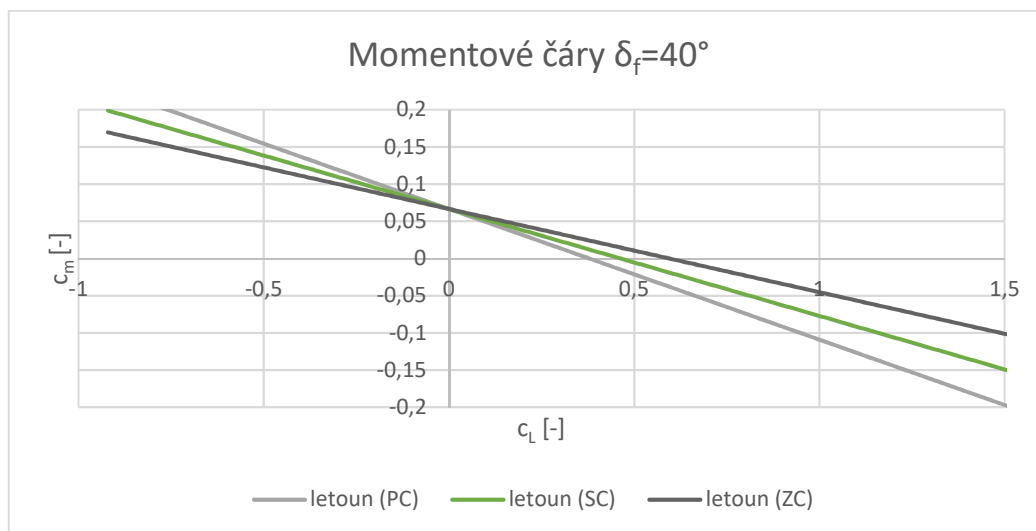
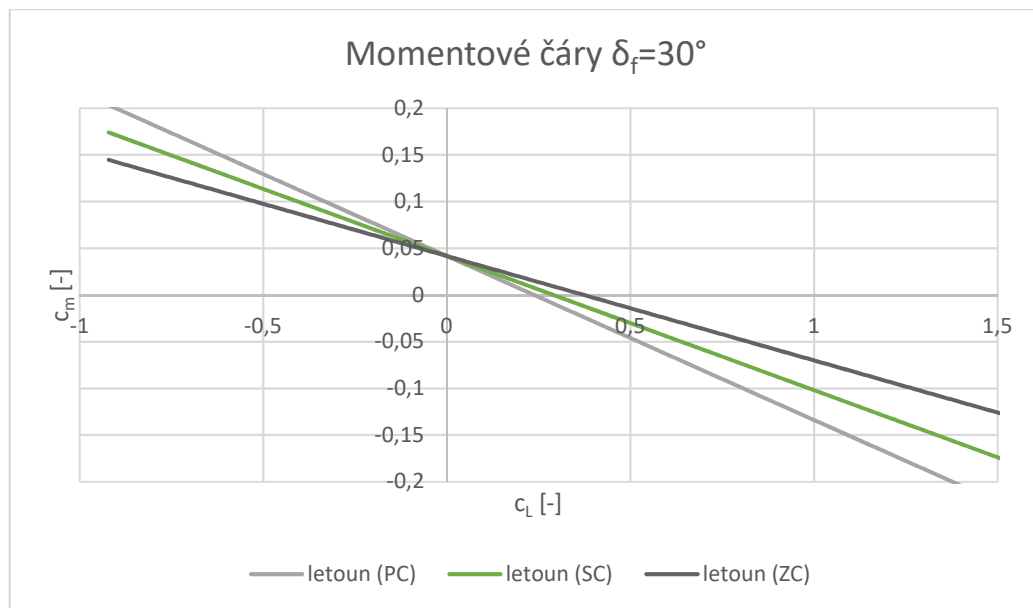
	značka	jednotka	AT-502(B)	AT-602	AT-401	AeroMaster AG	GA-200	M-18 Dromader	126 Mrówka
výchylky kormidla SOP		[°]	21,00	24,00	21,00		22,00	23,00	
výchylky křídélek		[°]	23/-15	17/-13	23/-15		24/-24	21/-17	
štíhlost křídla	λ	[-]	8,66	9,32	8,21		7,33	7,83	5,38
štíhlost VOP	λ_{VOP}	[-]	5,28	5,66	5,02		2,39	4,15	3,70
štíhlost SOP	λ_{sep}	[-]	1,23	1,43	1,30		1,09	1,51	1,76
úhel vzepětí	ψ	[°]	3,40	3,50	4,00		4,32	4,70	4,20
rozměr křídélek		[m]	3,08	3,07	2,95		1,90	3,00	0,87
rozměr křídélek		[%l/2]	0,39	0,36	0,39		0,32	0,34	0,35
rozpětí klapky		[m]	3,17	3,81	3,06		2,65	4,50	1,17
rozpětí klapky		[%l/2]	0,40	0,45	0,41		0,44	0,51	0,47
max výchylka klapky		[°]	26,00	30,00	26,00			30,00	
maximální součinitel vzlaku křídla	C_{lmax}	[-]	2,57	2,16	2,76			1,87	
plošné zatížení		[kgm-2]	146,95	181,50	130,54		101,79	105,00	80,73
výkonové zatížení		[kwkg-1]	0,13	0,14	0,13		0,10	0,14	0,12
minimální rychlost	V_{min}	[kmh-1]	109,00	132,00	99,00	51,50		108,00	84,00
max. rychlost stoupání	V_{ymax}	[ms-1]	4,40	3,30		4,06		6,50	3,10
cestovní rychlost	C_{ekon}	[kmh-1]	248,00	293,00	230,00	120,70	204,00		
pracovní rychlost		[kmh-1]	233,35	233,35					
typ motoru			P&W PT6A-34AG	P&W PT6A-60AG	Pratt & Whitney R-1340	Rotax 582	Lycoming IO-540-A1D5	PZL Kalisz ASz-621R	PZL-F-2A-120-C1
trvalý výkon		[Kw]	559,00	783,00	447,00	47,70	194,00	600,00	44,70
délka vzletu	m	[m]	347,00	557,00		152,00	420,00	190,00	
max. vzletová hmotnost	MTOM		4263,00	5670,00	3565,00	454,00	1995,00	4200,00	375,00
prázdná hmotnost		[kg]	2062,00	2644,00	1875,00	193,00	868,00	2710,00	200,00
kapacita chemických nádrží		[kg]	1893,00	2385,00	1510,00	113,00	1070,00	2500,00	501+3kg
kapacita chemických nádrží		[l]	1893,00	2385,00	1510,00	113,00	1070,00	2500,00	53,00
objem paliva	V_{pal}	[l]	984,00	817,00	984,00	38,00	222,00	726,00	180,00
hmotnost paliva	m_{pal}	l	791,14	656,87	791,14	30,55	178,49	583,70	144,72
hmotnost paliva/MTOW		[kg]	0,19	0,12	0,22	0,07	0,09	0,14	
prázdná hmotnost/MTOW		[kg]	0,48	0,47	0,53	0,43	0,44		0,53
průměr vrtule	[m]	[kg]	2,65	3,06	2,90		2,35	3,20	
plocha vrtule/výkon			0,010	0,009	0,015		0,022	0,013	
technologie trup		[m]	příhradovina s kovovým potahem	příhradovina s kovovým potahem	příhradovina s kovovým potahem	příhradovina	příhradovina s kovovým potahem		kovová poloskořepina
technologie křídlo		[m2/kW]	dvounosnikové 2024-T3 kovové + kompozit	dvounosnikové 2024-T3 kovové + kompozit	dvounosnikové 2024-T3 kovové + kompozit	nenosný potah (plátno)			jednosnikové kovové, kompozitní části

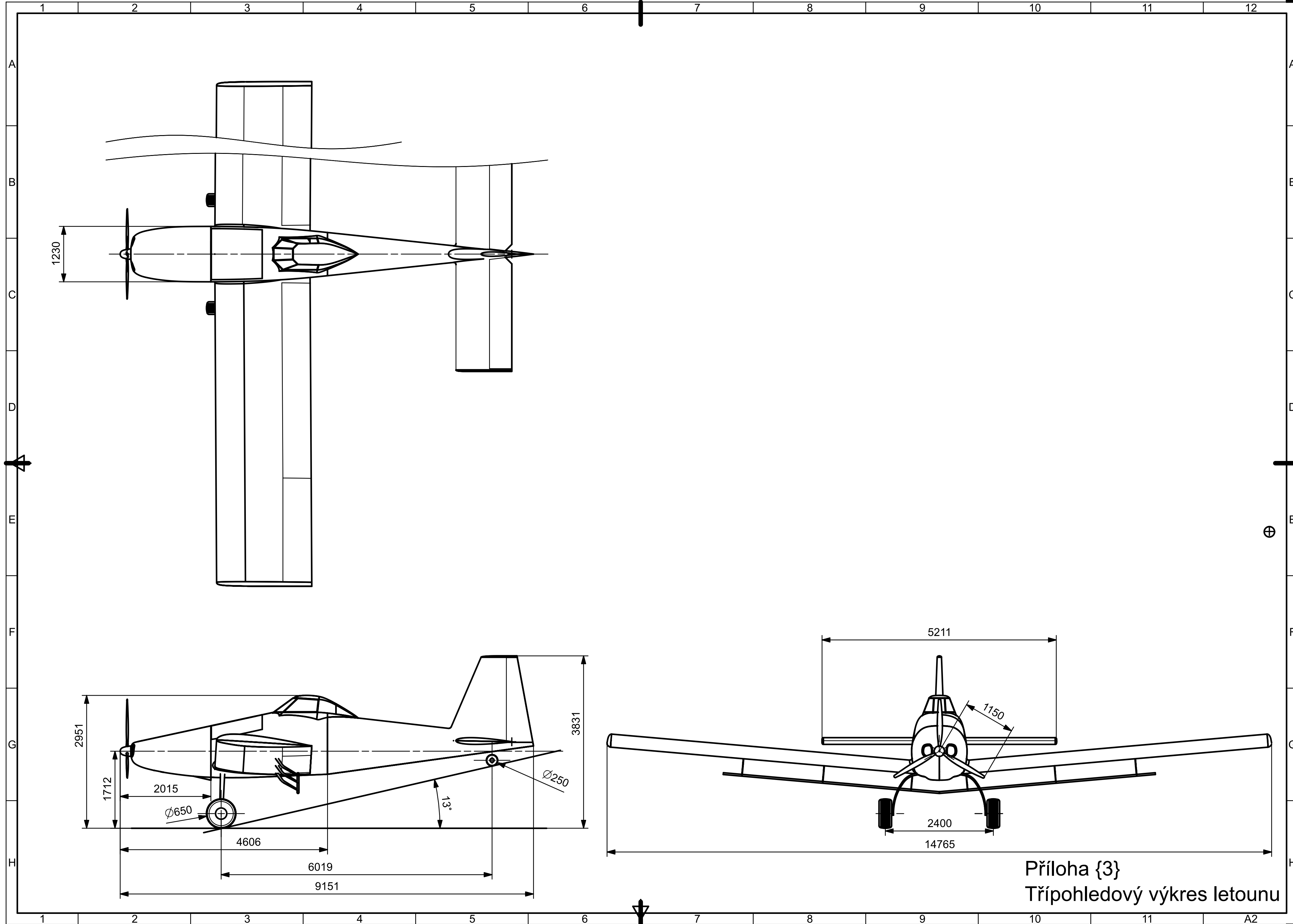
Příloha {1} Statistika vyráběných typů – část 2.

	110 Koliber	NAC Fieldmaster	Z-37 Čmelák	Cresco	CallAir A-9	Su-38L	510G	PA-36-375	AN-2R
Rejstřík ČR			48						31
Datum			04.03.2018						04.03.2018
rejstřík USA	1		6		42			116	
Datum	06.03.2019		06.03.2019		06.03.2019			06.03.2019	06.03.2019
rejstřík SK			4,00						
Datum	06.03.2019	06.03.2019	06.03.2019	06.03.2019	06.03.2019	06.03.2019	06.03.2019	06.03.2019	06.03.2019
rejstřík Kanada									
Datum									
Výrobce	WSK-PZL	NDN Aircraft	Let Kunovice	Pacific Aerospace Corporation	Intermountain Manufacturing company	Sukhoi	Trush Aircraft	Piper Aircraft	PZL-Mielec
rok uvedení/prvního letu		1981,00	1965,00	1979,00	1963,00	2003,00	2012,00	1973,00	1949,00
hašení požárů		ano		ano					
země původu	Polsko	Velká Británie	Česká republika	Nový Zéland		Ruská federace	USA	USA	Polsko
rozpětí	9,74	16,23	12,22	12,80	10,59	11,53	14,47	11,82	
délka	7,15	11,02	8,55	10,90	7,32	8,10	10,35	8,38	
výška	2,80	4,12	2,90	3,85	2,34	2,66		2,29	
plocha křídla	12,66	33,25	23,80	27,52	16,90	15,10	33,90	20,96	
střední aerodynamická tětiva křídla	1,30	2,33	2,05	2,15	1,82	1,49	2,34	1,75	
střední aerodyn. Tětiva VOP	0,96	1,01	1,15	1,12	0,87	0,86	1,29	1,07	
profil křídla kořen/konec	NACA 64A416	NACA 23012	NACA33015/43012A					NACA 633-618	
rozpětí VOP	3,66	5,80	4,48	4,65	3,42	3,71	5,14	4,00	
plocha VOP	3,50	5,86	5,10	5,21	5,97	3,21	6,58	4,19	
plocha SOP	1,83	3,12	2,02	2,15	1,20	1,56	2,49	2,25	
Rameno VOP	4,07	5,71	5,42	6,13	3,35	4,30	4,61	4,64	
rameno VOP/b_sat	3,13	2,45	2,64	2,85	1,83	2,89	1,97	2,65	
Rameno SOP	3,86	5,76	4,71	5,44	3,52	3,91	4,97	4,73	
mohutnost VOP	0,87	0,43	0,57	0,54	0,65	0,61	0,38	0,53	
mohutnost SOP	0,06	0,03	0,03	0,03	0,02	0,04	0,03	0,04	
poloha VOP nad křídlem	0,61	0,65	1,08	0,81	0,64	0,77	1,24	0,17	
poloha SOP nad křídlem	1,25	1,15	1,54	1,70	1,15	1,61	1,65	0,70	
zúžení křídla	1,00	0,72	0,51	1,00	1,00	0,62	1,00	1,00	
zúžení VOP	1,00	1,00	0,74	1,00	0,70	1,00	0,80	0,62	
zúžení SOP	0,72	0,35	0,51	0,55	0,50	0,40	0,52	0,39	
výchylky kormidla VOP			35/-20	30/-8,5					

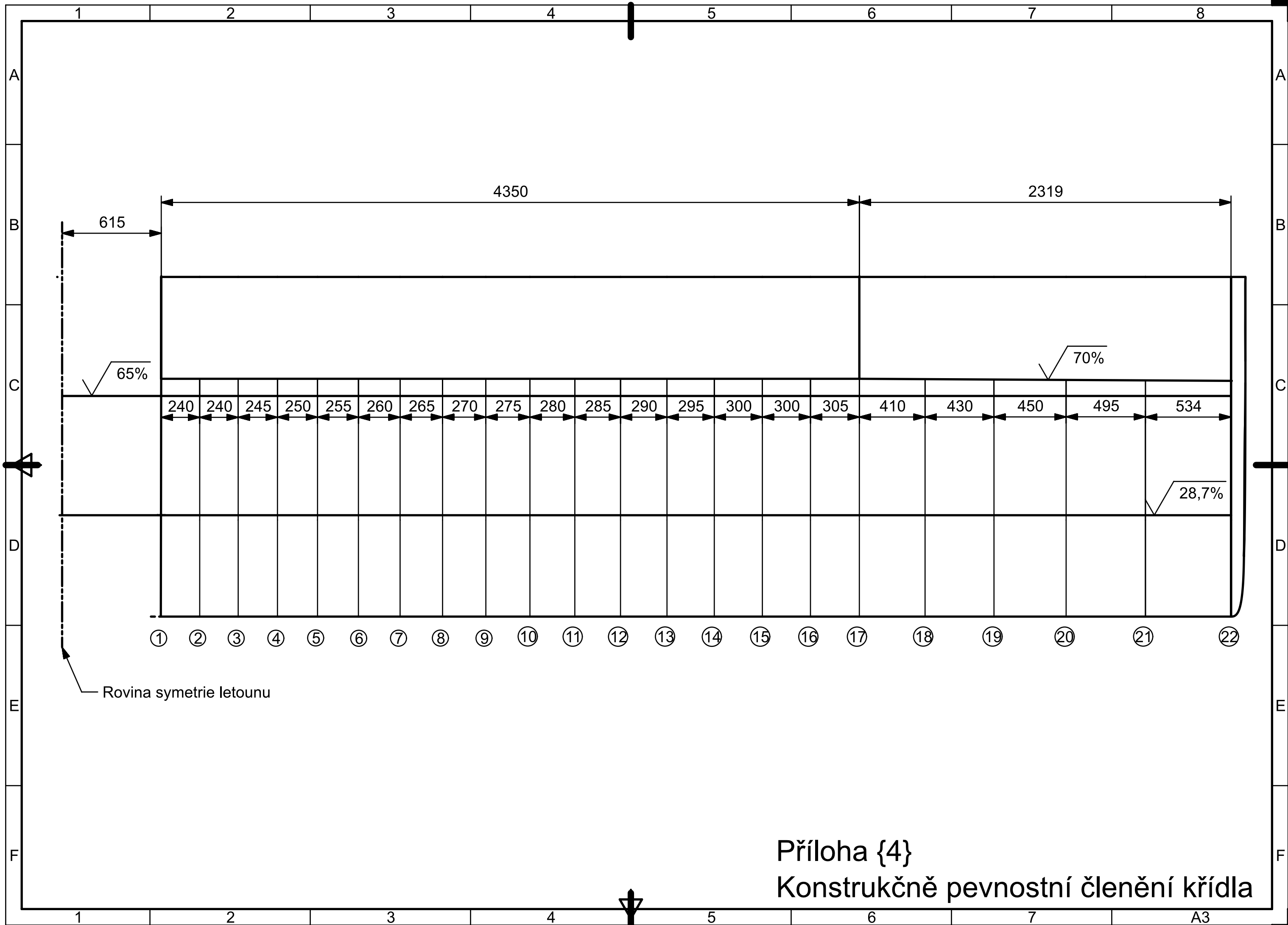
	110 Koliber	NAC Fieldmaster	Z-37 Čmelák	Cresco	CallAir A-9	Su-38L	510G	PA-36-375	AN-2R
výchyly kormidla SOP			26,00	30,00					
výchyly křídélek			26/-18,5	25/-10					
štíhlost křídla	7,49	7,92	6,28	5,95	6,64	8,80	6,18	6,66	
štíhlost VOP	3,83	5,74	3,94	4,15	1,96	4,30	4,01	3,82	
štíhlost SOP	1,65	1,11	1,22	1,19	1,14	1,69	1,06	1,17	
úhel vzepětí	6,50	4,00	4,90	2,80	3,30	5,40	3,50	6,00	
rozměr křídélek	1,53	2,33	2,20	2,25	2,15	1,66	3,00	2,43	
rozměr křídélek	0,31	0,29	0,36	0,35	0,41	0,29	0,41	0,41	
rozpětí klapky	2,29	5,20	3,33	3,53	2,19	2,70	2,33	2,46	
rozpětí klapky	0,47	0,64	0,54	0,55	0,41	0,47	0,32	0,42	
max výchylka klapky			50,00	30,00			15,00	20,00	
maximální součinitel vztlaku křídla		2,30	2,46	2,56		3,09	3,77	1,70	
plošné zatížení	60,82	136,39	77,73	135,97	102,07	86,09	140,49	103,86	
výkonové zatížení	0,11	0,12	0,11	0,11	0,13	0,14	0,13	0,13	
minimální rychlost	76,00	111,00	81,00	105,00		76,00	88,00	112,70	
max. rychlost stoupání	3,00	4,88		7,93	4,30		7,10	4,70	
cestovní rychlost	170,00		180,00	259,00	161,00		256,00	219,00	
pracovní rychlost				240,00		150-180	145-241		
typ motoru	PZL F4-2351	P&W Canada PT6A-34AG	M 462 R F	Lycoming LTP 101-600A-1A	Lycoming IO- 540-K1A-5	LOM M3375	GE H80	Lycoming IO- 720-DIC	
trvalý výkon	86,50	559,00	208,80	421,30	224,00	184,00	596,56	279,64	
délka vzletu			125,00				408,00		
max. vzletová hmotnost	770,00	4535,00	1850,00	3742,00	1725,00	1300,00	4762,72	2177,00	
prázdná hmotnost	535,00	2266,00	985,00	1338,00	817,00		2177,00	1118,00	
kapacita chemických nádrží		2032kg/2366l	650,00	1859 kg	795l/725kg	500,00	1930,00	1041 (998 kg)	1300 kg
kapacita chemických nádrží		2366,00	650,00	1859,00	795,00	500,00	1930,00	1041,00	1300,00
objem paliva			254,00				863,00	336,90	
hmotnost paliva			204,22				693,85	270,87	
hmotnost paliva/MTOW			0,11				0,15	0,12	
prázdná hmotnost/MTOW		0,50	0,53	0,36	0,47		0,46	0,51	
průměr vrtule		2,70	2,80	2,66	1,87	1,85	2,40		
plocha vrtule/výkon		0,010	0,029	0,013	0,012	0,015	0,008		
technologie trup	kovová poloskořepina		ocelová příhradovina				ocelová příhradovina	ocelová příhradovina	
technologie křídlo	celokovové jednonosníkové		celokovové jednonosníkové						

Příloha {2} Momentové čáry s vychýlenou vztlakovou mechanizací





Příloha {3}
 Třípohledový výkres letounu



Příloha {4}
 Konstrukčně pevnostní členění křídla