FAKULTA
STROJNÍ
ČVUT V PRAZE

Ústav letadlové techniky

UL letoun s tandemovým uspořádáním posádky

DIPLOMOVÁ PRÁCE

2022

Bc. Petr NEJEDLÝ

Studijní program:	Letectví a kosmonautika
Studijní obor:	Letadlová a kosmická technika
Vedoucí práce:	Ing. Robert Theiner, Ph.D.

ZADÁNÍ DIPLOMOVÉ PRÁCE

I. OSOBNÍ A STUDIJNÍ ÚDAJE

Příjmení: **Nejedlý** Jméno: **Petr** Osobní číslo: **475045**

Fakulta/ústav: **Fakulta strojní**

Zadávající katedra/ústav: **Ústav letadlové techniky**

Studijní program: **Letectví a kosmonautika**

Studijní obor: **Letadlová a kosmická technika**

II. ÚDAJE K DIPLOMOVÉ PRÁCI

Název diplomové práce:

UL letoun s tandémovým uspořádáním posádky

Název diplomové práce anglicky:

Ultra light airplane with tandem crew arrangement

Pokyny pro vypracování:

Proveďte:
- Rešerši UL letounů s tandémovým uspořádáním posádky
- Analýzu možných variant uspořádání užitečného zatížení s ohledem na stabilitu, řiditelnost a hmotnost draku
- Koncepční návrh varianty řešení a jeho hmotový rozbor
- Aerostatický výpočet, stanovení základních letových výkonů a vlastností
- Výpočet zatížení křídla
- Konstrukci křídla a základní pevnostní kontrolu nosníku

Seznam doporučené literatury:

Předpisy letové způsobilosti UL-2/2019, LTF-UL, CS-VLA, ASTM 2245

Jméno a pracoviště vedoucí(ho) diplomové práce:

Ing. Robert Theiner, Ph.D. ústav letadlové techniky FS

Jméno a pracoviště druhé(ho) vedoucí(ho) nebo konzultanta(ky) diplomové práce:

Datum zadání diplomové práce: **29.04.2022** Termín odevzdání diplomové práce: **08.06.2022**

Platnost zadání diplomové práce: _____

Ing. Robert Theiner, Ph.D. podpis vedoucí(ho) práce	Ing. Robert Theiner, Ph.D. podpis vedoucí(ho) ústavu/katedry	doc. Ing. Miroslav Španiel, CSc. podpis děkana(ky)

III. PŘEVZETÍ ZADÁNÍ

Diplomant bere na vědomí, že je povinen vypracovat diplomovou práci samostatně, bez cizí pomoci, s výjimkou poskytnutých konzultací. Seznam použité literatury, jiných pramenů a jmen konzultantů je třeba uvést v diplomové práci.

Datum převzetí zadání _____ Podpis studenta

© ČVUT v Praze, Design: ČVUT v Praze, VIC

Poděkování

Chtěl bych poděkovat Ing. Robertu Theinerovi, Ph.D.za vedení mé diplomové práce, odborné rady, připomínky a konzultace. Dále bych chtěl poděkovat Ing Jiřímu Brabcovi, Ph.D za odborné rady

Prohlášení

Prohlašuji, že jsem diplomovou práci s názvem: „UL letoun s tandémovým uspořádáním posádky“ vypracoval(a) samostatně pod vedením Ing. Roberta Theinera, Ph.D., s použitím literatury, uvedené na konci mé diplomové práce v seznamu zdrojů.

V Praze 08.06.2022…. Bc. Petr Nejedlý

Anotační list

Jméno autora:	Bc. Petr Nejedlý
Název práce:	UL letoun s tandémovým uspořádáním posádky
Název práce v angličtině:	Ultralight airplane with tandem crew arrangement
Rok zpracování	2022
Studijní program:	Letectví a kosmonautika
Ústav:	Ústav letadlové techniky
Vedoucí práce:	Ing. Robert Theiner, Ph.D.
Rozsah:	počet stran: 115 počet obrázků: 70 počet tabulek: 23 počet příloh: 4
Klíčová slova:	Statická stabilita, tandémové uspořádání, aerodynamický návrh, zatížení křídla
Key words:	Static stability, tandem seating, aerodynamic design, wing load

Anotace: Tato práce se zabývá návrhem dvoumístného letounu kategorie UL s tandémovým uspořádáním posádky. V úvodu práce je krátce představena filozofie návrhu letounu a jeho potencionální místo na trhu. Dále je provedena rešerše sedmi tandemových letounů, pro které je spočtena zásoba statické stability. Návrh letounu sestává z volby základních rozměrů, výpočtu hmotností, sestrojení hmotové obálky, stanovení základních aerodynamických charakteristik, návrhových rychlostí a letové obálky. Z letové a hmotnostní obálky jsou vybrány kritické konfigurace pro které je vypočteno zatížení křídla a provedena pevnostní kontrola nosníku.

Abstract: This work deals with the design of a two tandem seating UL aircraft. The introduction briefly introduces the philosophy of aircraft design and its potential place in the market. Furthermore, a search of seven tandem aircraft is performed, for which the stock of static stability is calculated. The design of the aircraft consists of the choice of basic dimensions, calculation of weights, construction of the mass envelope, determination of the basic aerodynamic characteristics, design speeds and flight envelope. From the flight and mass envelope, critical configurations are selected for which the wing load is calculated and the strength check of the beam is performed.

OBSAH

1 ÚVOD ..... - 5 -

2 REŠERŠE PODOBNÝCH LETOUNŮ A ANALÝZA JEJICH STATICKÉ STABILITY ..... - 6 -

2.1 Výběr typů letounů ..... - 6 -

2.2 Podélná statická stabilita ..... - 12 -

2.3 Analýza podélné statické stability vybraných letounů ..... - 12 -

2.4 Výsledky pro jednotlivé letouny ..... - 15 -

3 NÁVRH ZÁKLADNÍ GEOMETRIE ..... - 17 -

3.1 Návrh křídla ..... - 17 -

3.2 Hmoty ..... - 21 -

3.3 neutrální bod ..... - 25 -

3.4 Zásoba statické stability pro krajní zadní centráž ..... - 27 -

3.5 Návrh podvozku ..... - 28 -

4 AERODYNAMICKÉ CHARAKTERISTIKY ..... - 29 -

4.1 Vztlaková čára křídla ..... - 29 -

4.2 Vztlaková čára křídla s vychýlenými klapkami ..... - 30 -

4.3 Aerodynamické charakteristiky křídla s Vychýlenými klapkami ..... - 38 -

4.4 Aerodynamické charakteristiky křídla s vychýlenými křidélky ..... - 39 -

4.5 Součinitel vztlaku vyváženého letounu ..... - 41 -

4.6 Polára ..... - 42 -

4.7 Momentová čára letounu ..... - 47 -

5 LETOVÉ VÝKONY ..... - 51 -

5.1 Výběr vrtule ..... - 51 -

5.2 využitelný a potřebný tah a výkon ..... - 53 -

5.3 dolet ..... - 54 -

5.4 vytrvalost ..... - 55 -

6 LETOVÁ OBÁLKA PROVOZNÍCH NÁSOBKŮ ..... - 56 -

6.1 Návrhové rychlosti ..... - 56 -

6.2 Obratová obálka provozních násobků ..... - 57 -

6.3 Poryvová obálka ..... - 58 -

7 ZATÍŽENÍ KŘÍDLA ..... - 60 -

7.1 Stanovení Aerodynamických parametrů pro výpočet zatížení ..... - 60 -

7.2 Rozložení součinitele vztlaku ..... - 63 -

7.3 Rozložení součinitele odporu ..... - 66 -

7.4 Hmotové rozložení ..... - 66 -

7.5 Průběhy spojitého zatížení ..... - 67 -
7.6 Průběhy zatížení ..... - 68 -
7.7 Výběr kritických případů zatížení ..... - 70 -
8 PEVNOSTNÍ KONTROLA NOSNÍKU ..... - 74 -
8.1 Pásnice hlavního nosníku ..... - 74 -
8.2 Pomocný nosník ..... - 82 -
8.3 návrh stojin hlavního a pomocného nosníku ..... - 82 -
9 ZÁVĚR ..... - 88 -
10 SEZNAM ZDROJŮ ..... - 89 -
11 SEZNAM PŘÍLOH ..... - 91 -
12 SEZNAM ROVNIC ..... - 92 -
13 SEZNAM OBRÁZKŮ ..... - 93 -
14 SEZNAM TABULEK ..... - 95 -

SEZNAM POUŽITÝCH ZNAČEK A SYMBOLŮ

Použité značky	Název	Jednotka
S	Plocha křidla	[m]
l	Rozpětí	[m]
b	Hloubka profilu	[m]
d	Průměr	[m]
L	Rameno	[m]
x	Podélná poloha	[m]
ρ	Hustota vzduchu	[kg/m3]
MTOM	Maximální vzletová hmotnost	[kg]
m	hmotnost	[kg]
g	Tíhové zrychlení	[m/s2]
Tp	Potřebný tah	[N]
Tv	Využitelný tah	[N]
G	Tíha	[N]
T	posouvající síla	[N]
P	Výkon	[kW]
q	Dynamický tlak	[Pa]
σ	Napětí	[MPa]
Rm	Mez pevnosti	[MPa]
E	Youngův modul pružnosti	[MPa]
M	Machovo číslo [-]	[-]
Re	Reynoldsovo číslo	[-]
λ	Štíhlost křídla	[-]
η	Zúžení křídla	[-]
ηp	Propulzní účinnost	[-]
cl	Součinitel vztlaku profilu	[-]
cL	Součinitel vztlaku letounu, plochy	[-]
cd	Profilový součinitel odporu	[-]
cD	Součinitel odporu letounu, plochy	[-]
cm	Součinitel klopivého momentu	[-]
cP	Součinitel výkonu	[-]
cT	Součinitel tahu	[-]
e	Ostwaldův koeficient	[-]
n	Násobek	[-]
μg	Hmotnostní poměr	
clα	Stoupání vztlakové čáry profilu	[1/rad]
ε	Srázový úhel	[rad]
Λ	Úhel šípu křídla	[rad]
α	Úhel náběhu	[°]
δf	Výchylka klapky	[°]
a	Rychlost zvuku	[m/s]
v	Rychlost letu	[m/s]
vc	Cestovní rychlost	[m/s]
vs1	Návrhová pádová rychlost bez klapek	[m/s]

va	Rychlost obratu	[m/s]
vd	Maximální dovolená rychlost	[m/s]
vg	Návrhová pádová rychlost při negativním násobku	[m/s]
vb	Návrhová rychlost letu při silném poryvu	[m/s]
vsf	Návrhová rychlost s vysunutými klapkami	[m/s]

Použité indexy	Název
0	Při nulovém vztlaku
ac	Aerodynamický střed
cg	Těžiště
NB	neutrální bod
min	Minimální
max	maximální
krit	Kritický
f, tr	Trup
w, kř	Křídlo
kl	Klapky
kř	Křidélka
h	VOP
wf	Křídlo s trupem
p	Paliva
wet	Omočená
SAT	Střední aerodynamické tětivy

1 ÚVOD

Ve výrobě ultralehkých letounů patří Česká republika k největším výrobcům na světě. Základní filozofií kategorie UL bylo udělat létání dostupné pro všechny. První letouny kategorie UL se vyznačovaly převážně svou jednoduchostí a nízkou cenou. Jelikož byla dříve kategorie UL omezena 472,5 kilogramy, byl nemalý problém zastavit do letounu výkonný motor, a přitom dosáhnout velkého užitečného zatížení. To se změnilo a maximální vzletová hmotnost byla navýšena na 600 kilogramů. V poslední době je trend celokompozitových letounů s vysokou cestovní rychlostí, zatahovacím podvozkem a cockpitem přeplněným moderními přístroji a systémy. Letouny jsou však poměrně drahé a výrazně se vzdalují původní filozofii ultralehkých letounů, tj. vytvořit jednoduchý a cenově dostupný letoun. Převážná většina dnes vyráběných UL letounů je dvoumístná v uspořádání vedle sebe, ať už se jedná o hornoplošníky, či dolnoplošníky.

Cílem této diplomové práce je navrhnout celokovový dolnoplošník v tandemovém uspořádání, který se bude cestovní rychlostí přibližovat nejnovějším celokompozitovým letounů, avšak bude cenově dostupnější.

2 REŠERŠE PODOBNÝCH LETOUNŮ A ANALÝZA JEJICH STATICKÉ STABILITY

Při návrhu letounu je velmi důležitá rešerše a to, jak pro prvotní návrh rozměrů letounu, tak pro porovnání navrhovaného letounu s jeho konkurencí. Hodnoty získané při rešerši také slouží ke kontrole, zda jsou vypočtené výsledky správné a nejsou daleko vzdálené od reality. Důležitým cílem rešerše bylo získat širší přehled letounů pro analýzu statické stability, které bude věnována kapitola později. Pro rešerši bylo vybráno 7 letounů, které jsou stručně představeny v kapitolách níže.

2.1 VÝBĚR TYPŮ LETOUNŮ

Hlavním kritériem bylo vybrat letouny v tandemovém uspořádání. Pro obecnost a větší rozmanitost výsledků analýzy statické stability byly zvoleny i jiné typy letounů, než jen dolnoplošné letouny kategorie UL s příďovým podvozkem.

2.1.1 BLACKSHAPE PRIME

Blackshape vychází z letounu Millennium Master, který byl vyráběn Italskou společností Millenium Aircraft. Ta ale zkrachovala, a tak výrobu převzala Italská firma Blackshape srl, která vyrábí letoun s typovým názvem Prime. Výrobu převzala i Lotyšská firma Pelegrin, která letoun vyrábí pod názvem Tarragon. Jelikož jsou tyto letouny téměř identické, byl do rešerše použit pouze Blackshape. Blackshape je jedním ze tří nejmodernějších celokompozitových tandemových dolnoplošníků, které jsou nyní na trhu. [1]. [2]

Obrázek 1:Blackshape [3]

Tabulka 1: Parametry letounu Blackshape Prime

Rozpětí [m]	7,94	Cestovní rychlost [km/h]	275
Délka [m]	7,178	Pádová rychlost [km/h]	83,3
Nosná plocha [m2]	9,51	Řízení v sólu	zepředu
MTOM [kg]	600		

2.1.2 TL STREAM

Další z nejmodernějších celokompozitových dolnoplošníků s tandemovým uspořádáním a zatahovacím příďovým podvozkem je letoun Stream vyráběný Českou společností TL-ultralights ve které zaujímá místo jejich nejrychlejšího letounu. Letoun byl představen na AERO Friedrichshafen v roce 2013 a do sériové výroby se dostal v roce 2017. [4]

Obrázek 2:Stream [5]

Tabulka 2: Parametry letounu TL Stream

Rozpětí [m]	9	Cestovní rychlost [km/h]	235
Délka [m]	6,785	Pádová rychlost [km/h]	85
Nosná plocha [m2]	9,962	Řízení v sólu	zepředu
MTOM [kg]	600		

2.1.3 SHARK UL

Shark typický svislou ocasní plochou ve tvaru žraločí ploutve je posledním z nejmodernějších letounů uvedených v rešerši vyráběný slovenskou firmou Shark.Aero. Také se jedná o celokompozitový dolnoplošník se zatahovacím příďovým podvozkem s uspořádáním posádky v tandemu. V roce 2015 upravená varianta tohoto letounu vytvořila světový rychlostní rekord v kategorii RAL2T s rychlostí vodorovného letu 303 km/ h. [6]

Obrázek 3: Shark [7]

Tabulka 3: Parametry letounu Shark Aero

Rozpětí [m]	7,9	Cestovní rychlost [km/h]	267
Délka [m]	6,85	Pádová rychlost [km/h]	50
Nosná plocha [m2]	9,5	Řízení v sólu	zepředu
MTOM [kg]	472,5		

2.1.4 DHC-1 CHIPMUNK

Celokovový dolnoplošník s ostruhovým pevným podvozkem, který poprvé vzlétl už v roce 1946 byl navrhnut Kanadskou společností de Havilland Canada primárně jako cvičný letoun. Jen ve Spojeném království bylo pro RAF vyrobeno 1000 letounů, další

letouny se vyráběly ještě v Kanadě a Portugalsku. Poté, co byl Chipmunk stažen ze služby u RAF, začal sloužit soukromníkům a komerčním společnostem nejen jako cvičný letoun, ale také jako letoun pro vlečení kluzáků, nebo zemědělský letoun. Po celém světě byl letoun oblíben díky své jednoduché konstrukci a snadné údržbě. [8]

Obrázek 4: Chipmunk [9]

Tabulka 4: Parametry letounu DHC-1 Chipmunk

Rozpětí [m]	10,46	Cestovní rychlost [km/h]	166
Délka [m]	7,75	Pádová rychlost [km/h]	79,6
Nosná plocha [m2]	16	Řízení v sólu	zepředu
MTOM [kg]	998		

2.1.5 ZM-O2

ZM-02 je letoun, který vznikl ze spolupráce firmy ZIMA a.s. s akademickou půdou ČVUT v rocích 1996-1999. Během tří let byl kolektivem studentů v rámcích semestrálních a diplomových prací pod vedením zaměstnanců ústavu vozidel a letadlové techniky vytvořen projekt prototypu. Prototyp byl následně firmou ZIMA a.s. úspěšně zalétán. Na svou dobu měl letoun velmi atraktivní design. Jedná se o dolnoplošník s pevným příďovým podvozkem smíšené konstrukce, trup je tvořen ocelovou příhradovinou potaženou plátnem, křídlo je celodřevěné a opatřené Fowlerovo klapkou.

Obrázek 5: ZM-02

Tabulka 5: Parametry letounu ZM-02

Rozpětí [m]	8,9	Cestovní rychlost [km/h]	115
Délka [m]	7,17	Pádová rychlost [km/h]	63
Nosná plocha [m2]	10,146	Řízení v sólu	zezadu
MTOM [kg]	450		

2.1.6 MAGIC SR-01

Magic je celokovový dolnoplošník s na poměry ultralehkých letounů výrazným šípem křídla. Oproti ostatním celokovovým letounům je jeho konstrukce technologicky poměrně náročná. Magic má oválný průžez trupu, je vybaven jednoštěrbinovými klapkami a má integrální nádrže ve křídlech. Letoun byl vyroben a certifikován českou společností EURODISPLAY s.r.o., po získání certifikace, ale výroba většího počtu letounů tohoto typu se zatím nerozeběhla.

Obrázek 6: Magic [10]

Tabulka 6: Parametry letounu Magic SR-1

Rozpětí [m]	8,93	Cestovní rychlost [km/h]	202
Délka [m]	6,85	Pádová rychlost [km/h]	60
Nosná plocha [m2]	11,26	Řízení v sólu	zepředu
MTOM [kg]	472,5		

2.1.7 PIPER J-3C

Piper je hornoplošník smíšené konstrukce. Trup je svařovaná ocelová příhradovina potažená plátnem, křídla jsou celodřevěná potažená plátnem. Filozofie návrhu byla sestrojit jednoduchý levný letoun pro širokou veřejnost. Díky jeho skvělým letovým vlastnostem a jednoduchosti se ve velké míře začal ve druhé světové válce používat i jako cvičný letoun a na frontě jako pozorovací, spojovací a sanitní letoun. Do roku 1947, kdy sériová výroba skončila bylo vyrobeno téměř 20 000 kusů. Vzhledem k tomu, že Piper hmotnostně splňuje směrnice pro lehká sportovní letadla, jeho výroba není příliš obtížná a provozování je levné, došlo k oživení zájmů pro tento letoun a stále se staví jak nové vylepšené verze, tak letouny věrné originálu. [11], [12]

Obrázek 7: Piper [13]

Tabulka 7: Parametry letounu Piper J3-C

Rozpětí [m]	10,74	Cestovní rychlost [km/h]	121
Délka [m]	6,83	Pádová rychlost [km/h]	61
Nosná plocha [m2]	16,58	Řízení v sólu	zezadu
MTOM [kg]	550		

2.2 PODÉLNÁ STATICKÁ STABILITA

Podélnou stabilitu letounu se rozumí stabilita kolem bočné osy. Zajišťují ji převážně vodorovné ocasní plochy, které při vychýlení letounu z rovnovážné polohy generují vratný moment. Při dostatečné stabilitě je moment tak velký, že se letoun samovolně vrátí do rovnovážné polohy, bez zásahu pilota do řízení.

Statická stabilita je splněna, pokud má momentová čára záporný sklon, takže derivace $\frac{\partial c_m}{\partial c_L}$ musí být záporná. Toto kritérium je u konvenčních letounů splněno, pokud se těžiště nachází před neutrálním bodem. Vzdálenost mezi těžištěm a neutrálním bodem letounu se nazývá zásoba statické stability.

U uspořádání posádky vedle sebe se posádka nejčastěji nachází v blízkosti těžiště, takže jeho posun bývá malý i v různých konfiguracích posádky, proto je toto uspořádání z pohledu stability příznivější. Tandemové uspořádání bývá často kritické. Letoun má dominantní tři hmotnosti vzhledem k hmotnosti draku, a to hmotnost motoru a dvou členů posádky. Člen posádky sedící vepředu bývá obvykle usazen v blízkosti těžiště, takže na jeho polohu nemá velký vliv, člen posádky sedící vzadu se ale nachází za těžištěm, posouvá ho dozadu (blíže k neutrálnímu bodu), a tím snižuje statickou stabilitu letounu. Tento nepříznivý vliv bývá často kompenzován větší mohutností vodorovných ocasních ploch.

2.3 ANALÝZA PODÉLNÉ STATICKÉ STABILITY VYBRANÝCH LETOUNŮ

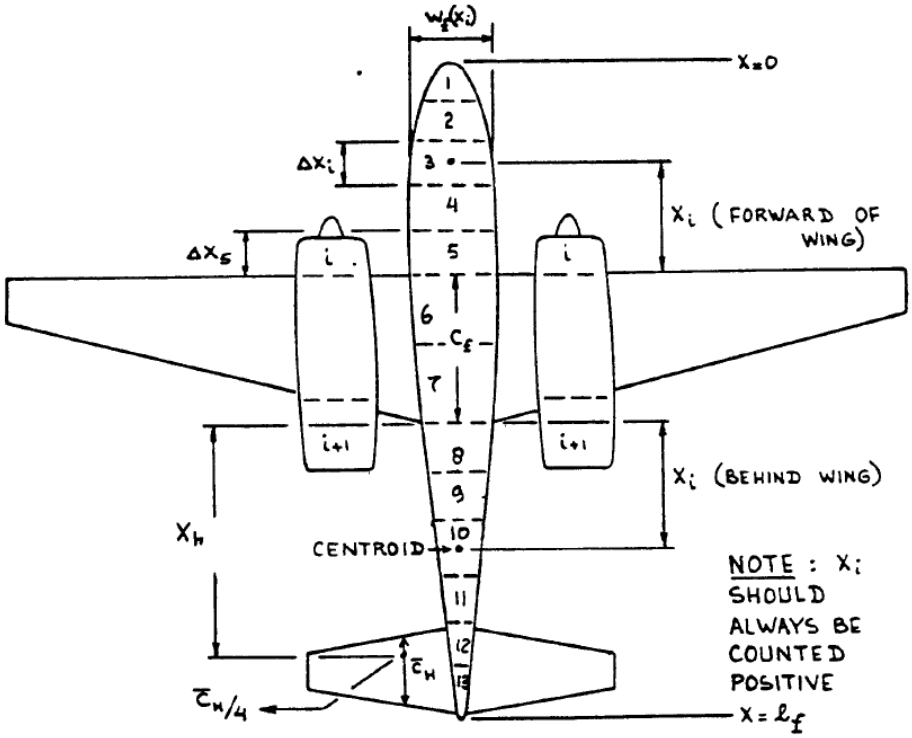
Pro získání přehledu o tom, jak velkou zásobu stability mají konkurenční letouny a jakou na ní má vliv uspořádání užitečného zatížení a mohutnost vodorovných ocasních ploch byla provedena analýza jednotlivých letounů. Nejdříve byla spočtena poloha neutrálního bodu. Jelikož nebyla uvažována stlačitelnost vzduchu, byl brán neutrální bod jako totožný s aerodynamickým středem letounu.

2.3.1 KŘÍDLO

Obecně lze zjednodušeně předpokládat, že při neuvažování stlačitelnosti se aerodynamický střed křídla nachází v jedné čtvrtině střední aerodynamické tětivy.

2.3.2 VLIV TRUPU

Trup má obecně destabilizující účinek, výpočet posunu neutrálního bodu vlivem trupu byl proveden metodou dle [14], kde se celý trup rozdělí na 13 sekcí jako na obr. 8.



Obrázek 8: Rozdělení trupu na sekce [14]

Výsledný posuv se pak spočítá dle rovnic 1 a 2

$$\frac{dM}{d\alpha} = \frac{\bar{q} c_{L\alpha w}}{36{,}5 \cdot 0{,}08} \cdot \sum_{i=1}^{i=13} w_{fi}^2 \cdot \frac{d\bar{\varepsilon}}{d\alpha_i} \cdot \Delta x_i \tag{1}$$

$$\Delta x_{NBf} = -\frac{\frac{\bar{q} c_{L\alpha w}}{36{,}5 \cdot 0{,}08} \cdot \sum_{i=1}^{i=13} w_{fi}^2 \cdot \frac{d\bar{\varepsilon}}{d\alpha_i} \cdot \Delta x_i}{\bar{q} S \bar{c} c_{L\alpha w}}$$

$$= \frac{\sum_{i=1}^{i=13} w_{fi}^2 \cdot \frac{d\bar{\varepsilon}}{d\alpha_i} \cdot \Delta x_i}{36{,}5 \cdot 0{,}08 \cdot S \cdot \bar{c}} \tag{2}$$

Kde derivace $\frac{d\bar{\varepsilon}}{d\alpha_i}$ se pro i=1,2,3,4 odečte z grafu na obr. 9 z křivky 1, pro i= 5 z křivky 2 a pro zbylé segmety je spočtena dle rovnice 3.

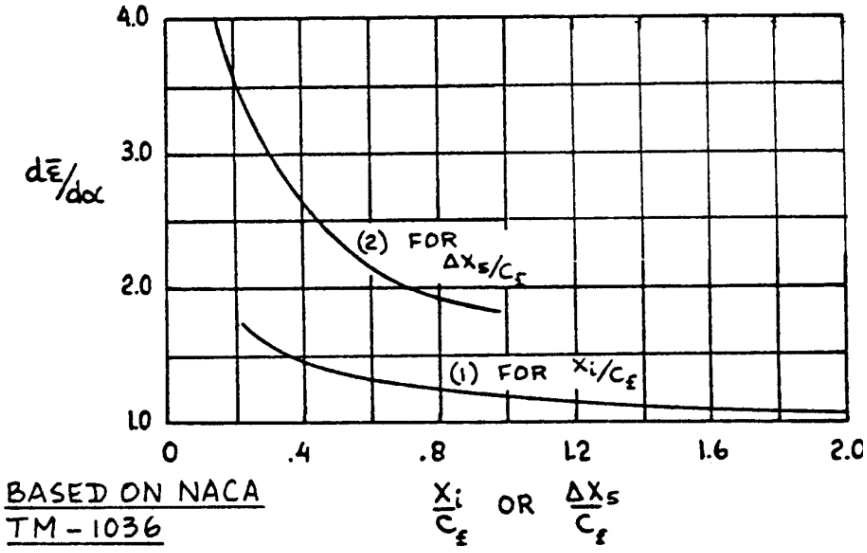
$$\frac{d\bar{\varepsilon}}{d\alpha_i} = \frac{x_i}{x_h} \cdot \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) \tag{3}$$

Kde

$$\frac{d\varepsilon}{d\alpha} = \frac{d\varepsilon}{dc_L} \cdot c_{L\alpha w} \tag{4}$$

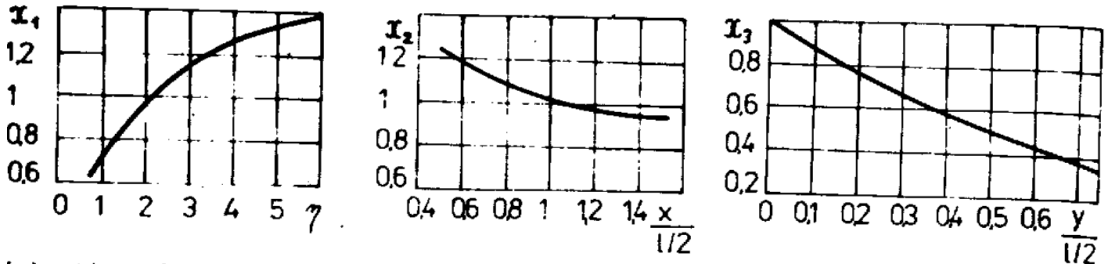
$$\frac{d\varepsilon}{dc_L} = \frac{46{,}2}{\lambda} \cdot X_1 \cdot X_2 \cdot X_3 \tag{5}$$

$$c_{Law} = \frac{2 \cdot \pi}{\lambda + 2} \cdot \lambda \tag{6}$$



Obrázek 9: Graf gradientu srázového úhlu pro jednotlivé řezy [14]

Vliv půdorysného tvaru křídla X_1, vliv vzdálenosti VOP od křídla X_2 a vliv výškové polohy VOP byly odečteny z grafů na obrázku na obr. 10.



Obrázek 10: Grafy pro odečet koeficientů X1,X2 a X3 [15]

2.3.3 VLIV VOP

Vodorovné ocasní plochy mají stabilizující účinek a pro stabilitu letounu jsou stěžejní. Jejich vliv na posun neutrálního bodu se vypočítá dle rovnice 7. Kde součinitel k_{VOP} je odečten z grafu na obr. 11

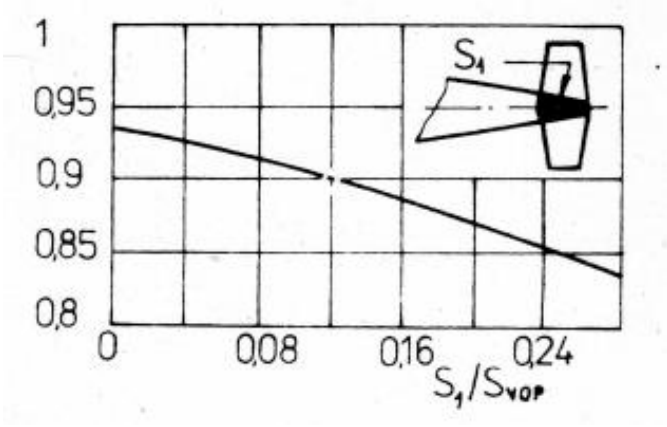
$$\Delta x_{NB\,VOP} = k_{VOP} \cdot V_{VOP} \cdot \frac{c_{L\,VOP}^{\alpha}}{c_{L\,C}^{\alpha}} \cdot \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) \tag{7}$$

Kde

$$V_{VOP} = \frac{S_{VOP} \cdot l_{VOP}}{S \cdot b_{SAT}} \tag{8}$$

$$c_{L\,VOP}^{\alpha} = \frac{2 \cdot \pi}{1 + \frac{3}{\lambda_{VOP} \cdot \cos \chi_{VOP}}} \tag{9}$$

$$c_{L\,C}^{\alpha} = c_{L}^{\alpha} + c_{L\,VOP}^{\alpha} \cdot k_{VOP} \frac{S_{VOP}}{S} \cdot \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) \tag{10}$$



Obrázek 11: Plocha VOP zastavěná trupem [15]

2.3.4 VÝSLEDNÁ ZÁSOBA STATICKÉ STABILITY

Statická zásoba udává vzdálenost mezi těžištěm a neutrálním bodem letounu. Jako poloha těžiště byla volena krajní zadní centráž, jelikož je pro statickou stabilitu kritická (těžiště je nejvíce vzadu, tudíž nejblíže NB).

$$\sigma_N = x_{NBW} + \Delta x_{NBf} + \Delta x_{NB\,VOP} \tag{11}$$

2.4 VÝSLEDKY PRO JEDNOTLIVÉ LETOUNY

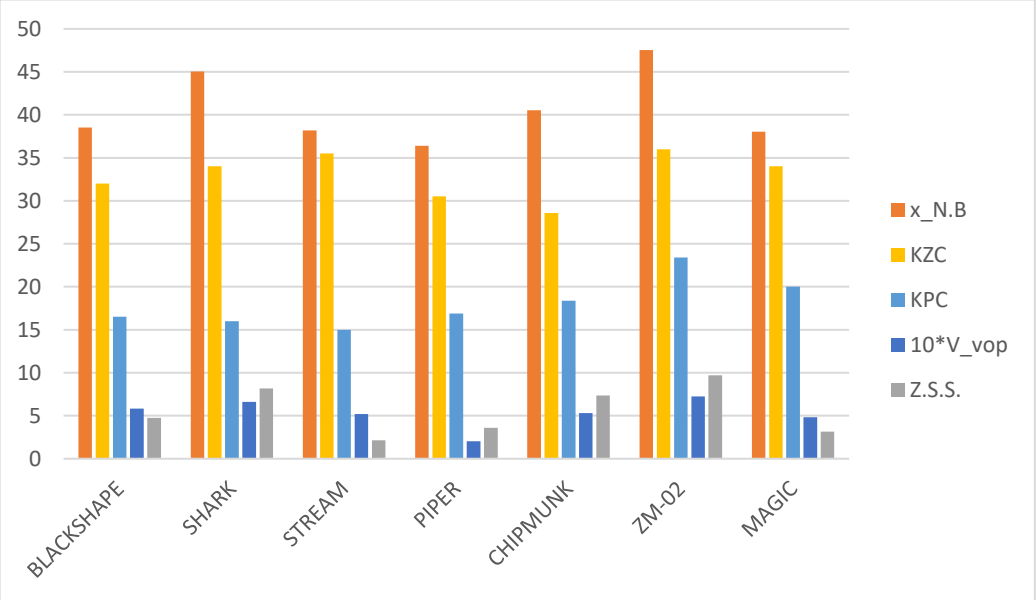
Pro všechny letouny uvedené v rešerši byla vypočtena zásoba statické stability. Vypočtené hodnoty jsou uvedeny v tabulce 8, tabulka také obsahuje mohutnosti VOP, polohy neutrálního bodu a polohy krajních centráží. Tyto hodnoty byly pro každý letoun vyneseny do grafu.

Z grafu na obr. 12 lze vidět, že letouny které se řídí v sólo osazení zezadu, mají větší ZSS než letouny, které se řídí v sólo osazení zepředu. Výjimkou je ale Piper, jehož zásoba statické stability je pouze 3,59. To je však způsobeno velmi malou mohutností VOP $V_{vop} = 0{,}205$. Lze tedy obecně říci, že platí předpoklad, že let v sólo osazení zezadu je výhodnější z pohledu zásoby statické stability. Zajímavostí je, že letoun Shark aero má poměrně velkou ZSS, její hodnota je 8,17. Hodnota je takto velká, protože pro rešerši byly brány hodnoty centráží letounu ještě pro starý předpis, který stanovoval požadavek

na menší hmotnost posádky. Obecně lze také říci že ZSS je větší s rostoucí mohutností VOP a s rostoucí vzdáleností neutrálního bodu směrem k ocasu, to také na první pohled vyplývá z rovnic pro výpočet zásoby statické stability či posunu NB vlivem VOP.

Tabulka 8: ZSS

	V_vop	x_N.B	Z.S.S.	KZC	KPC
BLACKSHAPE	0,582	38,53	4,73	32,0	16,5
SHARK	0,661	45,04	8,17	34,0	16,0
STREAM	0,521	38,17	2,15	35,5	15,0
PIPER	0,205	36,38	3,59	30,5	16,9
CHIPMUNK	0,532	40,55	7,37	28,6	18,4
MODEL B	0,723	47,54	9,70	36,0	23,4
MAGIC	0,482	38,04	3,15	34,0	20,0

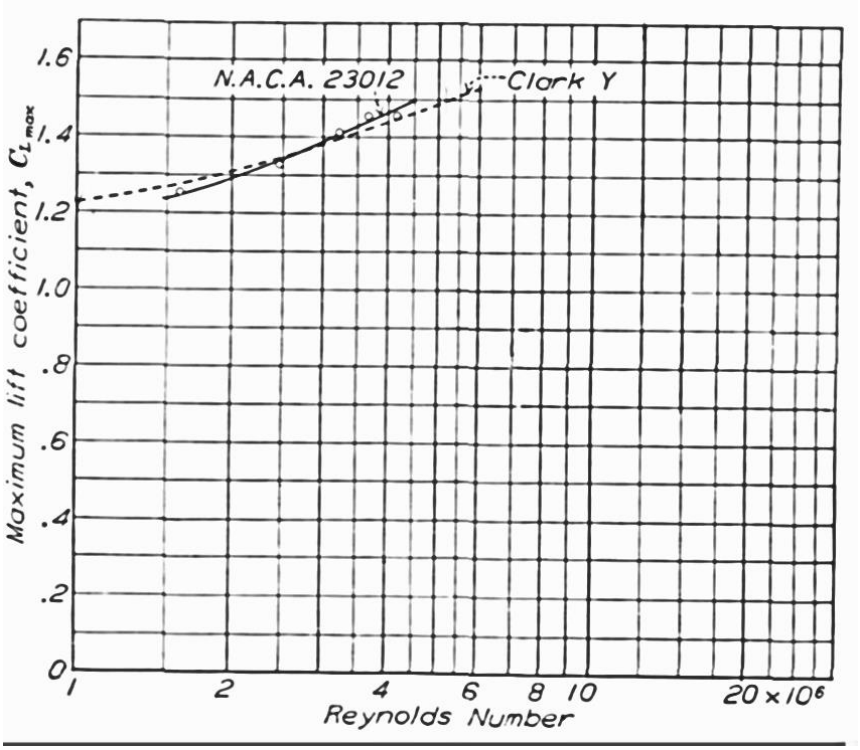


Obrázek 12: Graf rešerše statické stability jednotlivých letounů

3 NÁVRH ZÁKLADNÍ GEOMETRIE

3.1 NÁVRH KŘÍDLA

Pro křídlo byl zvolen profil NACA 23012 a pro tento profil byla odečtena závislost maximálního součinitele vztlaku na Re z tunelových měření z grafu na obr. 13.



Obrázek 13: Graf součinitele vztlaku na Re pro profil NACA 23012 [16]

Minimální pádová rychlost s vysunutými vztlakovými klapkami byla dle předpisu UL-2/2019 zvolena 83 km/h. Pro tuto rychlost a odhadnutou střední aerodynamickou tětivu b_{SAT} = 1,35 m bylo spočteno Reynoldsovo číslo.

$$Re = 6900 \cdot b_{SAT} \cdot v_{S0} = 6900 \cdot 1{,}35 \cdot 83 = 2{,}147 \cdot 10^6 \quad (12)$$

Pro spočtené Reynoldsovo číslo byl dle vztahu získaného odečtením hodnot z grafu stanoven maximální součinitel vztlaku c_{LmaxRe} = 1,206. Maximální součinitel vztlaku je nutné korigovat na zvolený půdorys a případné kroucení. Křídlo bylo zvoleno nekroucené lichoběžníkové, pro které je součinitel zohledňující ztrátu vztlaku způsobenou geometrií křídla K= 0,95. Následně lze přepočítat max. součinitel vztlaku:

$$c_{L_{maxw}} = \frac{c_{L_{max}}(0) + c_{L_{max}}(1)}{2} K = \frac{1{,}206 + 1{,}206}{2} \cdot 0{,}95 = 1{,}145 \quad (13)$$

Pro odhad plochy křídla je nutné odhadnout přírůstek c_{Lmax} od výchylky klapek. Byla zvolena jednoduchá odštěpná klapka, pro kterou je součinitel zvýšení vztlaku k = 1,1. Hodnota poměrného rozpětí klapky byla dle statistiky zvolena $\frac{l_{kl}}{l} = 0{,}55$. Přírůstek součinitele vztlaku od klapky a max. souč. vztlaku s vychýlenou klapkou jsou tedy:

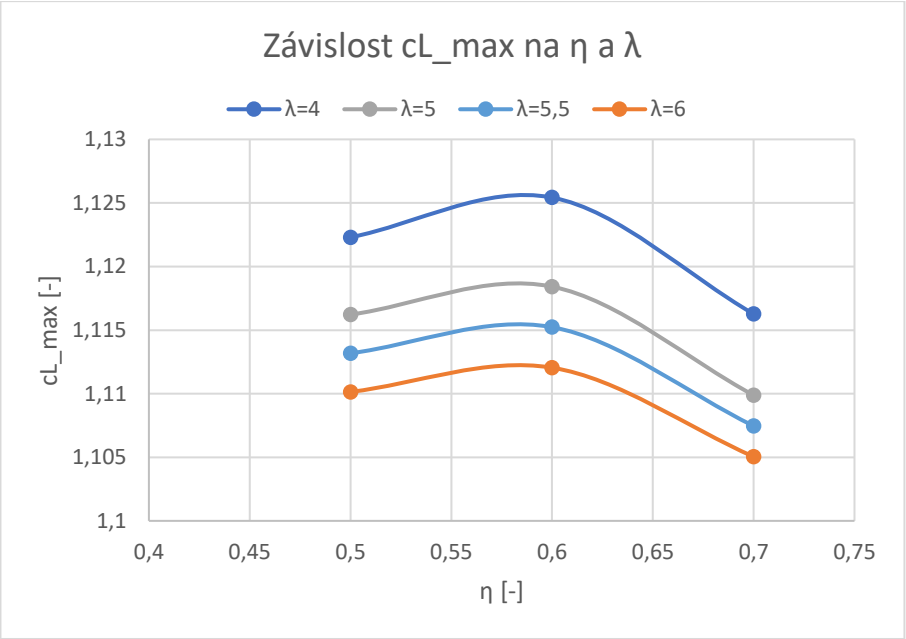
$$\Delta c_L = k\frac{l_{kl}}{l} = 1{,}1 \cdot 0{,}55 = 0{,}605 \tag{14}$$

$$c_{L_{maxKL}} = \ c_{L_{maxw}} + \Delta C_L = 1{,}145 \ + 0{,}605 = 1{,}750 \tag{15}$$

Ze silové rovnováhy mezi vztlakem a tíhou vychází rovnice pro stanovení potřebné plochy křídla:

$$S = \frac{MTOW \cdot \ g}{\frac{1}{2}\rho \, V s_0^2 c_{L_{maxKL}}} = \frac{600 \cdot 9{,}81}{\frac{1}{2} \cdot 1{,}225 \cdot \left(\frac{83}{3{,}6}\right)^2 \cdot 1{,}750} = 9{,}809 \, m^2 \tag{16}$$

Požadavek byl navrhnout nekroucené lichoběžníkové křídlo, to je u lichoběžníkových křídel málo běžné. U půdorysu křídla ve tvaru lichoběžníku dochází k prvnímu odtržení proudnic v koncové části křídla, tedy v oblasti křidélek a letoun se pak stává neřiditelným. Pro odhadnutou plochu křídla bylo provedeno zpřesnění odhadu c_{Lmax} na základě rozložení vztlaku. Pomocí programu Glauert byla získána data, z kterých byl sestrojen graf závislosti maximálního součinitele vztlaku na zúžení a štíhlosti křídla. Ze závislosti součinitele vztlaku na kombinaci štíhlostí a zúžení křídla vychází kombinace $\lambda = 4$ a $\eta = 0{,}6$, jako nejvýhodnější s ohledem na maximální součinitel vztlaku. Jelikož ale nižší štíhlost křídla způsobuje nárust indukovaného odporu, byl zvolen kompromis mezi statistikou a výpočty a byla vybrána kombinace $\lambda = 5{,}5$ a $\eta = 0{,}6$. Následně byl zjištěn i bod počátečního odtržení proudnic, který se pro vybranou kombinaci štíhlosti a zúžení nachází v 50,92 procentech rozpětí, tedy mimo oblast křidélek.



Obrázek 14: Graf závislosti λ a η na maximálním součiniteli vztlaku

Pro známé zúžení a štíhlost křídla byly dále spočteny kořenová hloubka křídla, koncová hloubka křídla a rozpětí:

$$b_0 = \frac{2 \cdot S}{\lambda \cdot (1+\eta)} = \frac{2 \cdot 9{,}809}{5{,}5 \cdot (1+0{,}6)} = 1{,}669\ m \tag{17}$$

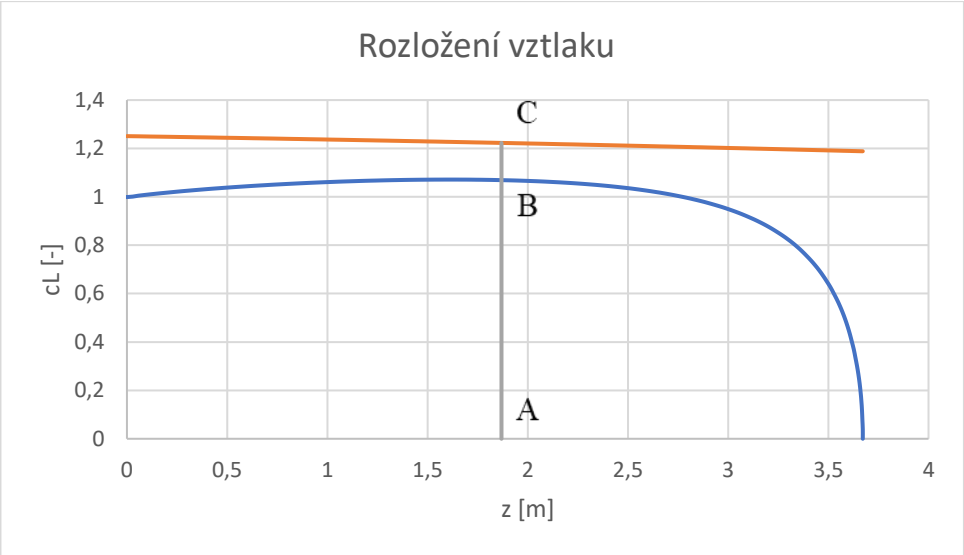
$$b_k = \eta \cdot b_0 = 0{,}6 \cdot 2{,}03 = 1{,}002\ m \tag{18}$$

$$l = \sqrt{\lambda \cdot S} = \sqrt{5{,}5 \cdot 9{,}809} = 7{,}345\ m \tag{19}$$

3.1.1 VÝPOČET MAXIMÁLNÍHO SOUČINITELE VZTLAKU PRO VYBRANÝ PŘÍPAD

Maximální součinitel vztlaku (oranžová přímka) je dán Reynoldsovým číslem (závisý na hloubce profilu v daném řezu). Modrá křivka udává rozložení místních součinitelů vztlaku na křídle. V grafu je nejdříve potřeba najít místo, ve kterém je vzdálenost mezi body B a C minimální. V tomto místě je maximální součinitel vztlaku křídla a spočítá se pomocí rovnice 20

$$c_{Lmax} = \frac{|AC|}{|AB|} = \frac{1{,}223}{1{,}068} = 1{,}145 \tag{20}$$



Obrázek 15:Odečet maximálního součinitele vztlaku

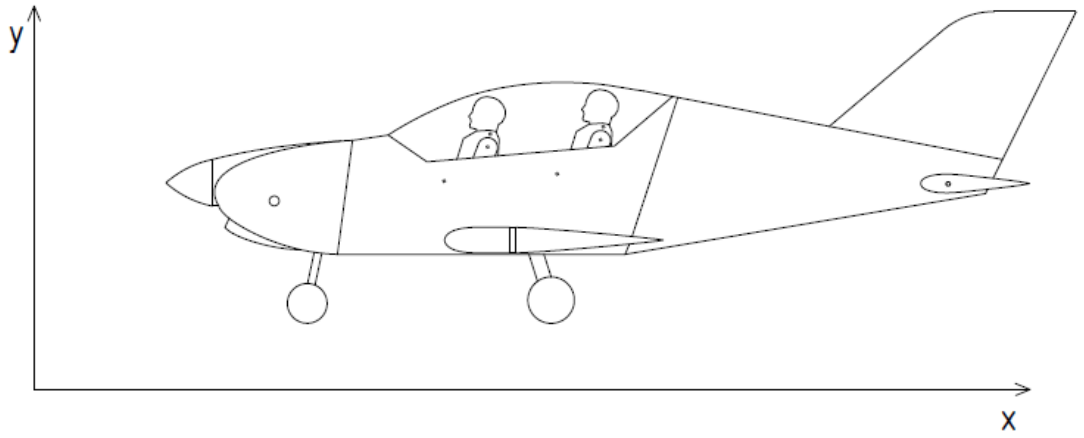
3.1.2 STANOVENÍ ÚHLŮ VZEPĚTÍ, NASTAVENÍ A ŠÍPU

Úhel šípu byl volen tak, aby hlavní nosník křídla procházel místem největší stavební výšky profilu, to je pro profil NACA 23012 29,8 % a zároveň aby byl hlavní nosník přímý. Úhel šípu křídla potom vychází: $\chi = 1{,}5°$, jelikož je velikost úhlu šípu malá, byla v následujících výpočtech zanedbána. Vzepětí křídla bylo zvoleno: $\psi = 4°$ a úhel nastavení křídla vůči trupu byl zvolen: $\varphi_{tr} = 2°$.

3.2 HMOTY

3.2.1 POLOHA TĚŽIŠTĚ

Pro určení polohy těžiště byl proveden návrh obrysu letounu a zvolen souřadnicový systém takový, že osa x je 0,5 m pod podvozkem a osa y je vzdálena 1 m před špičkou vrtulového kuželu. Poloha těžiště je závislá na celkovém hmotovém rozložení jednotlivých celků letounu jejichž hmotnost a poloha těžišť jsou uvedeny v tabulce 9. Na obrázku číslo 16 je zobrazena poloha letounu vůči souřadnicovému systému.



Obrázek 16:Muška letounu se souřadnicovým systémem

Tabulka 9: Rozložení hmot [23]

		m [% m_{EM}]	m [kg]	x [mm]	y [mm]
trup	kryt motoru	1,14	3,99	1959,00	1556
	střední část	7,40	25,90	3590,00	1438,00
	zadní část	4,40	15,40	5750,00	1597,00
překryt		3,18	11,13	3694,00	2071,00
křídlo	levé	14,85	51,98	3628,00	1143,00
	pravé	14,85	51,98	3628,00	1143,00
VOP	levá	1,60	5,60	6983,00	1552,00
	pravá	1,60	5,60	6983,00	1552,00
SOP		2,25	7,88	6866,00	2171,00
motor		24,00	84,00	1814,00	1423,00
motorové lože		1,88	6,58	2219,00	1568,00
vrtule		2,62	9,17	1256,00	1564,00
podvozek	hlavní levý	3,09	10,82	3538,00	824,00
	hlavní pravý	3,09	10,82	3538,00	824,00
	příďový	2,30	8,05	1778,00	817,00
řízení	křídlo	1,88	6,58	3952,00	1127,00
	ocasní plochy	1,51	5,29	5240,00	1338,00
kokpit	přední	1,34	4,69	3130,00	1385,00
	zadní	1,44	5,04	4095,00	1392,00
přístroje	přední	1,25	4,38	2645,00	1736,00
	zadní	0,97	3,40	3681,00	1794,00
baterie		3,36	11,76	2257,00	1176,00

Dosazením hodnot z tabulky 9 do rovnic níže jsou spočteny souřadnice těžiště prázdného letounu.

$$x_T = \frac{\sum_{i=1}^{n} m_i \cdot x_i}{\sum_{i=1}^{n} m_i} = 3282\ mm \rightarrow 18{,}36\ \%b_{SAT} \tag{21}$$

$$y_T = \frac{\sum_{i=1}^{n} m_i \cdot y_i}{\sum_{i=1}^{n} m_i} = 1339\ mm \tag{22}$$

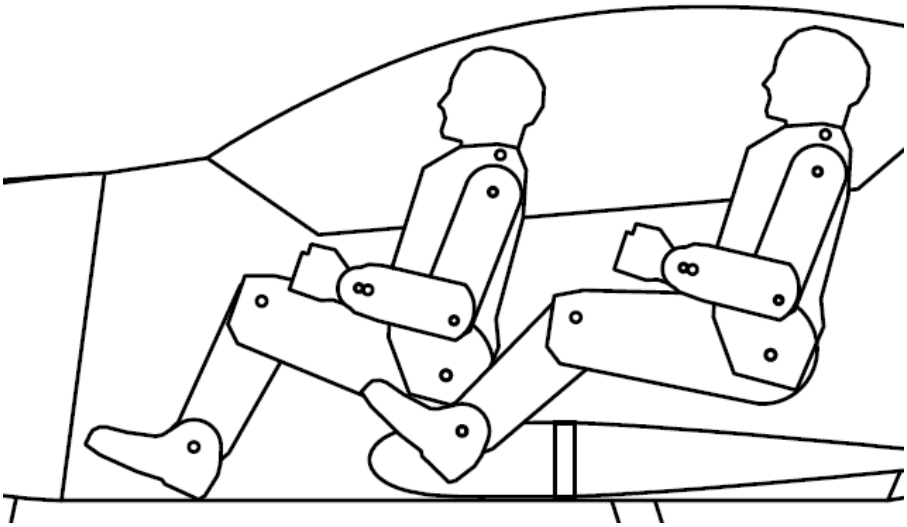
3.2.2 HMOTOVÁ OBÁLKA

Hmotová obálka vyjadřuje závislost hmotnosti m na poloze těžiště x_T jednotlivých hmotnostních konfiguracích. V těžišti prázdného letadla nejsou zahrnuty proměnné zátěže, které mají významný vliv na polohu těžiště. Jednotlivé kombinace těchto proměnných zátěží jsou uvedeny v tabulce 10.

Palivové nádrže jsou umístěny v náběžné hraně křídla, proto na polohu těžiště nemají významný vliv. Nejkritičtější, jak už bylo uvedeno v minulých kapitolách, jsou z pohledu změny polohy těžiště piloti. Bylo zvoleno, že se při letu v sólo obsazení se bude letoun řídit

z předního sedadla. Pro dosažení co nejmenšího rozdílu v poloze těžiště, když je letoun osazen oběma piloty nebo pouze jedním, je optimální uspořádat piloty co nejblíže k sobě. Při navržení vzdáleností pilotů od sebe byl také kladen jistý požadavek na komfort posádky, proto byla zvolena vzdálenost pilotů od sebe 850 mm. Dalším výrazným problémem byla poloha pilotů vzhledem k poloze křídla a motoru. Proto bylo zvoleno více variant, kde se posouvali piloti dopředu a dozadu a sledovala se výsledná zásoba stability. Z těchto variant pak byla vybrána poloha s největší zásobou. Křídlem prochází nosník v poloze 30% , který je připojen na centroplán a prochází skrz celý trup. Vzájemná poloha posádky a křídla musela být volena tak, aby nosník nepřekážel pilotům. Přední pilot byl tedy umístěn před hlavní nosník a druhý pilot sedí za nosníkem a nohy má přes něj, tato vzájemná poloha je zobrazena na obrázku 17

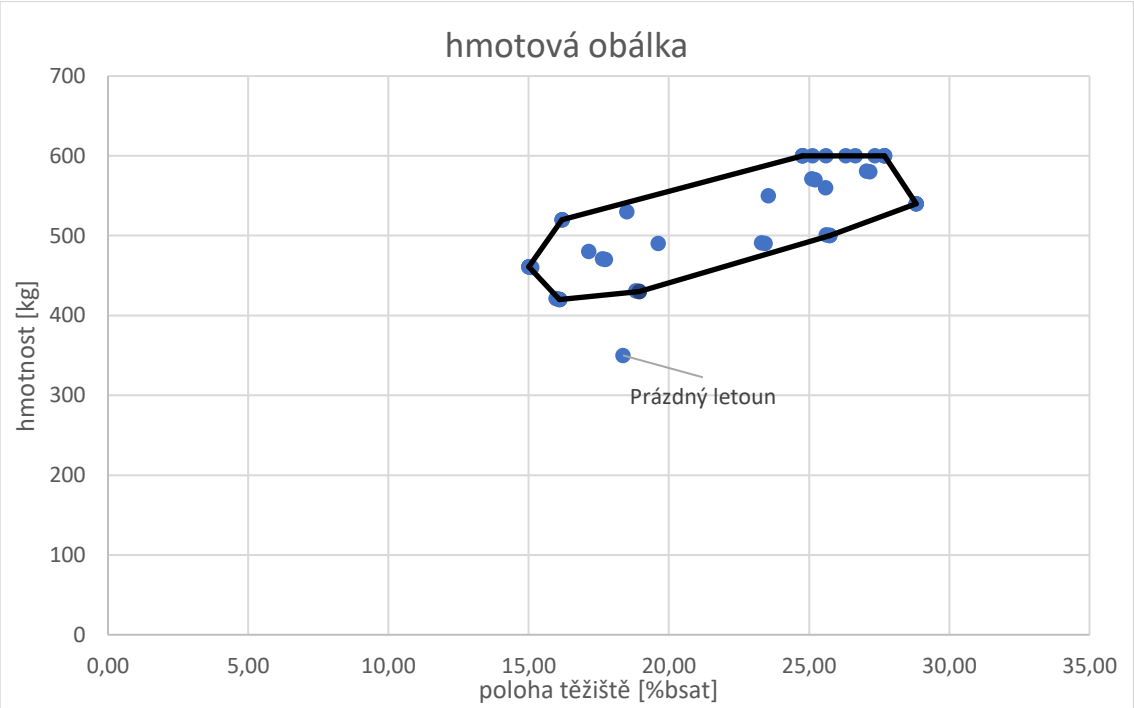
Výpočet polohy těžiště letounu byl stejný jako v předešlé kapitole, pouze do vzorce vstupují jednotlivé konfigurace s různými proměnnými hmotami. Polohy těžišť pro všechny možné konfigurace pak tvoří hmotovou obálku na obrázku 18.



Obrázek 17: Umístění posádky

Tabulka 10: Hmotové konfigurace

hmotnost [kg]	600	600	600	600	600	600	600	520	530	581	571	461	471	580	570	460
xt [mm]	3370	3374	3405	3410	3391	3381	3395	3253	3284	3401	3374	3237	3272	3402	3376	3238
xt [%bsat]	24,76	25,12	27,35	27,69	26,30	25,60	26,65	16,19	18,50	27,05	25,10	15,00	17,63	27,16	25,21	15,11
přední pilot [kg]	100	110	100	90	110	110	100	110	110	110	110	110	110	110	110	110
zadní pilot [kg]	100	110	110	110	100	90	100	0	0	110	110	0	0	110	110	0
levá nádrž [kg]	49	29	29	39	29	39	39	59	59	0	0	0	0	0	0	0
sběrná nádrž [kg]	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	0	0	0
zavazadla [kg]	0	0	10	10	10	10	10	0	10	10	0	0	10	10	0	0
hmotnost [kg]	470	560	550	480	490	501	491	421	431	500	490	420	430	540	350	
xt [mm]	3274	3381	3353	3266	3299	3381	3350	3250	3289	3383	3351	3251	3290	3425	3282	
xt [%bsat]	17,74	25,59	23,54	17,14	19,62	25,61	23,31	15,98	18,82	25,73	23,43	16,10	18,95	28,82	18,37	
přední pilot [kg]	110	70	70	70	70	70	70	70	70	70	70	70	70	70	0	
zadní pilot [kg]	0	70	70	0	0	70	70	0	0	70	70	0	0	110	0	
levá nádrž [kg]	0	59	59	59	59	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	
sběrná nádrž [kg]	0	1	1	1	1	1	1	1	1	0	0	0	0	0	0	
zavazadla [kg]	10	10	0	0	10	10	0	0	10	10	0	0	10	10	0	



Obrázek 18: Hmotová obálka

3.3 NEUTRÁLNÍ BOD

Až na posun neutrálního bodu vlivem trupu byl výpočet stejný, jako v kapitole 2.3.

3.3.1 KŘÍDLO

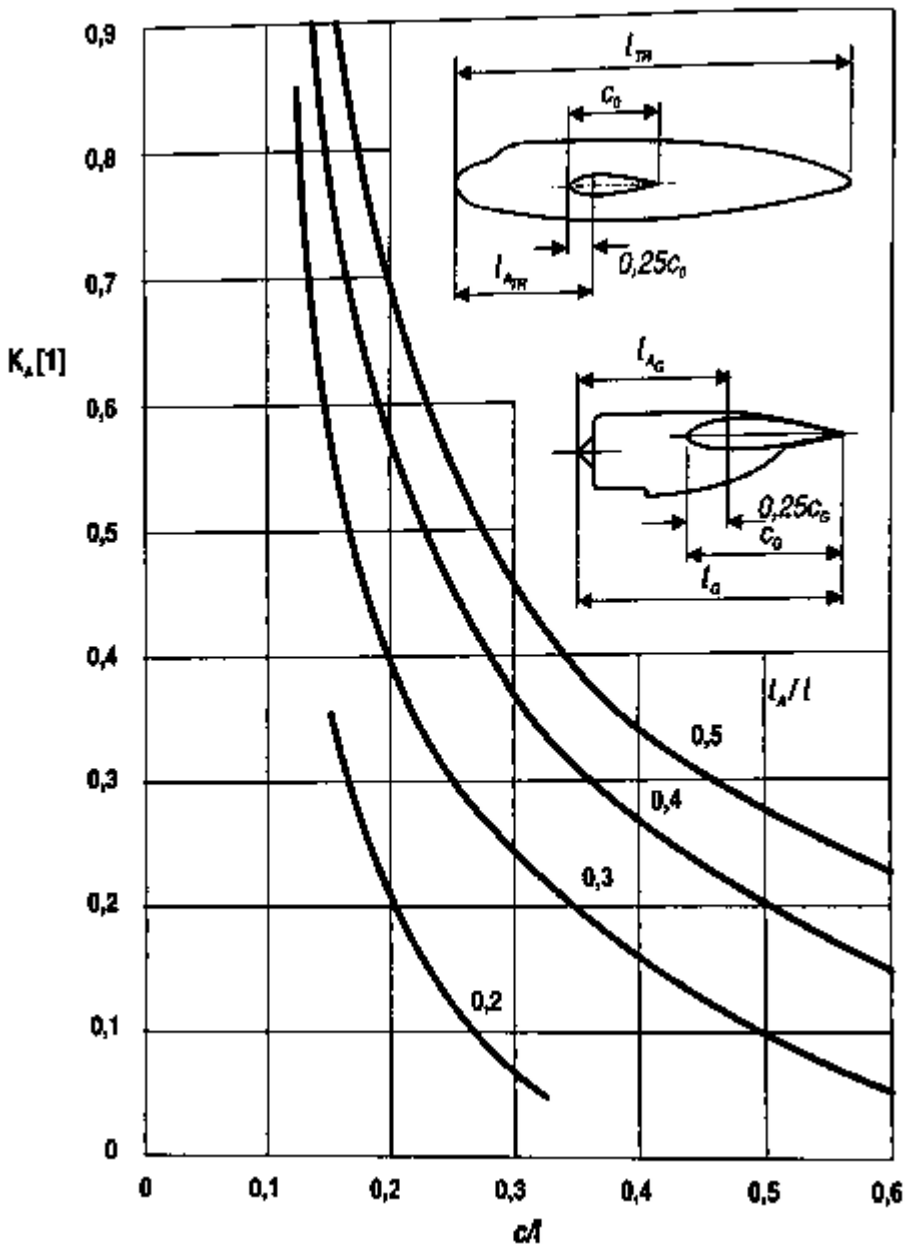
$$\mathrm{AS}_{KR} = 0{,}25 \cdot b_{SAT} = 0{,}25 \cdot 1{,}363 = 0{,}341\ m \tag{23}$$

3.3.2 TRUP

Jelikož byl letoun v prvotní fázi návrhu a předpokládalo se, že se jeho geometrie bude v průběhu návrhu měnit nebyla použita metoda dle Roskam. Posun neutrálního bodu vlivem trupu byl vypočten dle rovnice 24. [17]

$$\Delta\bar{x}_{NBtr} = -K_{tr} \cdot \frac{c_{tr}}{S} \cdot \frac{b_0^2}{b_{SAT}} \tag{24}$$

Kde K_{tr} je bezrozměrný faktor vyjadřující vliv trupu na polohu neutrálního bodu v závislosti na jeho geometrii a vzájemné polohy s křídlem. Faktor byl odečten z grafu na obr. 19 kde na ose x je poměr šířky trupu ku jeho délce $\frac{b_0}{l_{tr}}$ vypočtený pomocí rovnice 25 a křivky vyjadřují poměr vzdálenosti čtvrtinového bodu křídla od přídě trupu ku délce trupu $\frac{l_{ASTr}}{l_{tr}}$ vypočtený dle rovnice 26. Pro dolnoplošné uspořádání je nutné tento faktor zvýšit o 5%.



Obrázek 19: Vliv trupu na polohu NB [17]

$$\frac{b_0}{l_{tr}} = \frac{1{,}669}{6{,}3} = 0{,}265 \tag{25}$$

$$\frac{l_{AStr}}{l_{tr}} = \frac{2{,}5}{6{,}3} = 0{,}397 \tag{26}$$

Posun neutrálního bodu trupu:

$$\Delta\bar{x}_{NBtr} = -1{,}05 \cdot 4{,}33 \cdot \frac{0{,}8}{9{,}809} \cdot \frac{1{,}669^2}{1{,}363} \cdot 100 = -7{,}580\ \%b_{SAT} \tag{27}$$

3.3.3 VOP

Posun NB vlivem VOP byl spočten stejně jako v kapitole 2.3.3. Pro výpočet posuvu NB vlivem VOP musely být nejdříve stanoveny rozměry VOP. Plocha VOP byla zvolena 2 m^2 , rameno VOP L_{VOP} = 3,4 m, mohutnost VOP pak vychází V_{VOP} = 0,508.

$$\frac{d\varepsilon}{dc_L} = \frac{46{,}2}{\lambda} \cdot X_1 \cdot X_2 \cdot X_3 = \frac{46{,}2}{5{,}5} \cdot 0{,}8 \cdot 1{,}04 \cdot 0{,}86 = 6{,}3° \rightarrow 0{,}110\ rad \tag{28}$$

$$c_L^\alpha = \frac{2 \cdot \pi}{\lambda + 2} \cdot \lambda = \frac{2 \cdot \pi}{5{,}5 + 2} \cdot 5{,}5 = 4{,}608 \frac{1}{rad} \tag{29}$$

$$1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} = 1 - \frac{d\varepsilon}{dc_L} \cdot c_{L\alpha w} = 1 - 0{,}110 \cdot 4{,}608 = 0{,}492 \tag{30}$$

$$c_{L\,VOP}^\alpha = \frac{2 \cdot \pi}{1 + \frac{3}{\lambda_{VOP} \cdot \cos \chi_{VOP}}} = \frac{2 \cdot \pi}{1 + \frac{3}{4{,}2 \cdot \cos 0}} = 3{,}667\ 1/rad \tag{31}$$

$$c_{L\,C}^\alpha = c_L^\alpha + c_{L\,VOP}^\alpha \cdot k_{VOP} \frac{S_{VOP}}{S} \cdot \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) = 4{,}608 + 3{,}667 \cdot 0{,}93 \frac{2}{9{,}809} \cdot 0{,}492 = 4{,}950\ 1/rad \tag{32}$$

$$\Delta x_{NB\,VOP} = k_{VOP} \cdot V_{VOP} \cdot \frac{c_{L\,VOP}^\alpha}{c_{L\,C}^\alpha} \cdot \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) \cdot 100 = 0{,}93 \cdot 0{,}508 \cdot \frac{3{,}667}{4{,}950} \cdot 0{,}492 = 17{,}254\ \%b_{SAT} \tag{33}$$

3.3.4 VÝSLEDNÁ POLOHA NB

$$\Delta\bar{x}_{NB} = \Delta\bar{x}_{NBkř} + \Delta\bar{x}_{NBtr} + \Delta\bar{x}_{VOP} = 25 - 7{,}58 + 17{,}254 = 34{,}675\ \%b_{SAT} \tag{34}$$

3.4 ZÁSOBA STATICKÉ STABILITY PRO KRAJNÍ ZADNÍ CENTRÁŽ

$$\frac{\left(\Delta\bar{x}_{NB} - x_{CG_{zadní\ centráž}}\right)}{b_{SAT}} = \frac{(34{,}675 - 28{,}819)}{1{,}363} = 4{,}295 \tag{35}$$

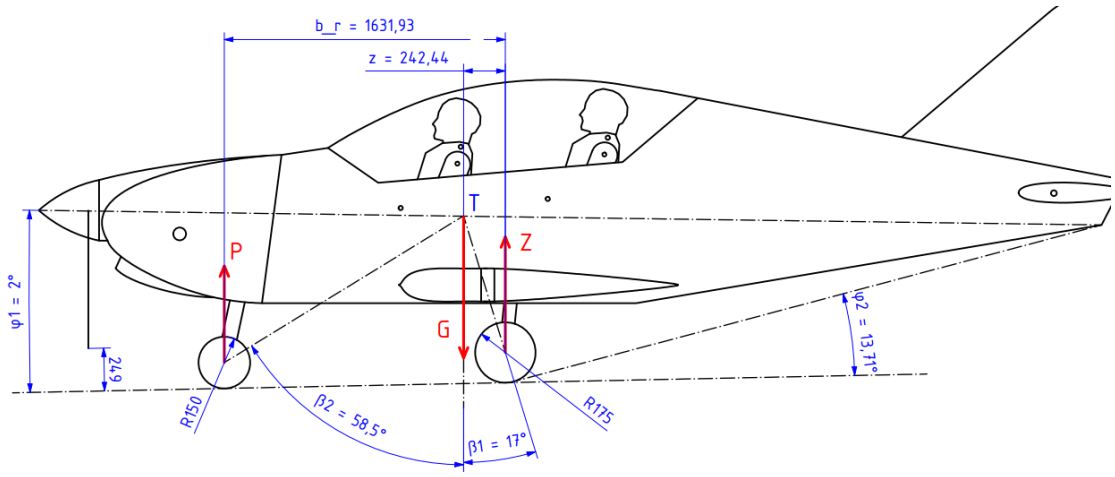
3.5 NÁVRH PODVOZKU

Podvozek byl zvolen pevný obrácený tricykl. Tato varianta uspořádání podvozku je v současné době nejpoužívanější, a to hlavně díky své stabilitě. Při přistání s vybočením, díky působení třecích a setrvačných sil je generován vratný moment, který letoun směrově stabilizuje, na rozdíl od normálního tricyklu, kde je moment destabilizující. Schéma podvozku se zakótovanými důležitými rozměry je zobrazeno na obr. 20. Světlá výška mezi vrtulí a zemí byla stanovena 249 mm. Příďové kolo má průměr 300 mm a kola hlavního podvozku průměr 350 mm.

Pro příďový podvozek musela být plněna podmínka, že úhel β_1 je větší než úhel φ_2, tedy $17° > 13{,}71°$. Další podmínka pro příďový podvozek, která musela být splněna byla taková, že na příďovém podvozku musí být maximální statické zatížená 8 až 15 procent maximální vzletové hmotnosti. Průkaz splnění této podmínky je uveden v rovnicích 36 a 37 které vychází ze silové a momentové rovnováhy z obr. 20.

$$P \cdot b_r - G \cdot z = 0 \tag{36}$$

$$P = \frac{MTOW \cdot g \cdot z}{b_r} = \frac{600 \cdot 9{,}81 \cdot 0{,}242}{1{,}632} = 872{,}267\ N$$
$$= 14{,}82\ \%MTOW \in (8 \div 15)\%MTOW \tag{37}$$



Obrázek 20: Zatížení podvozku

Uložení přední nohy bylo realizováno přichycením na požární přepážku a s trupem svírá úhel 11,5°. Hlavní noha je přichycena k trupu a svírá s ním úhel 3°. Rozchod kol byl zvolen 1,65 m.

4 AERODYNAMICKÉ CHARAKTERISTIKY

4.1 VZTLAKOVÁ ČÁRA KŘÍDLA

Pro konstrukci vztlakové čáry je nutný přepočet profilových charakteristik na parametry křídla. Jelikož je křídlo nekroucené, tak pro úhel nulového vztlaku křídla α_{0w} je možné použít hodnotu nulového vztlaku profilu, který je pro profil NACA 23012: $\alpha_0 = -1{,}2°$. Dále bylo nutné vypočítat stoupání vztlakové čáry C_{Lw}^{α} .

$$c_{Lw}^{\alpha} = \frac{2\pi\lambda}{2 + \sqrt{\frac{\lambda^2\beta^2}{k^2}\left(1 + \frac{\tan(\Lambda^2)}{\beta^2} + 4\right)}} \left[\frac{1}{rad}\right] \tag{38}$$

Kde

$$\beta = \sqrt{1 - M^2} = \sqrt{1 - 0{,}1879^2} = 0{,}982 \tag{39}$$

$$k = \frac{c_l^{\alpha}}{2\,\pi\,\beta} = \frac{5{,}78}{2\,\pi\,0{,}992} = 0{,}938 \tag{40}$$

Potom

$$c_{Lw}^{\alpha} = \frac{2\pi \cdot 5{,}5}{2 + \sqrt{\frac{5{,}5^2 \cdot 0{,}938^2}{0{,}941^2}\left(1 + \frac{\mathrm{tg}(1{,}5^2)}{0{,}998^2} + 4\right)}} = 4{,}266\ 1/rad \tag{41}$$

Dále byla sestrojena lineární část vztlakové čáry, kde pro součinitel vztlaku platí rovnice:

$$c_L = c_{Lw}^{\alpha}\,(\alpha\ - \alpha_0\,) \tag{42}$$

Kritický úhel náběhu byl určen odhadem, a to tak, že se připočetly 2° pro kritický úhel náběhu odpovídající lineárnímu průběhu.

Obrázek 21: Vztlaková čára křídla

4.2 VZTLAKOVÁ ČÁRA KŘÍDLA S VYCHÝLENÝMI KLAPKAMI

Byla zvolena odštěpná klapka, a to hlavně kvůli své technologické jednoduchosti. Zároveň ale generuje vyšší vztlak než jednoduchá klapka díky tomu, že nedeformuje horní část profilu. Tím, že mění pouze zakřivení profilu a nezvyšuje jeho hloubku, generuje i poměrně malý klopivý moment. Bylo zapotřebí navrhnout velikost klapy a její výchylku tak, aby pádová rychlost letounu nebyla větší než hodnota uváděná v předpisu, tedy $v_{SF} \leq 83\ km/h$

4.2.1 PROFIL

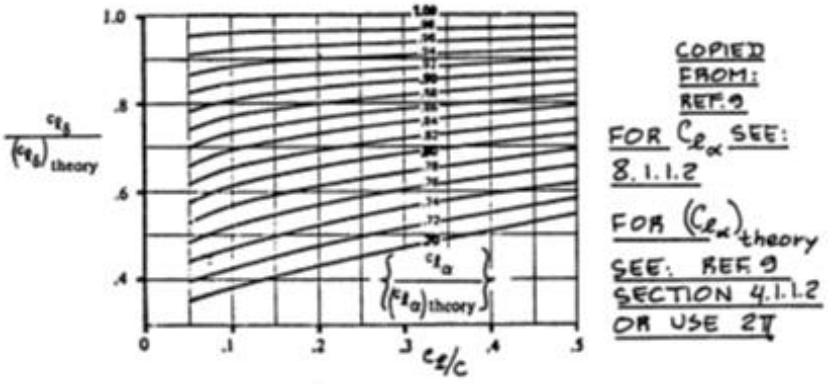
Pro konstrukci vztlakové čáry bylo zapotřebí stanovit přírůstek vztlaku vlivem výchylky (posun vztlakové čáry) Δc_l, přírůstek maximálního součinitele vztlaku Δc_{lmax} a stoupání vztlakové čáry profilu s vychýlenými klapkami cl^{α}_{δ}.

4.2.1.1 Přírůstek součinitele vztlaku

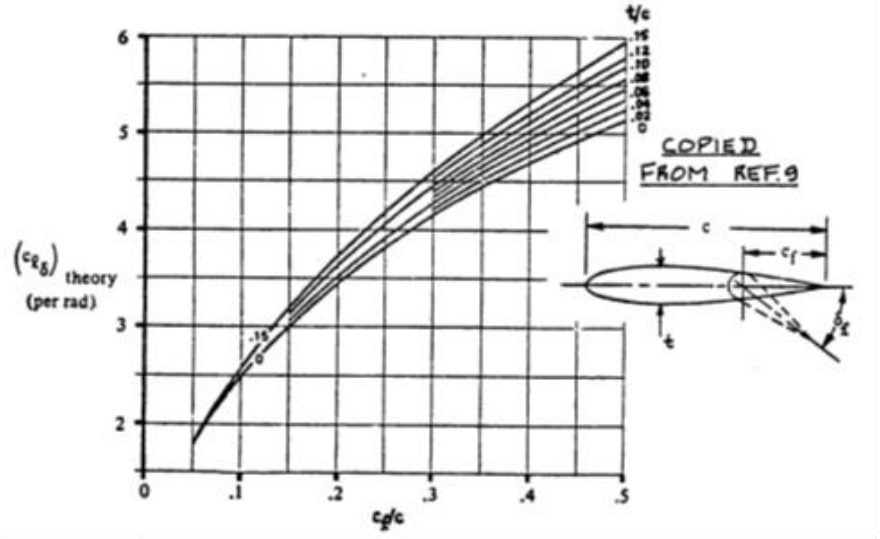
Na základě rovnice 43 byl vypočten přírůstek vztlaku vlivem výchylky klapek. Poměrná hloubka klapky byla dle statistiky zvolena: $c_f/c = 0{,}3$, poměrná tloušťka profilu t/c je 12% poměr hloubky profilu s vychýlenou a nevychýlenou klapku je pro odštěpnou klapku: $c'/c = 1$ a výchylka klapky byla zvolena: $\delta_f = 50°$.

Hodnota $c_{L\delta th}$ byla určena z grafu na obr. 23. Hodnota $\frac{c_{L\delta}}{c_{L\delta th}}$ byla určena z grafu na obr. 22 a hodnota k´ z grafu na obrázku 24.

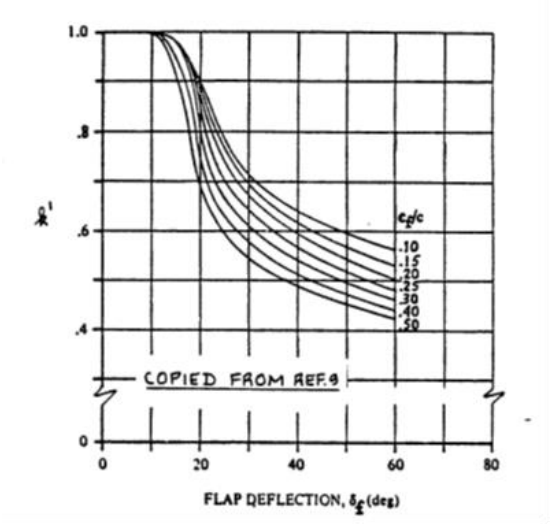
$$\Delta c_l = c_{L\delta th}\, k' \, \frac{c_{L\delta}}{c_{L\delta th}} \delta_f \tag{43}$$



Obrázek 22: Odečet $c_{L\delta}/c_{L\delta th}$ [14]



Obrázek 23:Odečet $c_{L\delta th}$ [14]



Obrázek 24: Odečet k´ [14]

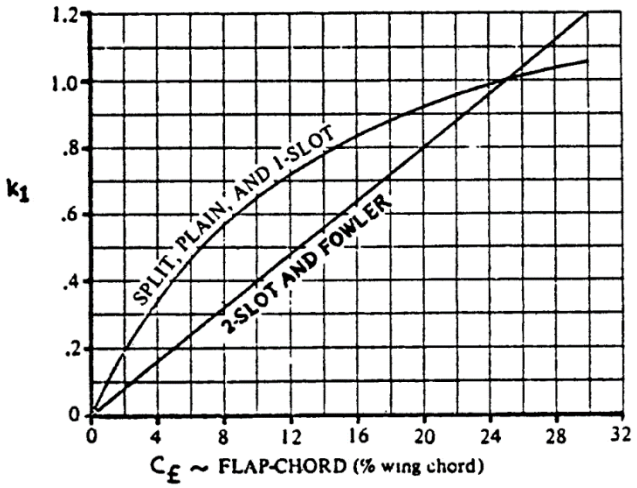
Po odečtení hodnot z grafů byl spočten přírůstek součinitele vztlaku Δc_l:

$$\Delta c_{l\delta} = c_{l\delta th}\, k' \frac{c_{L\delta}}{c_{L\delta th}} \delta_f = 4{,}5 \cdot\ 0{,}46\ \cdot 0{,}87 \cdot 50 \frac{\pi}{180} = 1{,}572 \tag{44}$$

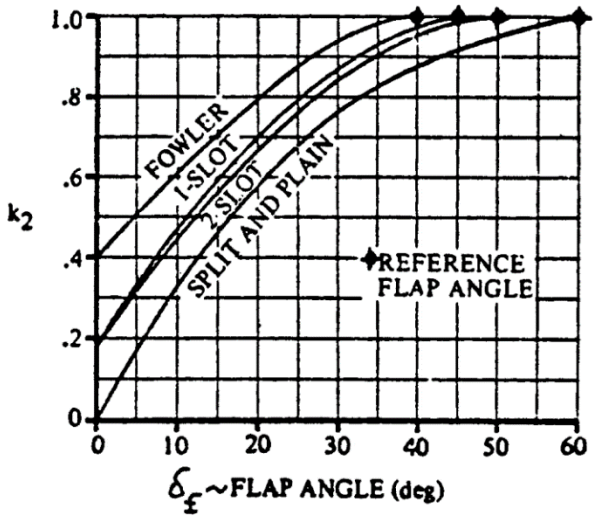
4.2.1.2 Přírůstek maximálního součinitele vztlaku

Přírůstek maximálního součinitele vztlaku se spočítá dle rovnice 45. Hodnoty k_1, k_2, k_3a $(\Delta c_{lmax})_{base}$ byly odečteny z grafů níže.

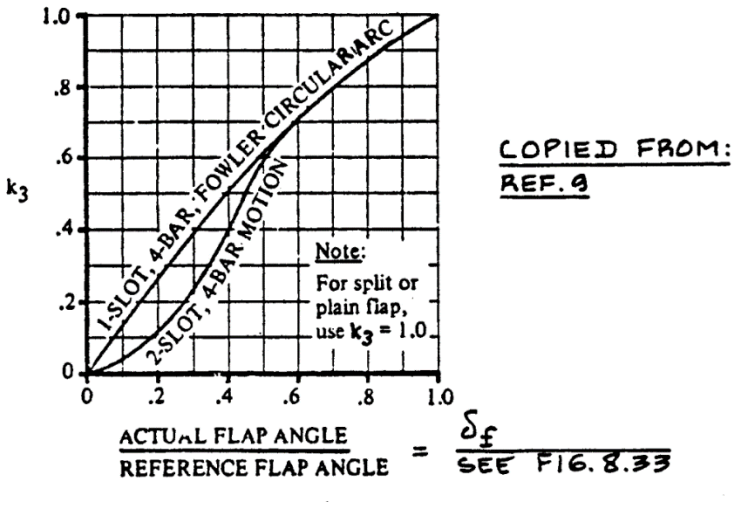
$$\Delta c_{l\delta max} = k_1 k_2 k_3 (\Delta c_{lmax})_{base} \tag{45}$$



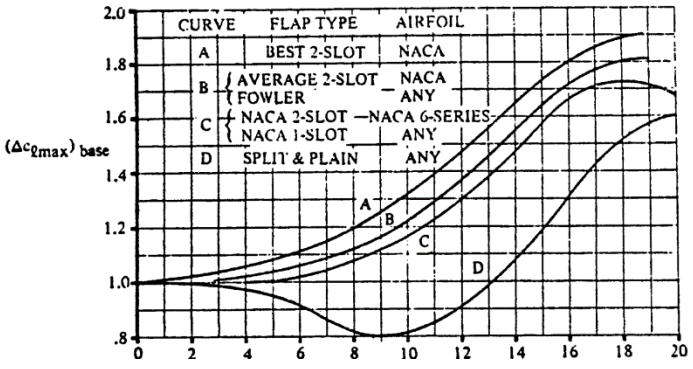
Obrázek 25: Graf pro odečet součinitele k1 [14]



Obrázek 26: Graf pro odečet součinitele k2 [14]



Obrázek 27: Graf pro odečet součinitele k3 [14]



Obrázek 28: Graf pro odečet součinitele $\Delta c_{lmaxbase}$ [14]

Po odečtení hodnot z grafů byl spočten přírůstek maximálního součinitele vztlaku $\Delta c_{l\delta max}$. I přes to, že má odštěpná klapka větší účinnost než klapka normální, tak v grafech, z kterých byly odčítány součinitele k_1, k_2, k_3 její větší účinnost není zohledněna. Přírůstek maximálního součinitele vztlaku odštěpné klapky oproti klapce normální byl odečten z grafu z tunelového měření na obr 29. Pro výchylku odštěpné klapky 50° je maximální součinitel vztlaku odštěpné klapky větší o 0,21. Tato hodnota byla přičtena k přírůstku maximálního součinitele vztlaku v rovnici 46,

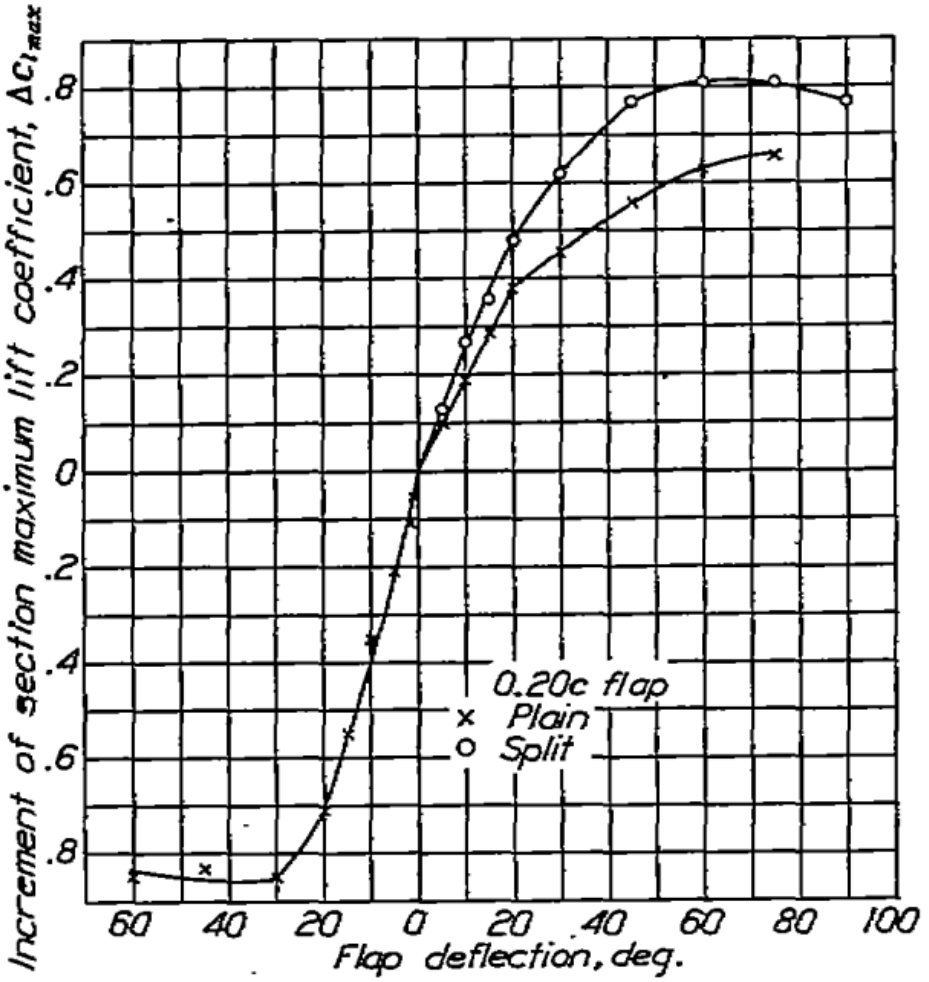


FIGURE 10.—Variation with flap deflection of the increment of section maximum lift coefficient caused by 0.20c plain and split flaps on the N. A. C. A. 23012 airfoil.

Obrázek 29: Přírůstek maximálního vztlaku odštěpné klapky [18]

$$\Delta c_{l\delta max} = 1{,}06 \cdot 0{,}96 \cdot 1 \cdot 0{,}922 + 0{,}21 = 1{,}150 \tag{46}$$

Jelikož je poměr hloubky profilu s vychýlenou a s nevychýlenou odštěpnou klapkou roven 1, tak stoupání vztlakové čáry je stejné, jako čistého profilu:

$$c_{l\delta}^{\alpha} = \frac{c'}{c} \cdot c_L^{\alpha} = 5{,}787\ 1/rad \tag{47}$$

4.2.2 KŘÍDLO

Princip sestavení vztlakové čáry pro křídlo s vysunutými klapkami je stejný, jako u profilu. Pro konstrukci vztlakové čáry je tedy potřeba stanovit přírůstek součinitele vztlaku vlivem výchylky, přírůstek maximálního součinitele vztlaku a stoupání vztlakové čáry.

4.2.2.1 Přírůstek vztlaku

Přírůstek vztlaku vlivem výchylky se vypočte dle rovnice:

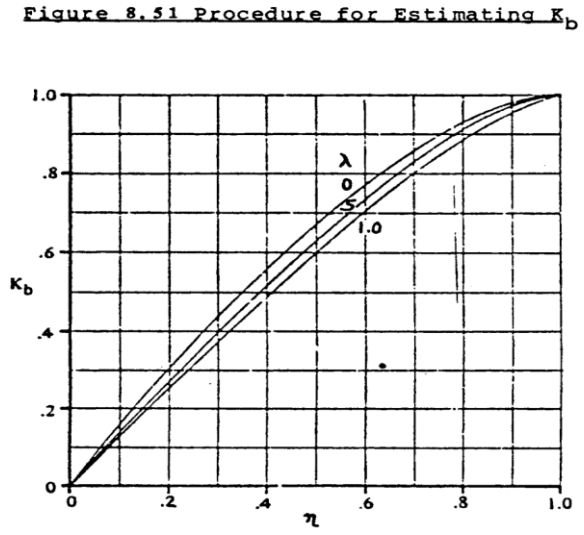
$$\Delta c_{LW_\delta} = K_b(\Delta c_{l\delta})\frac{c_{Lw}^{\alpha}}{c_L^{\alpha}}\frac{(\alpha_\delta)_{CL}}{(\alpha_\delta)_{cl}} \tag{48}$$

Pro stanovení vlivu polohy klapky po rozpětí je potřeba stanovit bezrozměrnou polohu kořene klapky η_i a bezrozměrnou polohu konce klapky η_o.Bylo zvoleno umístění klapek na křídle ve vzdálenosti (0,470-2,489) m od osy trupu a spočteny jejich bezrozměrné polohy.

$$\eta_i = \frac{zi}{\frac{l}{2}} = \frac{0{,}47}{\frac{7{,}345}{2}} = 0{,}128 \tag{49}$$

$$\eta_o = \frac{zo}{\frac{l}{2}} = \frac{2{,}5}{\frac{7{,}345}{2}} = 0{,}681 \tag{50}$$

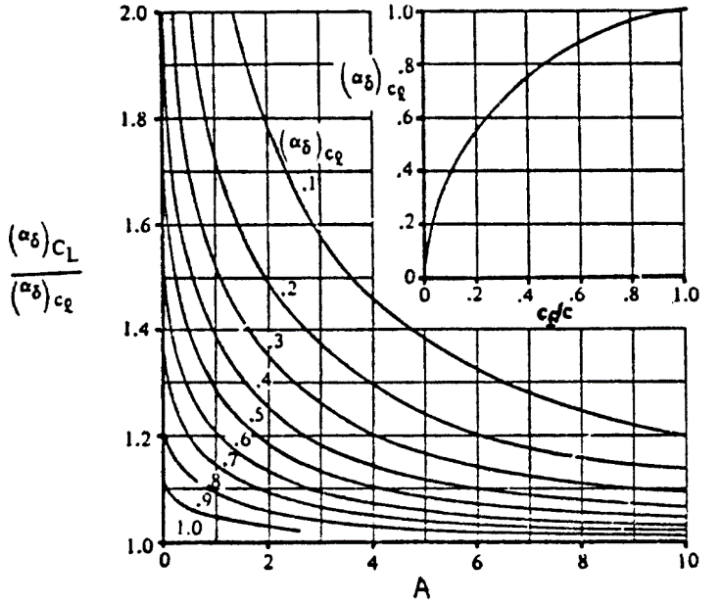
Z grafu na obr. 30 byly odečteny součinitele vlivu polohy klapky po rozpětí pro polohu kořene klapky $K_{bi} = 0{,}17$ a pro polohu konce klapky $K_{b0} = 0{,}82$. Výsledný vliv polohy klapky byl určen dle rovnice 51.



Obrázek 30: Vliv polohy klapky po rozpětí [14]

$$K_b = K_{b0} - K_{bi} = 0{,}82 - 0{,}17 = 0{,}65 \tag{51}$$

Dále byl stanoven poměr dvourozměrné a trojrozměrné účinnosti klapky $\frac{(\alpha_\delta)_{c_L}}{(\alpha_\delta)_{c_l}}$. Tento poměr byl odečten z grafu na obr. 31. Nejdříve byla odečtena dvourozměrná účinnost klapky $(\alpha_\delta)_{c_l}$, z grafu závislosti dvourozměrné účinnosti klapky $(\alpha_\delta)_{c_l}$ na poměrné hloubce klapky $\frac{c_f}{c}$, pro ni pak byl odečten poměr dvourozměrné a trojrozměrné klapky $\frac{(\alpha_\delta)_{c_L}}{(\alpha_\delta)_{c_l}}$ z druhého grafu na obrázku. Z odečtených hodnot byl vypočten přírůstek vztlaku křídla vlivem vychýlení klapek Δc_{Lw} na základě rovnice 52.



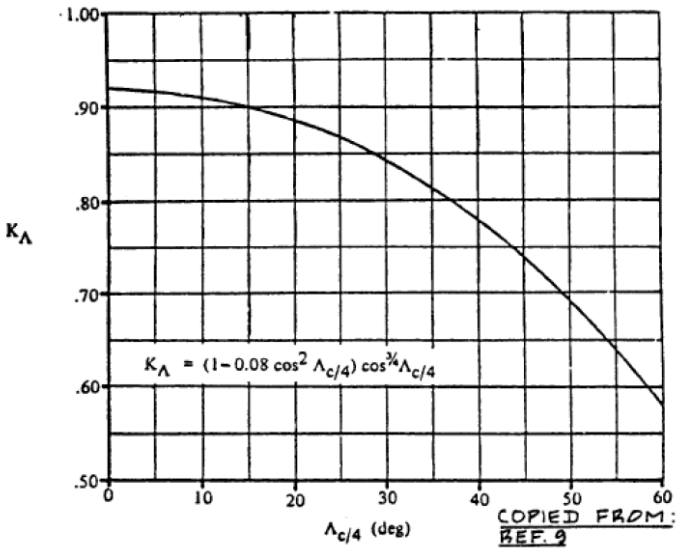
Obrázek 31: Poměr dvourozměrné a třírozměrné klapky [14]

$$\Delta c_{LW\delta} = 0{,}6 \cdot 1{,}572 \cdot \frac{4{,}266}{5{,}787} \cdot 1{,}05 = 0{,}791 \tag{52}$$

4.2.2.2 Přírůstek maximálního součinitele vztlaku

Přírůstek maximálního součinitele vztlaku se vypočítá dle rovnice 53, kde určení plochy křídla s klapkou S_{WF} je zobrazeno na obr. 33. Z grafu na obr. 32 byl odečten vliv půdorysu křídla na maximální součinitel vztlaku.

$$\Delta c_{LW\delta max} = \Delta c_{l\delta max} \frac{S_{WF}}{S} K_A = 1{,}150 \cdot \frac{6{,}321}{9{,}809} \cdot 0{,}943 = 0{,}610 \tag{53}$$



Obrázek 32: Vliv půdorysu křídla [14]

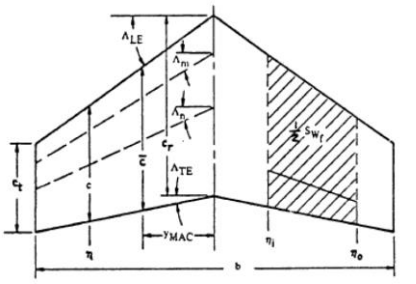


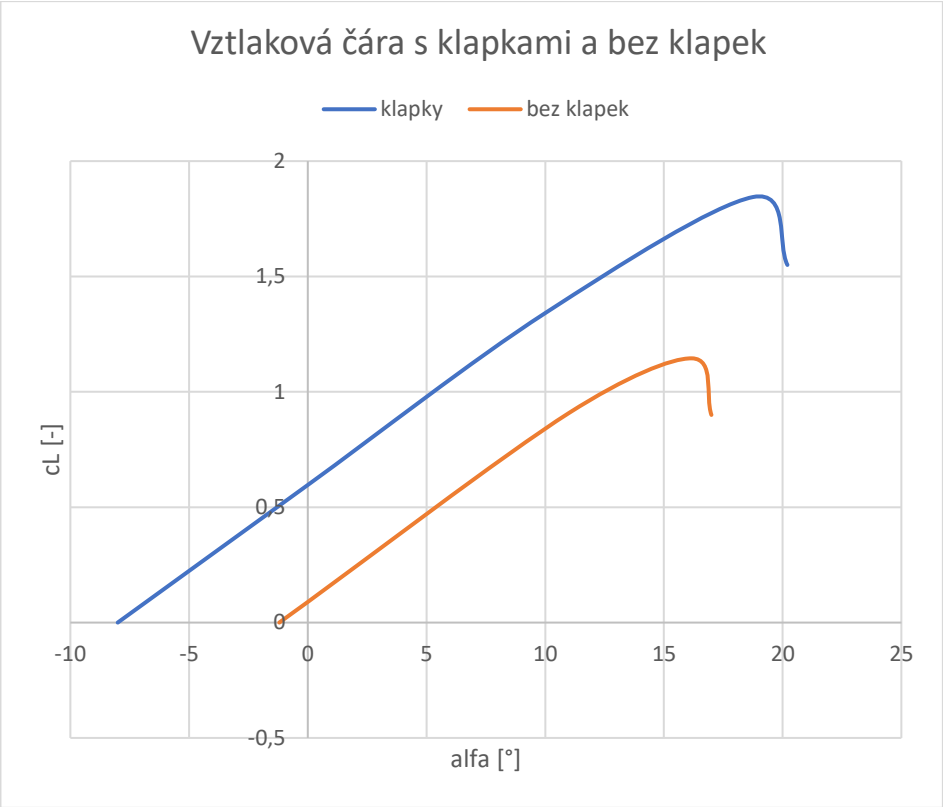
Figure 8.54 Definition of 'Flapped' Wing Area

Obrázek 33: Plocha křídla s klapkou [14]

4.2.2.3 Stoupání vztlakové čáry

Jelikož poměr hloubky s vysunutou vztlakovou klapkou ku původní hloubce $\frac{c'}{c}$ je roven jedné z rovnice 54 vychází, že stoupání vztlakové čáry s vychýlenou klapkou je stejné, jakou stoupání vztlakové čáry křídla.

$$c_{L\delta w}^{\alpha} = c_{LW}^{\alpha}\left[1 + (\frac{c'}{c} - 1)\cdot\frac{S_{wf}}{S}\right] = 4{,}266\left[1 + (1-1)\cdot\frac{S_{wf}}{S}\right] = 4{,}266\ 1/rad \quad (54)$$



Obrázek 34: Vztlaková čára s klapkami a bez nich

Maximální součinitel vztlaku s vychýlenými klapkami byl pak vypočten součtem maximálního součinitele křídla a přírůstku maximálního vztlaku vlivem výchylky klapky.

$$c_{LW\delta max} = \Delta c_{LW\delta max} + c_{LW\delta max} = 0{,}610 + 1{,}145 = 1{,}844 \quad (55)$$

4.3 AERODYNAMICKÉ CHARAKTERISTIKY KŘÍDLA S VYCHÝLENÝMI KLAPKAMI

4.3.1 ZMĚNA ÚHLU NÁBĚHU PŘI NULOVÉM SOUČINITELI VZTLAKU

Změna úhlu náběhu při nulovém součiniteli vztlaku byla vypočtena pomocí rovnice 56. Úhel náběhu při nulovém součiniteli vztlaku byl vypočten přičtením změny úhlu náběhu při nulovém vztlaku vyvolané klapkami k úhlu náběhu křídla při nulovém součiniteli vztlaku bez vychýlených klapek.

$$\Delta\alpha_{0_\delta} = -\frac{\Delta c_{l\delta}}{c_{l\alpha}} = -\frac{1{,}572}{5{,}787} = -0{,}272\ rad \quad (56)$$

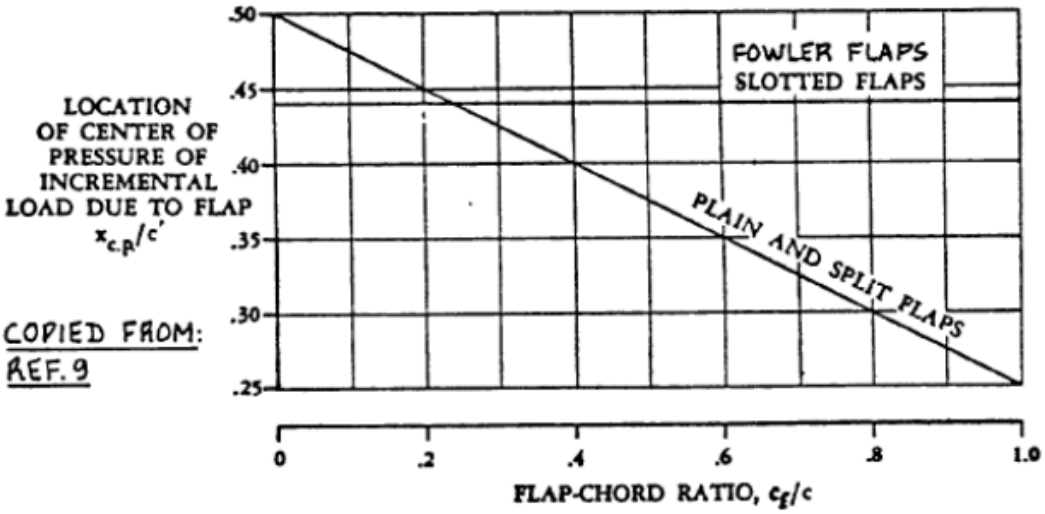
$$\alpha_{0\delta} = \alpha_0 + \Delta\alpha_{0_\delta} = -3{,}2 - \frac{180}{\pi}0{,}272 = -18{,}76° \quad (57)$$

4.3.2 ZMĚNA SOUČINITELE KLOPIVÉHO MOMENTU PROFILU

Změna součinitele klopivého momentu profilu způsobena výchylkou klapek byla vypočtena pomocí rovnice 58. Součinitel klopivého momentu profilu byl vypočten přičtením změny součinitele klopivého momentu profilu vyvolané výchylkou klapek k součinitelům klopivého momentu profilu bez vychýlených klapek. Poloha AC vlivem vychýlení klapek $\frac{x_{cp}}{c'}$ byla odečtena z grafu na obr. 35.

$$\Delta c_{m_\delta} = \Delta c_{l_\delta} \cdot \left(\frac{x_{AC}}{c} - \frac{x_{cp}}{c'} \cdot \frac{c'}{c} \right) = 1{,}572 \cdot (0{,}25 - 0{,}42 \cdot 1) = -0{,}267 \tag{58}$$

$$c_{m0\delta} = c_{m0} + \Delta c_{m_{\delta 0}} = -0{,}01 - 0{,}267 = -0{,}277 \tag{59}$$



Obrázek 35: Poloha AC vlivem vychýlení klapek [14]

4.4 AERODYNAMICKÉ CHARAKTERISTIKY KŘÍDLA S VYCHÝLENÝMI KŘIDÉLKY

Aerodynamické charakteristiky s vychýlenými křidélky byly vypočteny pro maximální kladné i záporné výchylky křidélek $\delta_f = \mp 30°$ a pro třetinové kladné i záporné výchylky křidélek $\delta_f = \mp 10°$. Aerodynamické charakteristiky byly vypočteny pro tyto výchylky, jelikož je požaduje předpis pro stanovení zatížení.

4.4.1 ZMĚNA SOUČINITELE VZTLAKU

Na základě rovnice 60 byl vypočten přírůstek vztlaku vlivem výchylky křidélek. Poměrná hloubka klapky byla dle statistiky zvolena: cf/c = 0,2, poměrná tloušťka profilu t/c je 12% poměr hloubky profilu s vychýleným a nevychýleným křidélkem je c´/c = 1

Hodnota $c_{L\delta th}$ byla určena z grafu na obr. 23. Hodnota $\frac{c_{L\delta}}{c_{L\delta th}}$ byla určena z grafu na obr. 22 a hodnota k´ z grafu na obr. 24. Vypočtené hodnoty pro všechny výchylky jsou uvedeny v tabulce 11.

$$\Delta c_{l\delta} = c_{L\delta th}\, k' \, \frac{c_{L\delta}}{c_{L\delta th}} \delta_f \tag{60}$$

4.4.2 ZMĚNA ÚHLU NÁBĚHU PŘI NULOVÉM SOUČINITELI VZTLAKU

Změna úhlu náběhu při nulovém součiniteli vztlaku pro byla pro jednotlivé výchylky křidélka vypočtena pomocí rovnice 61 . Úhel náběhu při nulovém součiniteli vztlaku byl vypočten přičtením změny úhlu náběhu při nulovém vztlaku vyvolané křidélky k úhlu náběhu křídla při nulovém součiniteli vztlaku bez vychýlených křidélek. Vypočtené hodnoty pro všechny výchylky jsou uvedeny v tabulce 11.

$$\Delta\alpha_{0_\delta} = -\frac{\Delta c_{l\delta}}{c_{l\alpha}} \tag{61}$$

$$\alpha_{0\delta} = \alpha_0 + \Delta\alpha_{0_\delta} \tag{62}$$

4.4.3 ZMĚNA SOUČINITELE KLOPIVÉHO MOMENTU PROFILU

Změna součinitele klopivého momentu profilu pro byla pro jednotlivé výchylky křidélka vypočtena pomocí rovnice 63. Součinitele klopivého momentu profilu byly vypočteny přičtením změn součinitele klopivého momentu profilu vyvolaných křidélky k součinitelům klopivého momentu profilu bez vychýlených křidélek. Poloha AC vlivem vychýlení křidélka $\frac{x_{cp}}{c'}$ byla odečtena z grafu na obr. 35. Vypočtené hodnoty pro všechny výchylky jsou uvedeny v tabulce 11.

$$\Delta c_{m_\delta} = \Delta c_{l_\delta} \cdot \left(\frac{x_{AC}}{c} - \frac{x_{cp}}{c'} \cdot \frac{c'}{c} \right) \tag{63}$$

$$c_{m0\delta} = c_{m0} + \Delta c_{m_{\delta 0}} \tag{64}$$

Tabulka 11: AD charakteristiky křídla s vychýlenými křidélky

δf [°]	$\Delta c_{l\delta}$	$\Delta\alpha_{0_\delta}$	α_{0_δ}	$\Delta c_{m_{\delta 0}}$	$c_{m0\delta}$
30	1,250	-0,216	-15,581	-0,213	-0,223
-30	-1,250	0,216	9,181	0,213	0,202
10	0,683	-0,118	-9,965	-0,116	-0,126
-10	-0,683	0,118	3,565	0,116	0,106

4.5 SOUČINITEL VZTLAKU VYVÁŽENÉHO LETOUNU

Přední centráž

$$c_L = c_{Lwf} \cdot \left(1 + \frac{x_{cg} - x_{ac}}{l_h}\right) + \frac{\bar{c}}{l_h} \cdot c_{mac}$$
$$= 1{,}145 \cdot \left(1 + \frac{(0{,}150 - 0{,}194) \cdot 1{,}363}{3{,}4}\right) \quad (65)$$
$$+ \frac{1{,}363}{3{,}4} \cdot (-0{,}237) = 1{,}030$$

Zadní centráž

$$c_L = c_{Lwf} \cdot \left(1 + \frac{x_{cg} - x_{ac}}{l_h}\right) + \frac{\bar{c}}{l_h} \cdot c_{mac}$$
$$= 1{,}145 \cdot \left(1 + \frac{(0{,}288 - 0{,}194) \cdot 1{,}363}{3{,}4}\right) \quad (66)$$
$$+ \frac{1{,}363}{3{,}4} \cdot (-0{,}237) = 1{,}093$$

4.6 POLÁRA

Polára letounu udává závislost mezi součinitelem vztlaku a součinitelem odporu. Její znalost je nezbytná k přesnějšímu stanovení letových výkonů letounu. Celkový součinitel odporu byl stanoven sečtením příspěvků od jednotlivých částí letounu dle rovnice 67.

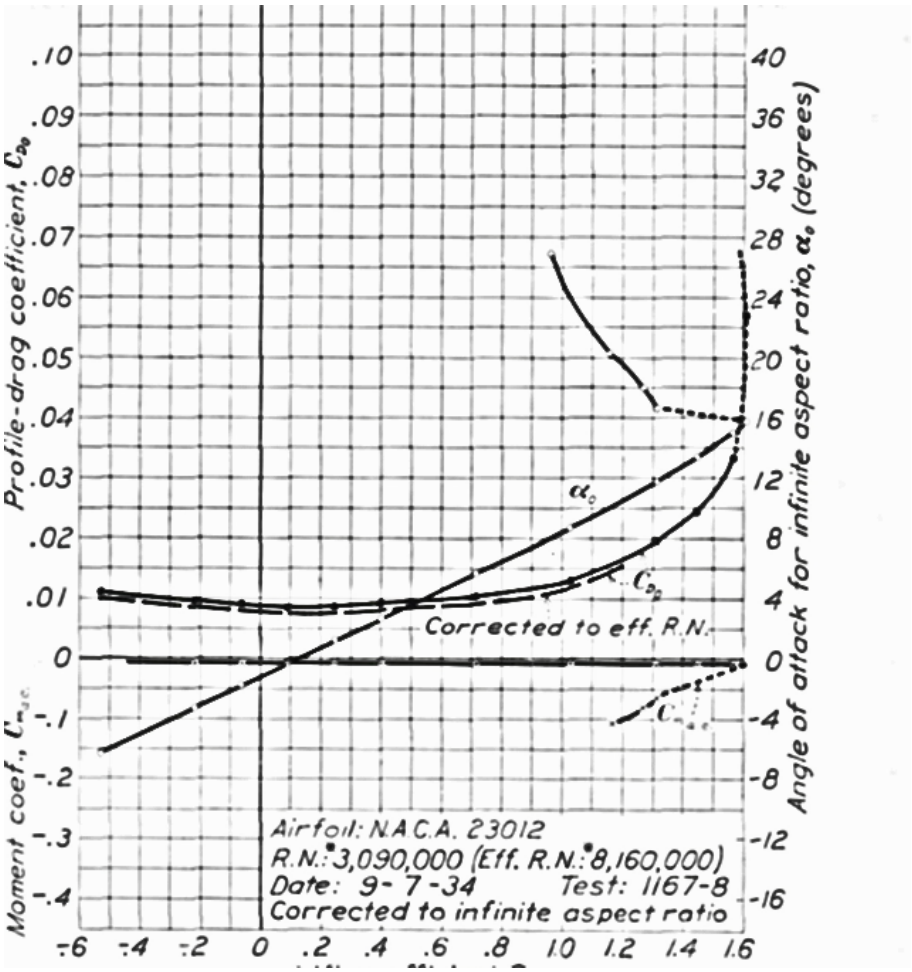
$$c_{D_P} = c_{D_W} + c_{D_f} + c_{D_{VOP}} + c_{D_{SOP}} + c_{D_g} + c_{D_m} \tag{67}$$

4.6.1 KŘÍDLO

Odpor křídla se skládá ze dvou složek. Z profilového odporu, který odpovídá odporu křídla o nekonečném rozpětí. Jelikož ale reálné křídlo má konečné rozpětí, vzniká na kocích křídla vlivem vyrovnávání tlaku také odpor indukovaný.

4.6.2 PROFILOVÝ ODPOR

Profilový odpor byl spočten dle rovnice 68. Pro výpočet profilového odporu bylo nutné odečíst z poláry profilu z tunelových měření na obr. 36 hodnotu minimálního součinitele odporu profilu c_{Dpmin}. Pro tuto hodnotu také návrhový součinitel vztlaku profilu c_{l_i}, maximální součinitel vztlaku profilu c_{lmax} a rozdíl mezi minimálním odporem a odporem při maximálním součiniteli vztlaku $\Delta c_{Dp_{ref}}$. Odečtené hodnoty jsou uvedeny v tabulce 12.



Obrázek 36: Polára profilu NACA 23012 [16]

Tabulka 12: Profilové hodnoty

c_{Dpmin} [-]	0,0098
c_{li} [-]	0,09
c_{lmax} [-]	1,26
$(\Delta_l c_{Dp})_{ref}$ [-]	0,0472

$$c_{Dp} = c_{Dpmin}\frac{S_{net}}{S} + 0{,}75\,\Delta c_{Dp_{ref}}\left(\frac{c_l - c_{l_i}}{c_{lmax} - c_{l_i}}\right) \tag{68}$$

Indukovaný odpor:

Pro výpočet indukovaného odporu byl nejdříve vypočítán Oswaldův faktor dle rovnice 69 a následně byl spočten součinitel indukovaného odporu pomocí rovnice 70.

$$\begin{aligned} e &= 1{,}78(1 - 0{,}045\lambda^{0.68}) - 0{,}64 \\ &= 1{,}78 \cdot (1 - 0{,}045 \cdot 5{,}5^{0.68}) - 0{,}64 = 0{,}885 \end{aligned} \tag{69}$$

$$c_{Di} = \frac{c_L^2}{(\pi \lambda e)} \tag{70}$$

Celkový odpor křídla:

Výsledný odpor byl vypočten součtem složek profilového a indukovaného odporu:

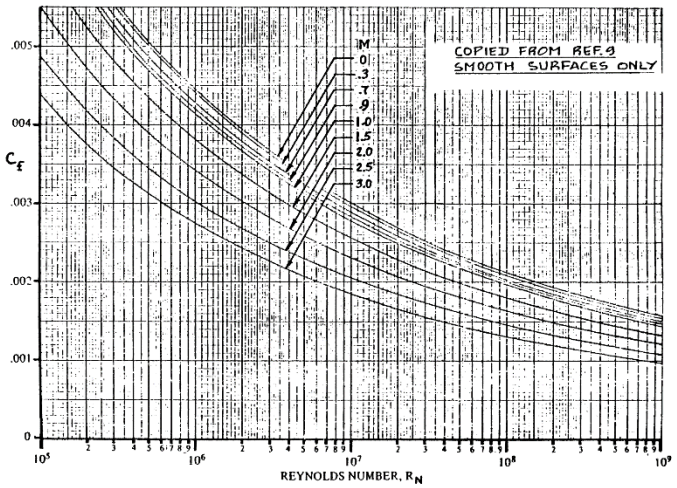
$$c_{D_W} = c_{dp} + c_{di} \tag{71}$$

4.6.3 TRUP

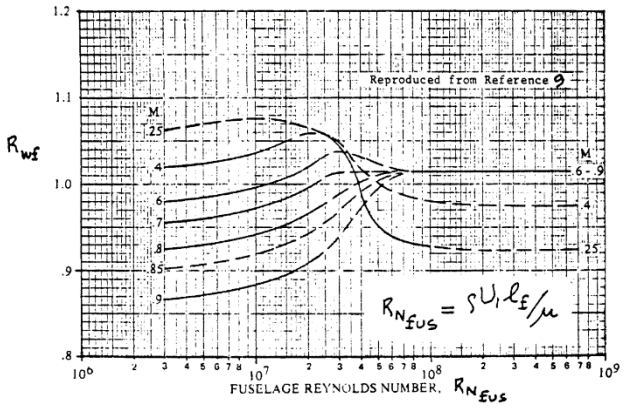
Pro stanovení součinitele odporu trupu c_{Df} byly nejdříve stanoveny hodnoty interferenčního faktoru křídlo – trup R_{wf} a součinitele třecího odporu $c_{f.}$ Interferenční faktor byl odečten z grafu na obr. 38, kde Machovo číslo trupu je stanoveno pomocí rovnice 73 a Reynoldoso pomocí rovnice 72. Součinitel třecího odporu byl odečten z grafu na obr. 37.

$$Rnf = \frac{l_f V_c}{\mu} = \frac{6{,}3 \cdot 58{,}33}{14{,}61 \cdot 10^{-6}} = 25357500 \tag{72}$$

$$Mvc = \frac{58{,}33}{340} = 0{,}172 \tag{73}$$



Obrázek 37: Součinitel třecího odporu trupu [14]



Obrázek 38: Interferenční faktor křídlo trup [14]

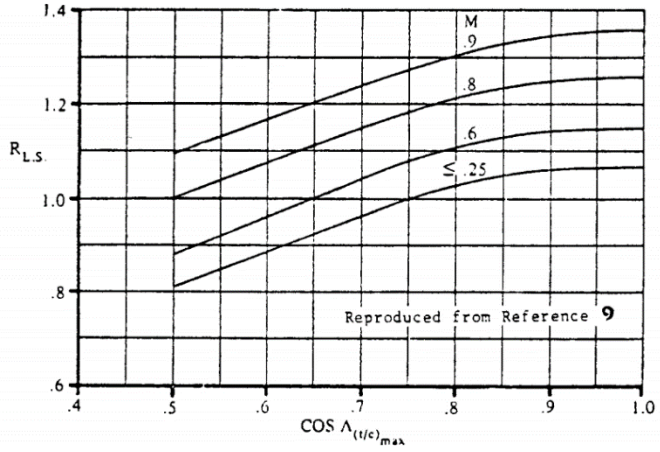
$$c_{D_f} = R_{wf}\, c_f \left(1 + \frac{60}{\left(\frac{l_f}{d_f}\right)^3} + 0.0025 \cdot \frac{l_f}{d_f} \right) \cdot \frac{S_{WET}}{S}$$

$$= 1{,}05 \cdot 0{,}0025 \cdot \left(1 + \frac{60}{\left(\frac{6{,}3}{1{,}342}\right)^3} + 0.0025 \cdot \frac{6{,}3}{1{,}342} \right) \cdot \frac{17}{9{,}809} \tag{74}$$

$$= 0{,}007$$

4.6.4 OCASNÍ PLOCHY

Bylo stanoveno Reynoldsovo číslo na VOP a SOP dle rovnic 75 a 76. Z grafů na obrázcích 37 a 38 stejně jako pro trup byly odečteny hodnoty součinitelů třecího odporu a interferenčních faktorů. Z grafu na obr 39 byla odečtena hodnot opravného koeficientu R_L.



Obrázek 39: Opravný koeficient pro odpor OP [14]

$$ReVOP = \frac{b_{sat_{VOP}} V_c}{\mu} = \frac{0{,}671 \cdot 58{,}33}{14{,}61 \cdot 10^{-6}} = 2{,}7 \cdot 10^6 \tag{75}$$

$$ReSOP = \frac{b_{sat_{SOP}} V_c}{\mu} = \frac{1{,}244 \cdot 58{,}33}{14{,}61 \cdot 10^{-6}} = 5 \cdot 10^6 \tag{76}$$

Pro ocasní plochy byl vybrán profil NACA 0012. Maximální tloušťka profilu se nachází ve 30 procentech tětivy, proto vliv polohy maximální tloušťky na odpor L´ = 1,2. Maximální tloušťka profilu NACA 0012 je $\left(\frac{t}{c}\right)_{VOP}$ = 0,12. Součinitel odporu SOP a VOP byl vypočten dle rovnic 77 a 78.

$$\begin{aligned} c_{D_{VOP}} &= R_{wf} R_{LS} c_f \left(1 + L' \frac{t}{c} + 100 \cdot \left(\frac{t}{c}\right)^4\right) \frac{S_{WETvop}}{S} = \\ &= 1{,}063 \cdot 1{,}06 \cdot 0{,}0037 \\ &\cdot (1 + 1{,}2 \cdot (0{,}12) + 100 \cdot (0{,}12)^4) \cdot \frac{2 \cdot 1{,}76}{9{,}809} \\ &= 0{,}00174 \end{aligned} \tag{77}$$

$$\begin{aligned} c_{D_{SOP}} &= R_{wf} R_{LS} c_f \left(1 + L' \frac{t}{c} + 100 \cdot \left(\frac{t}{c}\right)^4\right) \frac{2 S_{WETsop}}{S} \\ &= 1{,}063 \cdot 1{,}06 \cdot 0{,}0032 \\ &\cdot (1 + 1{,}2 \cdot (0{,}12) + 100 \cdot (0{,}12)^4) \cdot \frac{2 \cdot 0{,}975}{9{,}809} \\ &= 0{,}0008 \end{aligned} \tag{78}$$

4.6.5 ODPOR PODVOZKU

Součinitel odporu od přistávacího zařízení c_{Dgear} byl určen dle rovnice 79. Byl zvolen pevný podvozek umístěný na trupu bez zakrytování. Pro tento typ podvozku je zanedbatelný koeficient zohledňující vliv vztlaku na odpor podvozku p_i a součinitel odporu podvozku při nulové vztlaku je roven hodnotě $\left(c_{Dgear}\right)_{c_L=0}$ = 0,565.

$$c_{D_g} = 2(c_{DG} + p\, c_L) \frac{S_g}{S} = 2 \cdot (0{,}565 + 0) \cdot \frac{0{,}053}{9{,}809} = 0{,}006 \tag{79}$$

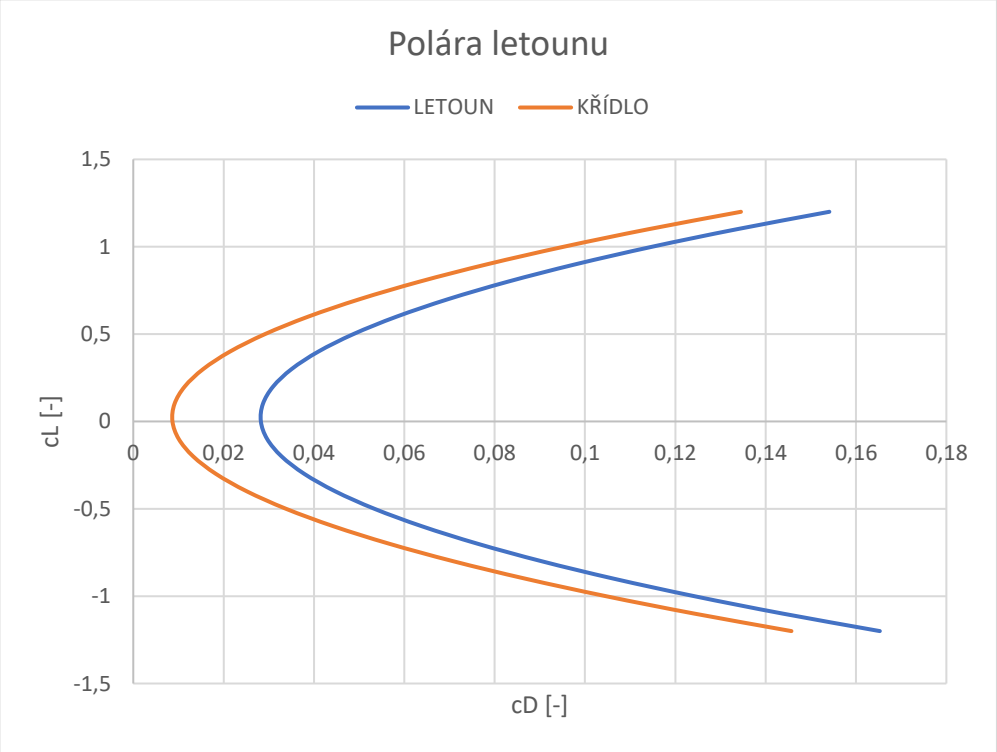
4.6.6 ODPOR MOTOROVÉ INSTALACE

$$c_{D_m} = 0{,}015\, b_f\, h_f \frac{1}{S} = 0{,}015 \cdot 0{,}8 \cdot 1{,}342 \frac{1}{9{,}809} = 0{,}0016 \qquad (80)$$

4.6.7 CELKOVÝ ODPOR

Výsledný součinitel odporu je dán součtem jednotlivých součinitelů dle rovnice 81. Bylo zvoleno několik hodnot součinitele vztlaku, pro které byla dopočtena hodnota součinitele odporu, závislost součinitele vztlaku na součiniteli odporu tvoří poláru zobrazenou na obr. 40.

$$c_{D_P} = c_{D_W} + c_{D_f} + c_{D_{VOP}} + c_{D_{SOP}} + c_{D_g} + c_{D_m} \qquad (81)$$



Obrázek 40: Polára křídla a letounu

4.7 MOMENTOVÁ ČÁRA LETOUNU

Pro sestavení momentové čáry celého letounu byla nejprve sestavena momentová čára křídla, poté momentová čára křídla s trupem a na závěr momentová čára celého letounu.

4.7.1 KŘÍDLO

Pro kompletní definování momentové čáry křídla bylo potřeba stanovit součinitel klopivého momentu křídla při nulovém vztlaku c_{m0w} a stoupání momentové čáry křídla c_{mcLw}.

Součinitel klopivého momentu křídla při nulovém vztalku c_{m0w} je určen pomocí rovnice 82. Úhel šípu spojnice čtvrtinových bodů $\Lambda_{c/4}$ byl zanedbán. Pro kořenové i koncové žebro je uvažován stejný profil NACA 23012, pro který je součinitel klopivého momentu při nulovém vztlaku $c_{m0r} = c_{m0t} =$ -0,0102 [-]. Jelikož je křídlo nekroucené je člen $\left(\frac{\Delta c_{m0}}{\epsilon_t}\right)\epsilon_t$ roven nule.

$$c_{m\,0w} = \left[\frac{\left(\lambda\, cos^2\Lambda_{c/4}\right)}{\lambda + 2\, cos\Lambda_{c/4}}\right] \cdot \frac{(c_{m0r} + c_{m0t})}{2} + \left(\frac{\Delta c_{m0}}{\epsilon_t}\right)\epsilon_t = \left[\frac{(5{,}5\, cos^2 0)}{5{,}5 + 2\cos 0}\right] \cdot (-0{,}0102) + 0 = -0{,}00729 \tag{82}$$

Stoupání momentové čáry bylo stanoveno pro přední a zadní krajní centráž, dle rovnice 83.

$$c_{m\,cL} = x_{ref} - x_{ac} \tag{83}$$

Přední centráž: $c_{m\,cL} = 0{,}15 - 0{,}25 = -0{,}1$

Zadní centráž: $c_{m\,cL} = 0{,}288 - 0{,}25 = 0{,}038$

4.7.2 KŘÍDLO+TRUP

Pro kompletní definování momentové čáry křídla s trupem bylo zapotřebí stejných veličin jako pro křídlo, tedy součinitel klopivého momentu křídla strupem při nulovém vztlaku c_{m0wf} a stoupání momentové čáry křídla s trupem c_{mcLwf}. Součinitel klopivého momentu křídla s trupem při nulovém vztlaku byl vypočten dle rovnice 84, kde se příspěvek trupu stanoví dle rovnice 85.

$$c_{m0\,wf} = c_{m0\,w} + \Delta_f c_{mac} = -0{,}00729 - 0{,}0273 = -0{,}0346 \tag{84}$$

$$\Delta_f c_{m\,ac} = -1{,}8\left(1 - \frac{2{,}5\, b_f}{l_f}\right)\frac{\pi\, b_f\, h_f\, l_f}{4\, S\, \bar{c}}\,\frac{c_{L0wf}}{(c_{L\alpha})_{wf}} = -1{,}8\Big(1 - \frac{2{,}5\cdot\ 0{,}8}{1{,}342}\Big)\frac{\pi\ \cdot 0{,}8\cdot\ 1{,}342\cdot 6{,}3}{4\ \cdot 9{,}809\cdot\ 1{,}363}\,\frac{0{,}237}{4{,}25} = -0{,}0273 \tag{85}$$

Stoupání momentové čáry křídla s trupem bylo stanoveno pro přední a zadní krajní centráž, dle rovnice 86.

$$c_{m\,cL\,wf} = x_{ref} - x_{AC\,wf} \tag{86}$$

Přední centráž: $c_{m\,cL\,wf} = 0{,}15 - 0{,}194 = -0{,}044$

Zadní centráž: $c_{m\,cL\,wf} = 0{,}288 - 0{,}194 = 0{,}094$

4.7.3 LETOUN

Zapotřebí bylo stanovení stejných veličin jako pro křídlo a křídlo s trupem, tedy stanovení součinitele klopivého momentu křídla s trupem při nulovém vztlaku c_{m0} a stoupání momentové čáry křídla s trupem c_{mcL}. Součinitel klopivého momentu letounu při nulovém vztlaku byl vypočten dle rovnice 89, kde úhel nastavení VOP vůči ose trupu $(i_h)_f$ byl vypočten pomocí rovnice 87 a úhel nastavení VOP vůči směru nulového vztlaku křídla i_h pomocí rovnice 88.

$$\begin{aligned}(i_h)_f &= \frac{c_{m\,ac} + c_{L0}\frac{-x_{ac}}{\bar{c}}}{c_{Lh\alpha}\,\frac{S_{VOP}\,L_{VOP}}{S\,\bar{c}}\frac{q_h}{q}} + \frac{d\epsilon/d\alpha}{c_{Lw\alpha}}c_{L0} \\ &= \frac{-0{,}237 + 0{,}237\cdot(0{,}23 - 0{,}194)}{3{,}828\,\frac{2}{9{,}809}\cdot 2{,}494\cdot 0{,}85} \\ &\quad + \frac{0{,}508}{4{,}266}0{,}237 = -0{,}110\,rad \rightarrow -6{,}303°\end{aligned} \tag{87}$$

$$i_h = (i_h)_f - \frac{c_{L0}}{c_{L\alpha}} = -0{,}110 - \frac{0{,}237}{4{,}577} = -0{,}162\,rad \tag{88}$$

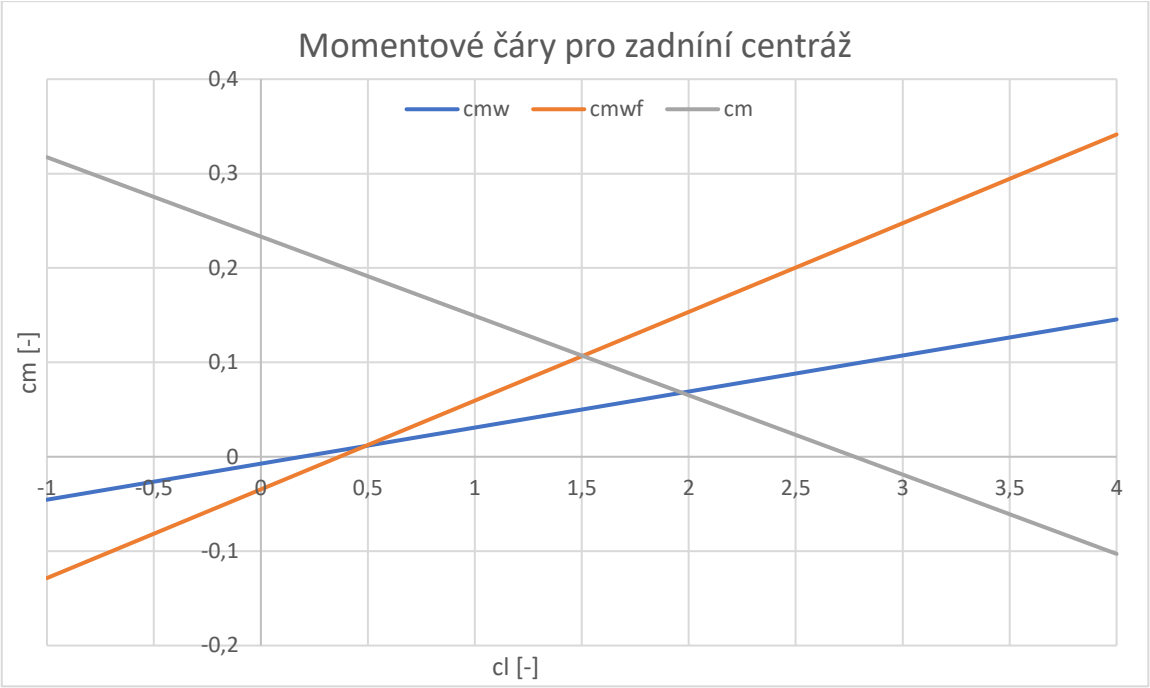
$$\begin{aligned}c_{m0} &= c_{m0wf} - c_{L\alpha h}\,i_h\,\frac{S_{VOP}\,L_{VOP}}{S\,\bar{c}}\frac{q_h}{q} \\ &= -0{,}0346 - 3{,}828\cdot(-0{,}162\,)\cdot\frac{2}{9{,}809}\cdot 2{,}494 \\ &\quad\cdot 0{,}85 = 0{,}233\end{aligned} \tag{89}$$

Stoupání momentové čáry letounu bylo stanoveno pro přední a zadní krajní centráž, dle rovnice 90.

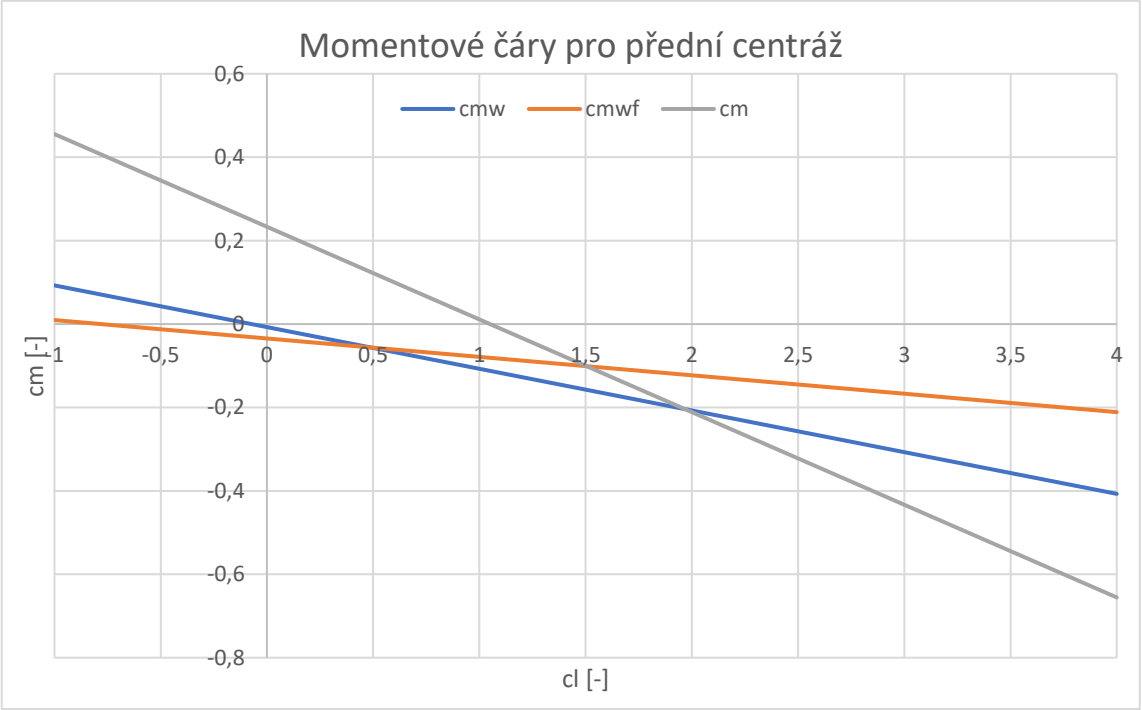
$$c_{m\,cL} = x_{ref} - x_{NB} \tag{90}$$

Pro přední centáž: $c_{m\,cL\,wf} = 0{,}15 - 0{,}372 = -0{,}222$

Pro zadní centráž: $c_{m\,cL\,wf} = 0{,}288 - 0{,}372 = -00{,}084$



Obrázek 41: Momentové čáry pro zadní centráž



Obrázek 42: Momentové čáry pro přední centráž

5 LETOVÉ VÝKONY

Letové výkony jsou jedním z hlavních parametrů letounu, které určují jeho konkurenceschopnost a kterými se jednotliví výrobci rádi chlubí, pokud jsou lepší než výkony konkurence. Pro následující výpočty byl pro letoun zvolen motor Rotax 912 ULS jehož maximální výkon je 73,5 kW při 5800 otáčkách za minutu.

5.1 VÝBĚR VRTULE

Byla zvolena třílistá, za letu stavitelná vrtule Woodcomp SR 3000. Vrtule se ale vyrábí ve třech průměrech a to: D1 = 1,6 m, D2 = 1,7 m a D3 = 1,75 m s 2650 otáčkami za minutu. Předpoklad byl, že většího tahu bude dosahovat vrtule s největším průměrem, ta má ale nevýhodu takovou, že k dosažení větší vzdálenosti mezi koncem listu vrtule a zemí je zapotřebí vyšší podvozek, který bude výrazněji namáhán než nižší. Proto byly vytvořeny tahové křivky jednotlivých vrtulí.

5.1.1 TAHOVÉ KŘIVKY

Pro získání tahové křivky vrtule je zapotřebí znát i účinnost vrtule při dané rychlosti. Jelikož údaje o hodnotách účinnosti vybrané vrtule nejsou dohledatelné a pokud ano, tak jsou podezřele dobré, byla pro stanovení účinnosti použita naměřená data z NACA reportu č. 650, pro stavitelnou třílistou vrtuli s profilem Clark Y, který je ve velké míře používán na vrtulích pro ultralehké letouny.

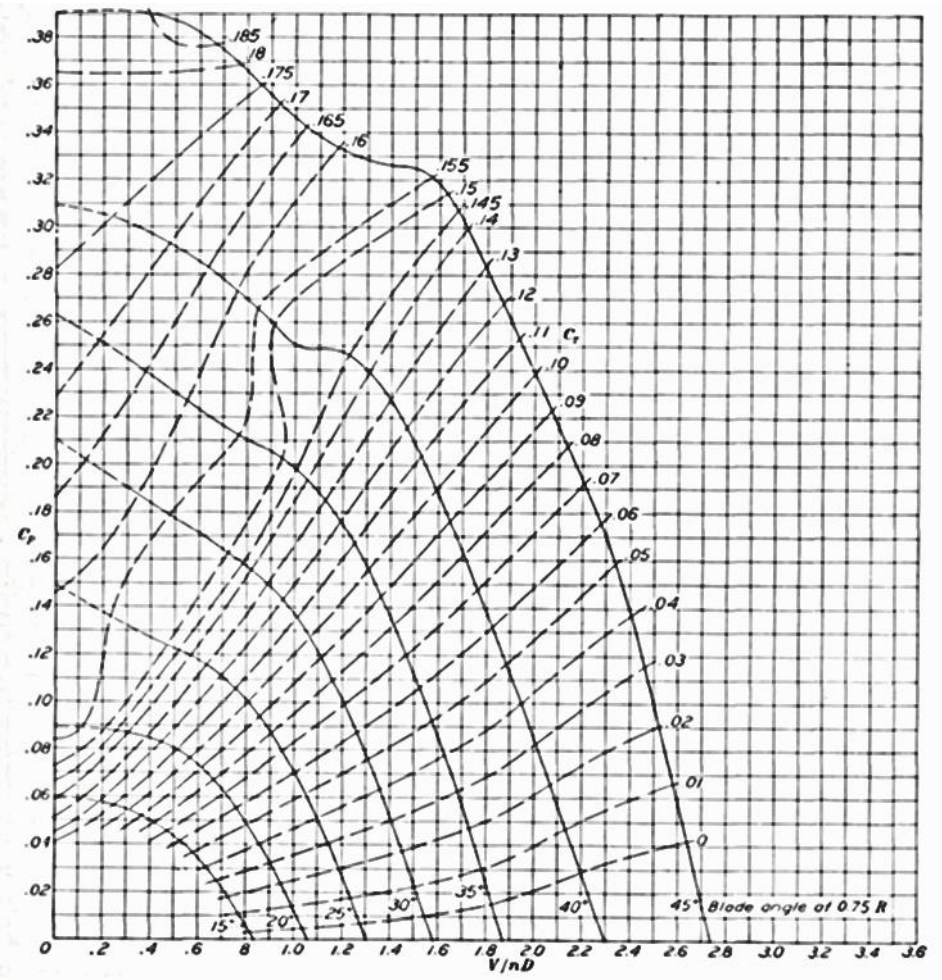
Nejdříve byl pro každou vrtuli stanoven součinitel výkonu:

$$c_P = \frac{P}{\rho \cdot n^3 \cdot D_P^5} \tag{91}$$

Pro tuto hodnotu byly odečteny z grafu na obr. 43 hodnoty rychlostního poměru λ pro všechny dosažitelné hodnoty součinitele tahu a následně byl z odečtených součinitelů tahu spočten maximální tah a z rychlostních poměru rychlost letu dle rovnic 92 a 93.

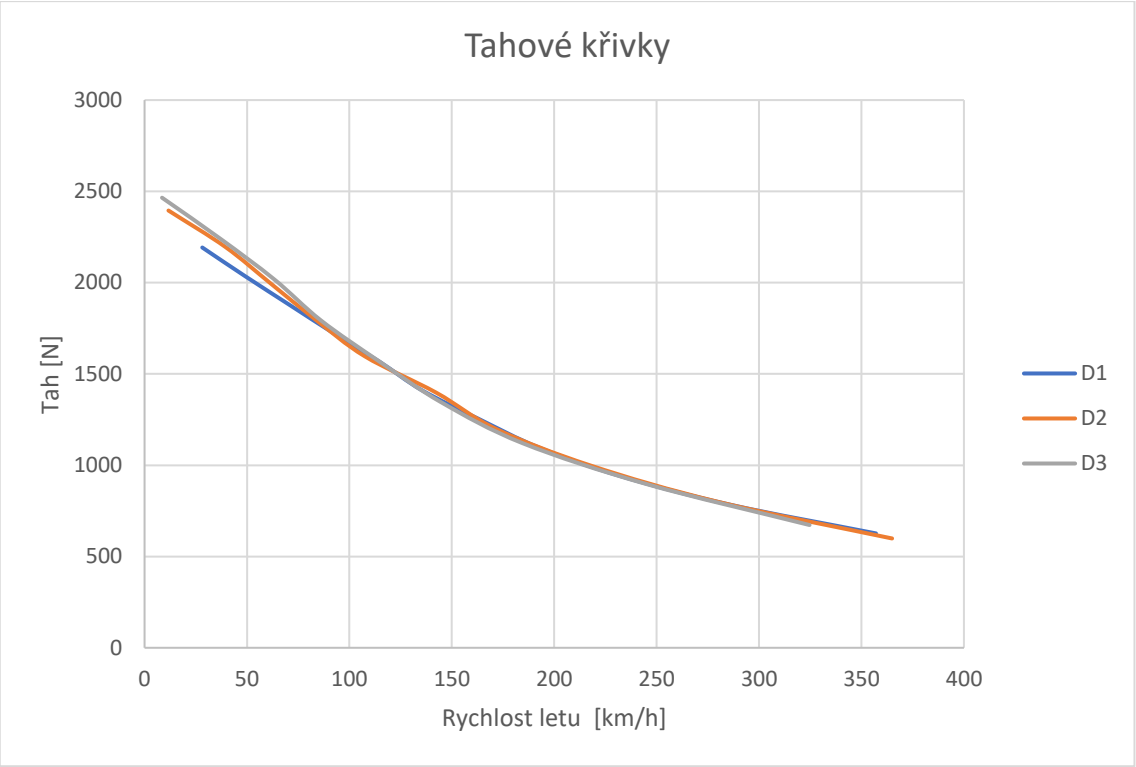
$$T_i = \rho \cdot c_{Ti} \cdot n_P^2 \cdot D_P^4 \tag{92}$$

$$v_i = \mathrm{n}_P \cdot \lambda_i \cdot \mathrm{D}_P \tag{93}$$



Obrázek 43: Graf pro stavitelnou třílistou vrtuli s profilem Clark Y [19]

Výsledné hodnoty pro jednotlivé vrtule z předchozích rovnic byly následně vyneseny do grafu na obr. 44.



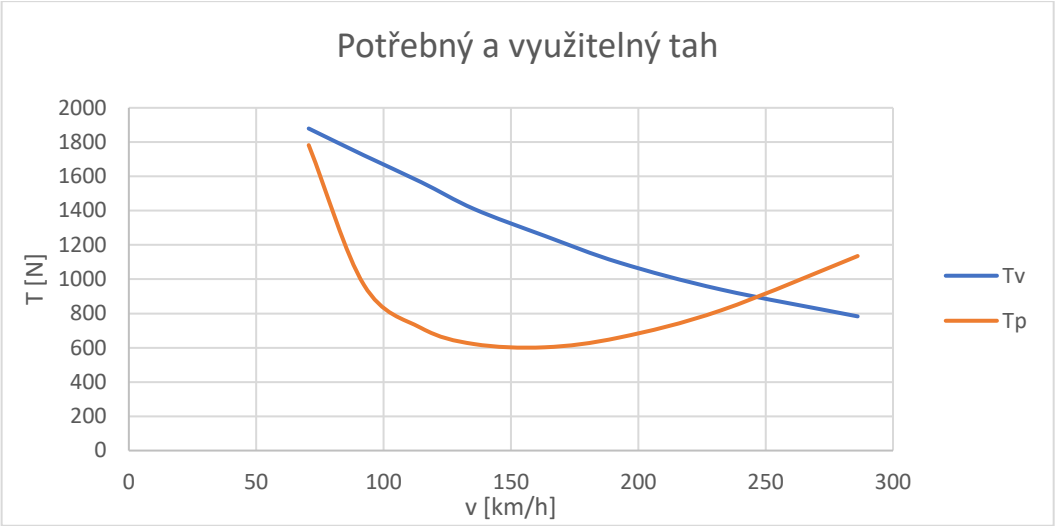
Obrázek 44: Tahové křivky vrtulí

Dle původního předpokladu lze z grafu vidět, že vrtule s nejmenším průměrem má také nejmenší tah. Rozdíl tahů je znatelný hlavně při nízkých rychlostech. Jelikož se ale nejedná o letoun typu STOL, kde je tah nejdůležitější hlavně při nízkých rychlostech byla zvolena vrtule s nejmenším průměrem, protože při letu ve vyšších rychlostech je rozdíl tahu téměř neznatelný. Z důvodu nižšího zatížení podvozku byla zvolena vrtule s nejmenším průměrem.

5.2 VYUŽITELNÝ A POTŘEBNÝ TAH A VÝKON

Potřebný tah se vypočítá dle rovnice 94. Součinitel odporu byl získán z poláry letounu pro součinitel vztlaku získaný z rovnováhy vztlaku a tíhy. Z vypočtených hodnot byl sestrojen graf potřebného a využitelného tahu, z kterého byla odečtena maximální rychlost horizontálního letu: $v_H = 247\ km/h$

$$Tp = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot c_D \cdot S \cdot v^2 \tag{94}$$

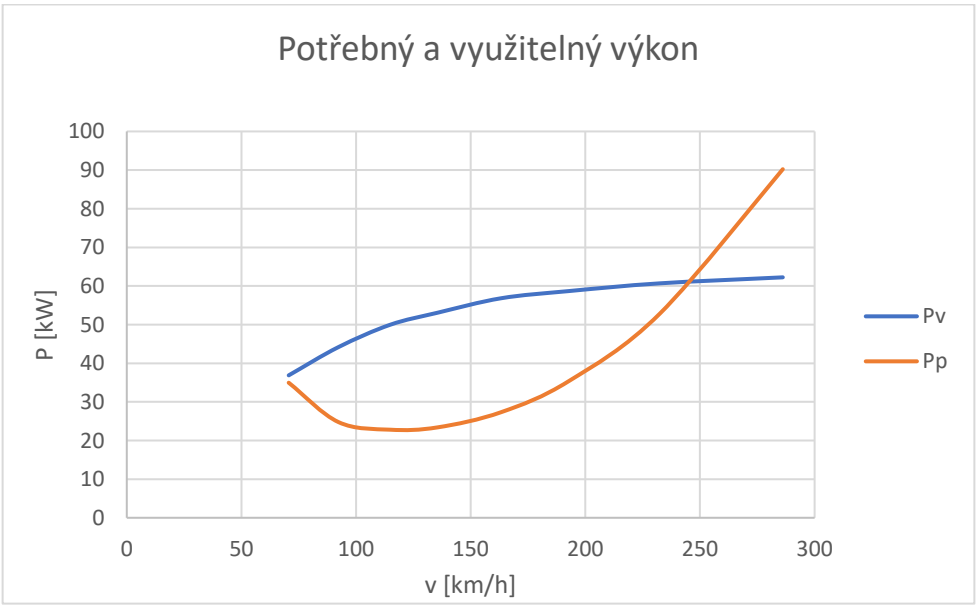


Obrázek 45: Potřebný a využitelný tah

Potřebný a využitelný výkon byl následně spočten přenásobením tahu rychlostí letu dle rovnic 95 a 96. Z vypočtených hodnot byl sestrojen graf na obr. 46.

$$P_P = T_P \cdot v \tag{95}$$

$$P_V = T_V \cdot v \tag{96}$$



Obrázek 46: Potřebný a využitelný výkon

5.3 DOLET

Maximální dolet byl vypočten pomocí rovnice 98. Dolet je maximální, pokud letoun letí v režimu maximální klouzavosti, tedy v režimu při kterém je poměr součinitele vztlaku ku součiniteli odporu maximální. Maximální hodnota poměru součinitele vztlaku ku součiniteli odporu byla stanovena z poláry letounu a její hodnota je 10,518.

Pro výpočet doletu bylo zapotřebí stanovit specifickou spotřebu paliva, ta je uvedena v návodu k obsluze pro motory řady ROTAX 912 a její hodnota je $c_{ep} = 285\ g/kWh \rightarrow 7{,}92 \cdot 10^{-8}\ kg/Ws$

$$S_{MAX} = \frac{\eta_{vrt}}{g \cdot c_{ep}} \cdot \left(\frac{c_L}{c_D}\right)_{max} \cdot ln \frac{1}{\left(1 - \frac{m_{pal}}{m}\right)} \tag{97}$$

$$S_{MAX} = \frac{0{,}82}{9{,}81 \cdot 7{,}92 \cdot 10^{-8}} \cdot 10{,}518 \cdot ln \frac{1}{\left(1 - \frac{80}{600}\right)} = 1\,589\,205\ m \rightarrow 1589{,}205\ km \tag{98}$$

5.4 VYTRVALOST

Maximální vytrvalost byla vypočtena pomocí rovnice 100. Vytrvalost je maximální, pokud letoun letí v ekonomickém režimu, rychlostí s minimálním opadáním, tedy v režimu při kterém je poměr součinitele vztlaku umocněného na 3/2 ku součiniteli odporu maximální. Maximální hodnota poměru součinitele vztlaku na 3/2 ku součiniteli odporu byla stanovena z poláry letounu a její hodnota je 8,82.

$$t_{MAX} = \frac{\eta_{vrt}}{g \cdot c_{ep}} \cdot \left(\frac{{c_L}^{3/2}}{c_D}\right) \cdot \sqrt{\frac{2\rho}{\frac{m \cdot g}{S}}} \cdot \left(\frac{1}{\sqrt{1 - \frac{m_{pal}}{m}}} - 1\right) \tag{99}$$

$$t_{MAX} = \frac{0{,}82}{9{,}81 \cdot 7{,}92 \cdot 10^{-8}} \cdot 8{,}82 \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot 1{,}225}{\frac{600 \cdot 9{,}81}{9{,}809}}} \cdot \left(\frac{1}{\sqrt{1 - \frac{80}{600}}} - 1\right) = 44140{,}08\ s \rightarrow 12{,}261\ h \tag{100}$$

6 LETOVÁ OBÁLKA PROVOZNÍCH NÁSOBKŮ

Letová obálka je hlavním vstupem pro výpočet zatížení letounu. Skládá se z obálky obratové a poryvové. Definuje rozsah povolených rychlostí a násobků. Vypočtené a určené hodnoty letové obálky se řídí předpisem UL-2/2019. Na obrázcích 48 a 49 jsou uvedeny letové obálky pro hmotovou konfiguraci 2 (MTOM) a hmotovou konfiguraci 7 (minimální vzletová rychlost).

6.1 NÁVRHOVÉ RYCHLOSTI

6.1.1 PÁDOVÁ RYCHLOST BEZ VZTLAKOVÉ MECHANIZACE

Pádová rychlost bez vztlakové mechanizace byla stanovena pro nejnepříznivější konfiguraci, takže pro výpočet byl brán maximální součinitel vztlaku pro přední centráž, který je nejnižší a maximální vzletová hmotnost. [20]

$$v_{S1} = \sqrt{\frac{2 \cdot MTOM \cdot g}{S \cdot \rho \cdot c_{Lmax}}} = 3{,}6\sqrt{\frac{2 \cdot 600 \cdot 9{,}81}{9{,}809 \cdot 1{,}225 \cdot 1{,}037}} = 110{,}62\ km/h \quad (101)$$

6.1.2 NÁVRHOVÁ RYCHLOST OBRATŮ

Návrhová rychlost obratů byla stanovena dle předpisu pomocí rovnice 102 kde n_1 je maximální kladný násobek [20]

$$v_A = v_{S1} \cdot \sqrt{n_1} = 110{,}62 \cdot \sqrt{4} = 221{,}24\ km/h \quad (102)$$

6.1.3 NÁVRHOVÁ RYCHLOST STRMÉHO SESTUPNÉHO LETU

Tato rychlost může být zvolena, ovšem nesmí být menší než větší z hodnot vypočtených dle rovnic 103 a 104. Zvolením vyšší dovolené rychlosti by se ale zvýšilo zatížení. Byla zvolena rychlost $v_D = 332\ km/h$. [20]

$$v_D \geq 1{,}2 \cdot v_H = 1{,}2 \cdot 247 = 296{,}4\ km/h \quad (103)$$

$$v_D \geq 1{,}5 \cdot v_A = 1{,}5 \cdot 221{,}24 = 331{,}861\ km/h \quad (104)$$

6.1.4 PÁDOVÁ RYCHLOST PŘI NEGATIVNÍM NÁSOBKU

Pro výpočet pádové rychlosti při negativním násobku byl uvažován maximální součinitel vztlaku $c_{Lmax} = |-0{,}8|$. [20]

$$v_{SG} = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{S \cdot \rho \cdot c_{Lmax}}} = 3{,}6\sqrt{\frac{2 \cdot 600 \cdot 9{,}81}{9{,}809 \cdot 1{,}225 \cdot 0{,}8}} = 125{,}983\ km/h \tag{105}$$

6.1.5 OBRATOVÁ RYCHLOST PŘI NEGATIVNÍM NÁSOBKU

Obratová rychlost byla stanovena pro miniální negativní násobek n_4

[20]

$$v_G = v_{SG} \cdot \sqrt{|n_4|} = 125{,}983 \cdot \sqrt{2} = 178{,}167\ km/h \tag{106}$$

6.1.6 NÁVRHOVÁ RYCHLOST PRO MAXIMÁLNÍ VELIKOST PORYVU

Tato rychlost může být volena, ale nesmí být menší než návrhová rychlost obratu a nemusí být větší, než hodnota vypočtena z rovnice 107. Návrhová rychlost při silném poryvu byla zvolena $v_B = 225$ km/h [20]

$$v_B = 0{,}9 \cdot v_H = 0{,}9 \cdot 247 = 222{,}3\ km/h \tag{107}$$

6.1.7 NÁVRHOVÁ RYCHLOST S VYSUNUTÝMI KLAPKAMI

Pro stanovení návrhové rychlosti s vysunutými vztlakovými klapkami byla nejdříve pomocí rovnice 108 vypočtena pádová rychlost s plně vysunutými vztlakovými klapkami při maximální vzletové hmotnosti v_{SF}. Návrhová rychlost s vysunutými klapkami byla stanovena z rovnice 109. [20]

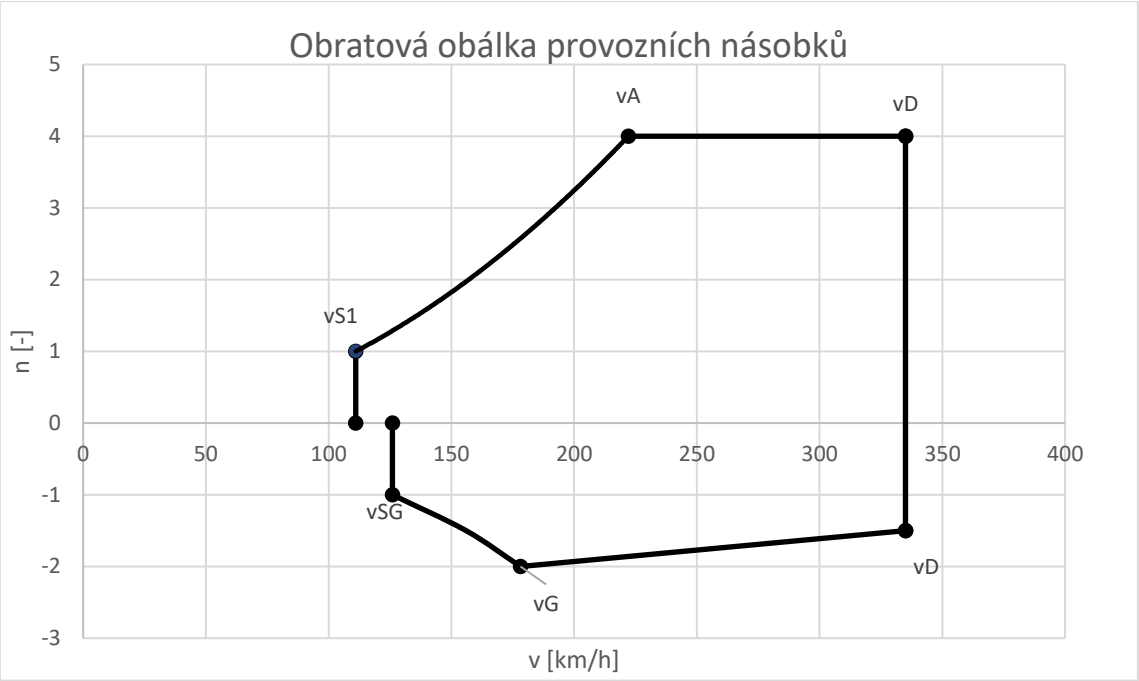
$$v_{SF} = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{S \cdot \rho \cdot C_{LmaxKL}}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 600 \cdot 9{,}81}{9{,}809 \cdot 1{,}225 \cdot 1{,}844}} = 23{,}05\ m/s \tag{108}$$

$$\rightarrow 82{,}976\ km/h$$

$$v_F \geq 1{,}8 \cdot v_{SF} = 1{,}8 \cdot 82{,}976 = 149{,}357\ km/h \tag{109}$$

6.2 OBRATOVÁ OBÁLKA PROVOZNÍCH NÁSOBKŮ

Provozní násobky byly stanoveny dle předpisu a z jejich závislosti na rychlosti byla sestrojena obratová obálka na obr. 47.



Obrázek 47: Obratová obálka

6.3 PORYVOVÁ OBÁLKA

Poryvová obálka je tvořena kladnými a zápornými poryvy. Jsou definovány dva druhy poryvu, a to poryv slabý o velikosti 7,5 m/s pro rychlosti v_D a poryv silný o velikosti 15 m/s pro rychlost v_B.

Poryvové násobky už nejsou pevně stanovené a musí se určit výpočtem dle rovnice 110. Násobky liší pro různé hmotové konfigurace, takže i obálka je jiná. [20]

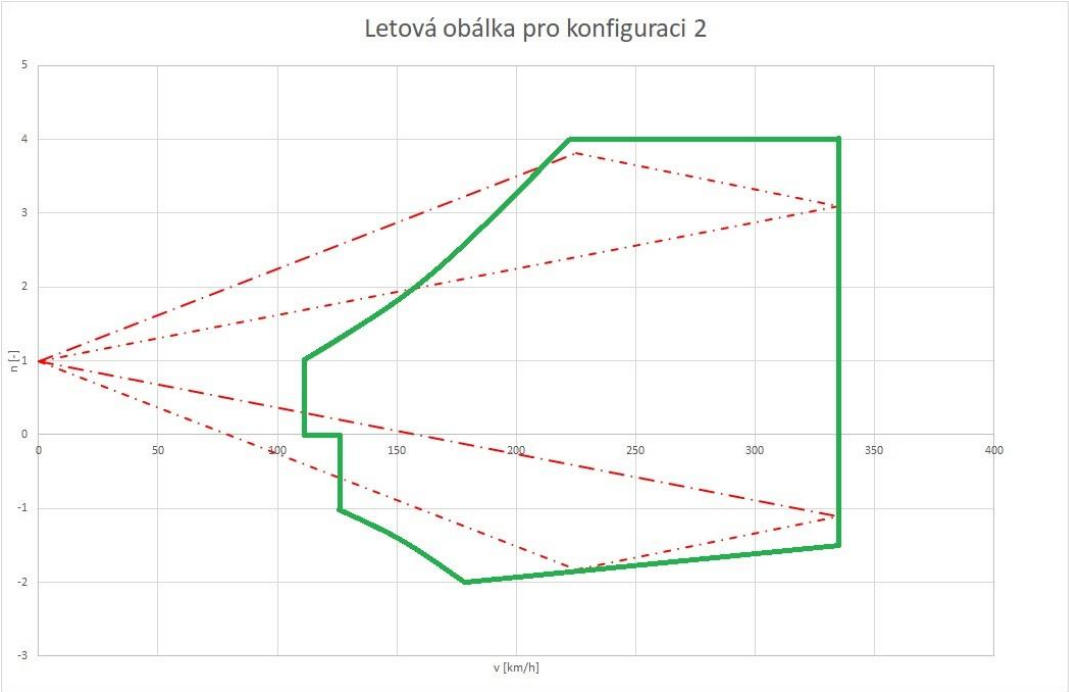
$$n = 1 \pm \frac{0{,}5 \cdot \rho \cdot v \cdot A \cdot k \cdot U}{\frac{W}{S}} \tag{110}$$

Kde se zmírňující součinitel vypočte:

$$k = \frac{0{,}88 \cdot \mu_g}{5{,}3 + \mu_g} = \frac{0{,}88 \cdot 20{,}147}{5{,}3 + 20{,}147} = 0{,}697 \tag{111}$$

A hmotnostní poměr:

$$\mu_g = \frac{\frac{2 \cdot m}{S}}{\rho \cdot b_{SAT} \cdot c_L^{\alpha}} \tag{112}$$



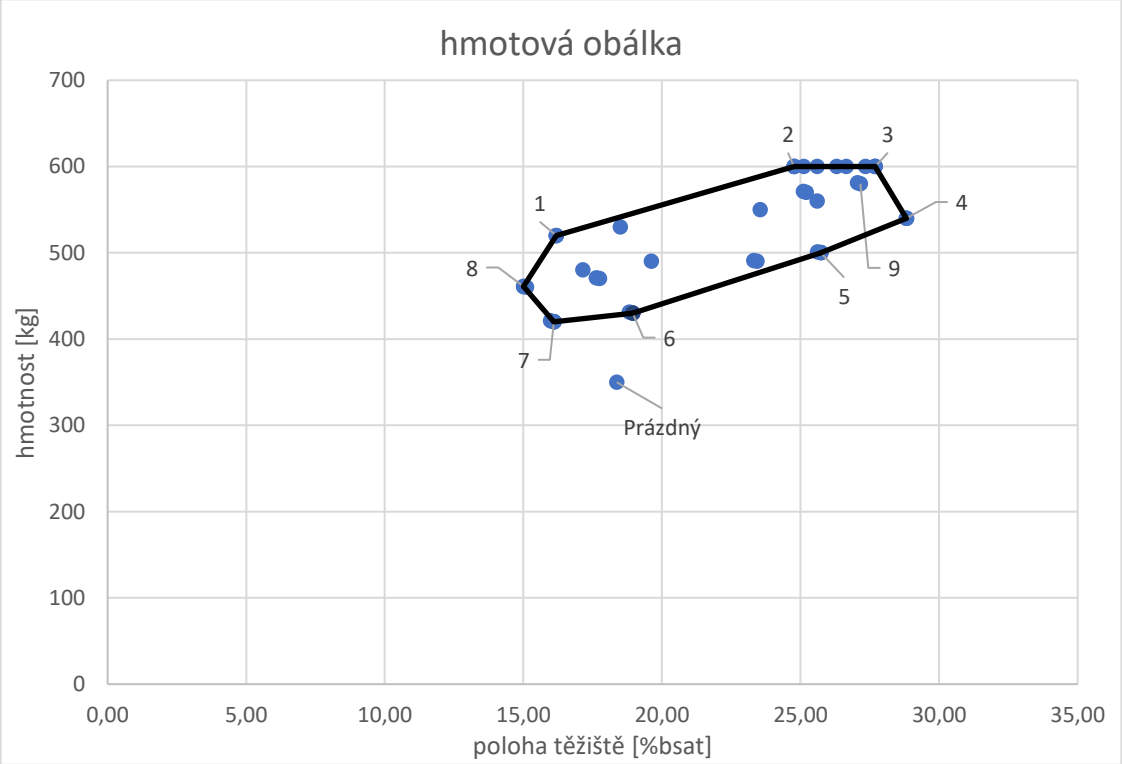
Obrázek 48: Letová obálka pro konfiguraci 2

Obrázek 49: Letová obálka pro konfiguraci 7

..

7 ZATÍŽENÍ KŘÍDLA

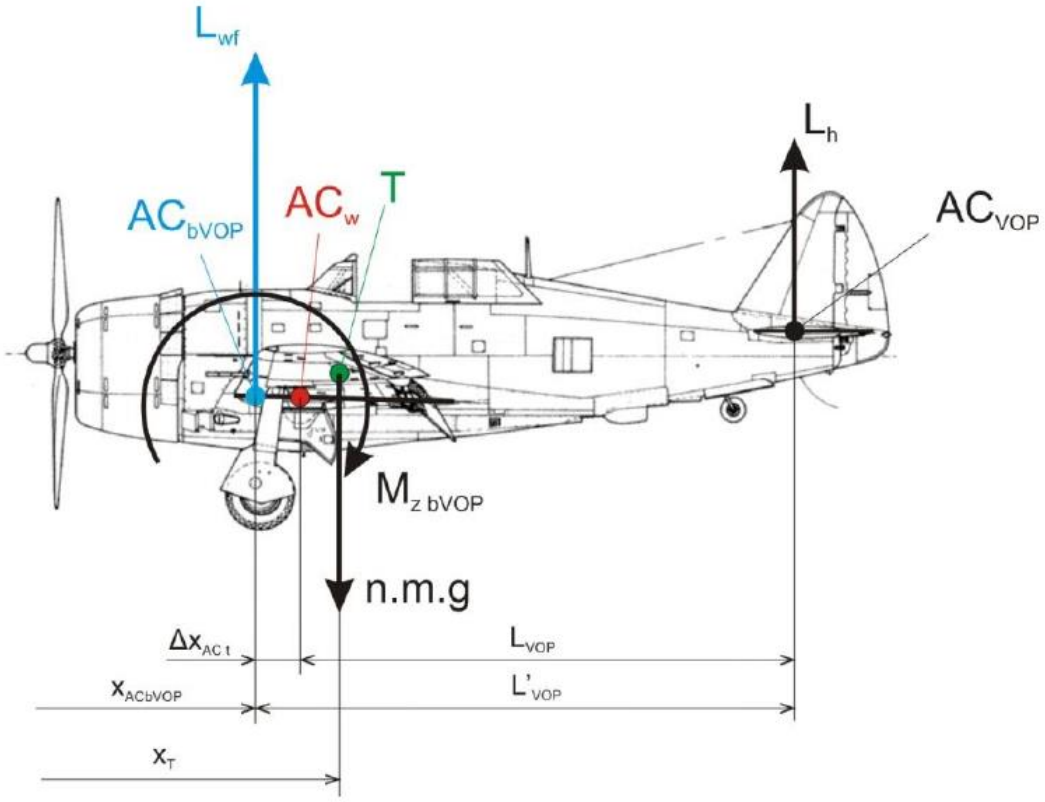
Zatížení křídla bylo stanoveno pro hraniční body hmotové obálky, tedy pro maximální a minimální hmotnost, krajní přední a krajní centráž a pro maximální hmotnost s nulovou zásobou paliva v křídle. Tyto hmotnostní konfigurace jsou vyznačeny na obr. 50. Pro každou hmotovou konfiguraci bylo vypočteno zatížení pro všechny hraniční body letové obálky násobků.



Obrázek 50: Hmotová obálka s vyznačenými konfiguracemi

7.1 STANOVENÍ AERODYNAMICKÝCH PARAMETRŮ PRO VÝPOČET ZATÍŽENÍ

Pro stanovení zatížení je nutné určit součinitel vztlaku a úhel náběhu. Dle předpisu UL-2/2019 musí být při stanovování zatížení uvážena příslušná vyvažovací zatížení od VOP. Součinitel vztlaku a vztlak křídla se opraví o vyvažovací sílu na VOP.



Obrázek 51: Momentová rovnováha letounu PRZL

Z momentové rovnováhy znázorněné na obr. 51 lze vyjádřit vztah pro výpočet vyvažovací síly na VOP dle následujících rovnic

$$M_{zbVOP} + m \cdot g \cdot n \cdot \Delta - L_h \cdot L'_{VOP} \tag{113}$$

Kde

$$\Delta = x_T - x_{ACbVOP} \tag{114}$$

$$M_{zbVOP} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot c_{m0bVOP} \cdot b_{SAT} \tag{115}$$

$$\begin{aligned} L'_{VOP} &= L_{VOP} + (0{,}25 - x_{acbVOP}) \cdot b_{SAT} \\ &= 3{,}4 + (0{,}25 - 0{,}171) \cdot 1{,}363 = 3{,}458 \end{aligned} \tag{116}$$

Pak

$$\begin{aligned} L_h = \frac{1}{L'_{VOP}} \cdot \Big(&\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot c_{m0bVOP} \cdot b_{SAT} + m \cdot n \cdot g \\ &\cdot (x_T - x_{ACbVOP}) \cdot b_{SAT}\Big) \end{aligned} \tag{117}$$

Ze silové rovnováhy ve svislém směru z obr. 51 byla následně stanovena vztlaková síla na křídle, ze které už lze vypočítat součinitel vztlaku a pro něj i úhel náběhu.

$$L_{wA} = L - L_h = m \cdot n \cdot g - L_h \tag{118}$$

Výpočet součinitele vztlaku křídla

$$c_{Lw} = \frac{2 \cdot L_{wA}}{S \cdot \rho \cdot v^2} \tag{119}$$

Výpočet úhlu náběhu

$$\alpha_w = \frac{c_{Lw}}{c_{L\alpha w}} + \alpha_w \tag{120}$$

Konečné hodnoty jsou pro konfiguraci 2 a 7 uvedeny v tabulkách níže, ostatní tabulky jsou uvedeny v příloze 3.

Tabulka 13: AD parametry a síly pro hmotovou konfiguraci 2

HMOT. KONFIGURACE 2							
	V[km/h]	v [m/s]	n	Lh	Lw	CLw	alfa
BOD_1	111,04	30,84	1	52,594	5833,406	1,021	13,246
BOD_2	222,08	61,69	4	210,377	23333,623	1,021	13,246
BOD_3	335,00	93,06	4	-186,733	23730,733	0,456	5,257
BOD_5	335,00	93,06	-1,5	-904,076	-7924,924	-0,152	-3,356
BOD_6	178,17	49,49	-2	-461,237	-11310,763	-0,769	-12,080
BOD_7	125,98	35,00	-1	-230,618	-5655,382	-0,769	-12,080
BOD_P1	225,00	62,50	3,8	178,890	22316,474	0,951	12,260
BOD_P2	335,00	93,06	3,1	-304,025	18554,773	0,357	3,848
BOD_P3	335,00	93,06	-1,1	-851,998	-5626,751	-0,108	-2,731
BOD_P4	225,00	62,50	-1,8	-557,194	-10166,170	-0,433	-7,332
KŘIDÉLKA_30	222,08	61,69	2,66	35,606	15621,154	0,683	8,471
KŘIDÉLKA_10	335,00	93,06	2,66	-361,504	16018,264	0,308	3,158
KLAPKY	149,36	41,49	2	120,033	11651,967	1,127	14,749

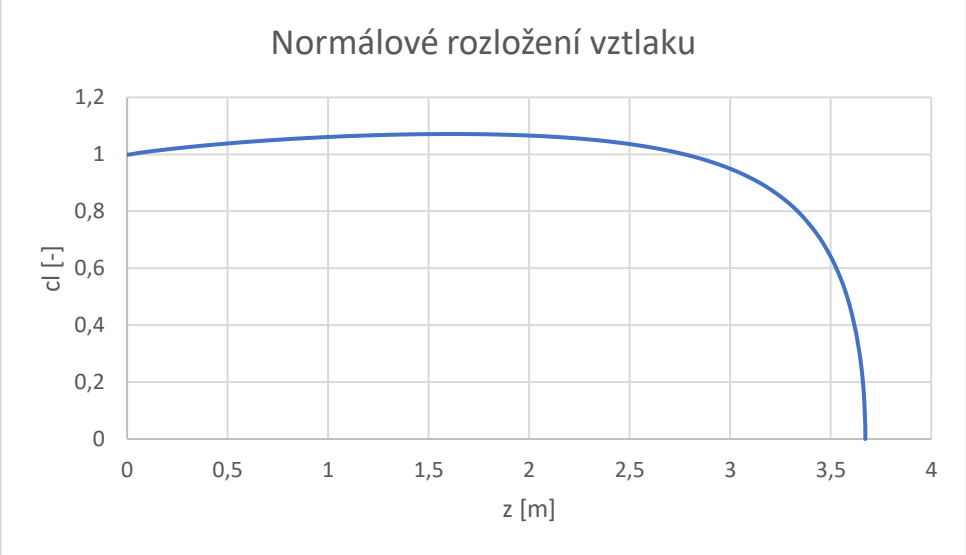
Tabulka 14: AD parametry a síly pro hmotovou konfiguraci 7

HMOT. KONFIGURACE 7							
	V[km/h]	v [m/s]	n	Lh	Lw	CLw	alfa
BOD_1	111,04	30,84	1	-89,746	4209,946	0,737	9,226
BOD_2	222,08	61,69	4	-358,983	16839,783	0,737	9,226
BOD_3	335,00	93,06	4	-756,093	17236,893	0,331	3,490
BOD_5	335,00	93,06	-1,5	-690,566	-5489,734	-0,106	-2,694
BOD_6	178,17	49,49	-2	-176,557	-8063,843	-0,548	-8,957
BOD_7	125,98	35,00	-1	-88,278	-4031,922	-0,548	-8,957
BOD_P1	225,00	62,50	4,7	-375,459	19700,694	0,839	10,682
BOD_P2	335,00	93,06	3,7	-753,082	16192,586	0,311	3,206
BOD_P3	335,00	93,06	-1,7	-687,620	-6511,483	-0,125	-2,972
BOD_P4	225,00	62,50	-2,7	-287,525	-10797,310	-0,460	-7,712
KŘIDÉLKA_30	222,08	61,69	2,66	-343,018	11302,750	0,494	5,798
KŘIDÉLKA_10	335,00	93,06	2,66	-740,128	11699,860	0,225	1,983
KLAPKY	149,36	41,49	2	-164,647	8405,047	0,813	10,305

7.2 ROZLOŽENÍ SOUČINITELE VZTLAKU

Pomocí programu Glauert byla stanovena následující rozložení vztlaku.

7.2.1 NORMÁLNÉ ROZLOŽENÍ SOUČINITELE VZTLAKU



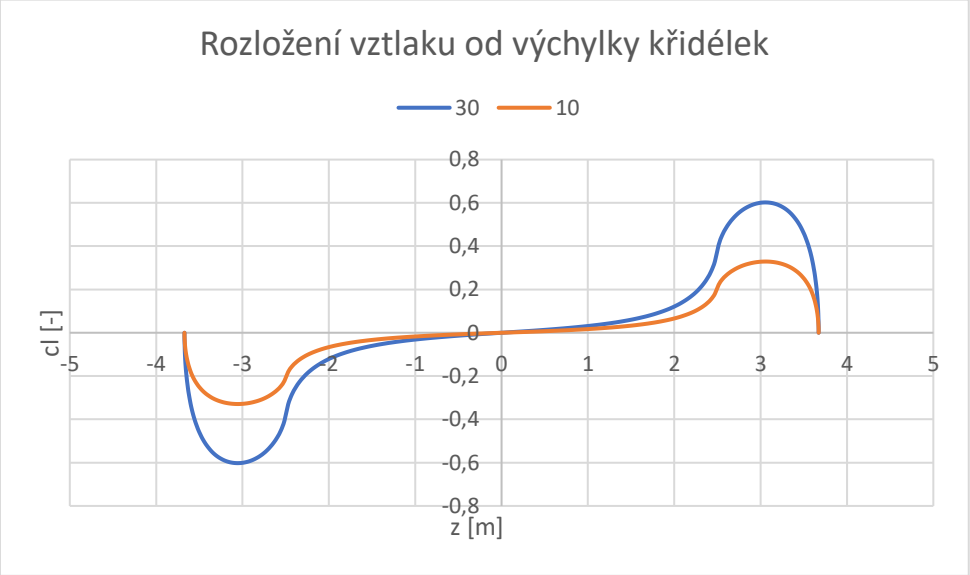
Obrázek 52: Normálové rozložení vztlaku

7.2.2 NULOVÉ ROZLOŽENÍ SOUČINITELE VZTLAKU

Jelikož je křídlo nekroucené, nulové rozložení není nutno definovat

7.2.3 ROZLOŽENÍ SOUČINITELE VZTLAKU OD VÝCHYLKY KŘIDÉLEK

Byly uvažovány nediferencovatelné výchylky křidélek a výpočet rozložení součinitele vztlaku od výchylky křidélek byl proveden v programu Glauert pro případ 10 a 30 stupňů.



Obrázek 53: Rozložení vztlaku od výchylky křidélek

7.2.4 ROLOŽENÍ SOUČINITELE VZTLAKU OD TLUMENÍ KLONĚNÍ

Tlumení klonění je způsobeno lokální změnou úhlu náběhu v jednotlivých řezech křídla způsobenou rotací letounu kolem podélné osy. Tlumení se vypočte dle rovnice 121, ve které ale vystupuje ještě jedna neznámá, a to úhlová rychlost klonění ω_x. Úhlová rychlost klonění byla stanovena z rovnováhy klonivého momentu a momentu od tlumení klonění uvedených v rovnicích 122 a 123, kde byla nalezena taková hodnota úhlové rychlosti, která splňuje podmínku rovnováhy.

$$c_{ltl} = \frac{\omega_x}{v} \cdot c_{l\alpha} \cdot z \cdot c_{ln}(z) \tag{121}$$

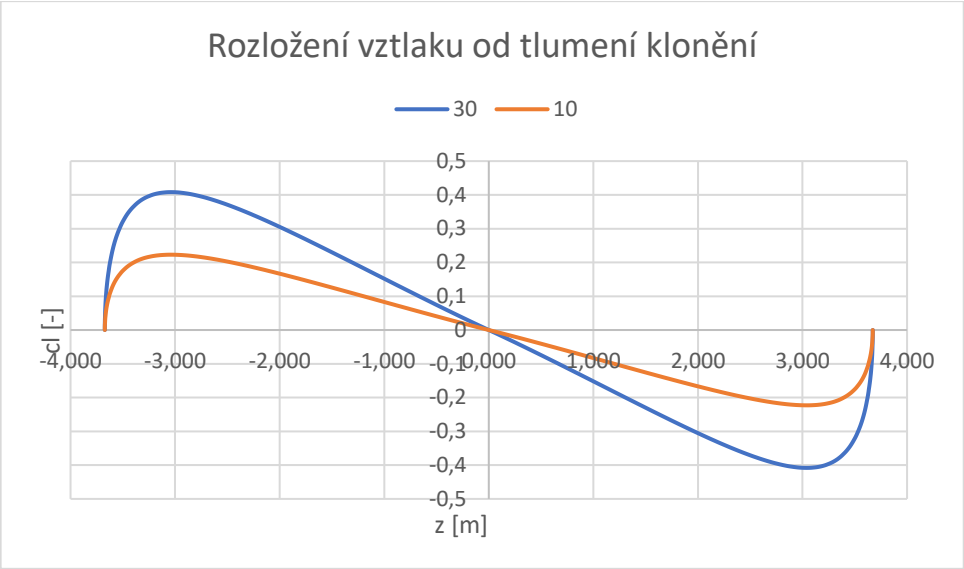
$$c_{mx\,k} = \frac{4}{S \cdot l} \int_0^{l/2} z \cdot c_{l\,k}(z) \cdot b(z) \cdot dz \tag{122}$$

$$c_{mx\,tl} = \frac{4}{S \cdot l} \int_0^{l/2} z \cdot c_{l\,tl}(z) \cdot b(z) \cdot dz \tag{123}$$

Nalezené hodnoty úhlové rychlost klonění:

$$\omega_{30} = 1{,}964\ rad/s$$

$$\omega_{10} = 1{,}614\ rad/s$$



Obrázek 54: Rozložení vztlaku od tlumení klonění

7.2.5 ROZLOŽENÍ SOUČINITELE VZTLAKU OD VÝCHYLKY KLAPEK

Rozložení součinitele vztlaku od výchylky vztlakových klapek bylo v programu Glauert pro výchylku 50 stupňů.

Obrázek 55: Rozložení vztlaku od výchylky klapek

7.2.6 CELKOVÉ ROZLOŽENÍ SOUČINITELE VZTLAKU

Celkové rozložení součinitele vztlaku bylo získáno vynásobením normálního rozložení součinitelem křídla, pokud se jednalo o křidélkový, či klapkový případ bylo přičteno rozložení součinitele vztlaku od výchylky křidélek a tlumení klonění, nebo vztlakových klapek.

$$c_l = c_{ln} \cdot c_{Lw} + c_{l\,k} + c_{l\,tl} + c_{l\,kl} \tag{124}$$

7.3 ROZLOŽENÍ SOUČINITELE ODPORU

Pro stanovení odporových sil bylo vypočteno rozložení součinitele odporu vynásobením součinitele odporu, který byl stanoven pro konkrétní součinitel vztlaku křídla z poláry, normálovým rozložením pro daný řez křídla.

$$c_d(z) = c_{Dw} \cdot c_{ln}(z) \tag{125}$$

7.4 HMOTOVÉ ROZLOŽENÍ

7.4.1 HMOTNOST KŘÍDLA

Protože v této fázi návrhu ještě nebyla dostupná detailnější data o hmotnosti křídla, bylo uvažováno rozložení hmot dle rovnice 126 jako lineární a úměrné hloubce křídla.

$$q_{mk\check{r}}(z) = \frac{n \cdot m_{k\check{r}} \cdot g}{S} \cdot b(z) = \frac{2{,}66 \cdot 46{,}7 \cdot 9{,}81}{8} \cdot b(z) \tag{126}$$

7.4.2 HMOTNOST PALIVA

Byl započten i příspěvek hmotnosti paliva. Zatížení je spojité a poloha jeho působiště byla zjednodušeně uvažována v těžišti průřezu nádrže v daném řezu $S_n(z)$.

$$q_{mp} = \frac{n \cdot g \cdot m_p}{2 \cdot V_n} \cdot S_n(z) = \frac{2{,}66 \cdot 9{,}81 \cdot 28}{2 \cdot 0{,}036} \cdot S_n(z) \tag{127}$$

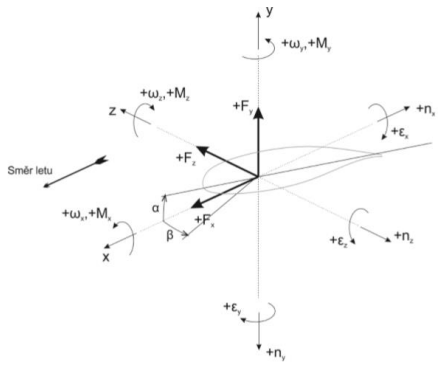
7.4.3 CELKOVÉ ROZLOŽENÍ HMOT

Celkové rozložení hmot po rozpětí je dáno součtem spojitých zatížení od hmotnosti křídla a od hmotnosti paliva.

$$q_m(z) = q_{mk\check{r}}(z) + q_{mp}(z) \tag{128}$$

7.5 PRŮBĚHY SPOJITÉHO ZATÍŽENÍ

Smysl sil a momentů, které byly vypočteny se řídí dle souřadnicového systému na obr. 56.



Obrázek 56: Smysl sil a momentů působících na křídlo PRZL

7.5.1 SPOJITÉ ZATÍŽENÍ OD AERODYNAMICKÝCH SIL

Spojité zatížení od aerodynamických sil bylo určeno na základě výsledného rozložení vztlaku a rozložení odporu. Rozložení spojitého zatížení od aerodynamických sil po rozpětí bylo určeno dle rovnic 129 a 130.

$$q_{ya}(z) = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot c_l(z) \cdot b(z) \tag{129}$$

$$q_{xa}(z) = -\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot c_d(z) \cdot b(z) \tag{130}$$

7.5.2 SPOJITÉ ZATÍŽENÍ OD HMOTOVÝCH SIL

Spojité zatížení od hmotových sil bylo určeno z hmotového rozložení a pouze převedeno v souladu se souřadnicovým systémem. Z uvedeného vztahu plyne, že hmotové síly křídlo z pohledu ohybového momentu a posouvající síly odlehčují v závislosti na letovém násobku

$$q_{ym}(z) = -q_m(z) \tag{131}$$

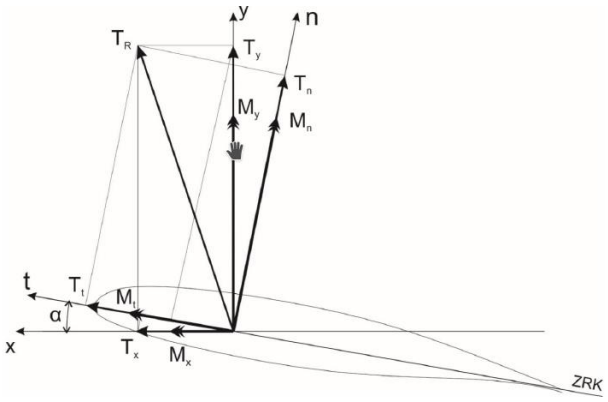
7.5.3 SPOJITÉ KRUTOVÉ ZATÍŽENÍ OD KLOPIVÉHO MOMENTU

Spojité krutové zatížení od klopivého momentu bylo zjednodušeně stanoveno pro místní profilové hodnoty součinitele klopivého momentu, jehož rozložení po křídle je konstantní, pokud se nejedná o křidélkové či klapkové případy.

$$q_k = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot c_m(z) \cdot b(z)^2 \tag{132}$$

7.6 PRŮBĚHY ZATÍŽENÍ

Byly vypočteny průběhy zatížení pro jednotlivé konfigurace a následně převedeny do souřadnicové soustavy křídla uvedené na obr. 57.



Obrázek 57: Transformace do souřadnicové soustavy letounu PRZL

7.6.1 PRŮBĚH POSOUVAJÍCÍ SÍLY

Byly vypočteny průběhy posouvající síly, Posouvající síla ve směru x byla vypočtena integrací spojitého zatížení od aerodynamických sil ve směru x a Posouvající síla ve směru y byla vypočtena jako součet integrovaného spojitého zatížení od aerodynamických sil ve směru y a integrovaných zatížení od hmotových sil.

$$T_x = \int_0^{l/2} q_{xa} dz \tag{133}$$

$$T_{ya} = \int_0^{l/2} q_{ya} dz \tag{134}$$

$$T_{ym} = \int_0^{l/2} (q_m) dz \tag{135}$$

$$T_y = T_{ym} + T_{ya} \tag{136}$$

Pro převod do s.s. křídla:

$$T_n = T_y \cdot cos\alpha - T_x \cdot sin\alpha \tag{137}$$

$$T_t = T_y \cdot \sin\alpha + \mathrm{T_x} \cdot cos\ \alpha \tag{138}$$

7.6.2 PRŮBĚH OHYBOVÉHO MOMENTU

Jednotlivé průběhy ohybových momentů byly vypočteny integrací příslušných posouvajících sil.

$$M_y = -\int_0^{\frac{l}{2}} T_x dz \tag{139}$$

$$M_x = \int_0^{l/2} T_y dz \tag{140}$$

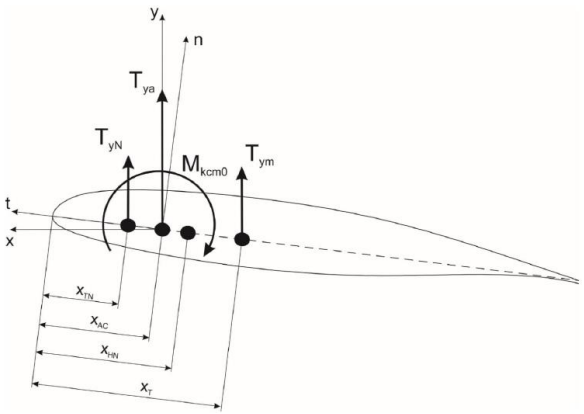
Pro převod do s.s. křídla:

$$M_n = M_y \cdot cos\alpha - M_x \cdot sin\alpha$$

$$M_t = M_y \cdot \sin\alpha + \mathrm{M_x} \cdot cos\alpha$$

7.6.3 PRŮBĚH KROUTÍCÍHO MOMENTU

Kroutící moment byl vztažen k ose čtvrtinových bodů. Skládá se z příspěvků od aerodynamických a hmotových sil. Jelikož je moment vztažen ke čtvrtinovému bodu, tedy k aerodynamickém středu, ve kterém je působiště aerodynamických sil byly pro výpočet požity pouze hmotové účinky a kroutící moment daný příspěvkem místního klopivého momentu profilu. Výpočet kroutícího momentu byl proveden na základě schématu uvedeném v obr. 58.



Obrázek 58: Schéma pro výpočet kroutícího momentu PRZL

Kroutící moment od příspěvku místního c_m proflu:

$$M_{Kcm0} = q \int_0^{\frac{l}{2}} c_m(z) \cdot b(z)^2 dz \tag{141}$$

Kroutící moment od hmotových účinků konstrukce křídla:

$$M_{Km} = \int_0^{\frac{l}{2}} q_{ym} \cdot (x_{AC} - x_T) \cdot cos\alpha \, dz \tag{142}$$

Kroutící moment od hmotových účinků paliva:

$$M_{Kpal} = \int_0^{\frac{l}{2}} q_{mp} \cdot (x_{AC} - x_{TN}) \cdot cos\alpha \, dz \tag{143}$$

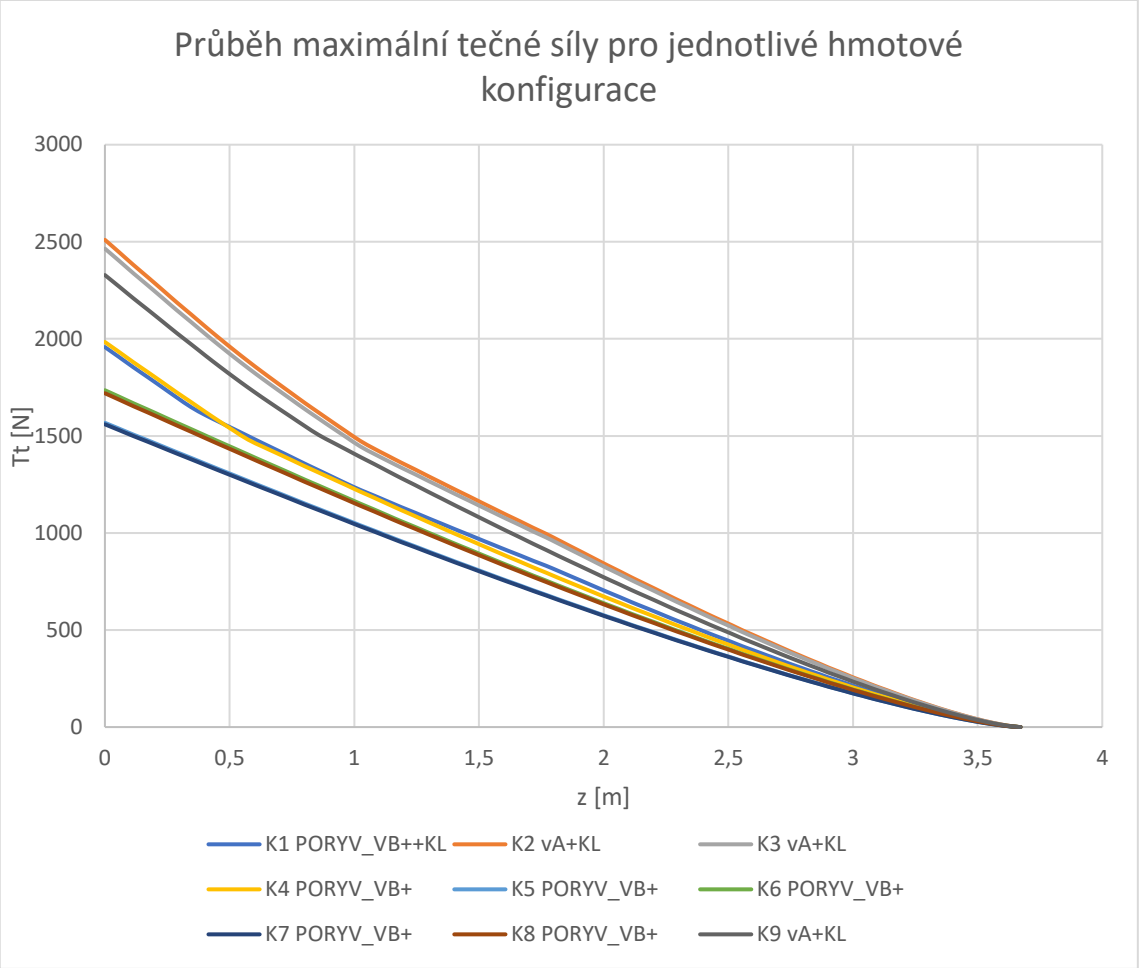
Celkový kroutící moment:

$$M_{KAC} = M_{Kcm0} + M_{Km} + M_{Kpal} \tag{144}$$

7.7 VÝBĚR KRITICKÝCH PŘÍPADŮ ZATÍŽENÍ

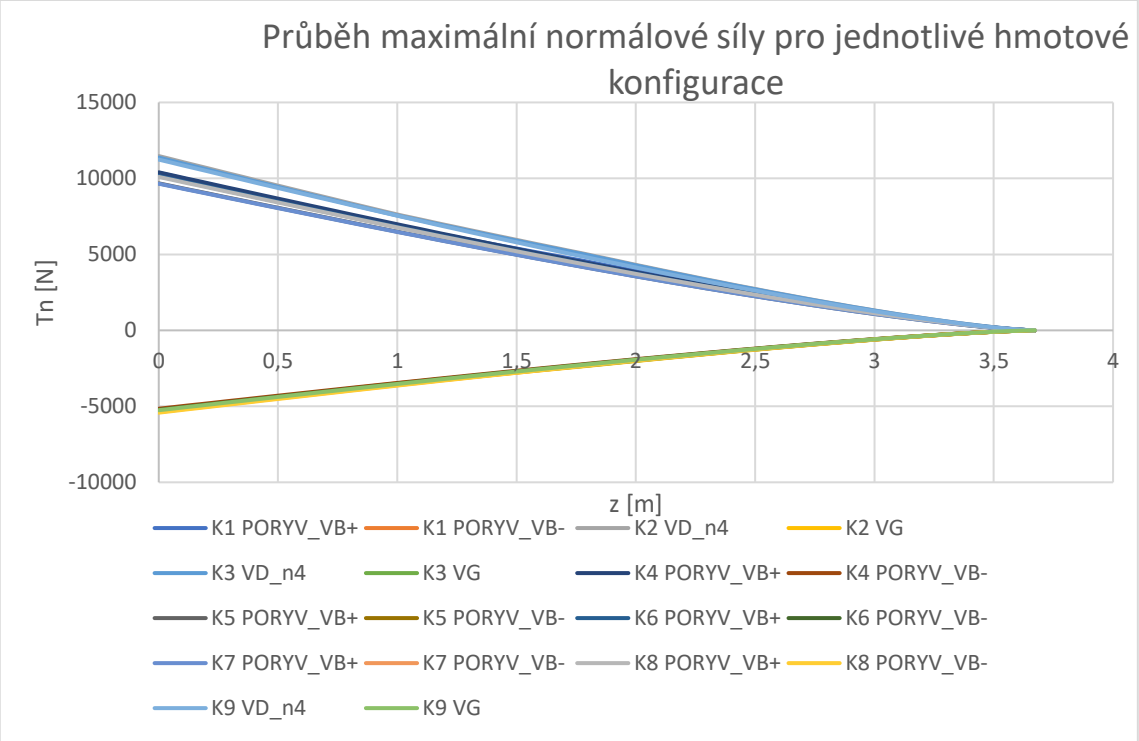
Ze všech hmotových konfigurací byly vybrány kritické případy, které jsou znázorněny na grafech v následujících kapitolách. Grafy průběhu zatížení pro každou konfiguraci jsou uvedeny v příloze 3.

7.7.1 TEČNÁ POSOUVAJÍCÍ SÍLA



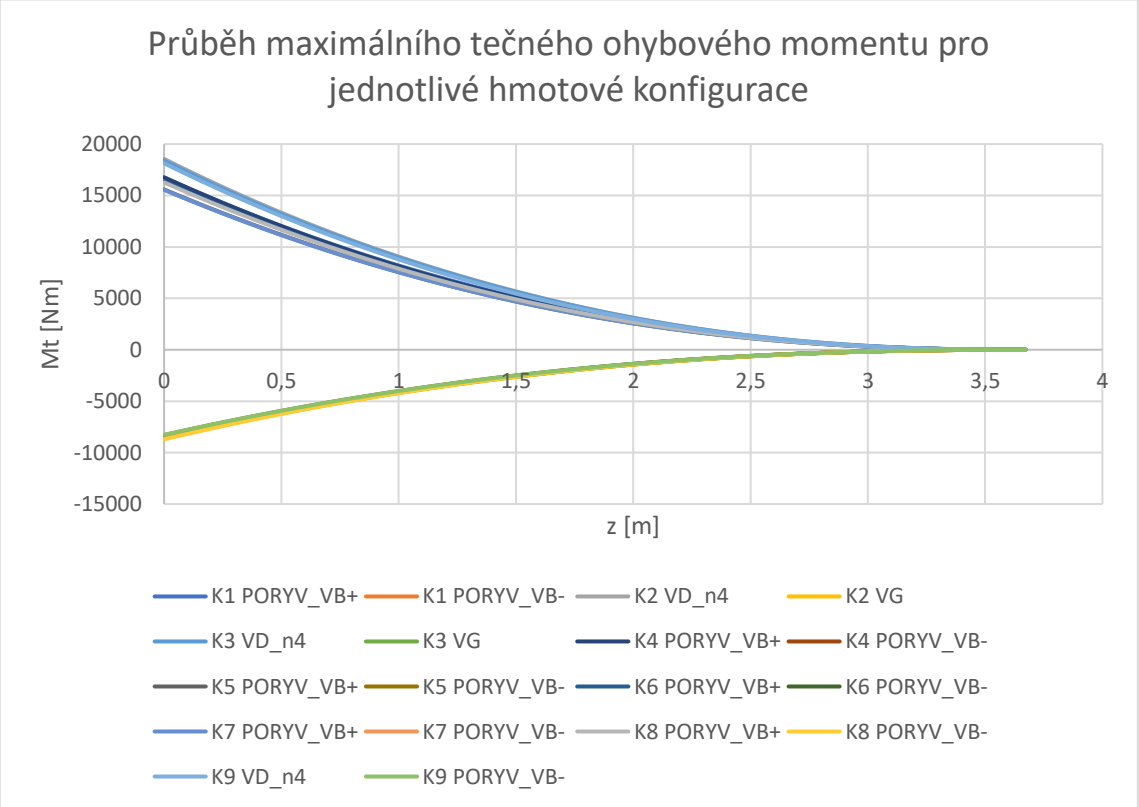
Obrázek 59: Průběh maximální tečné síly po rozpětí

7.7.2 NORMÁLOVÁ POSOUVAJÍCÍ SÍLA



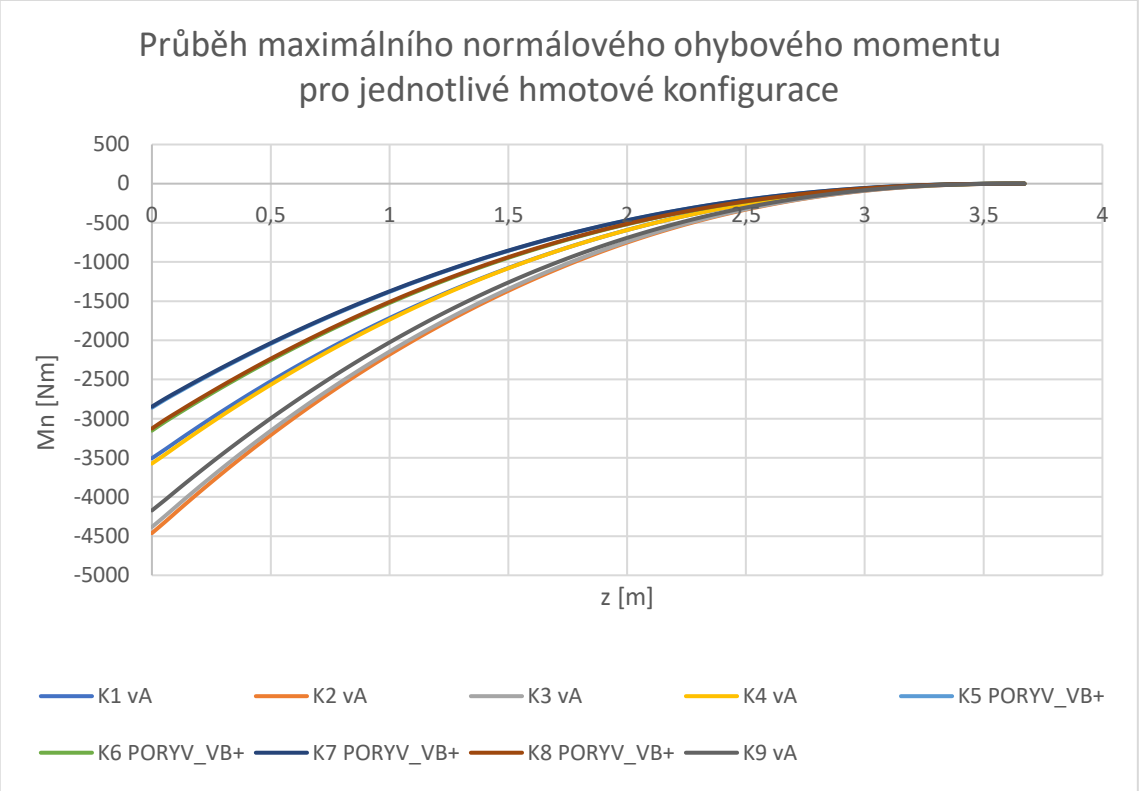
Obrázek 60: Průběh maximální normálové síly po rozpětí

7.7.3 TEČNÝ OHYBOVÝ MOMENT



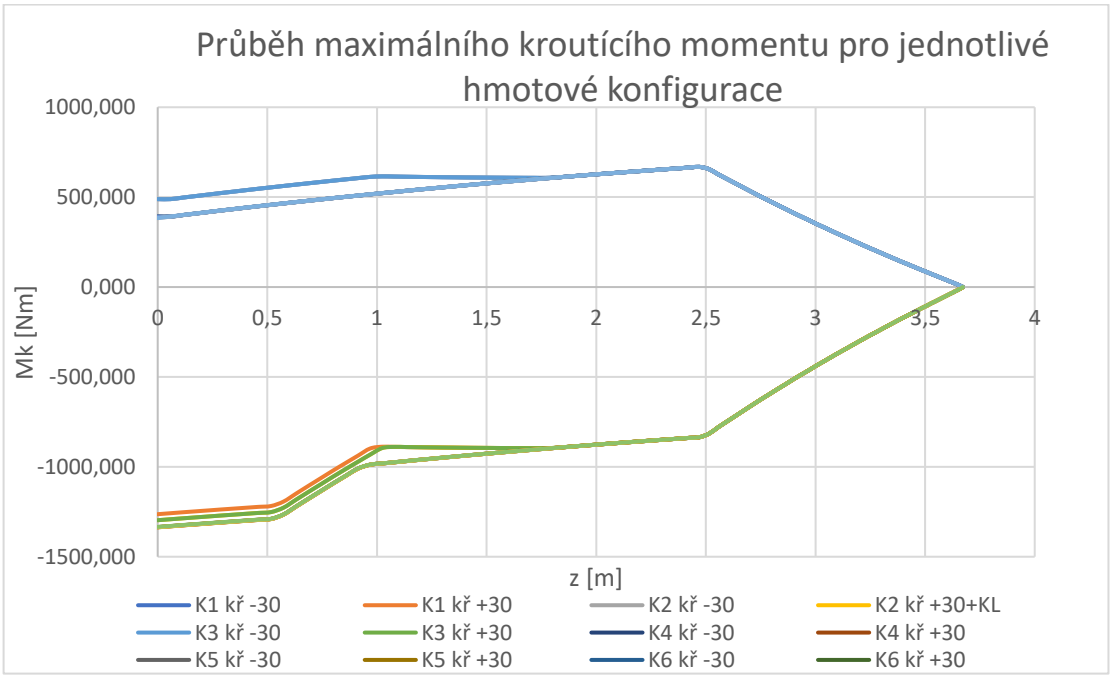
Obrázek 61: Průběh maximálního tečného ohybového momentu po rozpětí

7.7.4 NORMÁLOVÝ OHYBOVÝ MOMENT



Obrázek 62 Průběh max. normálového ohybového momentu po rozpětí

7.7.5 KROUTÍCÍ MOMENT VZTAŽENÝ K OSE ČTVRTINOVÝCH BODŮ



Obrázek 63: Průběh maximálního kroutícího momentu po rozpětí

8 PEVNOSTNÍ KONTROLA NOSNÍKU

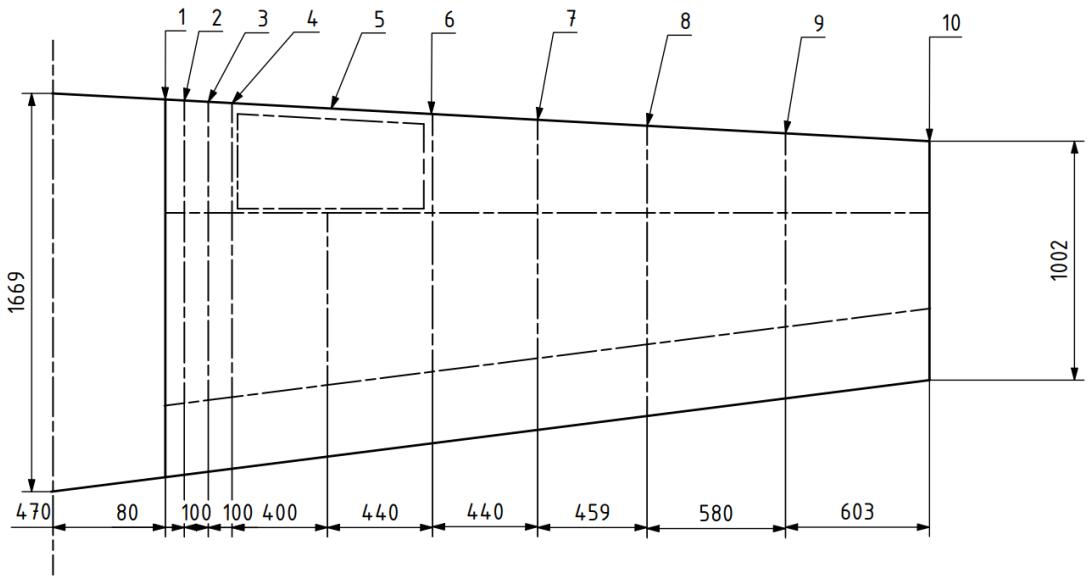
Křídlo bylo zvoleno samonosné, jednonosníkové s pomocným nosníkem a nosným potahem. Rozteče žeber a dimenze křídla jsou uvedeny na obr. 64. Celé křídlo bylo navrženo z hliníkové sitiny EN AW-6061-T6. Mez pevnosti v tahu této slitiny je uváděna R_m = 310 MPa, mez pevnosti ve smyku je τ_s = 207 MPa a Youngův modul pružnosti v tahu je E = 71700 MPa. Tato slitina vykazuje poměrně malou pevnost v tahu oproti ostatním slitinám používaných v letectví, na rozdíl od těchto slitin je velmi dobře tvářitelná za studena. Hlavně z tohoto důvodu byla zvolena, jelikož je letoun tvořen z velkého množství ohýbaných profilů a slitina EN AW-6061 může být tvářena za studena i v tepelně zpracovaném stavu T6. Většina ostatních leteckých slitin musí být tvářena v nevytvrzeném stavu a až po tváření mohou být vytvrzeny, což se negativně projeví na výrobních nákladech. Dalším důvodem volby této slitiny byla dostupnost plechů a polotovarů na trhu.

Velikost součinitele bezpečnosti pro pevnostní výpočet nosníku byla zvolena f = 1,5.

8.1 PÁSNICE HLAVNÍHO NOSNÍKU

Pásnice hlavního nosníku jsou namáhány ohybovým momentem Mx a momentem My, který byl pro zjednodušení zanedbám, jelikož jeho velikost nebývá kritická z pohledu pevnosti. Hodnoty ohybového momentu byly odečteny z vypočtených hodnot z grafu na obr. 59. Podle dominantního namáhání se rozdělují pásnice nosníku na taženou (spodní) a tlačenou (horní) pásnici.

Pro pevnostní výpočet bylo křídlo rozděleno na 9 úseků podle rozložení žeber po rozpětí křídla, jako je uvedeno na obr. 64.



Obrázek 64:Rozložení žeber

8.1.1 NÁVRH PROFILŮ TAŽENÉ PÁSNICE

Pro návrh tažené pásnice byl nejdříve vypočten kritický průřez pásnice pro každý řez dle rovnice 145, kde efektivní výška nosníku h se spočítá dle rovnice 146.

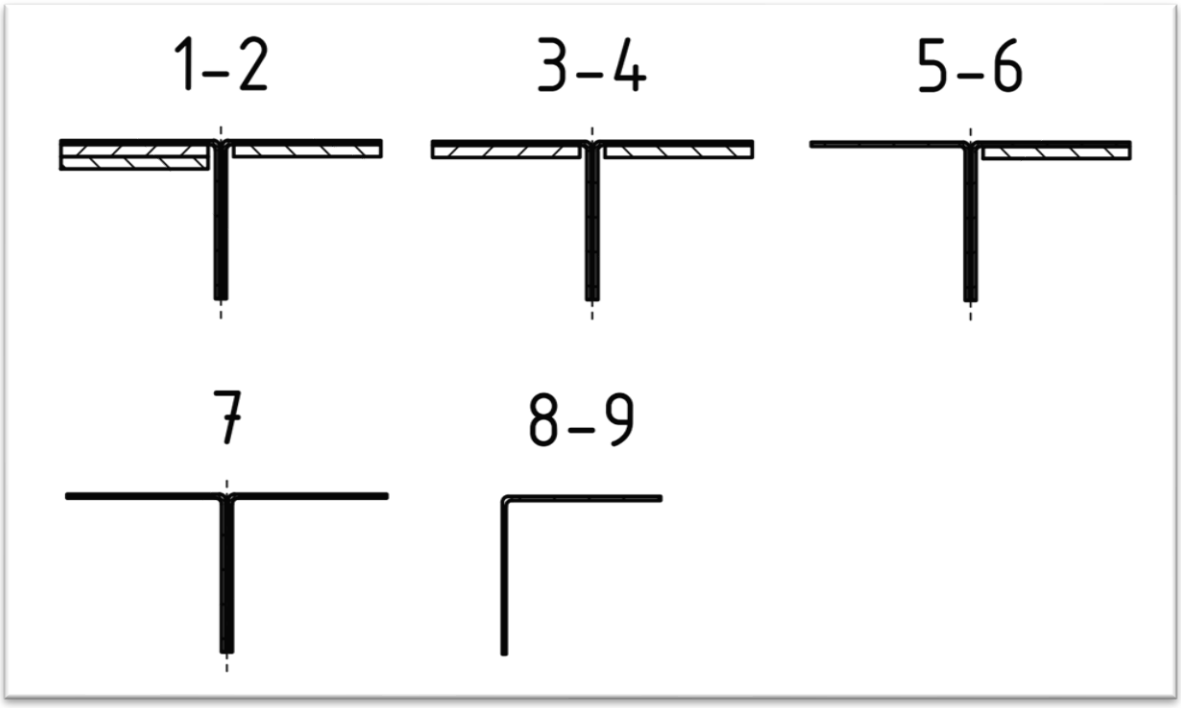
$$S_{TAHmin} \geq \frac{M_x \cdot f}{R_m \cdot h} \tag{145}$$

$$h = 0{,}8 \cdot H \tag{146}$$

Dle vypočtených průřezů pro jednotlivé úseky byla zvolena skladba pásnice. Pásnice je tvořena z dvou ohýbaných L-profilů a tří pásovin. Rozměry pásovin a L profilů jsou uvedeny v tabulce 22 a skladba pásnice pro jednotlivé úseky je zobrazena na obr. 63.

Tabulka 15: Profily tažené pásnice

	a [mm]	b [mm]	t [mm]	t [inch]	S [mm2]
L1	40	40	1,016	0,04	80,24774
P2	38,1	x	3,175	0,125	120,9675



Obrázek 65: Skladba profilů tažené pásnice

V tabulce 16 jsou uvedeny vypočtené hodnoty minimálního (kritického) průřezu a hodnoty zvoleného průřezu pro jednotlivé úseky.

Tabulka 16: Kritický průřez tažené pásnice

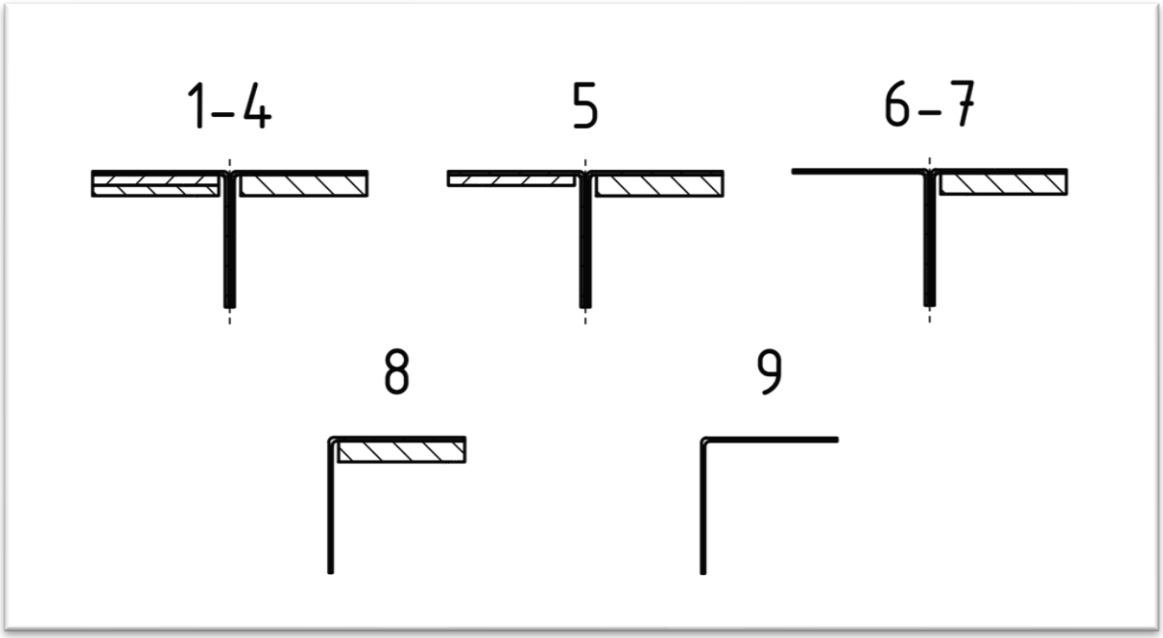
úsek	1-2	2-3	3-4	4-5	5-6	6-7	7-8	8-9	9-10
rozteč [mm]	80	100	100	400	440	440	459	580	603
H [mm]	190,2	188,4	186,3	184,1	175,4	165,8	156,2	146,2	133,5
h [mm]	152,1	150,7	149,0	147,3	140,3	132,6	124,9	116,9	106,8
Mx [Nm]	13590	12817	11904	11062	7900	5159	3048	1358	297
S_tah_min [mm2]	432,22	411,43	386,59	363,48	272,51	188,25	118,07	56,20	13,44
S_tah [mm2]	523,40	523,40	402,43	402,43	281,46	281,46	160,50	80,25	80,25

8.1.2 NÁVRH PROFILŮ TLAČENÉ PÁSNICE

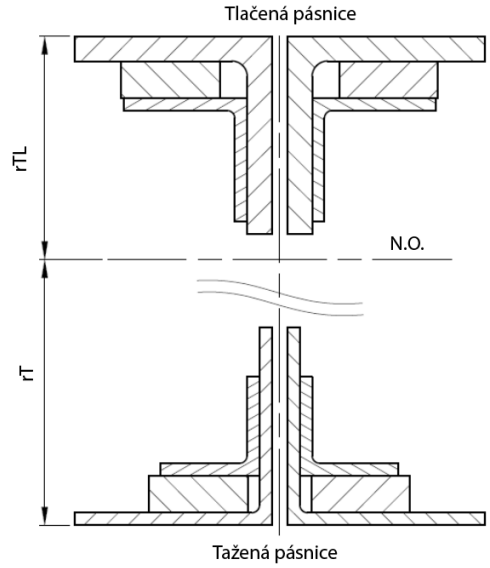
Průřez tlačené pásnice byl volen větší, jelikož tlak vyvolává vzpěr v pásnici. Pásnice je tvořena z dvou ohýbaných L-profilů a tří pásovin. Rozměry pásovin a L profilů jsou uvedeny v tabulce 17 a skladba pásnice pro jednotlivé úseky je zobrazena na obr. 66. Pomocí CAD systému byly pro jednotlivé úseky získány kvadratické momenty průřezu tlačené pásnice J_{TL}, kvadratické momenty průřezu nosníku J_{Hx}, vzdálenosti N.O od tlačené pásnice r_{TL} a vzdálenosti N.O od tažené pásnice r_T. Vzdálenosti N.O. od pásnic jsou definovány na obr. 67.

Tabulka 17: Profily tlačené pásnice

	a [mm]	b [mm]	t [mm]	t [inch]	S [mm2]
L1	40	40	1,016	0,04	80,24774
P1	38,1	x	6,35	0,25	241,935
P2	38,1	x	3,175	0,125	120,9675



Obrázek 66: Skladba profilů tlačené pásnice



Obrázek 67: Poloha neutrální osy

8.1.2.1 Kritické napětí pro tlačenou pásnici

Kritické napětí závisí na velikosti štíhlosti profilu λ. Pro stanovení štíhlosti λ byl nejdříve vypočten poloměr setrvačnosti průřezu z rovnice 147 a z něj pomocí rovnice 148

stanovena štíhlost λ. Štíhlost dle Tetmajera λ_2 byla zvolena $\lambda_2 = 20$ a štíhlost dle Eulera λ_3 byla stanovena $\lambda_3 = 53$.

$$i = \sqrt{\frac{J_{TL}}{S_{TL}}} \tag{147}$$

$$\lambda = \frac{l_Z}{i} \tag{148}$$

Pokud je vypočtená hodnota štíhlosti $\lambda \in (\lambda_2 \div \lambda_3)$, probíhá výpočet kritického napětí dle Tetmajera. Pokud je vypočtená hodnota štíhlosti $\lambda > \lambda_3$ probíhá výpočet dle Eulera, a pokud je $\lambda < \lambda_2$ pak kritické napětí $\sigma_{krit} = R_m = 310\ MPa$.

Výpočet kritického napětí dle Eulera:

$$\sigma_{krit(\lambda 3)} = \sigma_{krit} = \pi^2 \frac{E}{\lambda^2} \tag{149}$$

Výpočet kritického napětí dle Tetmajera:

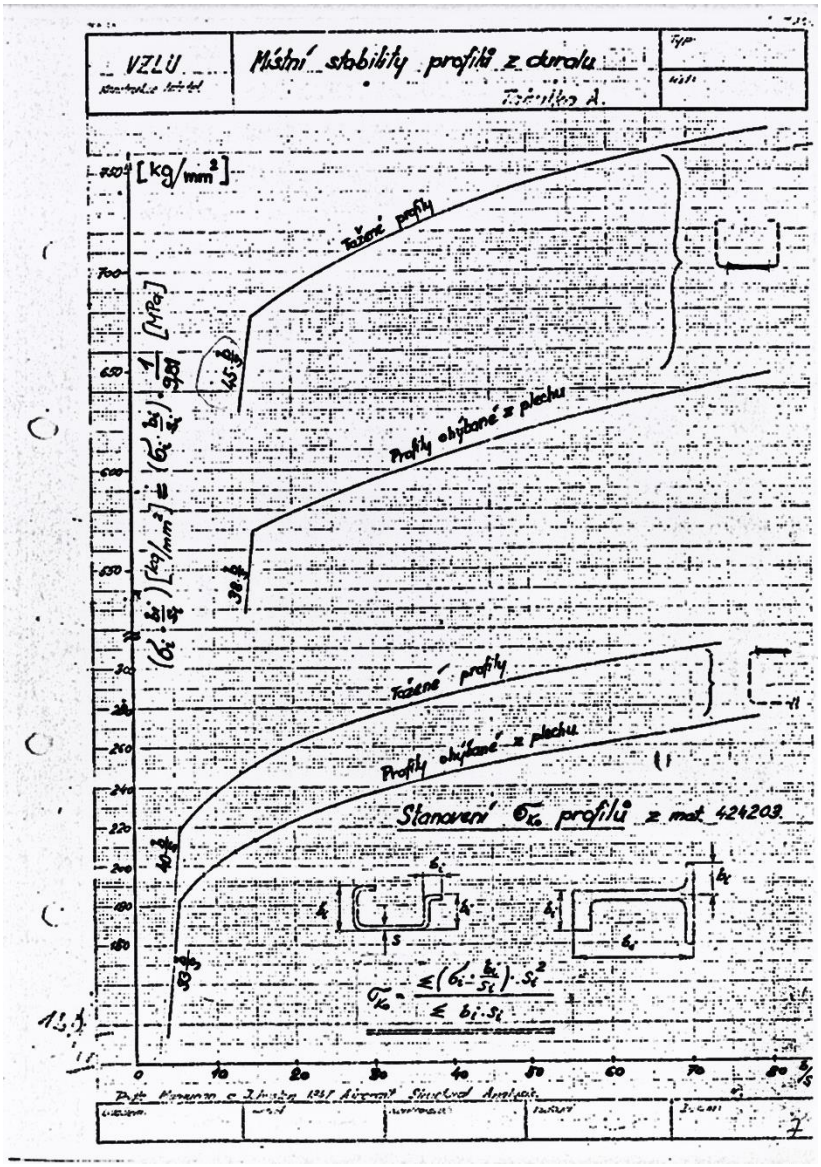
Pro každý použitý profil byl vypočten poměr šířky ku tloušťce $\frac{b}{t}$, pro který byla z grafu na obr. 68 odečtena hodnota $\sigma_i \cdot \frac{b_i}{t_i}$. Odečtené hodnoty jsou uvedeny v tabulce 18.

Tabulka 18: Odečtené hodnoty z grafu místní stability

L1tl	b1/t1	40,35
	(σ1b1/t1) [kg/mm2]	267,08
	(σ1b1/t1) [MPa]	2620,05
P1tl	b3/t3	6
	(σ3b3/t3) [kg/mm2]	220,91
	(σ3b3/t3) [MPa]	2167,12
P2tl	b4/t4	12
	(σ4b4/t4) [kg/mm2]	196,97
	(σ4b4/t4) [MPa]	1932,28

$$\sigma_{krit(\lambda 2)} = \frac{\sum \left(\sigma_i \cdot \frac{b_i}{t_i}\right) \cdot t_i^2}{\sum b_i \cdot t_i} \tag{150}$$

$$\sigma_{krit\lambda} = \sigma_{krit(\lambda 2)} + \frac{\left(\sigma_{krit(\lambda 3)} - \sigma_{krit(\lambda 2)}\right) \cdot (\lambda - \lambda_3)}{(\lambda_3 - \lambda_2)} \tag{151}$$



Obrázek 68: Místní stabilita duralových profilů CVPL

8.1.3 VÝPOČET JISTOT

Hodnoty vypočtených jistot jsou uvedeny v tabulce 19.

8.1.3.1 TAŽENÁ PÁSNICE

Napětí:

$$\sigma_{TAH} = \frac{M_x \cdot f \cdot r_{TAH}}{J_{Hx}} \tag{152}$$

Jistota:

$$j = \frac{R_m}{\sigma_{TAH}} > 1 \rightarrow vyhovuje \tag{153}$$

8.1.3.2 TLAČENÁ PÁSNICE

Napětí:

$$\sigma_{TL} = \frac{M_x \cdot f \cdot r_{TL}}{J_{Hx}} \tag{154}$$

Jistota:

$$j = \frac{\sigma_{krit\lambda}}{\sigma_{TAH}} > 1 \rightarrow vyhovuje \tag{155}$$

Tabulka 19: Kritická napětí a jistoty

úsek	1-2	2-3	3-4	4-5	5-6	6-7	7-8	8-9	9-10
rozteč žeber [mm]	80	100	100	400	440	440	459	580	603
Jtl [mm4]	35658,36	35658,36	35658,36	35658,36	34702,61	30846,64	30846,64	15273,27	5629,93
b [mm]	1583	1569	1551	1533	1460	1380	1300	1217	1112
Mx [Nm]	13589,91	12817,44	11904,48	11061,61	7900,31	5159,06	3048,45	1358,09	296,72
Staž [mm2]	523,40	523,40	402,43	402,43	281,46	281,46	160,50	80,25	80,25
Stlač [mm2]	648,43	648,43	648,43	648,43	527,46	406,49	406,49	324,21	82,28
i [mm]	7,42	7,42	7,42	7,42	8,11	8,71	8,71	6,86	8,27
lambda	10,79	13,48	13,48	53,94	54,25	50,51	52,69	84,50	72,90
σkr (λ 2) [MPa]	232,29	232,29	232,29	232,29	251,61	285,30	285,30	317,67	64,93
σkr (λ 3) [MPa]	6080,48	3891,50	3891,50	243,22	240,48	277,37	254,89	99,10	133,17
σkr(λ) [MPa]	-1400,24	-490,13	-490,13	243,53	240,06	277,97	255,17	-109,57	174,31
σkr(λ < λ2) [MPa]	310	310	310	310	310	310	310	310	310
oblast	1	2	3	4	5	6	7	8	9
JHx [mm4]	9612056	9399441	11978931	11755438	5130335	4035161	2469543	1261643	553629
rT [mm]	103,46	102,61	97,07	95,66	111,94	95,84	108,86	113,71	66,76
σT [Mpa]	219,40	209,88	144,70	135,02	258,57	183,81	201,57	183,60	53,67
j (tah)	1,84	1,92	2,79	2,99	1,56	2,20	2,00	2,20	7,53
j (tah) > 1	vyhovuje	vyhovuje	vyhovuje	vyhovuje	vyhovuje	vyhovuje	vyhovuje	vyhovuje	vyhovuje
rTl [mm]	86,72	85,82	89,18	88,41	63,41	69,91	47,31	32,45	66,76
σTl [Mpa]	183,91	175,55	132,94	124,79	146,47	134,08	87,59	52,40	53,67
j (tlak)	1,69	1,77	2,33	1,95	1,64	2,07	2,91	1,89	2,48
j (tlak) > 1	vyhovuje	vyhovuje	vyhovuje	vyhovuje	vyhovuje	vyhovuje	vyhovuje	vyhovuje	vyhovuje

8.2 POMOCNÝ NOSNÍK

Obě pásnice pomocného nosníku jsou tvořeny pouze jedním ohýbaným L-profilem. Dimenze pomocného nosníku byly vypočteny v CAD systému. Jejich hodnoty jsou uvedeny v tabulce 20.

8.3 NÁVRH STOJIN HLAVNÍHO A POMOCNÉHO NOSNÍKU

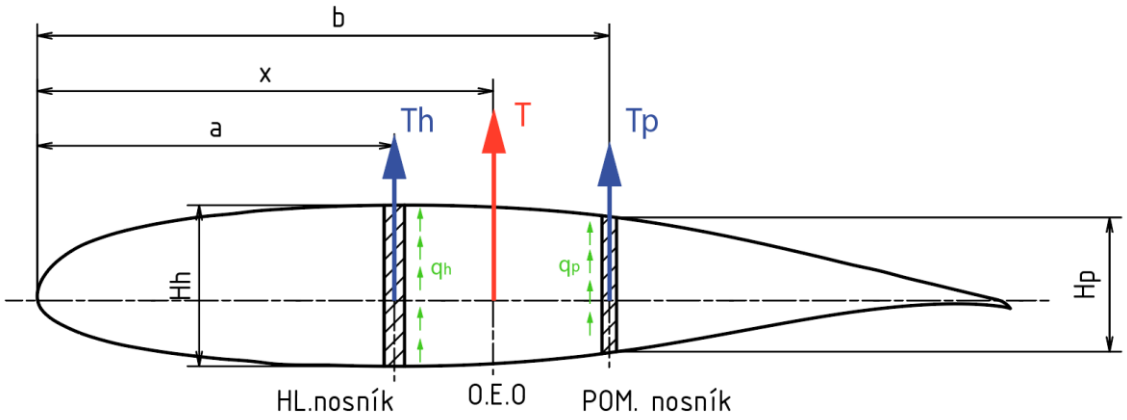
Byl použit předpoklad, že posouvající sílu Ty přenášejí pouze stojiny hlavního a pomocného nosníku. Stojiny ale přenášejí i kroutící moment. Kroutící moment není přenášen pouze stojinami, ale dutinami tvořenými ze stojin a potahu. V této diplomové práci byly pro zjednodušení kontrolovány stojiny nosníků pouze pro posouvající sílu. Velikost posouvající síly na jednotlivých úsecích byla stanovena odečtením z grafu na obr. 60.

8.3.1 PŘEROZDĚLENÍ ZATÍŽENÍ

Posouvající síla se přerozdělí na oba nosníky v poměru jejich ohybových tuhostí. Pro stanovení přerozdělení zatížení byla pro každý úsek pomocí rovnice 156 vypočtena poloha O.E.O.

$$x = \frac{J_{Hx} \cdot a \cdot E + J_{Px} \cdot b \cdot E}{J_{Hx} \cdot E + J_{Px} \cdot E} = \frac{J_{Hx} \cdot a + J_{Px} \cdot b}{J_{Hx} + J_{Px}} \tag{156}$$

Z rovnic momentové a silové rovnováhy odvozených z obr 67 byla stanovena velikost síly na hlavním nosníku T_H a velikost síly na pomocném nosníku T_p. Pro vypočtené síly byly pomocí rovnic 159 a 160 stanoveny smykové toky v obou nosnících. Vypočtené hodnoty jsou uvedeny v tabulce 21.



Obrázek 69: Přerozdělení zatížení od posouvající síly

$$T_H = T \cdot \left(\frac{x-b}{a-b}\right) \tag{157}$$

$$T_p = T - T_H \tag{158}$$

$$q_H = \frac{T_H}{H_H} \tag{159}$$

$$q_p = \frac{T_p}{H_p} \tag{160}$$

8.3.2 JISTOTY HLAVNÍHO NOSNÍKU

Smykové napětí ve stojině nosníku bylo vypočteno pomocí rovnice 161. Kritické napětí bylo vypočteno pomocí rovnice 162, kde součinitel ks byl odečten z grafu na obr. 70. Poměr $\frac{a}{b}$ na ose x je poměr výšky nosníku H_h a délky úseku mezi žebry l_z, ve jmenovateli tohoto poměru je vždy větší z obou hodnot, stejně tak v rovnici 162 je za B dosazena menší hodnota.

$$\tau_h = \frac{q_h}{t_h} \tag{161}$$

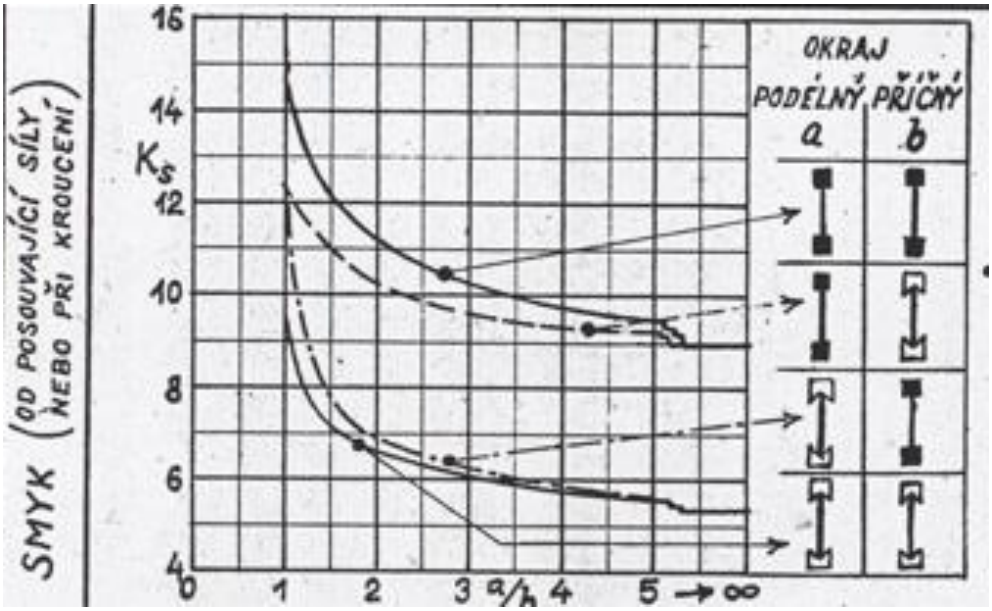
$$\tau_{kr} = 0{,}9 \cdot k_s \cdot E \cdot \left(\frac{t_h}{B}\right)^2 \tag{162}$$

Provozní jistota:

$$j_{prH} = \frac{\tau_{krh}}{\tau_h} \geq 0{,}5 \rightarrow vyhovuje \tag{163}$$

Početní jistota:

$$j_{prH} = \frac{\tau_{ps}}{\tau_h \cdot f} \geq 1 \rightarrow vyhovuje \tag{164}$$



Obrázek 70: Stabilita tenké desky ve smyku CVPL

8.3.3 JISTOTY POMOCNÉHO NOSNÍKU

Výpočet je identický jako pro hlavní nosník, pouze jsou dosazeny hodnoty pro nosník pomocný

$$\tau_p = \frac{q_p}{t_p} \tag{165}$$

$$\tau_{krp} = 0{,}9 \cdot k_s \cdot E \cdot \left(\frac{t_p}{B}\right)^2 \tag{166}$$

Provozní jistota:

$$j_{prH} = \frac{\tau_{kpr}}{\tau_p} = \frac{10{,}05}{11{,}37} = 0{,}88 \geq 0{,}5 \rightarrow vyhovuje \tag{167}$$

Početní jistota:

$$j_{prH} = \frac{\tau_{ps}}{\tau_p \cdot f} = \frac{243}{11{,}37 \cdot 1{,}5} = 14{,}2 \geq 1 \rightarrow vyhovuje \tag{168}$$

Tabulka 20: Dimenze pomocného nosníku

úsek	1;2	2;3	3;4	4;5	5;6	6;7	7;8	8;9	9;10
rozteč žeber [mm]	80	100	100	400	440	440	459	580	603
b [mm]	1628	1586	1536	1486	1428	1369	1303	1236	1161
H [mm]	79,373	79,132	79,092	78,99	78,38	77,608	76,515	75,946	74,198
h [mm]	63,50	63,31	63,27	63,19	62,70	62,09	61,21	60,76	59,36
S [mm2]	156,25	156,25	156,25	156,25	156,25	156,25	156,25	156,25	156,25
JPx [mm4]	150090,65	149071,49	148902,72	148472,85	145916,85	142718,34	138259,02	135969,52	129072,31

Tabulka 21: Smykové toky v PN a HN

úsek	1-2	2-3	3-4	4-5	5-6	6-7	7-8	8-9	9-10
a [mm]	474,9	470,7	465,3	459,9	438	414	390	365,1	333,6
b [mm]	1284	1268,98	1250,82	1232,65	1159,99	1080,07	1000,15	916,77	811,42
JHx [mm4]	9612056	9399440,8	11978931	11755438	5130335	4035161	2469543	1261643	553629,3
JPx [mm4]	150090,7	149071,49	148902,72	148472,8	145916,8	142718,3	138259	135969,5	129072,3
x [mm]	487,34	483,16	474,94	469,54	457,97	436,75	422,35	418,77	423,94
T [N]	9631,58	9368,42	8929,82	8578,95	7131,58	5684,21	4236,84	2745,61	1166,67
Th [N]	9483,50	9222,16	8820,19	8471,95	6934,35	5490,04	4012,22	2478,50	946,10
Tp [N]	148,08	146,26	109,64	107,00	197,23	194,18	224,63	267,11	220,57
Hh [mm]	190,17	188,43	186,25	184,07	175,35	165,76	156,17	146,16	133,52
Hp [mm]	79,37	79,13	79,09	78,99	78,38	77,61	76,52	75,95	74,20
qh [N/mm]	49,87	48,94	47,36	46,03	39,55	33,12	25,69	16,96	7,09
qp [N/mm]	1,87	1,85	1,39	1,35	2,52	2,50	2,94	3,52	2,97

Tabulka 22: Jistoty hlavního nosníku

úsek	1-2	2-3	3-4	4-5	5-6	6-7	7-8	8-9	9-10
th [mm]	0,81	0,81	0,81	0,81	0,81	0,81	0,81	0,81	0,81
τh [Mpa]	61,35	60,21	58,26	56,63	48,65	40,75	31,61	20,86	8,72
a/b	2,38	1,88	1,86	2,17	2,51	2,65	2,94	3,97	4,52
ks [-]	6,63	7,05	7,12	6,77	6,56	6,44	6,30	5,89	5,71
τkrh [Mpa]	44,96	30,60	30,91	8,67	9,26	10,18	11,22	11,97	13,90
jh (provozní)	0,73	0,51	0,53	0,15	0,19	0,25	0,35	0,57	1,59
jh provoz > 0,5	ano	ano	ano	ne	ne	ne	ne	ano	ano
jh (početní)	2,25	2,29	2,37	2,44	2,84	3,39	4,37	6,61	15,83
jh počet > 1	ano	ano	ano	ano	ano	ano	ano	ano	ano

Tabulka 23: Jistoty pomocného nosníku

úsek	1-2	2-3	3-4	4-5	5-6	6-7	7-8	8-9	9-10
tp [mm]	0,64	0,64	0,64	0,64	0,64	0,64	0,64	0,64	0,64
τp [Mpa]	2,94	2,91	2,18	2,13	3,96	3,94	4,62	5,54	4,68
a/b	1,01	1,26	1,26	5,06	5,61	5,67	6,00	7,64	8,13
ks [-]	12,06	9,22	9,02	5,62	5,32	5,32	5,32	5,32	5,32
τkrp [Mpa]	1085,84	819,31	451,36	269,27	893,15	900,69	1275,70	1858,59	1391,05
jp (provozní)	369,58	434,81	242,34	123,91	355,94	339,31	434,03	468,36	308,01
jp provoz > 0,5	ano	ano	ano	ano	ano	ano	ano	ano	ano
jp (početní)	46,97	47,41	63,22	64,69	34,83	35,02	29,85	24,92	29,48
jp počet>1	ano	ano	ano	ano	ano	ano	ano	ano	ano

8.3.4 VYHODNOCENÍ

Z tabulky 22 je vidět, že početní jistota hlavního nosníku pro úseky 4-5 až 8-9 nevyhovuje. Zvýšení stability by mohlo být realizováno například příčnými výztuhami, ve tvaru L, na které by pak byly přinýtovány přední žebra náběžné hrany. Stojiny se dále nijak více pevnostně neoptimalizovaly, tento výpočet slouží pouze jako vstup pro korektní výpočet, který bude uvažovat smykový tok od kroutícího momentu.

9 ZÁVĚR

Byla provedena rešerše 7 letounů s tandémovým uspořádáním posádky. Hodnoty a znalosti získané z rešerše následně sloužili jako podklad k vlastnímu návrhu letounu.

V souladu s předpisem UL-2/2019 byl navržen celokovový dolnoplošník s tandémovým uspořádáním posádky. Byly stanoveny základní dimenze a muška letounu z kterých byly následně vypočteny hmoty jednotlivých částí letounu a hmotová obálka. Dále byli vypočteny aerodynamické charakteristiky a výkony letounu. Na závěr práce bylo stanoveno zatížení letounu, pro všechny kritické konfigurace. Ze zatížení pak vycházelo dimenzování nosníků a jejich pevnostní kontrola.

Podvozek letounu je pevný příďový. Pro pohon letounu byla použita kombinace motoru ROTAX 912 ULS s třílistou za letu stavitelnou vrtulí Woodcomp SR 3000 o průměru 1,6 m. Křídlo letounu bylo zvoleno lichoběžníkové samonosné, jednonosníkové s pomocným nosníkem a nosným potahem. Hlavní nosník je přímý a je umístěn ve 30 procentech hloubky křídla. Křídlo je vybaveno vztlakovou mechanizací ve formě odštěpných klapek, které mají maximální výchylku 50°.

V přílohách jsou uvedeny třípohledový výkres, tabulka, ve které jsou uvedeny základní rozměry, hmotnosti a letové výkony navrženého letounu, parametry letounů z rešerše a vypočtené hodnoty zatížení.

10 SEZNAM ZDROJŮ

[1] EYRE, David C. BLACKSHAPE PRIME · The Encyclopedia of Aircraft David C. Eyre. Aeropedia [online]. Aeropedia, c2019 [cit. 2022-06-06]. Dostupné z: https://aeropedia.com.au/content/blackshape-prime/

[2] Millennium Master. In: Wikipedia: the free encyclopedia [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001- [cit. 2022-06-06]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/Millennium_Master

[3] Leisure.jpg. In: Blackshape Aircraft [online]. BLACKSHAPE S.P.A. [cit. 2022-06-06]. Dostupné z: https://blackshapeaircraft.com/wp-content/uploads/2022/04/Leisure.jpgdddd

[4] TL-Ultralight Stream - Wikipedia. In: Wikipedia: the free encyclopedia [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001- [cit. 2022-06-06]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/TL-Ultralight_Stream

[5] Stream_dsc_3130_v2-orez.tif.jpg. In: TL-ULTRALIGHT Aircraft [online]., c2022 [cit. 2022-06-06]. Dostupné z: https://www.tl-ultralight.cz/file/edee/photos/galerie/stream/letadlo-promitacka/stream_dsc_3130_v2-orez.tif.jpg

[6] Eric Barberini reached FAI record 303 km/hour. GRYF magazine [online]. Gryfair.cz., c2018, 1 [cit. 2022-06-06]. Dostupné z: https://web.archive.org/web/20180830002015/http://www.gryfair.cz/en/gryf-magazine/news/416-fai-world-speed-record-is-preliminary-in-sharks-gills

[7] 171054_001x.jpg. In: Your Freedom to Fly - AOPA [online]. Aircraft Owners and Pilots Association, c2022 [cit. 2022-06-06]. Dostupné z: https://www.aopa.org/-/media/Images/AOPA-Main/News-and-Media/Publications/Pilot-Magazine/2017/1709p/171054_001x.jpg?mw=1200&mh=675&as=1&hash=86F46735FFF4631013B84203DBD7DC5C

[8] De Havilland Canada DHC-1 Chipmunk | BAE Systems | International [online]. BAE Systems. [cit. 2022-06-06]. Dostupné z: https://www.baesystems.com/en/heritage/de-havilland-canada-dhc-1-chipmunk

[9] WILSON, Alan. DHC1 Chipmunk T.10 ‘WK608 - 906 - Y’ (33208008603).jpg. In: Wikipedia, the free encyclopedia [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001 [cit. 2022-06-06]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/De_Havilland_Canada_DHC-1_Chipmunk#/media/File:DHC1_Chipmunk_T.10_%E2%80%98WK608_-_906_-_Y%E2%80%99_(33208008603).jpg

[10] 6606107.jpg. In: Airliners.net | Aviation Photography, Discussion Forums & News [online]. VerticalScope [cit. 2022-06-06]. Dostupné z: https://imgproc.airliners.net/photos/airliners/7/0/1/6606107.jpg?v=v4f7afccabef

[11] Piper J3 Cub - AOPA. Your Freedom to Fly - AOPA [online]. Aircraft Owners and Pilots Association, c2022 [cit. 2022-06-06]. Dostupné z: https://www.aopa.org/go-fly/aircraft-and-ownership/aircraft-fact-sheets/piper-j3-cub

[12] Piper J-3 Cub | National Air and Space Museum. Https://airandspace.si.edu/ [online]. Washington, DC, c2022 [cit. 2022-06-06]. Dostupné z: https://airandspace.si.edu/collection-objects/piper-j-3-cub/nasm_A19771128000

[13] J3-cub-3.1.jpg. In: Pilotmix Light Aircraft Database & Sales [online]. VerticalScope, c2022 [cit. 2022-06-06]. Dostupné z: https://www.pilotmix.com/images/ac_images/j3-cub-3.1.jpg

[14] Roskam, J.: Airplane design: Part VI: Preliminary calculation of aerodynamics thrust and power characteristic, The University of Kansas, 1987

[15] DANĚK, Vladimír. Mechanika letu I: letové výkony. Brno: PC-DIR, 1994. Učební texty vysokých škol. ISBN 80-214-0476-0.

[16] NACA report 530: Characteristics of the NACA 23012 Airfoil from Tests in the Full-Scale and Variable-Density Tunnels

[17] DANĚK, Vladimír. Mechanika letu. Druhé vydání. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2021. ISBN 978-80-7623-059-0.

[18] NACA report 661: Tests in the variable-density wind tunnel of the NACA 23012 airfoil with plain and split flaps.

[19] NACA report 650: The Aerodynamic Characteristics of Six Full-Scale Propellers Having Different Airfoil Sections.

[20] UL 2 – Část I.: Požadavky letové způsobilosti SLZ Ultralehké letouny řízené aerodynamicky. 1. 2019. Ke Kablu 289, 102 00, Praha 10: Letecká amatérská asociace ČR, 2019, 69 s. Dostupné také z: http://www.laacr.cz/SiteCollectionDocuments/predpisy/UL2%20%C4%8D%C3%A1st%20I_26.3.2019.pdf

[21] Přednášky a cvičení z předmětu Zatížení letounu

[22] Přednášky a cvičení z předmětu Pevnost letadel a motorů

[23] Přednášky z předmětu Projekt I.

[24] Přednášky z předmětu Pohon letadel

11 SEZNAM PŘÍLOH

1) Dimenze letounu
2) Rešerše
3) Zatížení
4) Třípohledový výkres

12 SEZNAM ROVNIC

č.rce.	zdroj	č.rce.	zdroj	č.rce.	zdroj	č.rce.	zdroj	č.rce.	zdroj	č.rce.	zdroj
1	[14]	31	[23]	61	[14]	91	[24]	121	[21]	151	[22]
2	[14]	32	[23]	62	[14]	92	[24]	122	[21]	152	[22]
3	[14]	33	[23]	63	[14]	93	[24]	123	[21]	153	[22]
4	[14]	34	[23]	64	[14]	94	[24]	124	[21]	154	[22]
5	[14]	35	[23]	65	[21]	95	[24]	125	[21]	155	[22]
6	[14]	36		66	[21]	96	[24]	126	[21]	156	[22]
7	[23]	37		67	[14]	97	[23]	127	[21]	157	[22]
8	[23]	38	[14]	68	[14]	98	[23]	128	[21]	158	[22]
9	[23]	39	[14]	69	[14]	99	[23]	129	[21]	159	[22]
10	[23]	40	[14]	70	[14]	100	[23]	130	[21]	160	[22]
11	[23]	41	[14]	71	[14]	101	[23]	131	[21]	161	[22]
12	[23]	42	[14]	72	[14]	102	[20]	132	[21]	162	[22]
13	[23]	43	[14]	73	[14]	103	[20]	133	[21]	163	[22]
14	[23]	44	[14]	74	[14]	104	[20]	134	[21]	164	[22]
15	[23]	45	[14]	75	[14]	105	[23]	135	[21]	165	[22]
16	[23]	46		76	[14]	106	[23]	136	[21]	166	[22]
17	[23]	47	[14]	77	[14]	107	[20]	137	[21]	167	[22]
18	[23]	48	[14]	78	[14]	108	[23]	138	[21]	168	[22]
19	[23]	49	[14]	79	[14]	109	[20]	139			
20	[23]	50	[14]	80	[14]	110	[20]	140	[21]		
21	[23]	51	[14]	81	[14]	111	[20]	141	[21]		
22	[23]	52	[14]	82	[14]	112	[20]	142	[21]		
23	[23]	53	[14]	83	[14]	113	[21]	143	[21]		
24	[17]	54	[14]	84	[14]	114	[21]	144	[21]		
25	[23]	55	[14]	85	[14]	115	[21]	145	[22]		
26	[23]	56	[14]	86	[14]	116	[21]	146	[22]		
27	[17]	57	[14]	87	[14]	117	[21]	147	[22]		
28	[23]	58	[14]	88	[14]	118	[21]	148	[22]		
29	[23]	59	[14]	89	[14]	119	[21]	149	[22]		
30	[23]	60	[14]	90	[14]	120	[21]	150	[22]		

13 SEZNAM OBRÁZKŮ

Obrázek 1:Blackshape [3] ..... - 7 -
Obrázek 2:Stream [5] ..... - 7 -
Obrázek 3: Shark [7] ..... - 8 -
Obrázek 4: Chipmunk [9] ..... - 9 -
Obrázek 5: ZM-02 ..... - 10 -
Obrázek 6: Magic [10] ..... - 10 -
Obrázek 7: Piper [13] ..... - 11 -
Obrázek 8: Rozdělení trupu na sekce [14] ..... - 13 -
Obrázek 9: Graf gradientu srázového úhlu pro jednotlivé řezy [14] ..... - 14 -
Obrázek 10: Grafy pro odečet koeficientů X1,X2 a X3 [15] ..... - 14 -
Obrázek 11: Plocha VOP zastavěná trupem [15] ..... - 15 -
Obrázek 12: Graf rešerše statické stability jednotlivých letounů ..... - 16 -
Obrázek 13: Graf součinitele vztlaku na Re pro profil NACA 23012 [16] ..... - 17 -
Obrázek 14: Graf závislosti λ a η na maximálním součiniteli vztlaku ..... - 19 -
Obrázek 15:Odečet maximálního součinitele vztlaku ..... - 20 -
Obrázek 16:Muška letounu se souřadnicovým systémem ..... - 21 -
Obrázek 17: Umístění posádky 23
Obrázek 18: Hmotová obálka ..... - 25 -
Obrázek 19: Vliv trupu na polohu NB [17] ..... - 26 -
Obrázek 20: Zatížení podvozku ..... - 28 -
Obrázek 21: Vztlaková čára křídla ..... - 30 -
Obrázek 22: Odečet $c_{L\delta}/c_{L\delta th}$ [14] ..... - 31 -
Obrázek 23:Odečet $c_{L\delta th}$ [14] ..... - 31 -
Obrázek 24: Odečet k´ [14] ..... - 32 -
Obrázek 25: Graf pro odečet součinitele k1 [14] ..... - 32 -
Obrázek 26: Graf pro odečet součinitele k2 [14] ..... - 33 -
Obrázek 27: Graf pro odečet součinitele k3 [14] ..... - 33 -
Obrázek 28: Graf pro odečet součinitele $\Delta c_{lmaxbase}$ [14] ..... - 33 -
Obrázek 29: Přírůstek maximálního vztlaku odštěpné klapky [18] ..... - 34 -
Obrázek 30: Vliv polohy klapky po rozpětí [14] ..... - 35 -
Obrázek 31: Poměr dvourozměrné a třírozměrné klapky [14] ..... - 36 -
Obrázek 32: Vliv půdorysu křídla [14] ..... - 37 -
Obrázek 33: Plocha křídla s klapkou [14] ..... - 37 -
Obrázek 34: Vztlaková čára s klapkami a bez nich ..... - 38 -
Obrázek 35: Poloha AC vlivem vychýlení klapek [14] ..... - 39 -
Obrázek 36: Polára profilu NACA 23012 [16] ..... - 43 -
Obrázek 37: Součinitel třecího odporu trupu [14] ..... - 44 -
Obrázek 38: Interferenční faktor křídlo trup [14] ..... - 45 -
Obrázek 39: Opravný koeficient pro odpor OP [14] ..... - 45 -
Obrázek 40: Polára křídla a letounu ..... - 47 -
Obrázek 41: Momentové čáry pro zadní centráž ..... - 50 -
Obrázek 42: Momentové čáry pro přední centráž ..... - 50 -
Obrázek 43: Graf pro stavitelnou třílistou vrtuli s profilem Clark Y [19] ..... - 52 -
Obrázek 44: Tahové křivky vrtulí ..... - 53 -
Obrázek 45: Potřebný a využitelný tah ..... - 54 -
Obrázek 46: Potřebný a využitelný výkon ..... - 54 -
Obrázek 47: Obratová obálka ..... - 58 -

Obrázek 48: Letová obálka pro konfiguraci 2 ..... - 59 -
Obrázek 49: Letová obálka pro konfiguraci 7 ..... - 59 -
Obrázek 50: Hmotová obálka s vyznačenými konfiguracemi ..... - 60 -
Obrázek 51: Momentová rovnováha letounu PRZL ..... - 61 -
Obrázek 52: Normálové rozložení vztlaku ..... - 63 -
Obrázek 53: Rozložení vztlaku od výchylky křidélek ..... - 64 -
Obrázek 54: Rozložení vztlaku od tlumení klonění ..... - 65 -
Obrázek 55: Rozložení vztlaku od výchylky klapek ..... - 65 -
Obrázek 56: Smysl sil a momentů působících na křídlo PRZL ..... - 67 -
Obrázek 57: Transformace do souřadnicové soustavy letounu PRZL ..... - 68 -
Obrázek 58: Schéma pro výpočet kroutícího momentu PRZL ..... - 69 -
Obrázek 59: Průběh maximální tečné síly po rozpětí ..... - 71 -
Obrázek 60: Průběh maximální normálové síly po rozpětí ..... - 72 -
Obrázek 61: Průběh maximálního tečného ohybového momentu po rozpětí .. - 72 -
Obrázek 62 Průběh max. normálového ohybového momentu po rozpětí ..... - 73 -
Obrázek 63: Průběh maximálního kroutícího momentu po rozpětí ..... - 73 -
Obrázek 64:Rozložení žeber ..... - 75 -
Obrázek 65: Skladba profilů tažené pásnice ..... - 76 -
Obrázek 66: Skladba profilů tlačené pásnice ..... - 77 -
Obrázek 67: Poloha neutrální osy ..... - 77 -
Obrázek 68: Místní stabilita duralových profilů CVPL ..... - 79 -
Obrázek 69: Přerozdělení zatížení od posouvající síly ..... - 83 -
Obrázek 70: Stabilita tenké desky ve smyku CVPL ..... - 84 -

14 SEZNAM TABULEK

Tabulka 1: Parametry letounu Blackshape Prime ..... - 7 -
Tabulka 2: Parametry letounu TL Stream ..... - 8 -
Tabulka 3: Parametry letounu Shark Aero ..... - 8 -
Tabulka 4: Parametry letounu DHC-1 Chipmunk ..... - 9 -
Tabulka 5: Parametry letounu ZM-02 ..... - 10 -
Tabulka 6: Parametry letounu Magic SR-1 ..... - 11 -
Tabulka 7: Parametry letounu Piper J3-C ..... - 11 -
Tabulka 8: ZSS ..... - 16 -
Tabulka 9: Rozložení hmot [23] ..... - 22 -
Tabulka 10: Hmotové konfigurace 24
Tabulka 11: AD charakteristiky křídla s vychýlenými křidélky ..... - 41 -
Tabulka 12: Profilové hodnoty ..... - 43 -
Tabulka 13: AD parametry a síly pro hmotovou konfiguraci 2 ..... - 62 -
Tabulka 14: AD parametry a síly pro hmotovou konfiguraci 7 ..... - 63 -
Tabulka 22: Profily tažené pásnice ..... - 75 -
Tabulka 16: Kritický průřez tažené pásnice ..... - 76 -
Tabulka 17: Profily tlačené pásnice ..... - 77 -
Tabulka 18: Odečtené hodnoty z grafu místní stability ..... - 78 -
Tabulka 19: Kritická napětí a jistoty ..... - 81 -
Tabulka 20: Dimenze pomocného nosníku ..... - 85 -
Tabulka 21: Smykové toky v PN a HN ..... - 85 -
Tabulka 22: Jistoty hlavního nosníku ..... - 86 -
Tabulka 23: Jistoty pomocného nosníku ..... - 86 -

PŘÍLOHA 1

Křídlo	
Profil	NACA 23012
Rozpětí [m]	7,345
Plocha [m2]	9,809
Štíhlost [-]	5,5
Zúžení [-]	0,6
Střední aerodynamická tětiva [m]	1,363
Kořenová hloubka [m]	1,669
Koncová hloubka [m]	1,002
Vzepětí [°]	4
VOP	
Profil	NACA 0012
Rozpětí [m]	2,9
Plocha [m2]	2
Štíhlost [-]	4,2
Zúžení [-]	1,8
Střední aerodynamická tětiva [m]	0,671
Kořenová hloubka [m]	0,84
Koncová hloubka [m]	0,47
Rameno VOP [m]	3,4
Mohutnost VOP [m]	0,509
SOP	
Profil	NACA 0012
Plocha [m2]	0,975
Trup	
Délka [m]	6,3
Šířka [m]	0,8
Výška [m]	1,342
Podvozek	
Průměr kol hl. podvozku [m]	0,35
Průměr kola příď. Podvozku [m]	0,3
Rozvor [m]	1,63
Rozchod [m]	1,63
Pohon	
Motor	ROTAX 912-ULS
Vrtule	Woodcomp SR 3000
Kapacita nádrží [l]	81
Výkony	
Pádová rychlost bez klapek [km/h]	111
Pádová rychlost s klapkami [km/h]	83
Maximální rychlost horizontálního letu [km/h]	247
Maximální dovolená rychlost [km/h]	335
Dolet [km]	1000
Výdrž [h]	8,27
Hmoty	
Prázdná hmotnost	350
MTOM	600

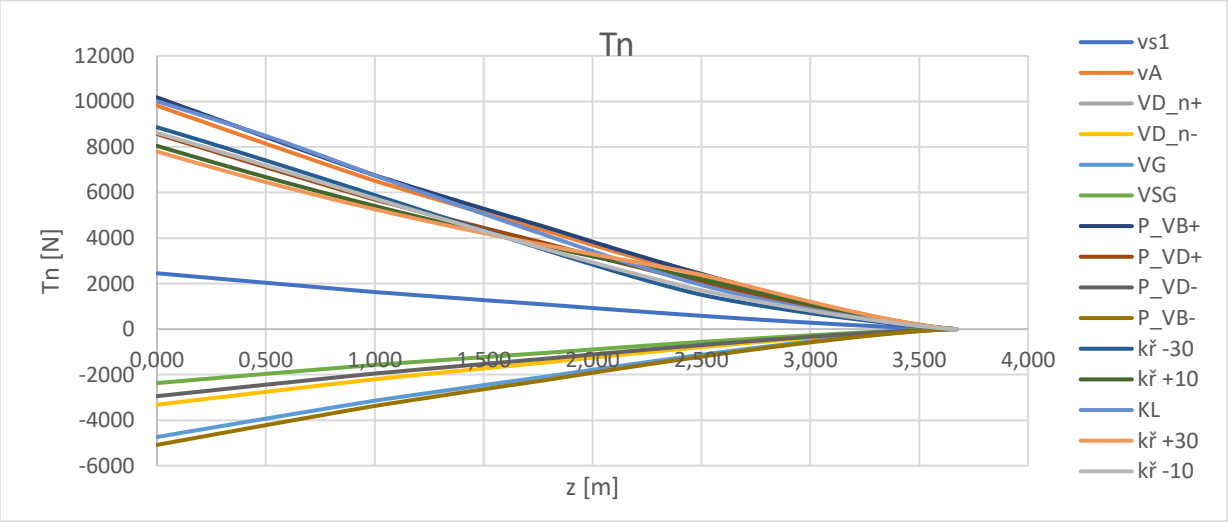
PŘÍLOHA 2

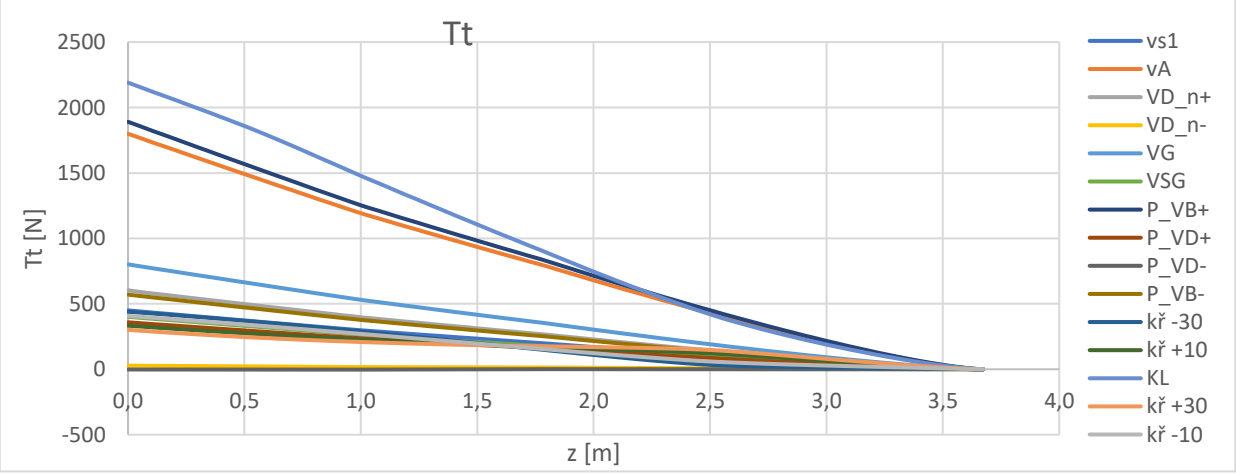
Název letounu	Blackshape prime	TL Stream	Shark UL	SR-01 Magic	ZM-02	DHC-1 Chipmunk	PIPER J-3C
Výrobce	Blackshape srl	TL-Ultralight	SHARK.AERO	EURODISPLAY s.r.o.	ZIMA a.s.	de Havilland Canada	Piper Aircraft
Rok	2009	2013	2011	2011	1999	1946	1938-1947
Rozpětí [m]	7,94	9	7,9	8,93	8,88	10,46	10,74
šířka trupu [m]	0,805	0,78	0,78	0,71	0,72	0,76	0,73
Délka [m]	7,18	6,785	6,85	6,85	6,05	7,88	6,93
Výška [m]	2,41	2,475	2,5	2,36	2,6	2,17	2,08
Plocha křídla [m2]	9,51	9,962	9,5	11,26	10,146	16	16,58
bk [m]	0,67	0,72	0,95	0,96	0,7	1,01	1,64
b0 [m]	1,86	1,83	1,57	4,56	1,57	2,11	1,64
bsat [m]	1,3799	1,24	1,35	1,28	1,19	1,63	1,64
Štíhlost křídla [-]	6,62919	8,13	6,57	7,08	7,77	6,84	6,96
Zúžení křídla [-]	0,36	0,4	0,6	0,62	0,45	0,48	1
Vzepětí [°]	4,56	5,51	6	4,75	4,81	4,98	0,75
Plocha VOP [m2]	2,02	1,74	2,21	1,9	2,07	2,98	1,38
Rozpětí VOP [m]	3,02	2,69	2,94	2,47	3,04	3,6	3,05
Rameno VOP [m]	3,78	3,72	4,04	3,67	4,22	4,64	4,02
Mohutnost VOP [m]	0,582	0,52	0,66	0,48	0,72	0,53	0,2
Vzdálenost VOP nad křídlem [m]	0,435	0,595	0,47	0,63	0,549	0,66	0,31
ŠTÍHLOST VOP [-]	4,515	4,162	3,92	3,21	4,466	4,36	6,71
bSAT_VOP [m]	0,731	0,656	0,778	0,859	0,711	0,9	1,06
Plocha SOP [m2]	0,951	0,94	1,03	1,08	1,05	1,4155	0,803254
Kapacita nádrží [L]	66	90	100	140		83	31,75
MTOM [kg]	600	472,5/ 600	472,5/600	472,5	450	998	530

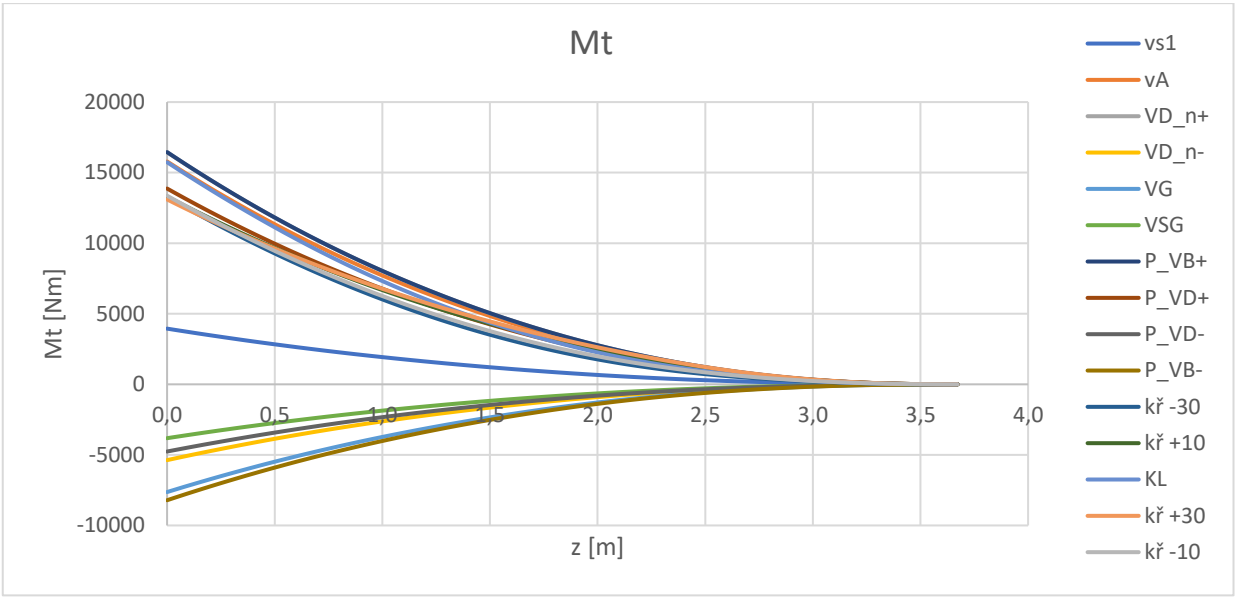
PŘÍLOHA 3

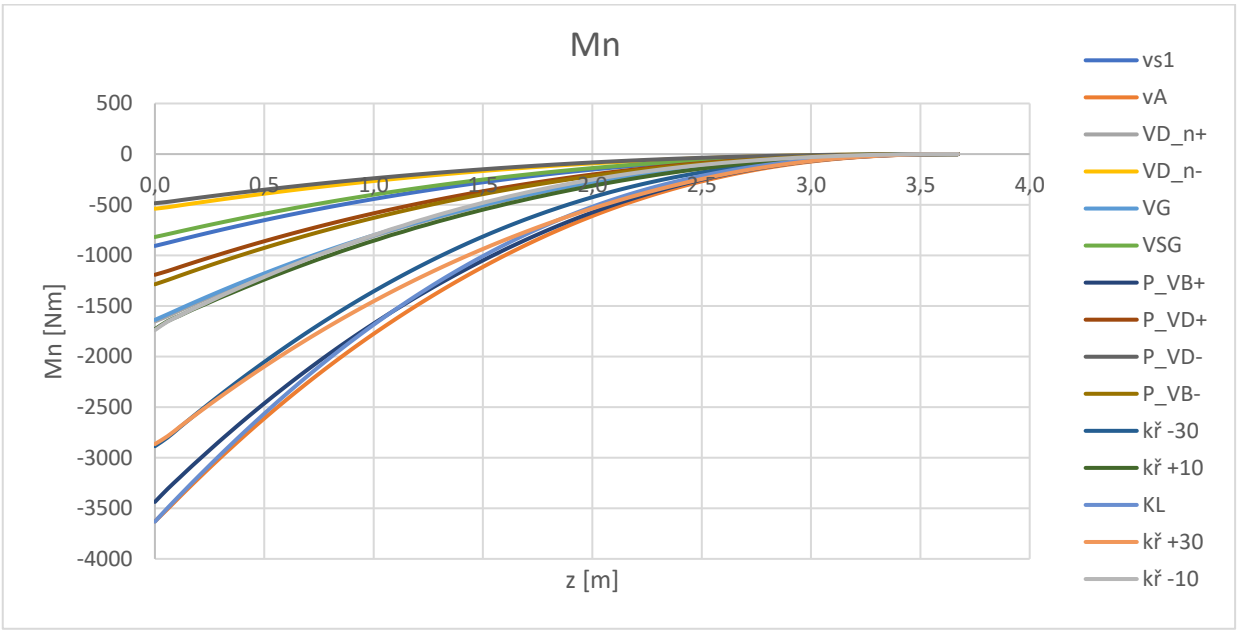
HMOTOVÁ KONFIGURACE 1

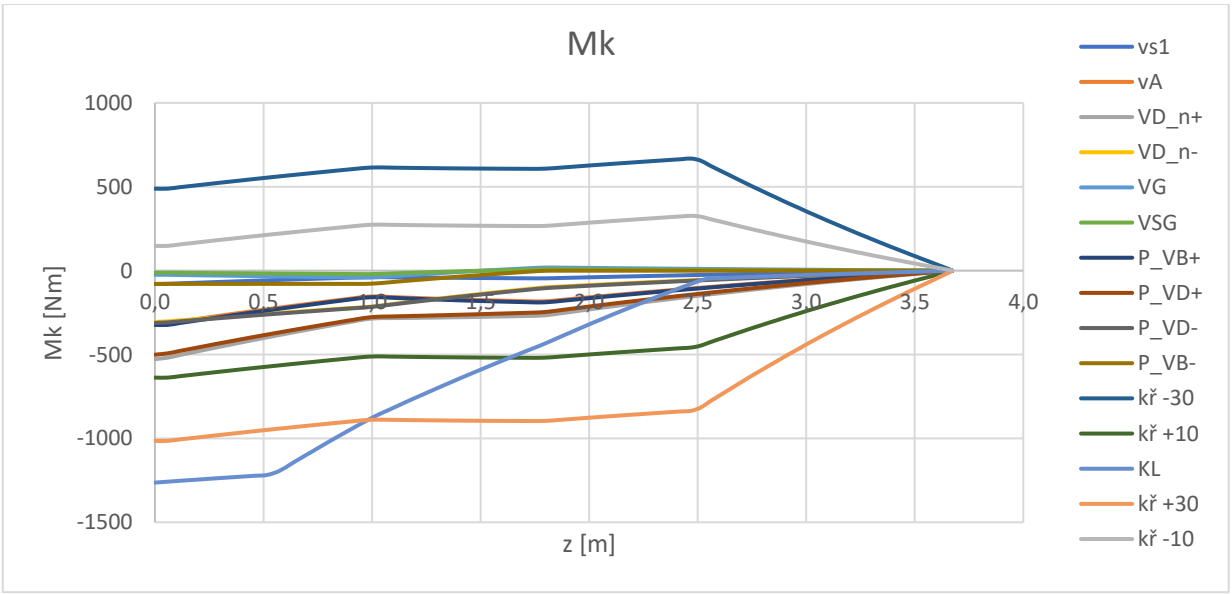
HMOT. KONFIGURACE 1							
	V[km/h]	v [m/s]	n	Lh	Lw	CLw	α [°]
BOD_1	111,04	30,84	1	-91,254	5192,454	0,908	11,659
BOD_2	222,08	61,69	4	-365,014	20769,814	0,908	11,659
BOD_3	335,00	93,06	4	-762,124	21166,924	0,407	4,559
BOD_5	335,00	93,06	-1,5	-688,304	-6963,496	-0,134	-3,095
BOD_6	178,17	49,49	-2	-173,541	-10028,859	-0,682	-10,847
BOD_7	125,98	35,00	-1	-86,771	-5014,429	-0,682	-10,847
BOD_P1	225,00	62,50	4,2	-375,298	21552,856	0,918	11,799
BOD_P2	335,00	93,06	3,3	-753,348	17822,503	0,343	3,649
BOD_P3	335,00	93,06	-1,3	-690,370	-6176,385	-0,119	-2,880
BOD_P4	225,00	62,50	-2,2	-290,701	-10684,456	-0,455	-7,644
KŘIDÉLKA_30	222,08	61,69	2,66	-347,029	13916,221	0,609	7,416
KŘIDÉLKA10	335,00	93,06	2,66	-744,139	14313,331	0,275	2,694
KLAPKY	149,36	41,49	2	-167,663	10370,063	1,003	12,994





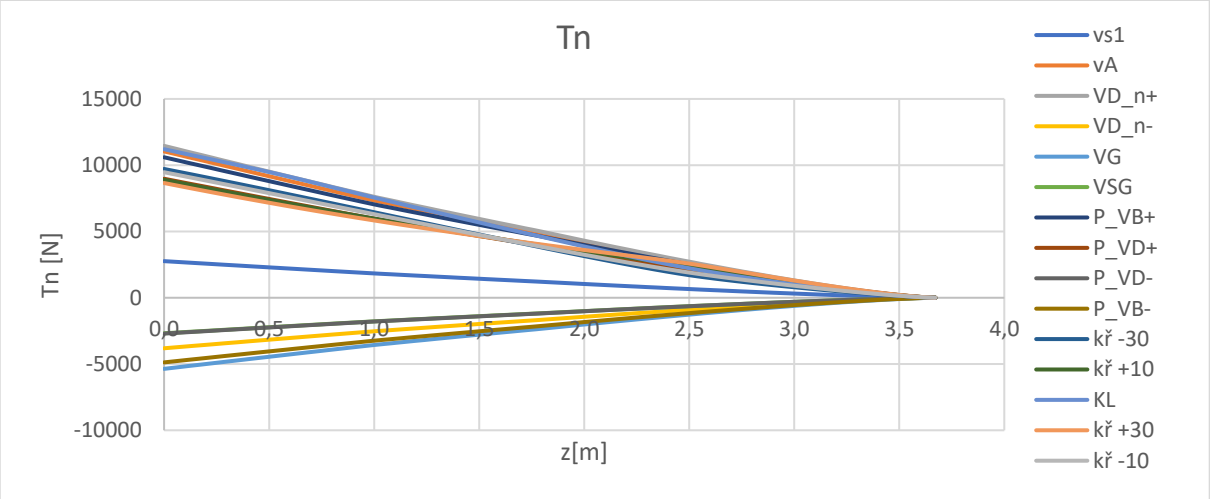

Mt
20000
15000
10000
5000
0
-5000
-10000
Mt [Nm]
0,0
0,5
1,0
1,5
2,0
2,5
3,0
3,5
4,0
z [m]
vs1
vA
VD_n+
VD_n-
VG
VSG
P_VB+
P_VD+
P_VD-
P_VB-
kř -30
kř +10
KL
kř +30
kř -10

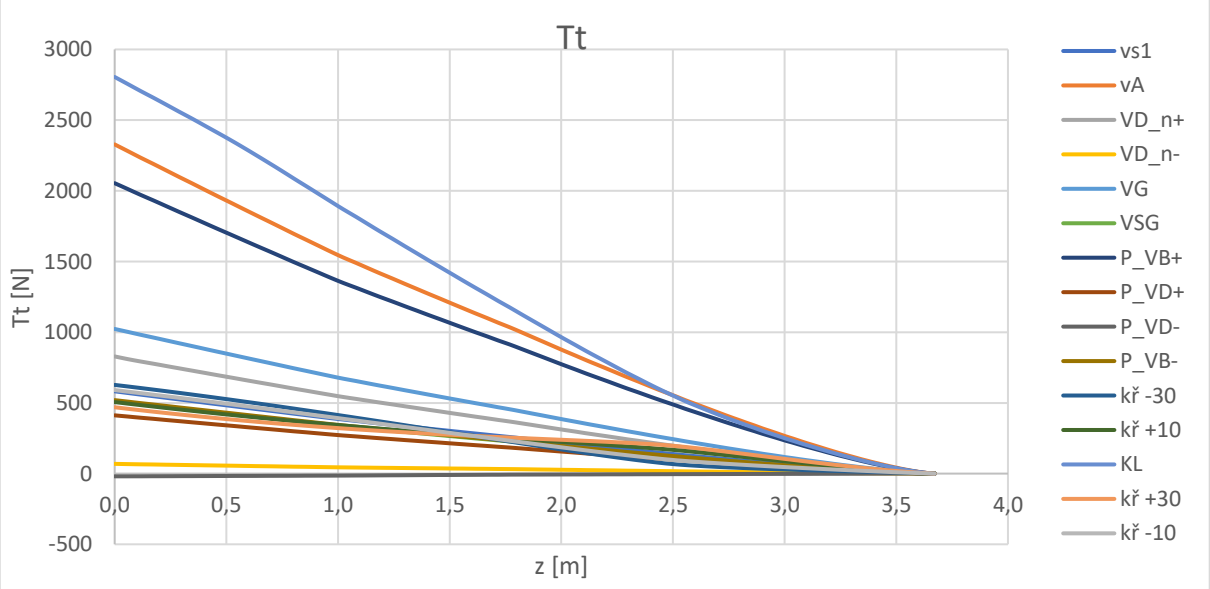

Mn
500
0
-500
-1000
-1500
-2000
-2500
-3000
-3500
-4000
Mn [Nm]
0,0
0,5
1,0
1,5
2,0
2,5
3,0
3,5
4,0
z [m]
vs1
vA
VD_n+
VD_n-
VG
VSG
P_VB+
P_VD+
P_VD-
P_VB-
kř -30
kř +10
KL
kř +30
kř -10

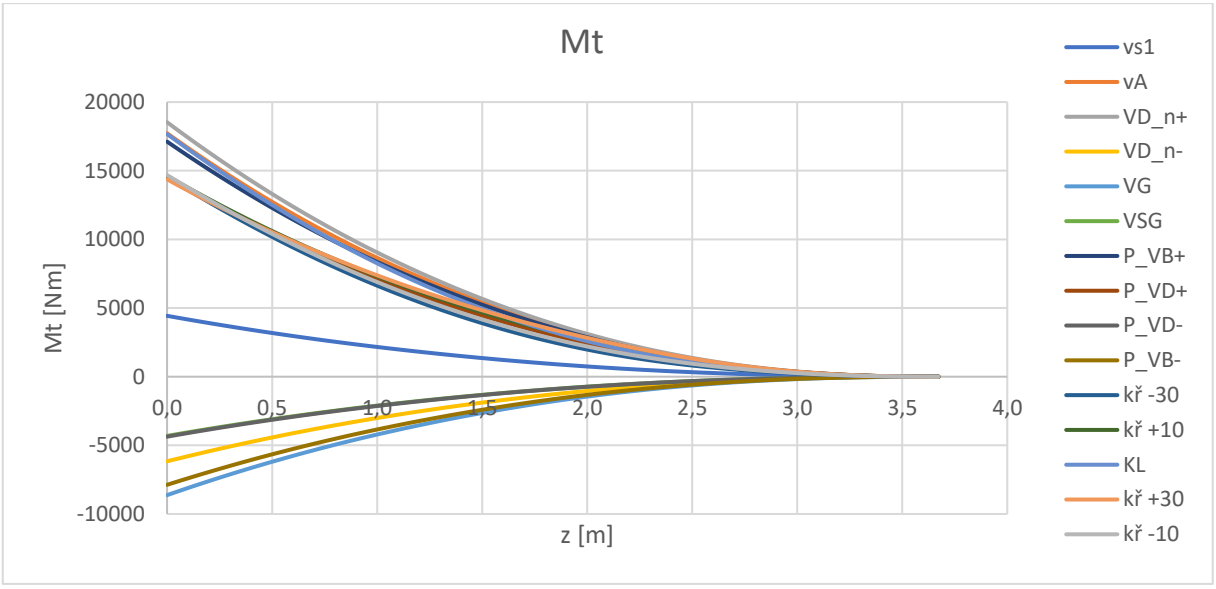

Mk
1000
500
0
-500
-1000
-1500
Mk [Nm]
0,0
0,5
1,0
1,5
2,0
2,5
3,0
3,5
4,0
z [m]
vs1
vA
VD_n+
VD_n-
VG
VSG
P_VB+
P_VD+
P_VD-
P_VB-
kř -30
kř +10
KL
kř +30
kř -10

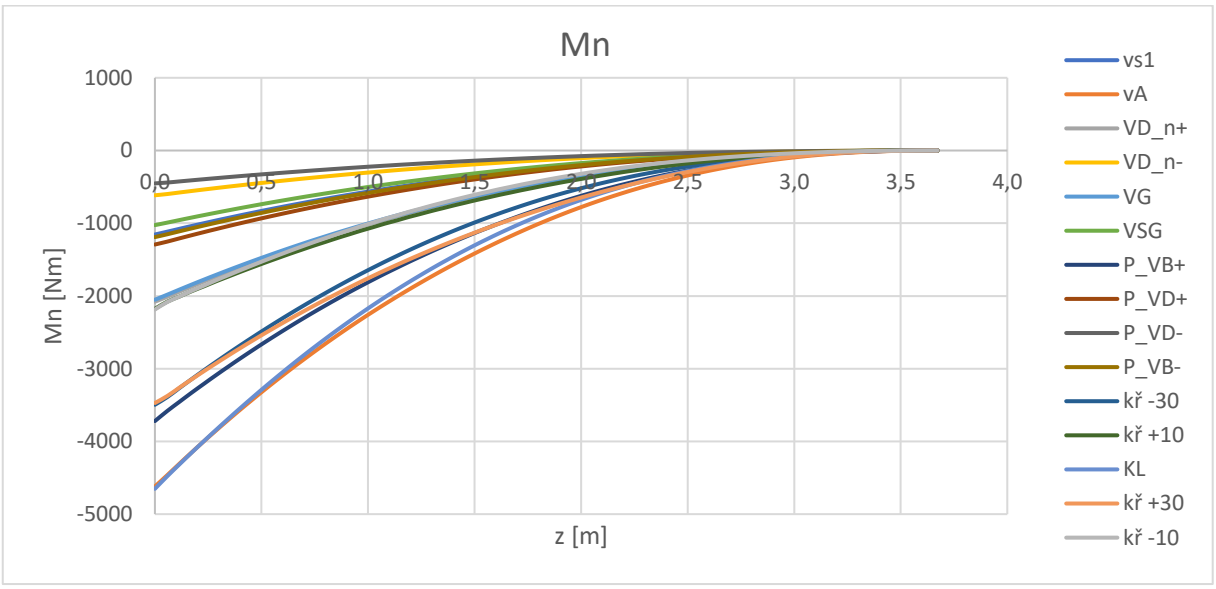
HMOTOVÁ KONFIGURACE 2

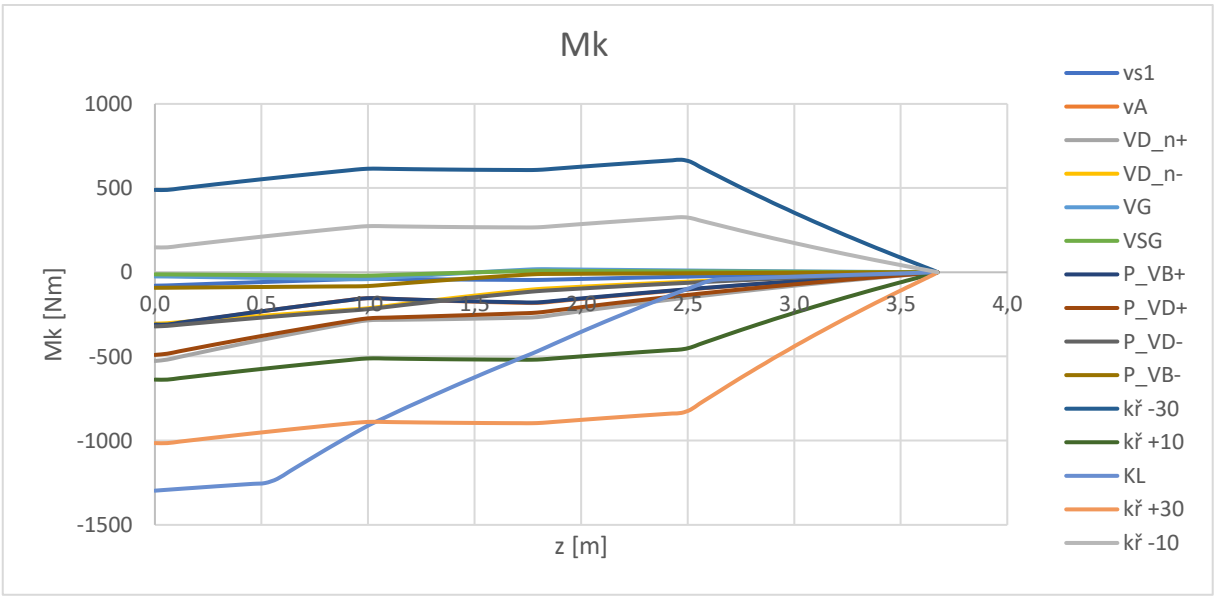
HMOT. KONFIGURACE 2							
	V[km/h]	v [m/s]	n	Lh	Lw	CLw	alfa
BOD_1	111,04	30,84	1	52,594	5833,406	1,021	13,246
BOD_2	222,08	61,69	4	210,377	23333,623	1,021	13,246
BOD_3	335,00	93,06	4	-186,733	23730,733	0,456	5,257
BOD_5	335,00	93,06	-1,5	-904,076	-7924,924	-0,152	-3,356
BOD_6	178,17	49,49	-2	-461,237	-11310,763	-0,769	-12,080
BOD_7	125,98	35,00	-1	-230,618	-5655,382	-0,769	-12,080
BOD_P1	225,00	62,50	3,8	178,890	22316,474	0,951	12,260
BOD_P2	335,00	93,06	3,1	-304,025	18554,773	0,357	3,848
BOD_P3	335,00	93,06	-1,1	-851,998	-5626,751	-0,108	-2,731
BOD_P4	225,00	62,50	-1,8	-557,194	-10166,170	-0,433	-7,332
KŘIDÉLKA_30	222,08	61,69	2,66	35,606	15621,154	0,683	8,471
KŘIDÉLKA10	335,00	93,06	2,66	-361,504	16018,264	0,308	3,158
KLAPKY	149,36	41,49	2	120,033	11651,967	1,127	14,749





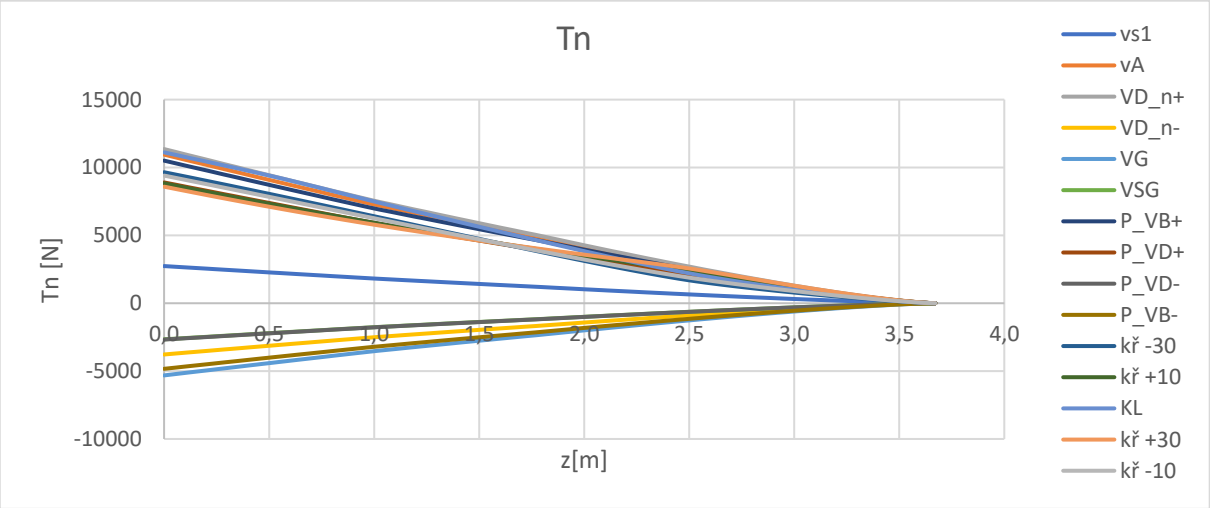

Mt
20000
15000
10000
5000
0
-5000
-10000
Mt [Nm]
0,0
0,5
1,0
1,5
2,0
2,5
3,0
3,5
4,0
z [m]
vs1
vA
VD_n+
VD_n-
VG
VSG
P_VB+
P_VD+
P_VD-
P_VB-
kř -30
kř +10
KL
kř +30
kř -10

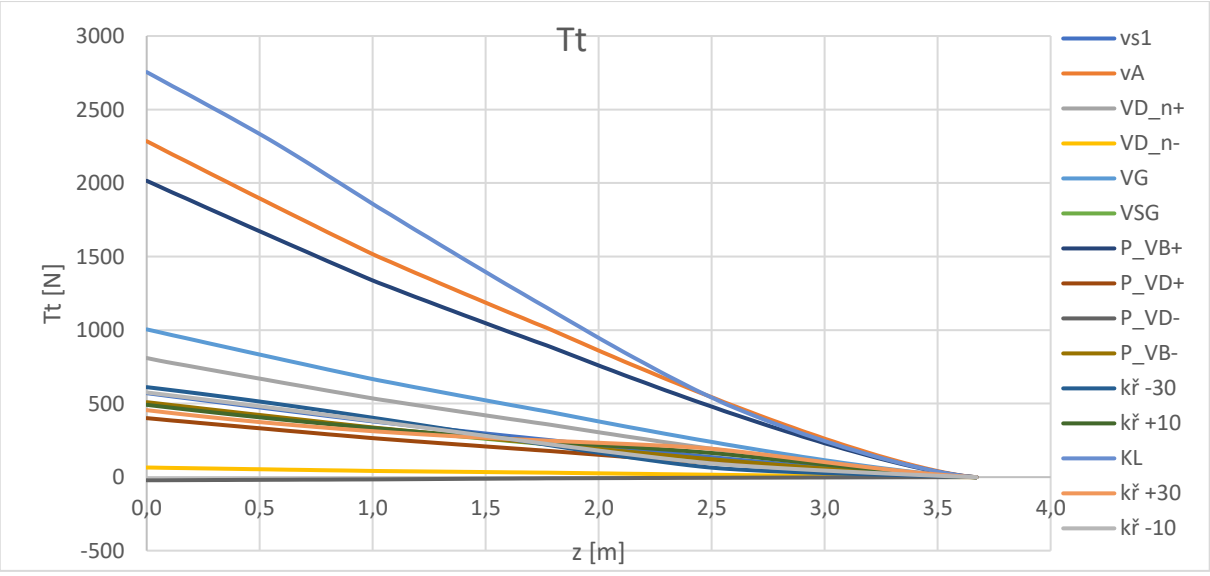

Mn
1000
0
-1000
-2000
-3000
-4000
-5000
Mn [Nm]
0,0
0,5
1,0
1,5
2,0
2,5
3,0
3,5
4,0
z [m]
vs1
vA
VD_n+
VD_n-
VG
VSG
P_VB+
P_VD+
P_VD-
P_VB-
kř -30
kř +10
KL
kř +30
kř -10

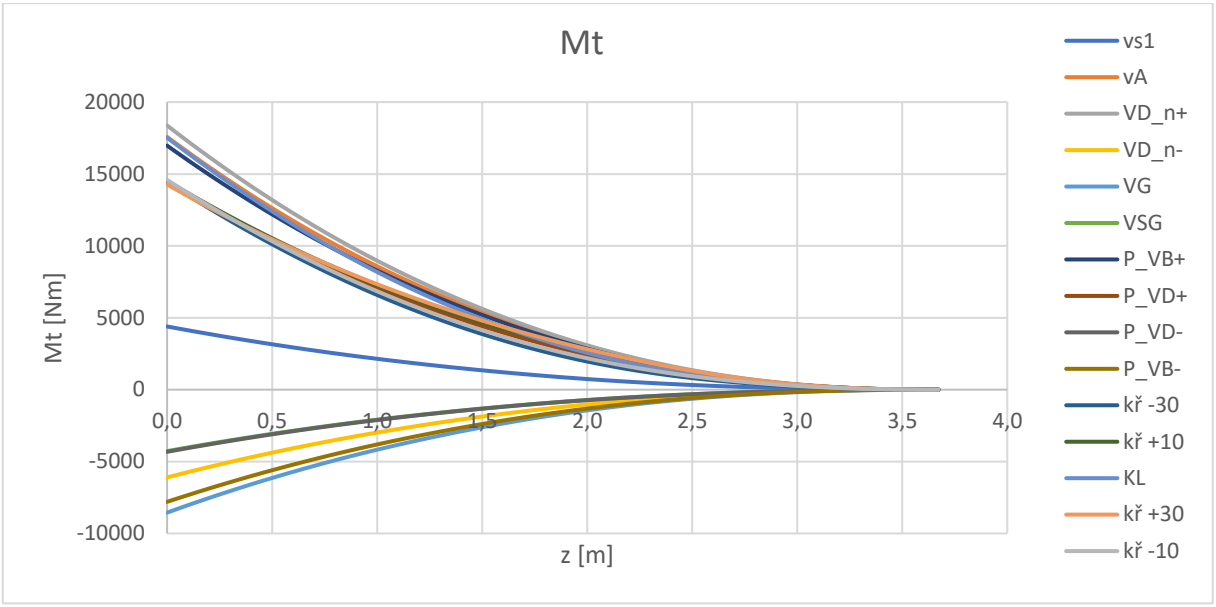

Mk
1000
500
0
-500
-1000
-1500
Mk [Nm]
0,0
0,5
1,0
1,5
2,0
2,5
3,0
3,5
4,0
z [m]
vs1
vA
VD_n+
VD_n-
VG
VSG
P_VB+
P_VD+
P_VD-
P_VB-
kř -30
kř +10
KL
kř +30
kř -10

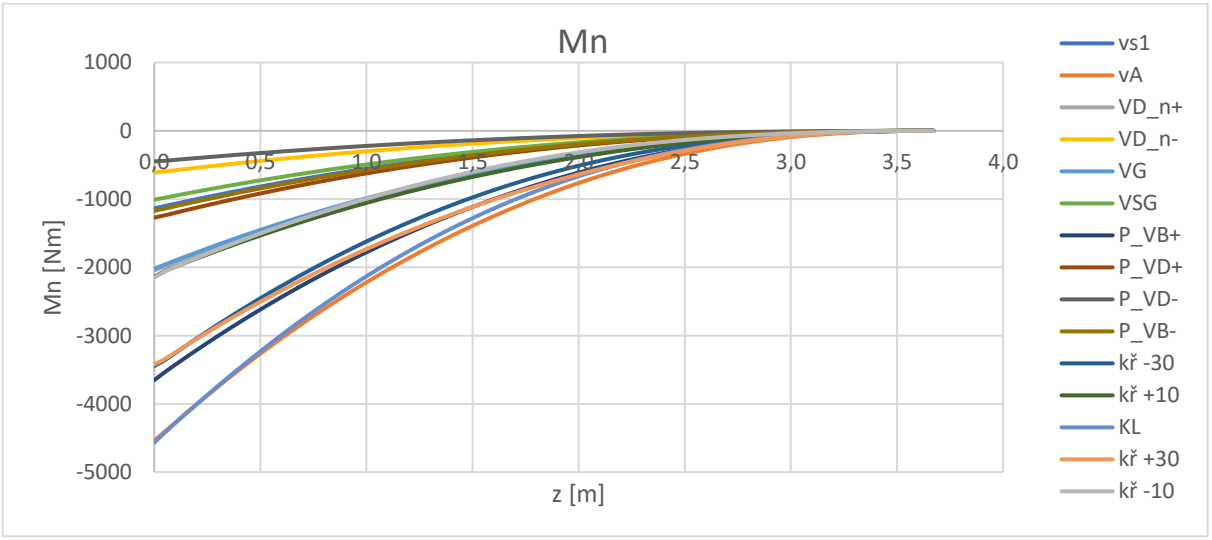
HMOTOVÁ KONFIGURACE 3

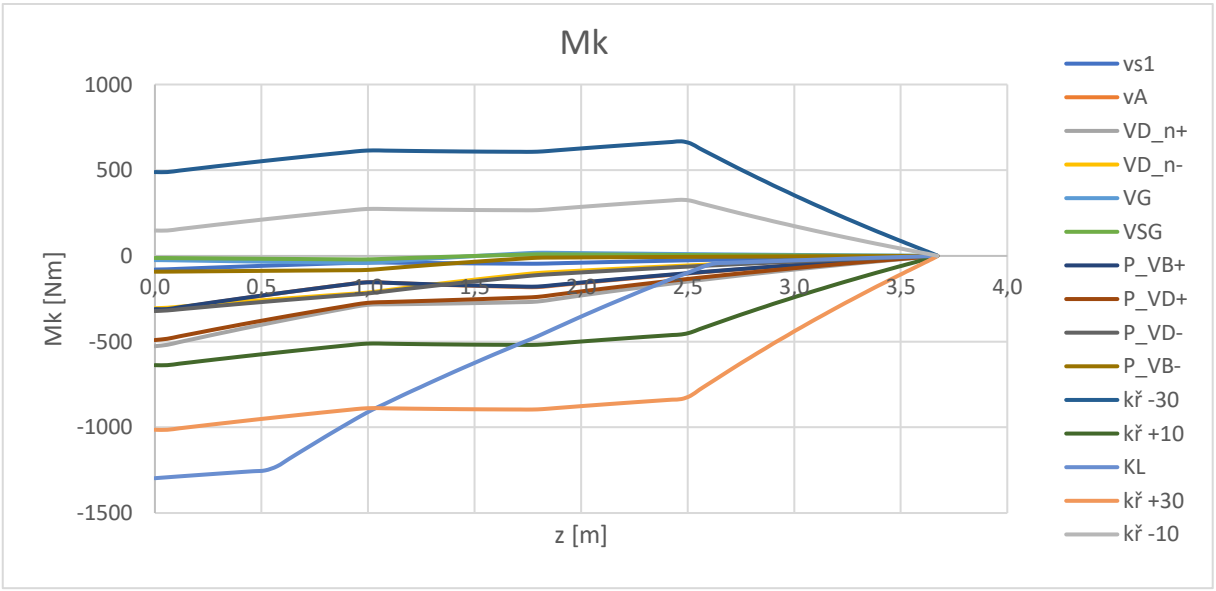
HMOT. KONFIGURACE 3							
	V[km/h]	v [m/s]	n	Lh	Lw	CLw	alfa
BOD_1	111,04	30,84	1	102,430	5783,570	1,012	0,229
BOD_2	222,08	61,69	4	409,719	23134,281	1,012	0,229
BOD_3	335,00	93,06	4	12,609	23531,391	0,452	0,091
BOD_5	335,00	93,06	-1,5	-978,829	-7850,171	-0,151	-0,058
BOD_6	178,17	49,49	-2	-560,908	-11211,092	-0,762	-0,209
BOD_7	125,98	35,00	-1	-280,454	-5605,546	-0,762	-0,209
BOD_P1	225,00	62,50	3,8	369,353	22126,011	0,943	0,212
BOD_P2	335,00	93,06	3,1	-149,500	18400,248	0,354	0,066
BOD_P3	335,00	93,06	-1,1	-906,852	-5571,897	-0,107	-0,047
BOD_P4	225,00	62,50	-1,8	-647,986	-10075,378	-0,429	-0,127
KŘIDÉLKA_30	222,08	61,69	2,66	168,168	15488,592	0,677	0,146
KŘIDÉLKA10	335,00	93,06	2,66	-228,942	15885,702	0,305	0,054
KLAPKY	149,36	41,49	2	219,704	11552,296	1,117	0,255





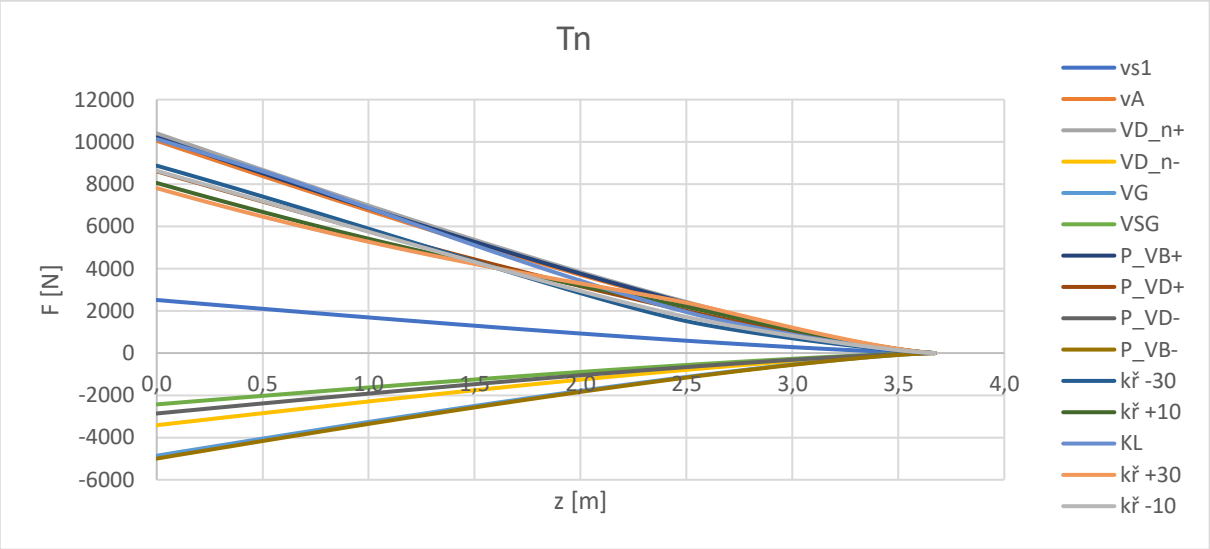

Mt
Mt [Nm]
z [m]
20000
15000
10000
5000
0
-5000
-10000
0,0
0,5
1,0
1,5
2,0
2,5
3,0
3,5
4,0
vs1
vA
VD_n+
VD_n-
VG
VSG
P_VB+
P_VD+
P_VD-
P_VB-
kř -30
kř +10
KL
kř +30
kř -10

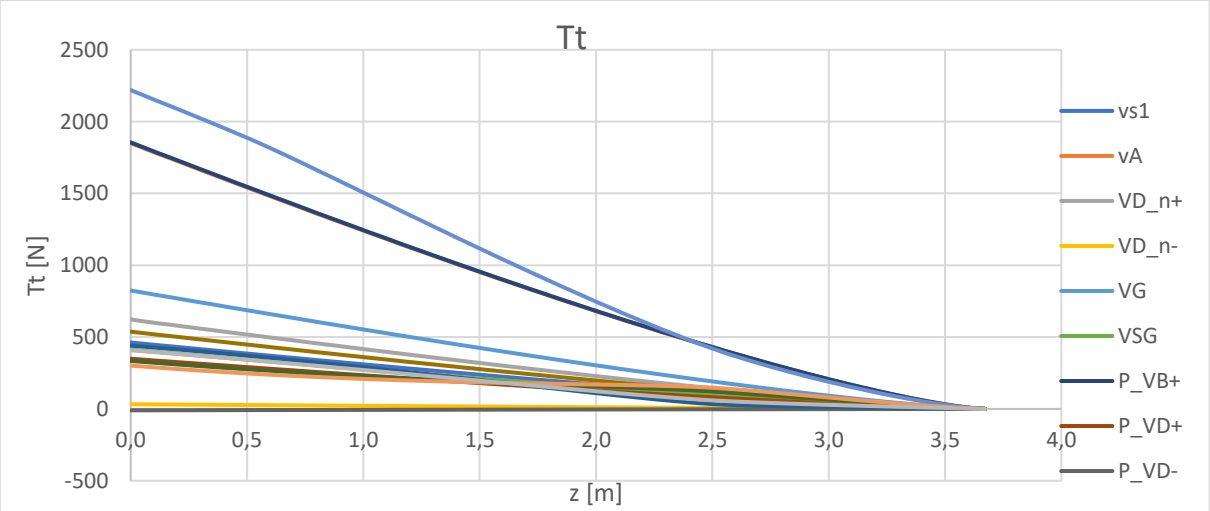

Mn
Mn [Nm]
z [m]
1000
0
-1000
-2000
-3000
-4000
-5000
0,0
0,5
1,0
1,5
2,0
2,5
3,0
3,5
4,0
vs1
vA
VD_n+
VD_n-
VG
VSG
P_VB+
P_VD+
P_VD-
P_VB-
kř -30
kř +10
KL
kř +30
kř -10

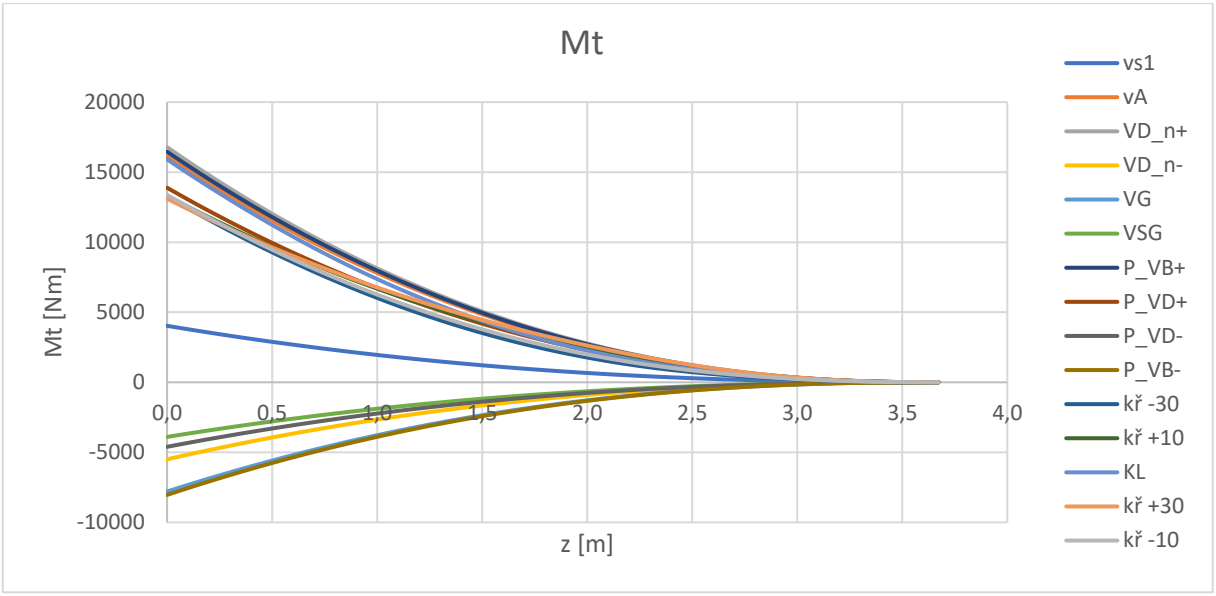

Mk
Mk [Nm]
z [m]
1000
500
0
-500
-1000
-1500
0,0
0,5
1,0
1,5
2,0
2,5
3,0
3,5
4,0
vs1
vA
VD_n+
VD_n-
VG
VSG
P_VB+
P_VD+
P_VD-
P_VB-
kř -30
kř +10
KL
kř +30
kř -10

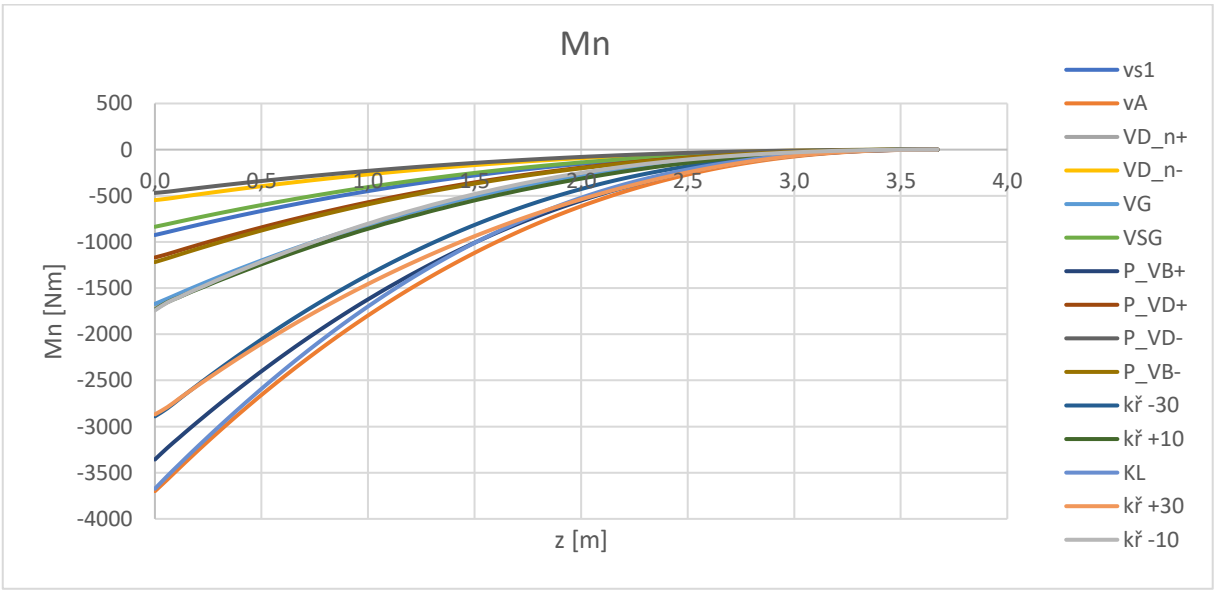
HMOTOVÁ KONFIGURACE 4

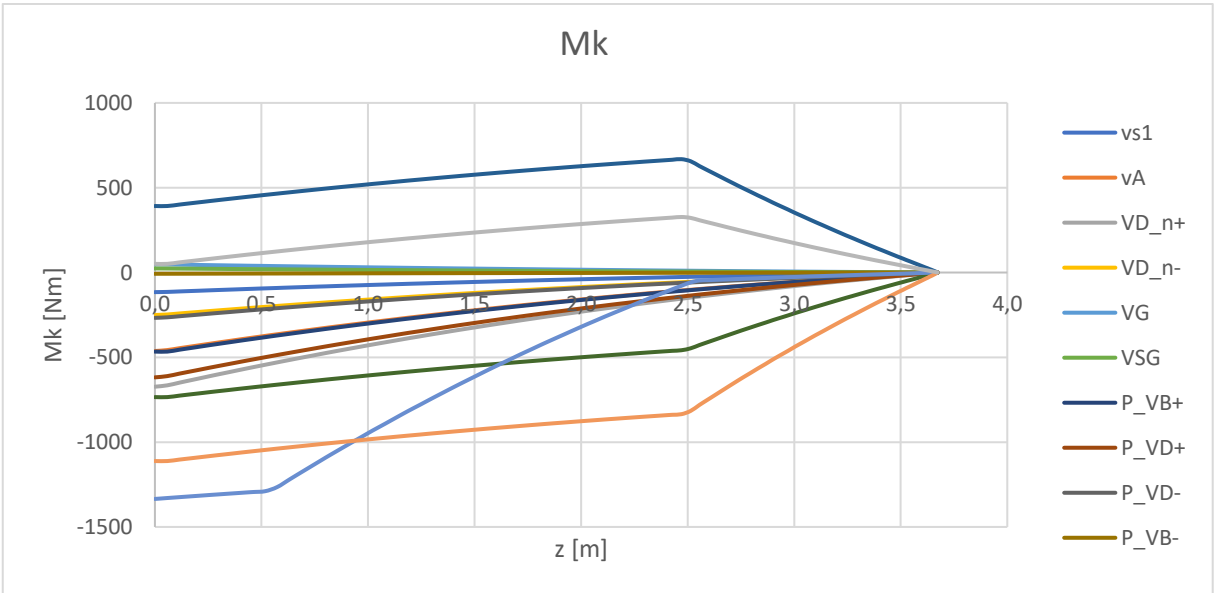
HMOT. KONFIGURACE 4							
	V[km/h]	v [m/s]	n	Lh	Lw	CLw	alfa
BOD_1	111,04	30,84	1	101,681	5195,719	0,909	11,667
BOD_2	222,08	61,69	4	406,722	20782,878	0,909	11,667
BOD_3	335,00	93,06	4	9,612	21179,988	0,407	4,563
BOD_5	335,00	93,06	-1,5	-977,706	-6968,394	-0,134	-3,096
BOD_6	178,17	49,49	-2	-559,409	-10035,391	-0,682	-10,853
BOD_7	125,98	35,00	-1	-279,705	-5017,695	-0,682	-10,853
BOD_P1	225,00	62,50	4,1	409,612	21108,741	0,899	11,531
BOD_P2	335,00	93,06	3,3	-119,721	17492,719	0,336	3,559
BOD_P3	335,00	93,06	-1,3	-938,129	-5840,069	-0,112	-2,789
BOD_P4	225,00	62,50	-2,1	-689,743	-10233,809	-0,436	-7,372
KŘIDÉLKA_30	222,08	61,69	2,66	166,176	13924,908	0,609	7,421
KŘIDÉLKA10	335,00	93,06	2,66	-230,934	14322,018	0,275	2,697
KLAPKY	149,36	41,49	2	218,205	10376,595	1,003	13,003





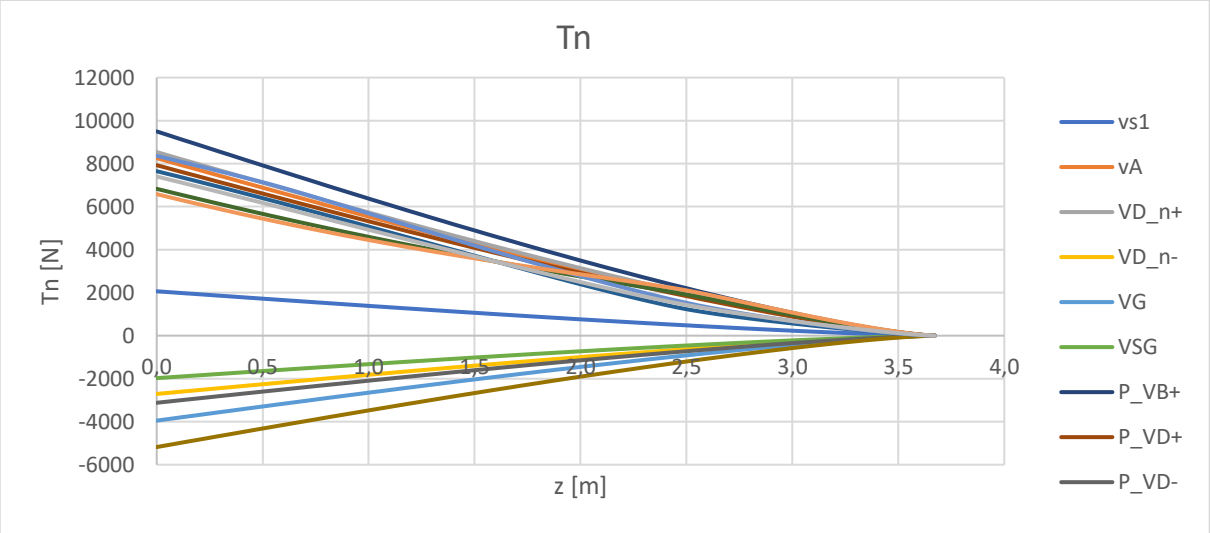

Mt
20000
15000
10000
5000
0
-5000
-10000
Mt [Nm]
0,0
0,5
1,0
1,5
2,0
2,5
3,0
3,5
4,0
z [m]
vs1
vA
VD_n+
VD_n-
VG
VSG
P_VB+
P_VD+
P_VD-
P_VB-
kř -30
kř +10
KL
kř +30
kř -10

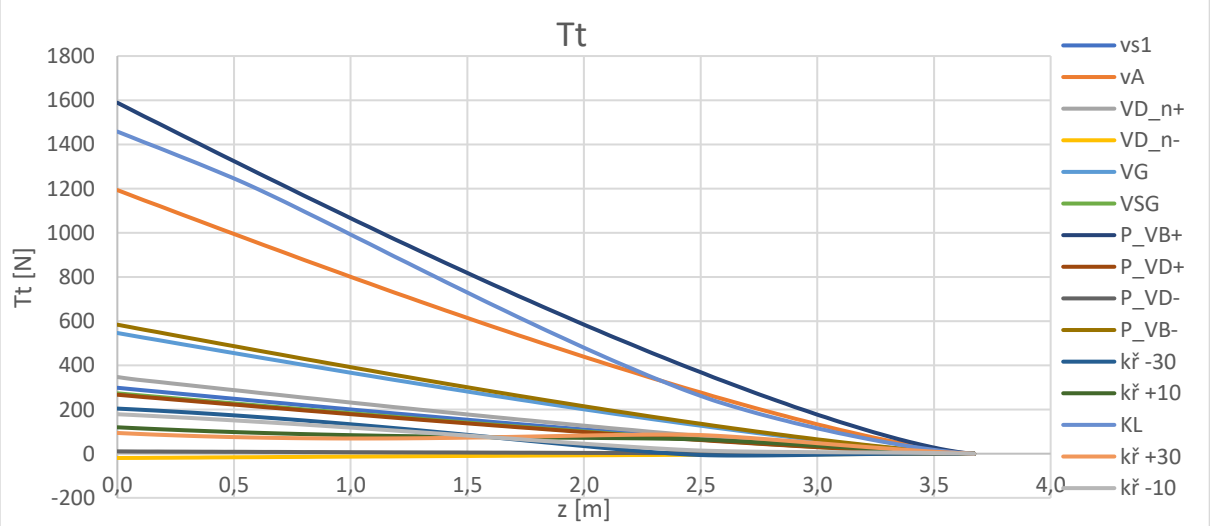

Mn
500
0
-500
-1000
-1500
-2000
-2500
-3000
-3500
-4000
Mn [Nm]
0,0
0,5
1,0
1,5
2,0
2,5
3,0
3,5
4,0
z [m]
vs1
vA
VD_n+
VD_n-
VG
VSG
P_VB+
P_VD+
P_VD-
P_VB-
kř -30
kř +10
KL
kř +30
kř -10

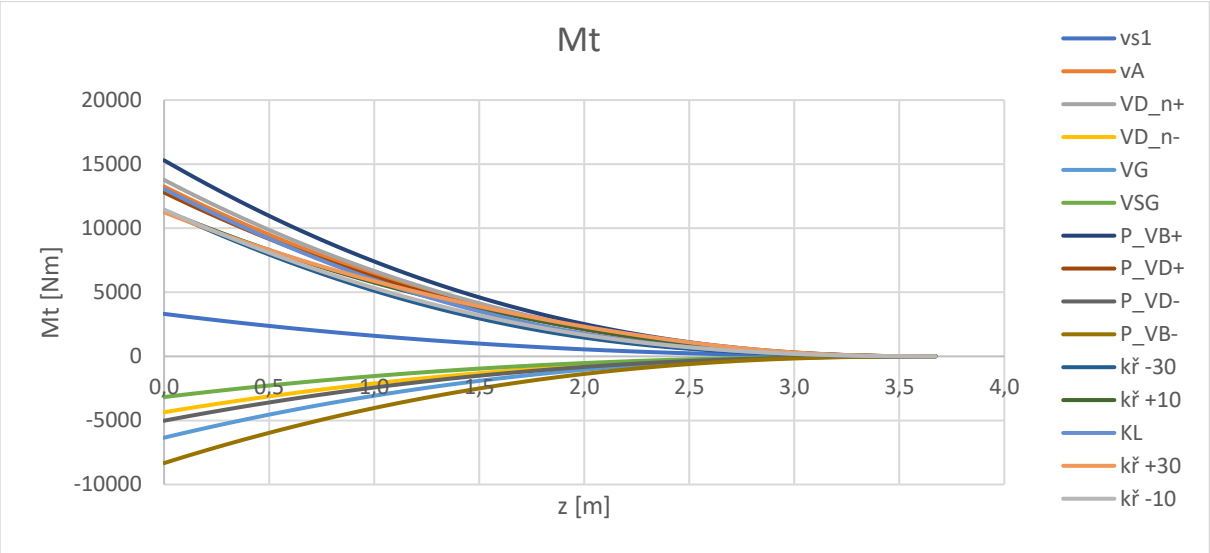

Mk
1000
500
0
-500
-1000
-1500
Mk [Nm]
0,0
0,5
1,0
1,5
2,0
2,5
3,0
3,5
4,0
z [m]
vs1
vA
VD_n+
VD_n-
VG
VSG
P_VB+
P_VD+
P_VD-
P_VB-

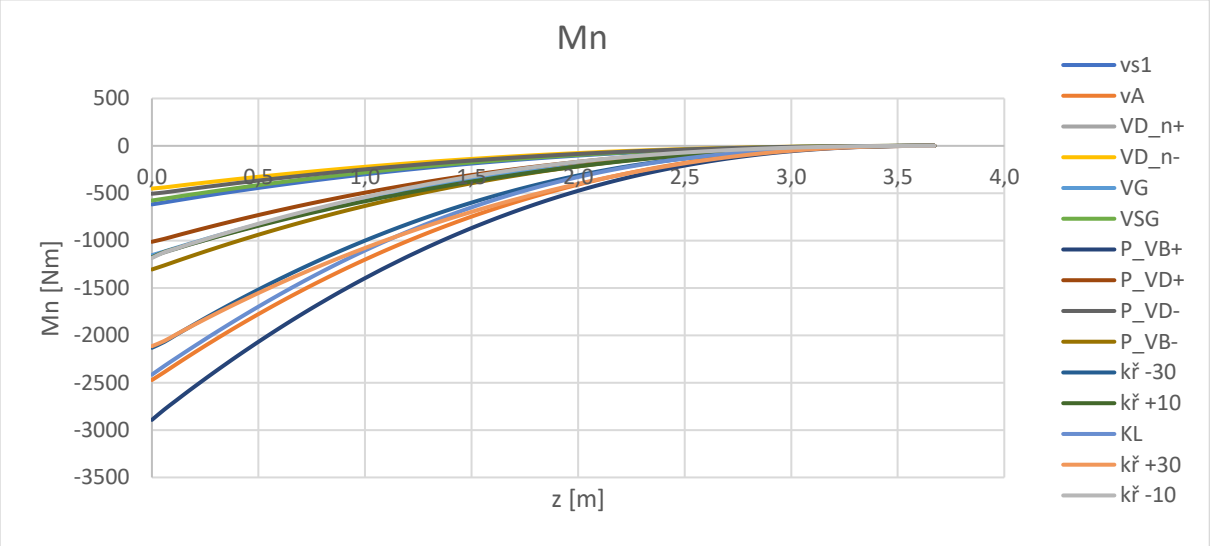
HMOTOVÁ KONFIGURACE 5

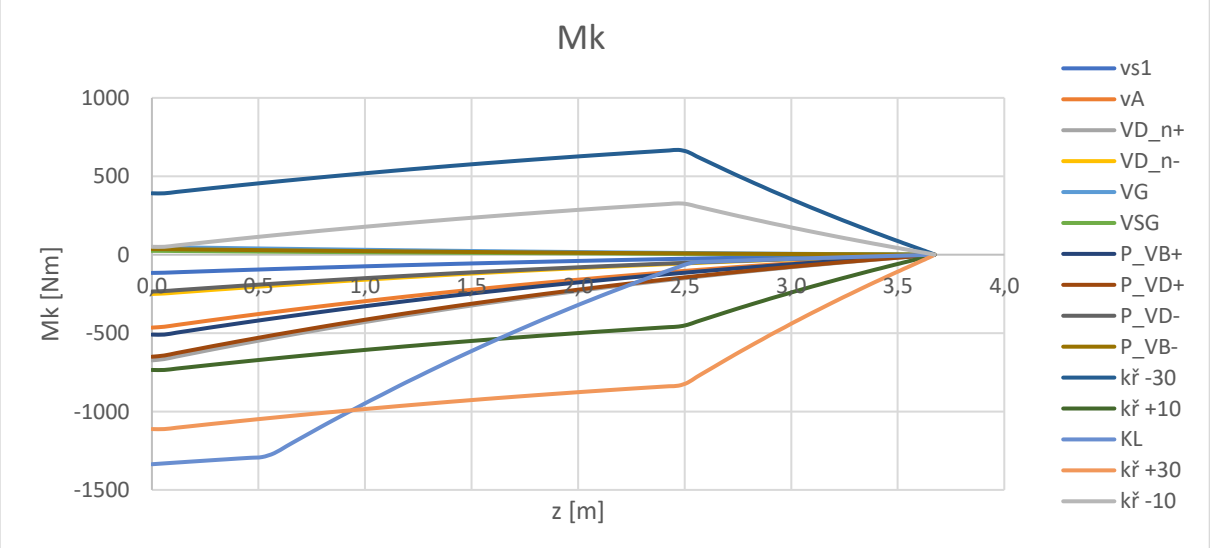
HMOT. KONFIGURACE 5							
	V[km/h]	v [m/s]	n	Lh	Lw	CLw	alfa
BOD_1	111,04	30,84	1	-55,311	4273,611	0,748	0,164
BOD_2	222,08	61,69	4	-221,243	17094,443	0,748	0,164
BOD_3	335,00	93,06	4	-618,353	17491,553	0,336	0,062
BOD_5	335,00	93,06	-1,5	-742,219	-5585,231	-0,107	-0,047
BOD_6	178,17	49,49	-2	-245,427	-8191,173	-0,557	-0,158
BOD_7	125,98	35,00	-1	-122,713	-4095,587	-0,557	-0,158
BOD_P1	225,00	62,50	4,6	-215,343	19738,994	0,841	0,187
BOD_P2	335,00	93,06	3,7	-625,085	16237,368	0,312	0,056
BOD_P3	335,00	93,06	-1,7	-746,747	-6428,936	-0,124	-0,051
BOD_P4	225,00	62,50	-2,6	-378,770	-10708,280	-0,456	-0,134
KŘIDÉLKA_30	222,08	61,69	2,66	-251,421	11472,099	0,502	0,103
KŘIDÉLKA10	335,00	93,06	2,66	-648,531	11869,209	0,228	0,035
KLAPKY	149,36	41,49	2	-95,777	8532,377	0,825	0,183





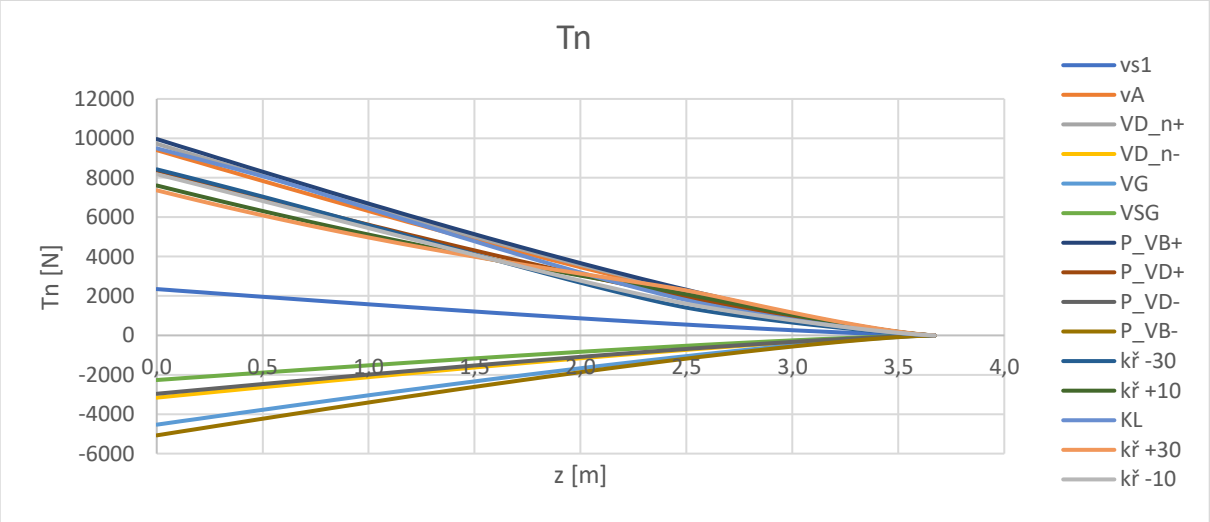

Mt
Mt [Nm]
z [m]
vs1
vA
VD_n+
VD_n-
VG
VSG
P_VB+
P_VD+
P_VD-
P_VB-
kř -30
kř +10
KL
kř +30
kř -10

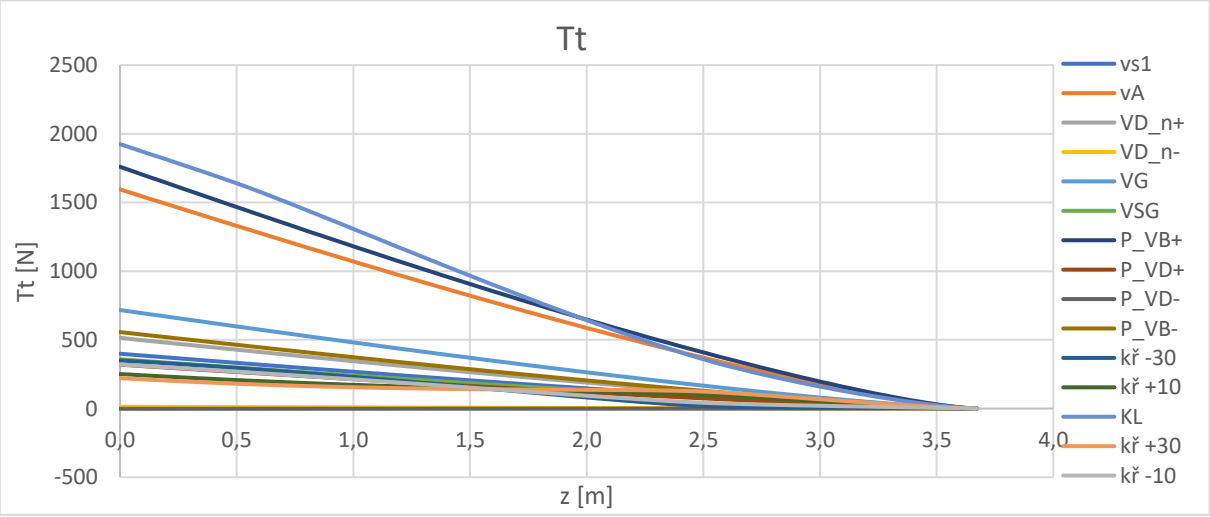

Mn
Mn [Nm]
z [m]
vs1
vA
VD_n+
VD_n-
VG
VSG
P_VB+
P_VD+
P_VD-
P_VB-
kř -30
kř +10
KL
kř +30
kř -10

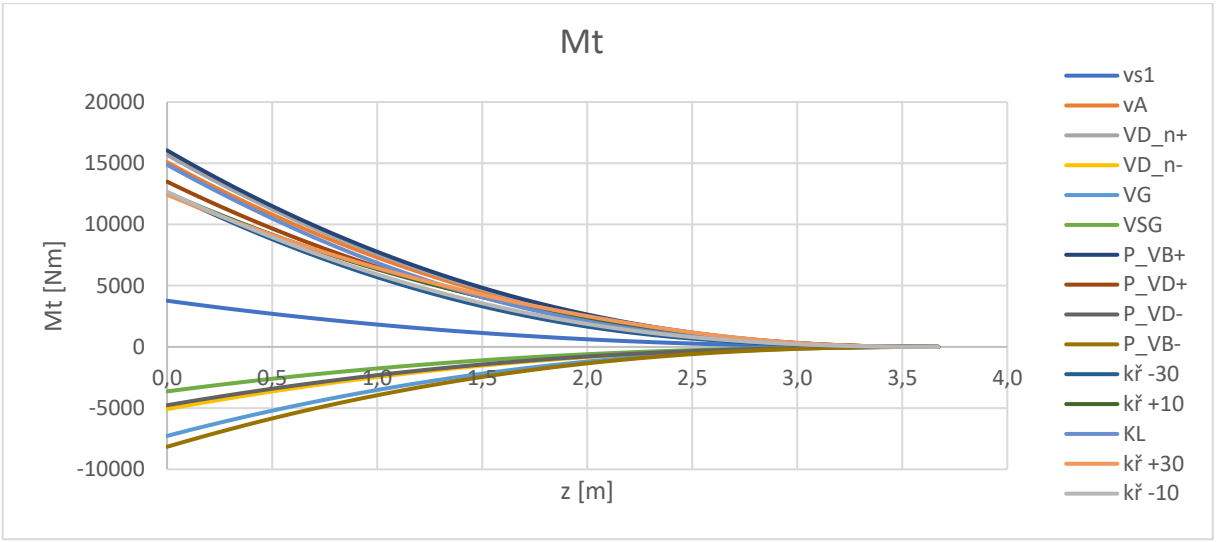

Mk
Mk [Nm]
z [m]
vs1
vA
VD_n+
VD_n-
VG
VSG
P_VB+
P_VD+
P_VD-
P_VB-
kř -30
kř +10
KL
kř +30
kř -10

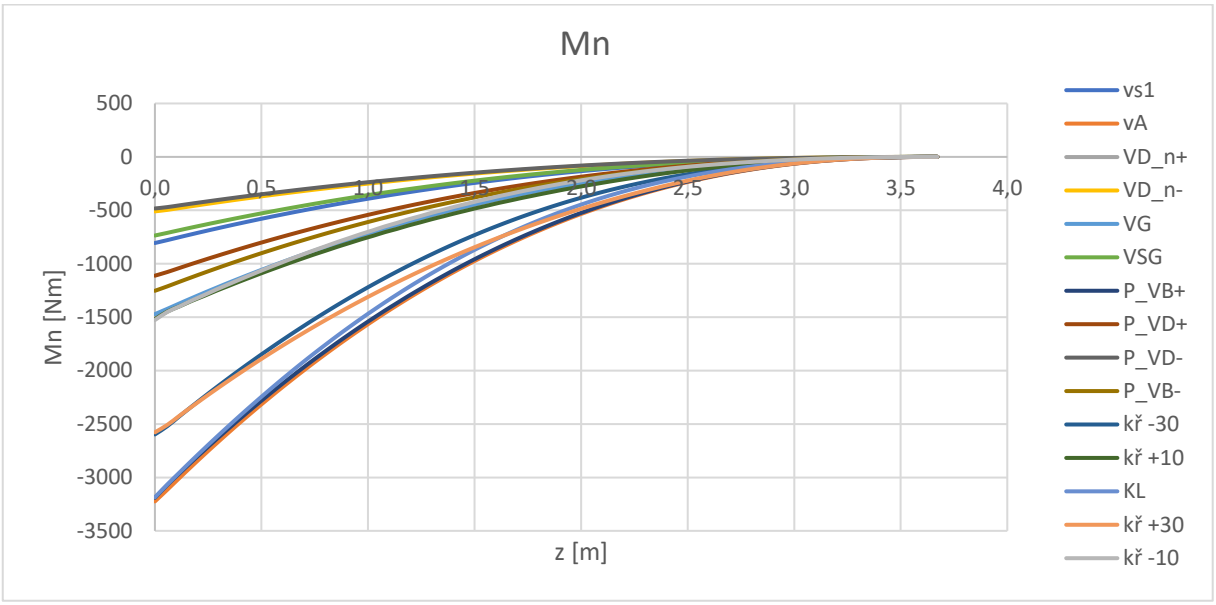
HMOTOVÁ KONFIGURACE 6

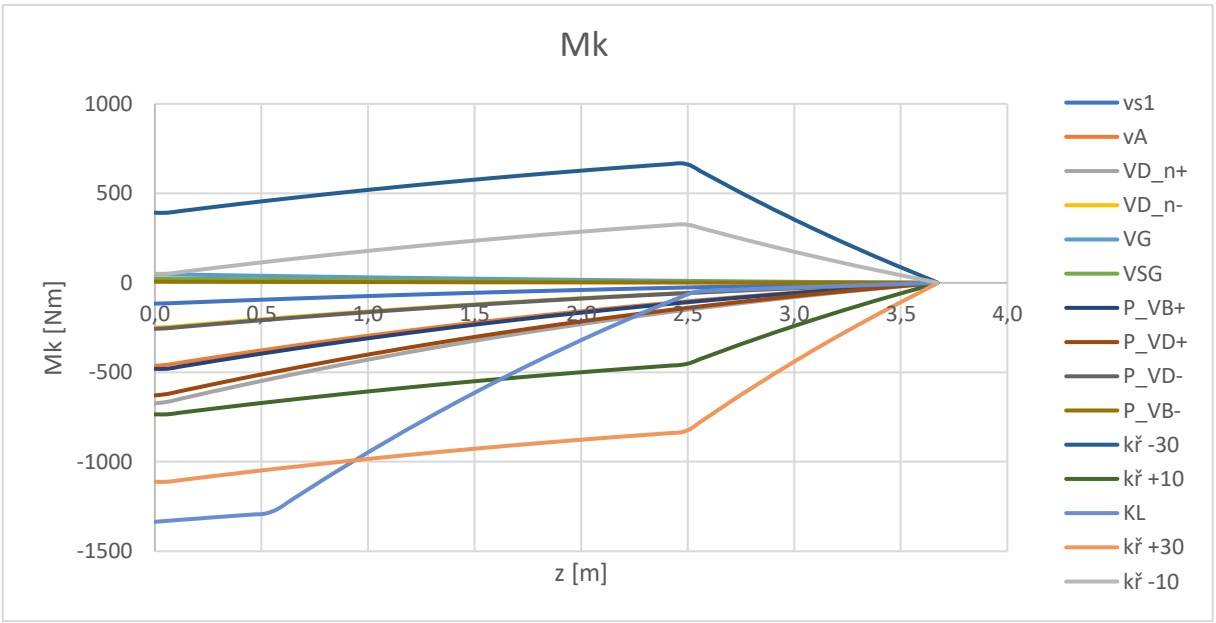
HMOT. KONFIGURACE 6							
	V[km/h]	v [m/s]	n	Lh	Lw	CLw	alfa
BOD_1	111,04	30,84	1	44,593	4860,407	0,850	10,837
BOD_2	222,08	61,69	4	178,371	19441,629	0,850	10,837
BOD_3	335,00	93,06	4	-218,739	19838,739	0,381	4,198
BOD_5	335,00	93,06	-1,5	-892,074	-6465,426	-0,124	-2,959
BOD_6	178,17	49,49	-2	-445,234	-9364,766	-0,636	-10,208
BOD_7	125,98	35,00	-1	-222,617	-4682,383	-0,636	-10,208
BOD_P1	225,00	62,50	4,2	200,272	20627,790	0,879	11,241
BOD_P2	335,00	93,06	3,4	-290,151	17048,987	0,328	3,439
BOD_P3	335,00	93,06	-1,4	-881,874	-6066,961	-0,117	-2,851
BOD_P4	225,00	62,50	-2,2	-594,579	-10423,483	-0,444	-7,487
KŘIDÉLKA_30	222,08	61,69	2,66	14,322	13032,978	0,570	6,869
KŘIDÉLKA10	335,00	93,06	2,66	-382,788	13430,088	0,258	2,454
KLAPKY	149,36	41,49	2	104,030	9705,970	0,939	12,085





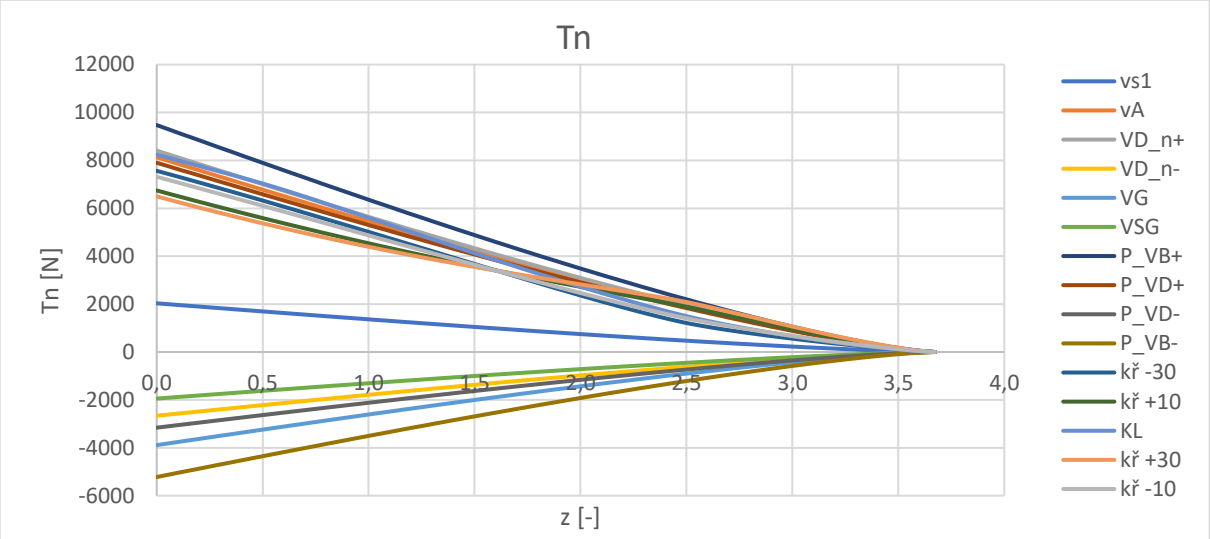

Mt
20000
15000
10000
5000
0
-5000
-10000
Mt [Nm]
0,0
0,5
1,0
1,5
2,0
2,5
3,0
3,5
4,0
z [m]
vs1
vA
VD_n+
VD_n-
VG
VSG
P_VB+
P_VD+
P_VD-
P_VB-
kř -30
kř +10
KL
kř +30
kř -10

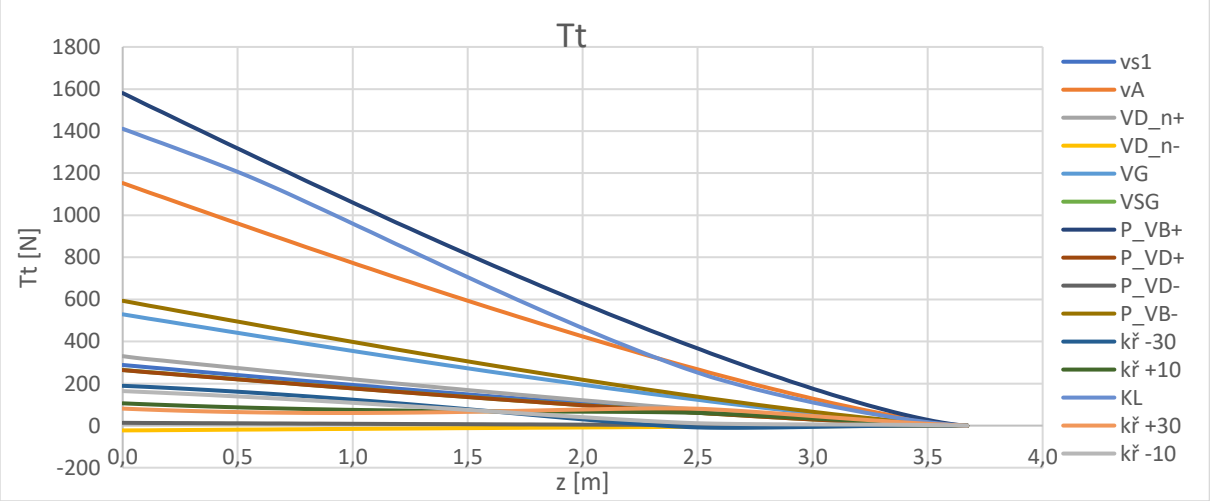

Mn
500
0
-500
-1000
-1500
-2000
-2500
-3000
-3500
Mn [Nm]
0,0
0,5
1,0
1,5
2,0
2,5
3,0
3,5
4,0
z [m]
vs1
vA
VD_n+
VD_n-
VG
VSG
P_VB+
P_VD+
P_VD-
P_VB-
kř -30
kř +10
KL
kř +30
kř -10

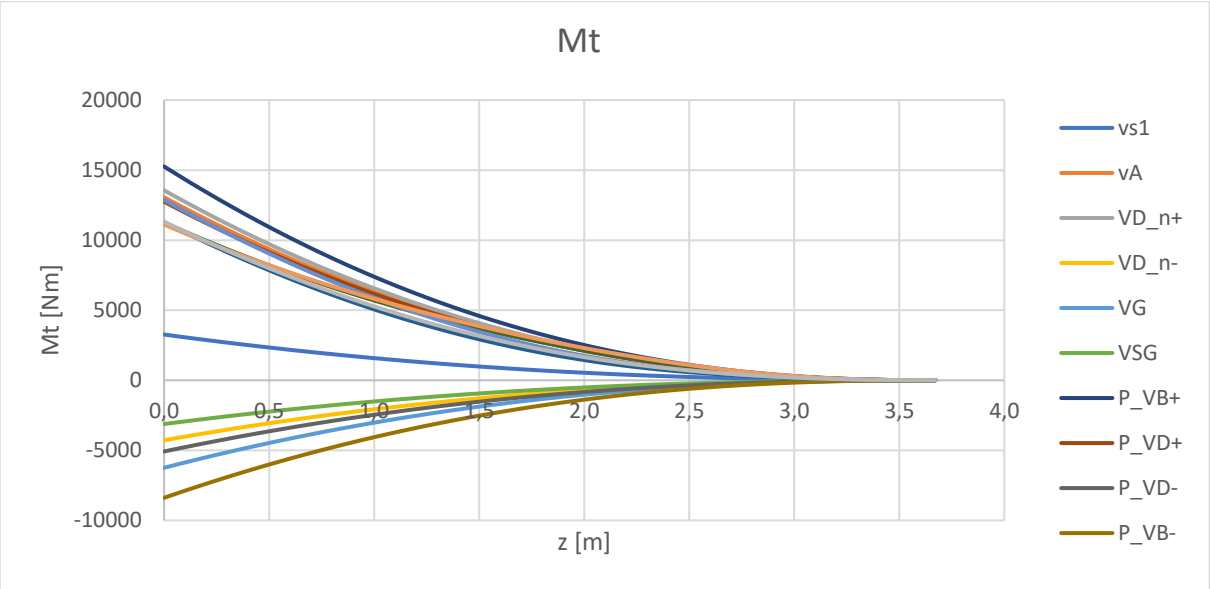

Mk
1000
500
0
-500
-1000
-1500
Mk [Nm]
0,0
0,5
1,0
1,5
2,0
2,5
3,0
3,5
4,0
z [m]
vs1
vA
VD_n+
VD_n-
VG
VSG
P_VB+
P_VD+
P_VD-
P_VB-
kř -30
kř +10
KL
kř +30
kř -10

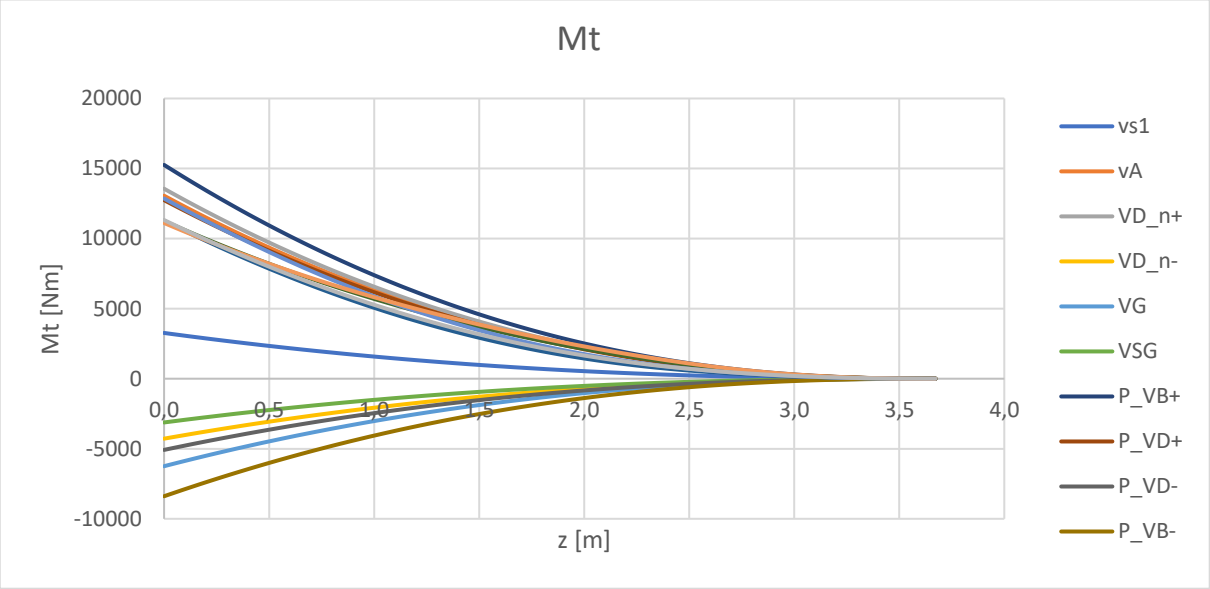
HMOTOVÁ KONFIGURACE 7

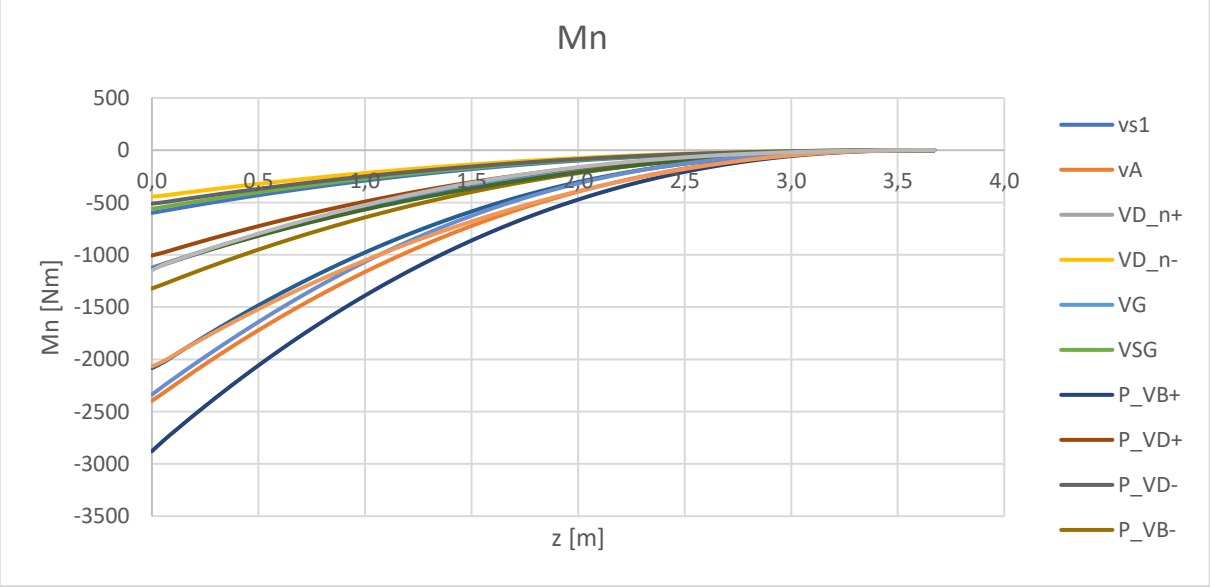
HMOT. KONFIGURACE 7							
	V[km/h]	v [m/s]	n	Lh	Lw	CLw	alfa
BOD_1	111,04	30,84	1	-89,746	4209,946	0,737	9,226
BOD_2	222,08	61,69	4	-358,983	16839,783	0,737	9,226
BOD_3	335,00	93,06	4	-756,093	17236,893	0,331	3,490
BOD_5	335,00	93,06	-1,5	-690,566	-5489,734	-0,106	-2,694
BOD_6	178,17	49,49	-2	-176,557	-8063,843	-0,548	-8,957
BOD_7	125,98	35,00	-1	-88,278	-4031,922	-0,548	-8,957
BOD_P1	225,00	62,50	4,7	-375,459	19700,694	0,839	10,682
BOD_P2	335,00	93,06	3,7	-753,082	16192,586	0,311	3,206
BOD_P3	335,00	93,06	-1,7	-687,620	-6511,483	-0,125	-2,972
BOD_P4	225,00	62,50	-2,7	-287,525	-10797,310	-0,460	-7,712
KŘIDÉLKA_30	222,08	61,69	2,66	-343,018	11302,750	0,494	5,798
KŘIDÉLKA10	335,00	93,06	2,66	-740,128	11699,860	0,225	1,983
KLAPKY	149,36	41,49	2	-164,647	8405,047	0,813	10,305





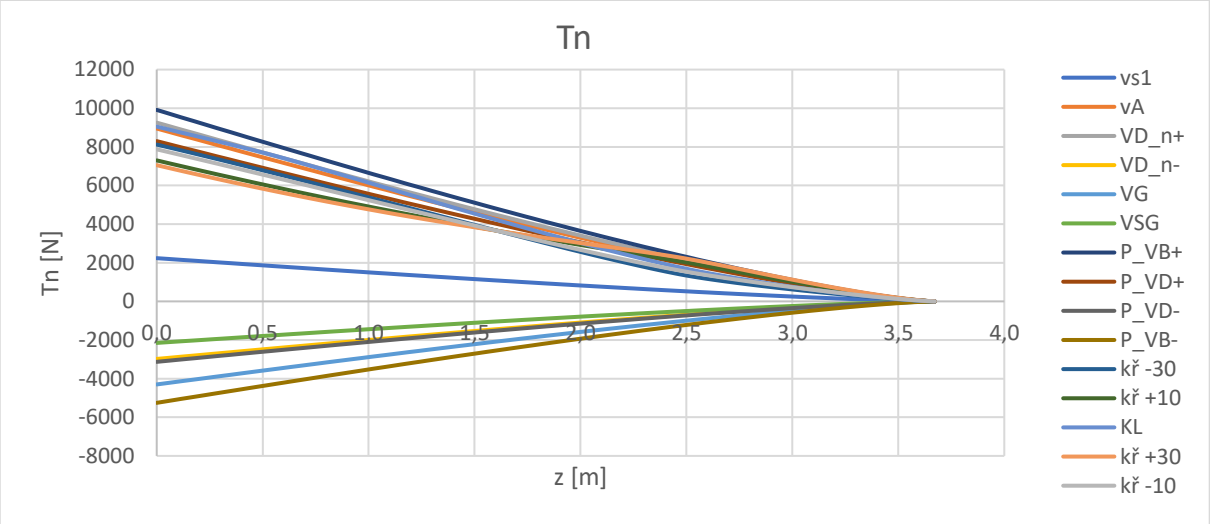

Mt
20000
15000
10000
5000
0
-5000
-10000
Mt [Nm]
0,0
0,5
1,0
1,5
2,0
2,5
3,0
3,5
4,0
z [m]
vs1
vA
VD_n+
VD_n-
VG
VSG
P_VB+
P_VD+
P_VD-
P_VB-

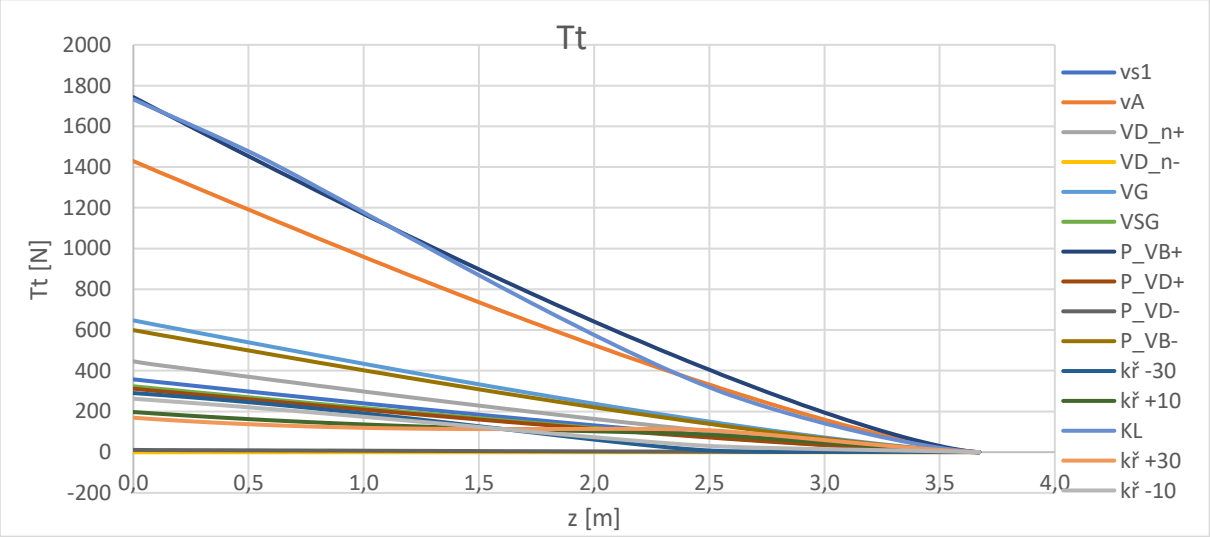

Mt
20000
15000
10000
5000
0
-5000
-10000
Mt [Nm]
0,0
0,5
1,0
1,5
2,0
2,5
3,0
3,5
4,0
z [m]
vs1
vA
VD_n+
VD_n-
VG
VSG
P_VB+
P_VD+
P_VD-
P_VB-

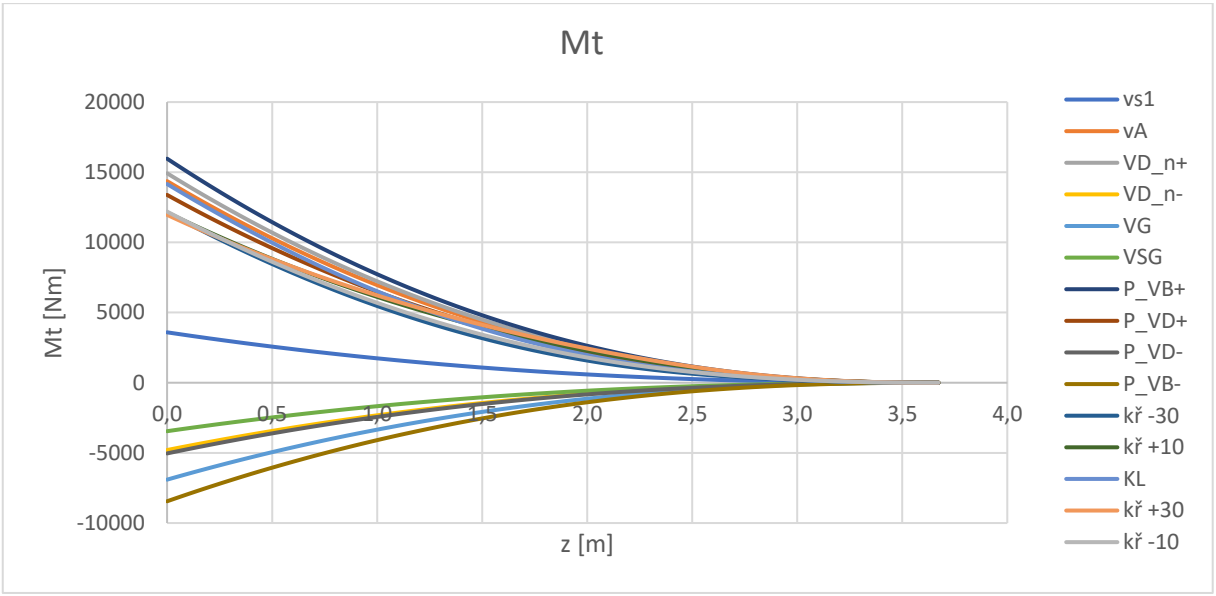

Mn
500
0
-500
-1000
-1500
-2000
-2500
-3000
-3500
Mn [Nm]
0,0
0,5
1,0
1,5
2,0
2,5
3,0
3,5
4,0
z [m]
vs1
vA
VD_n+
VD_n-
VG
VSG
P_VB+
P_VD+
P_VD-
P_VB-

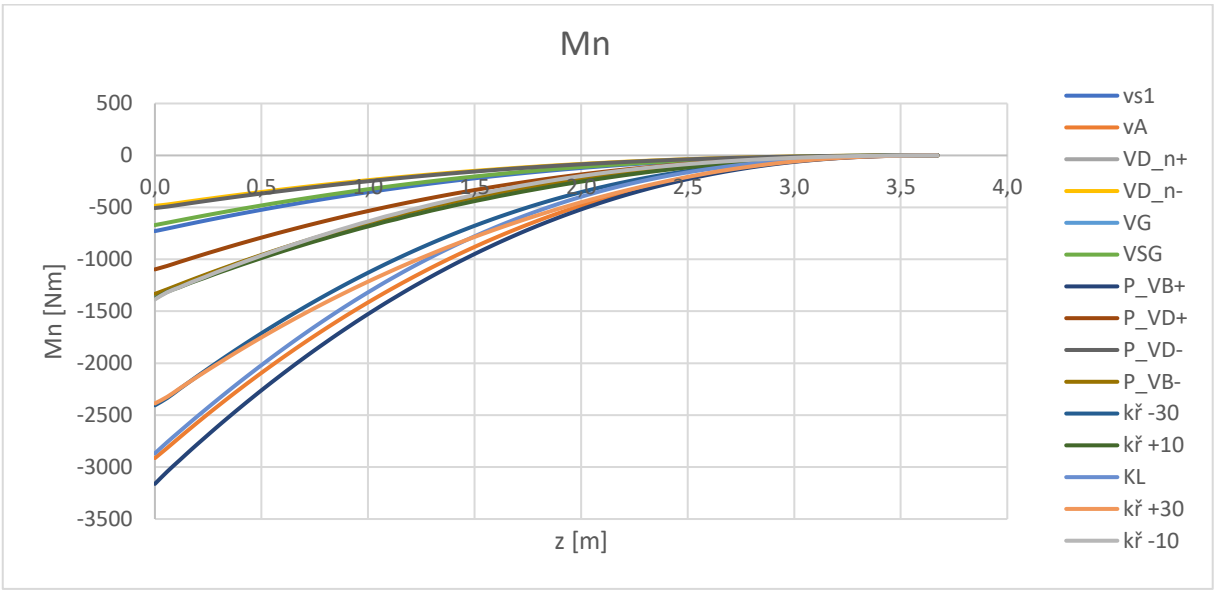
HMOTOVÁ KONFIGURACE 8

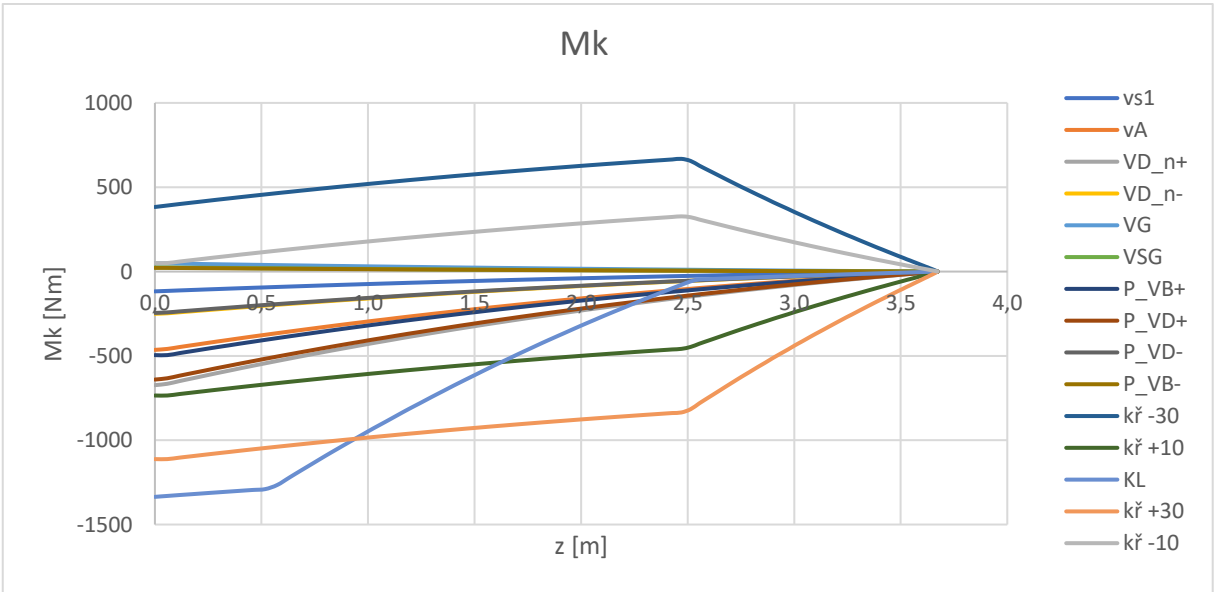
HMOT. KONFIGURACE 8							
	V[km/h]	v [m/s]	n	Lh	Lw	CLw	alfa
BOD_1	111,04	30,84	1	-105,235	4627,645	0,810	10,260
BOD_2	222,08	61,69	4	-420,939	18510,579	0,810	10,260
BOD_3	335,00	93,06	4	-818,049	18907,689	0,363	3,944
BOD_5	335,00	93,06	-1,5	-667,333	-6116,282	-0,118	-2,864
BOD_6	178,17	49,49	-2	-145,579	-8899,241	-0,605	-9,760
BOD_7	125,98	35,00	-1	-72,789	-4449,621	-0,605	-9,760
BOD_P1	225,00	62,50	4,4	-441,483	20559,849	0,876	11,200
BOD_P2	335,00	93,06	3,6	-806,192	16938,925	0,326	3,409
BOD_P3	335,00	93,06	-1,6	-665,489	-6422,424	-0,123	-2,947
BOD_P4	225,00	62,50	-2,4	-252,479	-10821,067	-0,461	-7,727
KŘIDÉLKA_30	222,08	61,69	2,66	-384,219	12413,830	0,543	6,486
KŘIDÉLKA10	335,00	93,06	2,66	-781,329	12810,940	0,246	2,286
KLAPKY	149,36	41,49	2	-195,625	9240,445	0,894	11,448





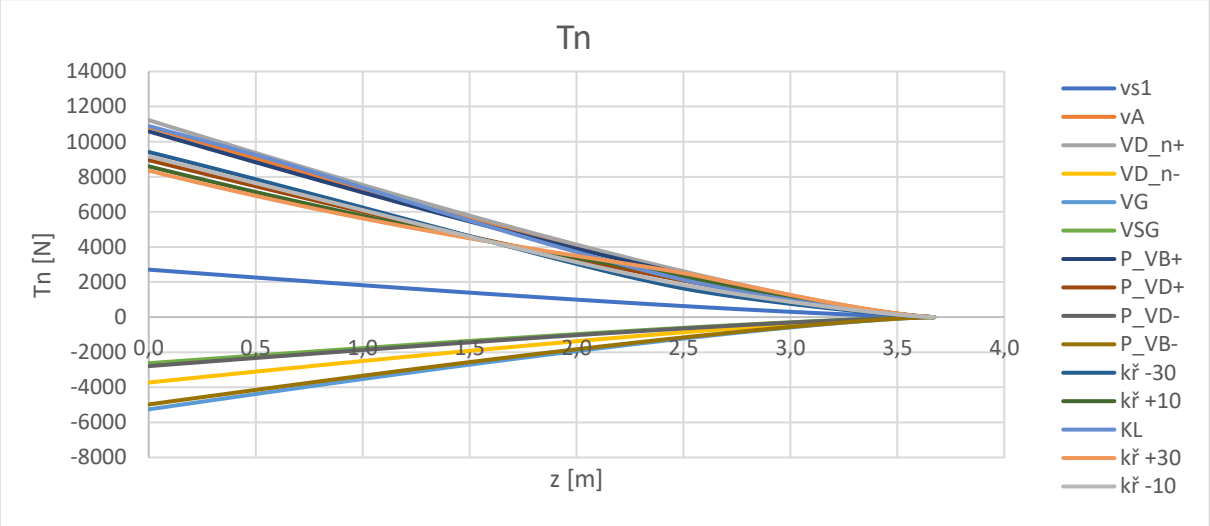

Mt
20000
15000
10000
5000
0
-5000
-10000
Mt [Nm]
0,0
0,5
1,0
1,5
2,0
2,5
3,0
3,5
4,0
z [m]
vs1
vA
VD_n+
VD_n-
VG
VSG
P_VB+
P_VD+
P_VD-
P_VB-
kř -30
kř +10
KL
kř +30
kř -10

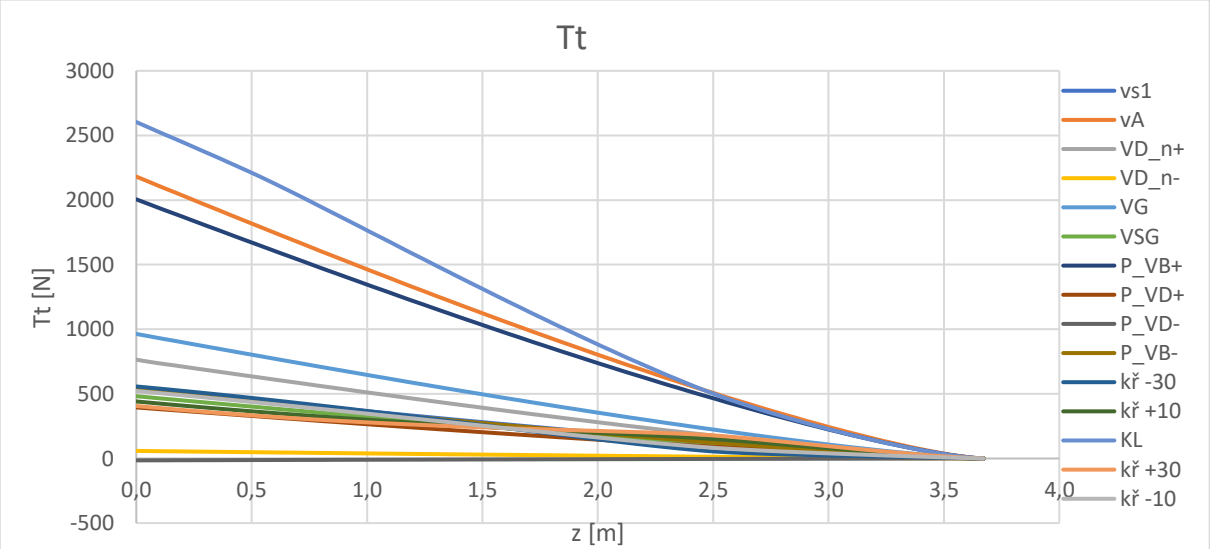

Mn
500
0
-500
-1000
-1500
-2000
-2500
-3000
-3500
Mn [Nm]
0,0
0,5
1,0
1,5
2,0
2,5
3,0
3,5
4,0
z [m]
vs1
vA
VD_n+
VD_n-
VG
VSG
P_VB+
P_VD+
P_VD-
P_VB-
kř -30
kř +10
KL
kř +30
kř -10

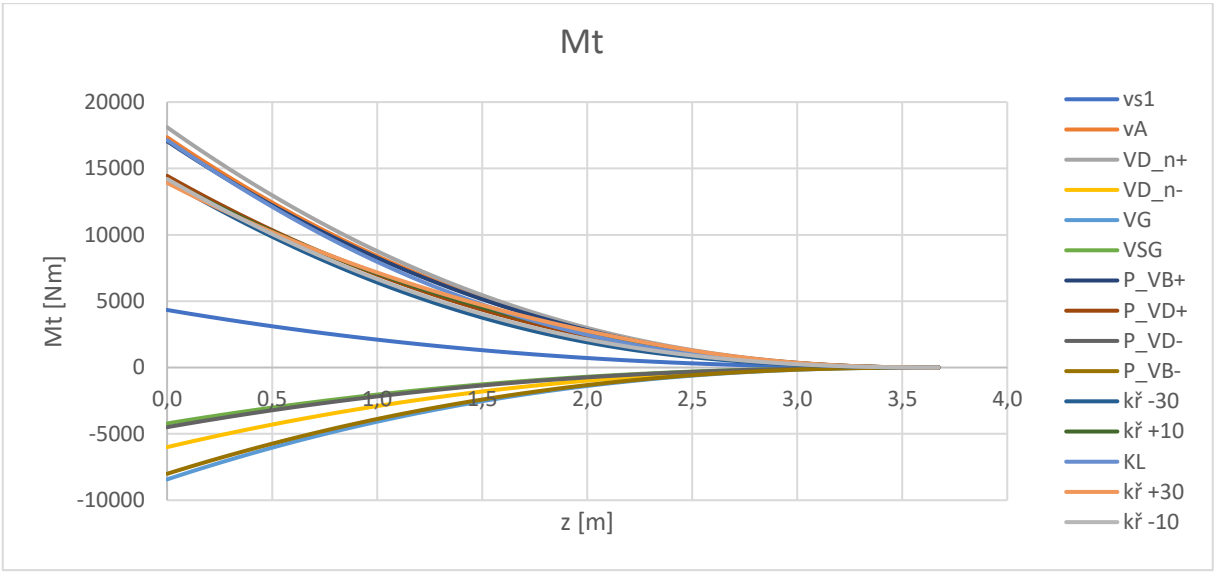

Mk
1000
500
0
-500
-1000
-1500
Mk [Nm]
0,0
0,5
1,0
1,5
2,0
2,5
3,0
3,5
4,0
z [m]
vs1
vA
VD_n+
VD_n-
VG
VSG
P_VB+
P_VD+
P_VD-
P_VB-
kř -30
kř +10
KL
kř +30
kř -10

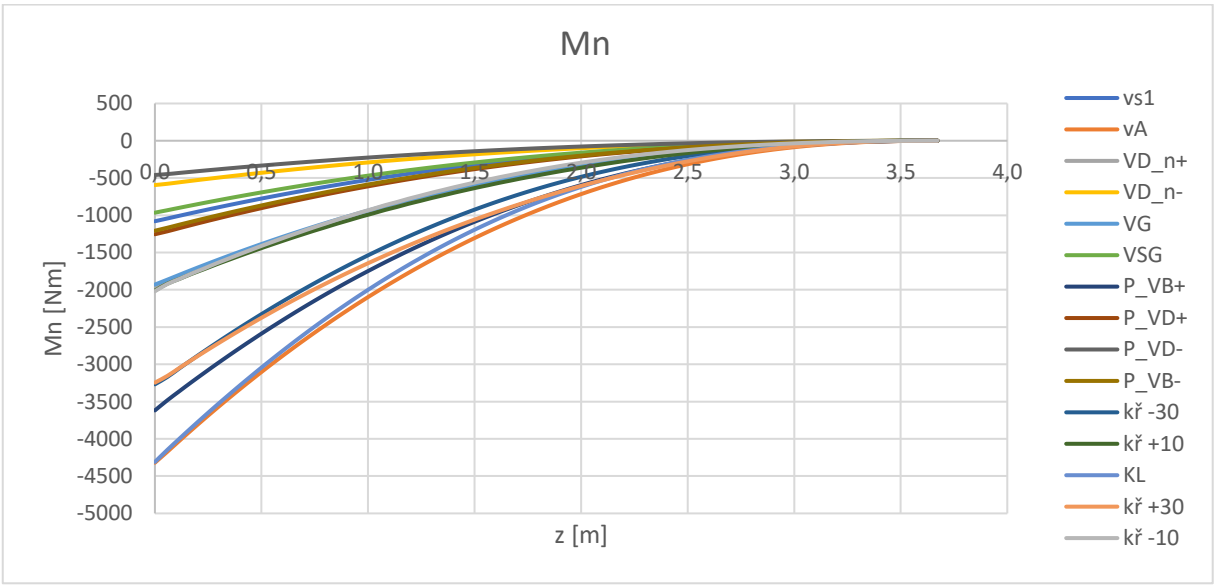
HMOTOVÁ KONFIGURACE 9

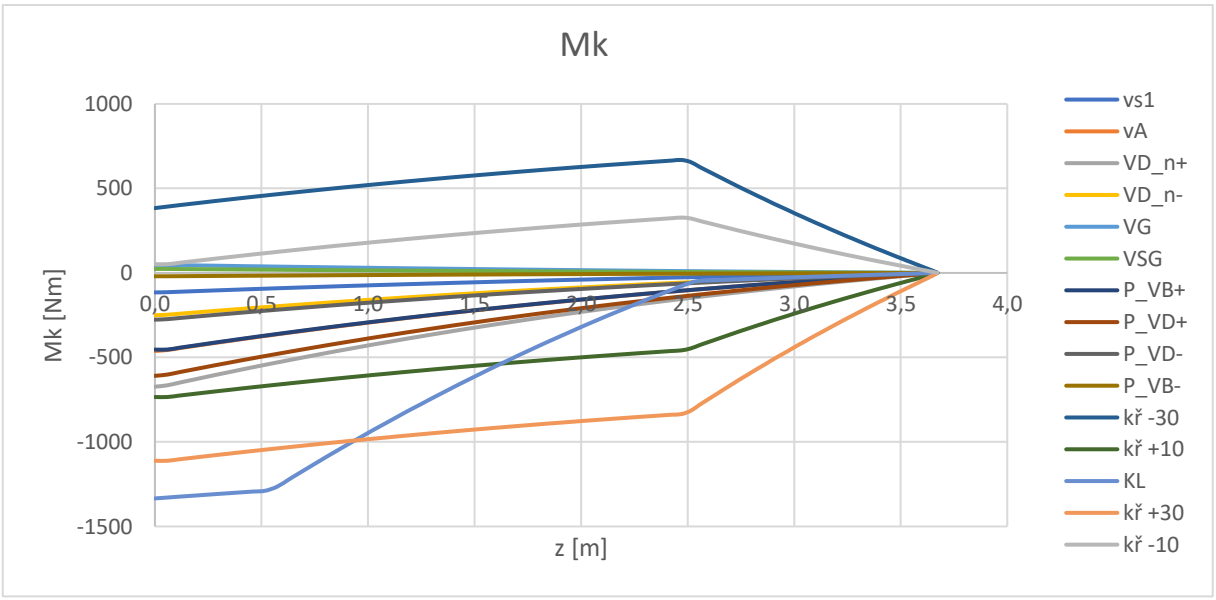
HMOT. KONFIGURACE 9							
	V[km/h]	v [m/s]	n	Lh	Lw	CLw	alfa
BOD_1	111,04	30,84	1	87,688	5602,112	0,980	12,674
BOD_2	222,08	61,69	4	350,751	22408,449	0,980	12,674
BOD_3	335,00	93,06	4	-46,359	22805,559	0,438	5,005
BOD_5	335,00	93,06	-1,5	-956,717	-7577,983	-0,146	-3,262
BOD_6	178,17	49,49	-2	-531,424	-10848,176	-0,737	-11,635
BOD_7	125,98	35,00	-1	-265,712	-5424,088	-0,737	-11,635
BOD_P1	225,00	62,50	3,9	325,554	21851,093	0,931	11,979
BOD_P2	335,00	93,06	3,2	-185,873	18149,214	0,349	3,738
BOD_P3	335,00	93,06	-1,2	-899,962	-5683,779	-0,109	-2,746
BOD_P4	225,00	62,50	-1,9	-633,670	-10163,376	-0,433	-7,330
KŘIDÉLKA_30	222,08	61,69	2,66	128,955	15005,913	0,656	8,090
KŘIDÉLKA10	335,00	93,06	2,66	-268,155	15403,023	0,296	2,991
KLAPKY	149,36	41,49	2	190,220	11189,380	1,082	14,116






Mt
20000
15000
10000
5000
0
-5000
-10000
Mt [Nm]
0,0
0,5
1,0
1,5
2,0
2,5
3,0
3,5
4,0
z [m]
vs1
vA
VD_n+
VD_n-
VG
VSG
P_VB+
P_VD+
P_VD-
P_VB-
kř -30
kř +10
KL
kř +30
kř -10


Mn
500
0
-500
-1000
-1500
-2000
-2500
-3000
-3500
-4000
-4500
-5000
Mn [Nm]
0,0
0,5
1,0
1,5
2,0
2,5
3,0
3,5
4,0
z [m]
vs1
vA
VD_n+
VD_n-
VG
VSG
P_VB+
P_VD+
P_VD-
P_VB-
kř -30
kř +10
KL
kř +30
kř -10


Mk
1000
500
0
-500
-1000
-1500
Mk [Nm]
0,0
0,5
1,0
1,5
2,0
2,5
3,0
3,5
4,0
z [m]
vs1
vA
VD_n+
VD_n-
VG
VSG
P_VB+
P_VD+
P_VD-
P_VB-
kř -30
kř +10
KL
kř +30
kř -10