



**ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE**

---

**Fakulta strojní  
Ústav letadlové techniky**

**Přestavba repliky letounu L-60 pro kategorii ELSA**

**Reconstruction of L-60 Aircraft Replica for ELSA Category**

Diplomová práce

Studijní program: Letectví a kosmonautika

Vedoucí práce: Ing. Jiří Brabec, Ph.D.

**Radek Filip**

---

**Praha 2017**

## I. OSOBNÍ A STUDIJNÍ ÚDAJE

Příjmení: **Filip** Jméno: **Radek** Osobní číslo: **408725**  
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:

**Přestavba repliky letounu L-60 pro kategorii ELSA**

Název diplomové práce anglicky:

**Reconstruction of L-60 Aircraft Replica for ELSA Category**

Pokyny pro vypracování:

Pro vypracování proveďte:

- 1) Koncepční studii přestavby letounu
- 2) Sestavení 3D modelu letounu
- 3) Základní aerodynamický výpočet letounu
- 4) Výpočet zatížení základních konstrukčních prvků letounu
- 5) Návrh konstrukčně pevnostního členění draku

Seznam doporučené literatury:

- Mikula, J.: Konstrukce a projektování letadel II, ČVUT v Praze, 2005
- ŠPUNDA, J.: Stavební mechanika a pevnost letadel, Požadavky pro dosažení letové způsobilosti podle pevnostních předpisů a výpočet zatížení letounu a jeho částí, skripta VAAZ, 1961
- Roskam, J.: Airplane design: Part VI: Preliminary calculation of aerodynamics thrust and power characteristic, The University of Kansas, 1987
- Torenbeek, E.: Synthesis of subsonic airplane design, Delft University Press, 1976
- Stavební předpis ELSA-K, LAA ČR

Jméno a pracoviště vedoucí(ho) diplomové práce:

**Ing. Jiří Brabec Ph.D., ústav letadlové techniky FS**

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

Datum zadání diplomové práce: **28.04.2017**

Termín odevzdání diplomové práce: **07.08.2017**

Platnost zadání diplomové práce: \_\_\_\_\_

\_\_\_\_\_  
Podpis vedoucí(ho) práce

\_\_\_\_\_  
Podpis vedoucí(ho) ústavu/katedry

\_\_\_\_\_  
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

### **Prohlášení**

Prohlašuji, že jsem svou diplomovou práci vypracoval samostatně a použil jsem pouze podklady uvedené v příloženém seznamu.

Nemám závažný důvod proti užití tohoto školního díla ve smyslu § 60 Zákona č. 121/2000 Sb., o právu autorském, o právech souvisejících s právem autorským a o změně některých zákonů (autorský zákon).

V Praze dne .....

.....

PODPIS

---

---

## Obsah

1. Úvod:.....	1
2. Koncepční studie přestavby letounu .....	1
2.1. Rešerše .....	1
2.2. Geometrie.....	2
2.2.1. Letoun .....	3
2.2.2. Křídlo.....	4
2.2.3. Vodorovné ocasní plochy .....	6
2.2.4. Svislé ocasní plochy .....	7
2.2.5. Podvozek .....	8
2.2.6. Pohonná jednotka .....	10
2.3. Hmotový rozbor .....	11
2.3.1. Odhad hmotnosti.....	11
2.3.2. Celková hmotnost prázdného letounu .....	15
2.4. Souřadnicový systém .....	16
2.5. Těžiště prázdného letounu .....	17
2.6. Hmotová obálka letounu .....	17
2.7. Odhad momentů setrvačnosti letounu.....	20
2.8. Shrnutí.....	21
2.9. Kontrola statické stability letounu .....	21
2.9.1. Vliv trupu.....	22
2.9.2. Vliv VOP .....	24
2.9.3. Neutrální bod letounu a zásoba statické stability .....	27
3. Aerodynamický výpočet .....	28
3.1. Profilové hodnoty.....	28
3.1.1. Profil LS(1)-0413 .....	28
3.1.2. Profil – $\delta_f = 10^\circ, 35^\circ$ .....	29
3.1.3. Profil s vychýleným křídélkem.....	32
3.1.4. Profil NACA 0012.....	32
3.2. Aerodynamické charakteristiky křídla – $\delta_f = 0^\circ$ .....	33
3.2.1. Kritický úhel náběhu křídla .....	33
3.2.2. Vztlková čára křídla.....	33

---

---

3.2.3.	Momentová čára křídla bez vztlakových klappek .....	34
3.2.4.	Odporová čára křídla bez vztlakových klappek .....	35
3.2.5.	Polára křídla bez vztlakových klappek .....	37
3.3.	Aerodynamické charakteristiky křídla – $\delta_f = 10^\circ$ .....	37
3.3.1.	Vztlaková čára křídla – $\delta_f = 10^\circ$ .....	37
3.3.2.	Momentová čára křídla – $\delta_f = 10^\circ$ .....	39
3.3.3.	Odporová čára křídla – $\delta_f = 10^\circ$ .....	40
3.3.4.	Polára křídla – $\delta_f = 10^\circ$ .....	42
3.4.	Aerodynamické charakteristiky křídla – $\delta_f = 35^\circ$ .....	43
3.4.1.	Vztlaková čára křídla – $\delta_f = 35^\circ$ .....	43
3.4.2.	Momentová čára křídla - $\delta_f = 35^\circ$ .....	44
3.4.3.	Odporová čára křídla - $\delta_f = 35^\circ$ .....	45
3.4.4.	Polára křídla – $\delta_f = 35^\circ$ .....	46
3.5.	Aerodynamické charakteristiky letounu - $\delta_f = 0^\circ$ .....	47
3.5.1.	Vztlaková čára letounu - $\delta_f = 0^\circ$ .....	47
3.5.2.	Součinitel klopivého momentu křídlo + trup .....	47
3.5.3.	Vztlaková čára letounu ve vyváženém stavu .....	48
3.5.4.	Momentová čára letounu - $\delta_f = 0^\circ$ .....	50
3.5.5.	Odporová čára letounu - $\delta_f = 0^\circ$ .....	51
3.5.6.	Polára letounu - $\delta_f = 0^\circ$ .....	55
3.6.	Aerodynamické charakteristiky letounu - $\delta_f = 10^\circ$ .....	55
3.6.1.	Vztlaková čára letounu – $\delta_f = 10^\circ$ .....	55
3.6.2.	Součinitel klopivého momentu křídlo + trup .....	55
3.6.3.	Vztlaková čára letounu - $\delta_f = 10^\circ$ .....	56
3.6.4.	Momentová čára letounu - $\delta_f = 10^\circ$ .....	56
3.6.5.	Odporová čára letounu - $\delta_f = 10^\circ$ .....	57
3.6.6.	Polára letounu - $\delta_f = 10^\circ$ .....	58
3.7.	Aerodynamické charakteristiky letounu – $\delta_f = 35^\circ$ .....	59
3.7.1.	Vztlaková čára letounu – $\delta_f = 35^\circ$ .....	59
3.7.2.	Součinitel klopivého momentu křídlo + trup – $\delta_f = 35^\circ$ .....	59
3.7.3.	Vztlaková čára letounu ve vyváženém stavu – $\delta_f = 35^\circ$ .....	59
3.7.4.	Momentová čára letounu – $\delta_f = 35^\circ$ .....	60
3.7.5.	Odporová čára letounu – $\delta_f = 35^\circ$ .....	61

---

---

3.7.6.	Polára letounu – $\delta_f = 35^\circ$ .....	62
4.	Zatížení základních konstrukčních prvků letounu .....	63
4.1.	Zatížení křídla letounu UL – 60 Brigádýr.....	63
4.1.1.	Obálka násobků .....	63
4.1.2.	Výpočet zatížení .....	67
4.2.	Zatížení ocasních ploch letounu.....	90
4.2.1.	Vstupní údaje pro zatížení VOP .....	90
4.2.2.	Vstupní údaje pro zatížení SOP.....	90
4.2.3.	Hmotové vstupy.....	90
4.2.4.	Definice souřadnicového systému .....	91
4.2.5.	Zatížení vodorovné ocasní plochy .....	91
4.2.6.	Provozní síly na VOP .....	91
4.2.7.	Měrné zatížení na VOP.....	96
4.2.8.	Průběh zatížení po rozpětí VOP .....	108
4.2.9.	Podmínky pozemního poryvu na VK .....	120
4.2.10.	Maximální zatížení VOP.....	122
4.2.11.	Zatížení vyvažovací plošky.....	125
4.2.12.	Zatížení SOP .....	127
4.2.13.	Provozní síly na SOP .....	128
4.2.14.	Spojité zatížení na SOP.....	130
4.2.15.	Průběh zatížení po rozpětí SOP .....	134
4.2.16.	Podmínky pozemního poryvu na SK .....	144
4.2.17.	Doplňující podmínky pro ocasní plochy.....	149
4.3.	Zatížení motorového lože .....	149
4.3.1.	Specifikace pohonné soustavy.....	149
4.3.2.	Hmotnost pohonné jednotky a vrtule.....	149
4.3.3.	Požadavek předpisu .....	150
4.3.4.	Stanovení zatížení motorového lože.....	150
4.3.5.	Výsledné zatížení motorového lože.....	154
4.3.6.	Počtení zatížení.....	154
4.4.	Zatížení podvozku.....	155
4.4.1.	Požadavky předpisu .....	155
4.4.2.	Souřadnicový systém.....	156

---

4.4.3.	Geometrické vstupy .....	157
4.4.4.	Hmotové vstupy .....	157
4.4.5.	Statické zatížení podvozku .....	158
4.4.6.	Pozemní zatížení .....	158
4.4.7.	Maximální zatížení podvozku .....	164
4.5.	Zatížení trupu letounu UL – 60 Brigadýr .....	165
4.5.1.	Stanovení případů zatížení trupu .....	165
4.5.2.	Způsob výpočtu .....	166
4.5.3.	Hmotové vstupy .....	167
4.5.4.	Souřadnicový systém letounu a kladné směry .....	168
4.5.5.	Vzorový výpočet .....	169
4.5.6.	Maximální zatížení trupu letounu .....	172
4.5.7.	Zatížení trupu krouticím momentem .....	174
5.	Konstrukčně pevnostní členění draku letounu .....	175
5.1.	Křídlo, křídélko, vztlaková klapka .....	175
5.1.1.	Křídlo .....	175
5.1.2.	Křídélko .....	176
5.1.3.	Vztlaková klapka .....	176
5.2.	Trup .....	176
5.3.	Vodorovné ocasní plochy .....	177
5.3.1.	Stabilizátor výškového kormidla .....	177
5.3.2.	Výškové kormidlo .....	177
5.4.	Svislé ocasní plochy .....	178
5.4.1.	Kýl směrovky .....	178
5.4.2.	Směrové kormidlo .....	178
6.	Závěr .....	180
7.	Použité zdroje .....	181
8.	Přílohy .....	181

---





---

### Seznam obrázků

Obr. 1	3D model letounu
Obr. 2	Muška letounu
Obr. 3	Geometrie křídla
Obr. 4	Základní geometrie VOP
Obr. 5	Základní geometrie SOP
Obr. 6	Geometrie podvozku
Obr. 7	Měření úhlu stability
Obr. 8	Verner SCARLETT 7Si
Obr. 9	Technické parametry motoru SCARLETT 7Si
Obr. 10	Souřadnicový systém
Obr. 11	Poloha hmotnostních položek
Obr. 12	Posunutí neutrálního bodu vlivem trupu
Obr. 13	Určení srázového úhlu letounu
Obr. 14	Součinitel snížení dynamického tlaku na VOP
Obr. 15	Profil LS(1)-0413
Obr. 16	Závislost součinitele odporu na součiniteli vztlaku
Obr. 17	Závislost součinitele vztlaku a klopivého momentu na úhlu náběhu
Obr. 18	Závislost součinitele vztlaku na úhlu náběhu – vychýlená klapka
Obr. 19	Závislost odporu na součiniteli vztlaku – vychýlená klapka
Obr. 20	Závislost součinitele klopivého momentu na součiniteli vztlaku – vychýlená kl.
Obr. 21	Definice parametrů trupu
Obr. 22	Obálka násobků – MTOW
Obr. 23	Obálka násobků MinTOW
Obr. 24	Momentová rovnováha letounu
Obr. 25	Smysl sil a momentů
Obr. 26	Převod sil a momentů do souřadnicové soustavy křídla
Obr. 27	Krutové poměry na křídle
Obr. 28	Zatížení křídla se vzpěrou
Obr. 29	Rozložení vztlaku po hloubce
Obr. 30	Rozložení vztlaku pro poryvový případ
Obr. 31	Rozložení vztlaku – obratový případ
Obr. 32	Nesymetrické zatížení VOP
Obr. 33	Zatížení VK
Obr. 34	Zatížení stabilizátoru
Obr. 35	Náhradní rozložení tlaku na vyvažovací plošce
Obr. 36	Definice souřadnicového systému na SOP
Obr. 37	Silové poměry na směrovém kormidle
Obr. 38	Silové poměry na kýlové ploše
Obr. 39	Souřadnicový systém
Obr. 40	Geometrie podvozku
Obr. 41	Podmínky bočního zatížení
Obr. 42	Podmínky bržděné zatáčky
Obr. 43	Dodatečné podmínky pro ostruhové kolo
Obr. 44	Smysl sil a momentů trupu
Obr. 45	Schéma konstrukce křídla, křídélka, klapky
Obr. 46	Schéma konstrukce trupu a trupového kornoutu
Obr. 47	Schéma konstrukce VOP
Obr. 48	Schéma konstrukce SOP

---

### Seznam tabulek

Tab. 1	Celková hmotnost prázdného letounu
Tab. 2	Těžiště jednotlivých částí
Tab. 3	Těžiště prázdného letounu
Tab. 4	Kombinace hmotností
Tab. 5	Hmotové konfigurace pro výpočet
Tab. 6	Odhad momentů setrvačnosti
Tab. 7	Nejvýznamnější letové konfigurace
Tab. 8	Zásoba statické stability
Tab. 9	Parametry trupu
Tab. 10	Definice případů pro výpočet zatížení křídla
Tab. 11	Součinitel vztlaku pro maximální hmotnost letounu
Tab. 12	Maximální výsledný ohybový moment
Tab. 13	Normálová složka ohybového momentu
Tab. 14	Tečná složka ohybového momentu
Tab. 15	Maximální posouvající síla
Tab. 16	Normálová složka posouvající síly
Tab. 17	Tečná složka posouvající síly
Tab. 18	Maximální početní krouticí moment k EO
Tab. 19	Výchozí zatížení samonosného křídla
Tab. 20	Zatížení křídla se vzpěrou
Tab. 21	Velikost vyvažovacích sil
Tab. 22	Přírůstky sil na VOP od poryvu
Tab. 23	Celková síla od poryvu
Tab. 24	Maximální síly VOP
Tab. 25	Průběh spojitého zatížení na VOP – vyvažovací případ
Tab. 26	Průběh spojitého zatížení na VOP – poryvový případ
Tab. 27	Průběh spojitého zatížení na VOP – obratový případ
Tab. 28	Zatížení VOP – vyvažovací případ
Tab. 29	Zatížení VOP – poryvový případ
Tab. 30	Zatížení VOP – obratový případ
Tab. 31	Maxima zatížení na VOP
Tab. 32	Zatížení vyvažovací plošky
Tab. 33	Přírůstky sil na SOP od poryvu
Tab. 34	Průběh spojitého zatížení na SOP – poryvový případ
Tab. 35	Průběh spojitého zatížení na SOP – obratový případ
Tab. 36	Průběh zatížení na směrovém kormidle – poryvový případ
Tab. 37	Průběh zatížení na kýlu – poryvový případ
Tab. 38	Průběh zatížení na směrovém kormidle – obratový případ
Tab. 39	Průběh zatížení na kýlové ploše – obratový případ
Tab. 40	Maxima zatížení na SOP
Tab. 41	Doplňující silové účinky na ocasních plochách
Tab. 42	Provozní zatížení motorového lože
Tab. 43	Hodnoty bodů obálky provozních násobků
Tab. 44	Zatížení od letových případů
Tab. 45	Srovnání maxima zatížení na motorovém loži
Tab. 46	Hodnoty početního zatížení motorového lože
Tab. 47	Hmotová obálka letounu

Tab. 48	Statické zatížení podvozku
Tab. 49	Zatížení podvozku – vertikální přistání
Tab. 50	Zatížení podvozku – přistání na tři body
Tab. 51	Boční zatížení
Tab. 52	Bržděná zatačka
Tab. 53	Dodatečné podmínky – ostruhové kolo
Tab. 54	Maximální zatížení podvozku
Tab. 55	Seznam případů zatížení trupu
Tab. 56	Hmotnosti prázdného trupu
Tab. 57	Rozdělení hmotnosti trupu
Tab. 58	Výpočet zatížení trupu
Tab. 59	Maximální zatížení – rovina XY
Tab. 60	Maximální zatížení – rovina XZ

### Seznam grafů

Graf 1	Hmotová obálka letounu
Graf 2	Zásoba statické stability
Graf 3	Vztlaková čára křídla bez vztlakových klapek
Graf 4	Momentová čára křídla – $\delta_f = 0^\circ$
Graf 5	Odporová čára křídla bez vztlakových klapek
Graf 6	Polára křídla bez vztlakových klapek
Graf 7	Vztlaková čára křídla – $\delta_f = 10^\circ$
Graf 8	Momentová čára křídla – $\delta_f = 10^\circ$
Graf 9	Odporová čára křídla – $\delta_f = 10^\circ$
Graf 10	Polára křídla – $\delta_f = 10^\circ$
Graf 11	Vztlaková čára křídla – $\delta_f = 35^\circ$
Graf 12	Momentová čára křídla – $\delta_f = 35^\circ$
Graf 13	Odporová čára křídla – $\delta_f = 35^\circ$
Graf 14	Polára křídla – $\delta_f = 35^\circ$
Graf 15	Vztlaková čára letounu $\delta_f = 0^\circ$
Graf 16	Momentová čára letounu ve vyváženém stavu
Graf 17	Odporová čára letounu ve vyváženém stavu
Graf 18	Polára letounu ve vyváženém stavu
Graf 19	Vztlaková čára letounu ve vyváženém stavu – $\delta_f = 10^\circ$
Graf 20	Momentová čára letounu – $\delta_f = 10^\circ$
Graf 21	Odporová čára letounu – $\delta_f = 10^\circ$
Graf 22	Polára letounu – $\delta_f = 10^\circ$
Graf 23	Vztlaková čára letounu ve vyváženém stavu – $\delta_f = 35^\circ$
Graf 24	Momentová čára letounu ve vyváženém stavu – $\delta_f = 35^\circ$
Graf 25	Odporová čára letounu ve vyváženém stavu – $\delta_f = 35^\circ$
Graf 26	Polára letounu ve vyváženém stavu – $\delta_f = 35^\circ$
Graf 27	Rozložení vztlaku – kladný obratový při $v_A$
Graf 28	Rozložení vztlaku – kladný poryvový při $v_C$
Graf 29	Rozložení vztlaku – kladný obratový při $v_D$
Graf 30	Rozložení vztlaku – záporný obratový při $v_D$
Graf 31	Rozložení vztlaku – záporný poryvový při $v_C$
Graf 32	Rozložení vztlaku – záporný obratový při $v_G$
Graf 33	Rozložení vztlaku – poryvový při $v_F$
Graf 34	Rozložení vztlaku – kladný křídélkový při $v_A$ , výchylka dolů

---

Graf 35	Rozložení vztlaku – kladný křídélkový při $v_A$ , výchylka nahoru
Graf 36	Rozložení vztlaku – kladný křídélkový při $v_D$ , výchylka dolů
Graf 37	Rozložení vztlaku – kladný křídélkový při $v_D$ , výchylka nahoru
Graf 38	Maximální výsledný ohybový moment
Graf 39	Maximální složky ohybového momentu
Graf 40	Maximální posouvající síla
Graf 41	Maximální složky posouvající síly
Graf 42	Maximální početní krouticí moment k EO
Graf 43	Zatížení křídla se vzpěrou
Graf 44	Průběh spojitého zatížení na VOP – vyvažovací případ
Graf 45	Průběh spojitého krutového zatížení na VOP – vyvažovací případ
Graf 46	Průběh zatížení na VOP – poryvový případ
Graf 47	Průběh krutového zatížení na VOP – poryvový případ
Graf 48	Průběh spojitého zatížení na VOP – obratový případ
Graf 49	Průběh krutového zatížení – obratový případ
Graf 50	Průběh spojitého zatížení na VOP – nesymetrický případ
Graf 51	Průběh posouvající síly na VOP – vyvažovací případ
Graf 52	Průběh ohybového momentu na VOP – vyvažovací případ
Graf 53	Průběh krouticího momentu na VOP – vyvažovací případ
Graf 54	Průběh posouvající síly na VOP – poryvový případ
Graf 55	Průběh ohybového momentu na VOP – poryvový případ
Graf 56	Průběh krouticího momentu na VOP – poryvový případ
Graf 57	Průběh posouvající síly na VOP – obratový případ
Graf 58	Průběh ohybového momentu na VOP – obratový případ
Graf 59	Průběh krouticího momentu na VOP – obratový případ
Graf 60	Srovnání průběhů posouvající síly – VK
Graf 61	Srovnání průběhů ohybového momentu – VK
Graf 62	Srovnání průběhů krouticího momentu – VK
Graf 63	Srovnání průběhů posouvající síly – stabilizátor
Graf 64	Srovnání průběhů ohybového momentu – stabilizátor
Graf 65	Srovnání průběhů krouticího momentu – stabilizátor
Graf 66	Průběh spojitého zatížení – vyvažovací ploška
Graf 67	Průběh zatížení – vyvažovací ploška
Graf 68	Průběh spojitého zatížení na SOP – Poryvový případ
Graf 69	Průběh spojitého zatížení – obratový případ
Graf 70	Průběh posouvající síly na SOP – poryvový případ
Graf 71	Průběh ohybového momentu na SOP – poryvový případ
Graf 72	Průběh krouticího momentu na SOP – poryvový případ
Graf 73	Průběh posouvající síly na SOP – obratový případ
Graf 74	Průběh ohybového momentu na SOP – obratový případ
Graf 75	Průběh krouticího momentu na SOP – obratový případ
Graf 76	Srovnání průběhů posouvající síly – kýlová plocha
Graf 77	Srovnání průběhů ohybového momentu – kýlová plocha
Graf 78	Srovnání průběhů krouticího momentu – kýlová plocha
Graf 79	Srovnání průběhů posouvající síly – směrové kormidlo
Graf 80	Srovnání průběhů ohybového momentu – směrové kormidlo
Graf 81	Srovnání průběhů krouticího momentu – směrové kormidlo
Graf 82	Průběh zatížení trupu v rovině symetrie
Graf 83	Průběh posouvající síly v rovině symetrie
Graf 84	Průběh ohybového momentu v rovině symetrie

---

Graf 85	Průběh posouvajících sil v rovině XY
Graf 86	Průběh ohybového momentu v rovině XY
Graf 87	Obálka obálek – rovina XY
Graf 88	Obálka obálek – rovina XZ

### Seznam příloh

I. Grafy zatížení křídla ostatních hmotových konfigurací

II. Grafy zatížení trupu ostatních hmotových konfigurací

### Seznam použitých symbolů

$g$	[m/s <sup>2</sup> ]	gravitační zrychlení	
$b_{SAT}$	[m]	délka střední aerodynamické tětiny	
$y_{bSAT}$	[m]	poloha střední aerodynamické tětiny	
$\eta$	[-]	zúžení	
$\chi_{NH}$	[°]	úhel náběžné hrany	
$\varphi$	[°]	úhel stání letounu	
$\gamma$	[°]	úhel stability proti překocení	
$W_W$	[lbs]	hmotnost křídla	
$W_{TO}$	[lbs]	maximální vzletová hmotnost	
$S$	[ft <sup>2</sup> ]	plocha křídla	
$n_{ult}$	[-]	návrhový násobek	
$A$	[-]	poměr stran křídla	
$\Lambda_{1/4}$	[°]	úhel čtvrtinové čáry	
$\lambda$	[-]	štíhlost křídla	
$(t/c)_m$	[-]	maximální tloušťka křídla	
$V_H$	[knot]	maximální rychlost horizontálního letu	
$\Lambda_{1/2}$	[°]	úhel poloviční čáry	
$b$	[ft]	rozpětí křídla	
$t_r$	[ft]	maximální tloušťka kořenové tětiny křídla	[ft]
$W_{TO}$	[lbs]	maximální vzletová hmotnost	[lbs]
$S_h$	[ft <sup>2</sup> ]	plocha VOP	
$A_h$	[-]	štíhlost VOP	
$t_{rh}$	[ft]	maximální tloušťka VOP	
$W_{OP}$	[lbs]	hmotnost ocasních ploch	
$W_{TO}$	[lbs]	maximální vzletová hmotnost	
$S_V$	[ft <sup>2</sup> ]	plocha SOP	
$A_V$	[-]	štíhlost SOP	
$t_{rV}$	[ft]	maximální tloušťka SOP	
$\Lambda_{1/4V}$	[°]	úhel čtvrtinové čáry SOP	
$l_h$	[ft]	rameno VOP	
$b_h$	[ft]	rozpětí VOP	
$l_{f-n}$	[ft]	délka trupu bez přední gondoly	
$N_{pax}$	[-]	počet pasažérů	
$l_f$	[ft]	délka trupu	
$w_f$	[ft]	maximální šířka trupu	
$h_f$	[ft]	maximální výška trupu	
$v_c$	[knots]	návrhová rychlost EAS	

---

$K_f$	[-]	1,08 pro nepřetlakový trup
$v_D$	[knots]	maximální rychlost střemhlavého letu
$S_{fgs}$	[ft <sup>2</sup> ]	hrubá plocha skořepiny trupu
$x_e$	[mm]	poloha těžiště prázdného letounu
$x_{pil}$	[mm]	poloha těžiště pilotů
$x_{pal}$	[mm]	poloha těžiště palivových nádrží
$x_{zav}$	[mm]	poloha těžiště zavazadel
$x_{bSAT}$	[mm]	poloha $b_{SAT}$
$l$	[m]	rozpětí křídel
$d$	[m]	délka trupu
$m$	[kg]	hmotnost letounu
$x_{AC}$	[m]	poloha aerodynamického středu křídla
$\Delta x_{NB-TRUP}$	[m]	posunutí NB vlivem trupu
$\Delta x_{NB-VOP}$	[m]	posunutí NB vlivem VOP
$C_{y-K\check{R}}^{\alpha}$	[1/rad]	Stoupání vztlakové čáry křídla
$\lambda$	[-]	štíhlost křídla
$S_{tr}$	[m <sup>2</sup> ]	Plocha trupu
$k_{tr}$	[-]	součinitel vlivu trupu
$\lambda_{trup}$	[-]	štíhlost trupu
$x_{tr}$	[m]	poloha těžiště letounu
$C_{y-VOP}^{\alpha}$	[1/rad]	stoupání vztlakové čáry
$l_{VOP}$	[m]	rozpětí VOP
$S_{VOP}$	[m]	plocha VOP
$\lambda_{VOP}$	[-]	štíhlost VOP
$x_{VOP}$	[m]	rameno VOP
$\Pi$	[-]	derivace srázového úhlu
$D_{VRT}$	[m]	průměr vrtule
$K_{VOP}$	[-]	součinitel snížení dynamického tlaku na VOP
$S_1/S_{VOP}$	[-]	poměr plochy zakryté trupem k celkové ploše VOP
$\delta_f$	[°]	úhel vychýlení vztlakové klapky
$c_l$	[-]	součinitel vztlaku
$c_m$	[-]	součinitel klopivého momentu
$c_d$	[-]	součinitel odporu
$\alpha_0$	[°]	úhel nulového vztlaku
$\epsilon_t$	[°]	úhel zkroucení křídla
$c_{L\alpha W}$	[1/rad]	stoupání vztlakové čáry křídla bez vztlakových klapek
$c'/c$	[-]	poměr hloubky křídla s vysunutou a zasunutou klapkou
$S_{Wf}/S$	[-]	poměr plochy části křídla s klapkou k celkové ploše křídla
$\Delta f_{c_{m1/4W}}$	[-]	přírůstek klopivého momentu křídla od výchylky klapky
$\mu_2$	[-]	korekční koeficient na rozpětí vztlakové klapky
$\Delta f_{c_{m1/4}}$	[-]	přírůstek klopivého momentu profilu od výchylky klapky
$\Delta C_{Dflap}$	[-]	Přírůstek součinitele odporu vlivem vychýlení vztlakové klapky
$\Delta C_{Dprofflap}$	[-]	přírůstek profilového odporu vlivem vztlakové klapky
$\Delta C_{Diflap}$	[-]	indukovaný odpor vlivem vztlakové klapky
$\Delta C_{Dintflap}$	[-]	interferenční odpor vlivem vztlakové klapky
$c_{dp\Delta c/4}$	[-]	dvourozměrný přírůstek odporu vlivem klapky
$\Lambda_{c/4}$	[°]	úhel šípu vztažený k čtvrtinovým bodům
$\bar{c}$	[m]	střední aerodynamická tětiva
$i_w$	[°]	úhel nastavení křídla

---

---

$(c_{mac})_w$	[-]	součinitel klopivého momentu křídla k AC
$\Delta_f c_{mac}$	[-]	příspěvek od trupu
$\frac{q}{q_h}$	[-]	poměr vyjadřující snížení dynamického tlaku na VOP
$c_{m0wf}$	[-]	součinitel klopivého momentu křídla s trupem při nulovém vztlaku
$(i_h)_f$	[°]	úhel nastavení VOP vůči ose trupu
$c_{Lah}$	[1/rad]	stoupání vztlakové čáry
$c_{Dwing}$	[-]	součinitel odporu křídla
$c_{Dfus}$	[-]	součinitel odporu trupu
$c_{Demp}$	[-]	součinitel odporu ocasních ploch
$c_{Dflap}$	[-]	součinitel odporu vztlakových klapek
$c_{Dgear}$	[-]	součinitel odporu podvozku
$c_{Dint}$	[-]	součinitel interferenčního odporu
$R_{wf}$	[-]	interferenční faktor křídlo – trup
$c_{ffus}$	[-]	třecí odpor
$S_{wetfus}$	[m <sup>2</sup> ]	omocená plocha trupu
$S$	[m <sup>2</sup> ]	plocha křídla
$c_{Dbfus}$	[-]	dle [7] roven 0
$(c_{mac})_w$	[-]	součinitel klopivého momentu křídla k AC
$\Delta_f c_{mac}$	[-]	příspěvek od trupu
$v_S$	[m/s]	vypočtená pádová rychlost při návrhové maximální hmotnosti se zasunutými klapkami
$n_1$	[-]	kladný manévrovací provozní násobek zatížení použitý při návrhu
$v_{S0}$	[m/s]	pádová rychlost v přistávací konfiguraci
$U_{de}$	[m/s]	odvozené rychlosti poryvu
$K_g$	[m/s]	zmírňující součinitel
$a$	[1/rad]	sklon křivky vztlaku křídla
$v$	[m/s]	rychlost letu
$\rho_0$	[kg/m <sup>3</sup> ]	hustota vzduchu
$W$	[N]	hmotnost letounu
$S$	[m <sup>2</sup> ]	plocha křídla
$M_{zbVOP}$	[Nm]	moment letounu k AC bez VOP
$L_{VOP'}$	[m]	Vzdálenost AC VOP od AC letounu bez VOP
$G$	[N]	tíha letounu
$x_T$	[m]	poloha těžiště letounu
$x_{AC}$	[m]	poloha NB letounu bez VOP v GSS
$\omega_x$	[rad/s]	úhlová rychlost klonění
$v$	[m/s]	rychlost letu
$z$	[m]	poloha řezu po rozpětí
$q_{zm}$	[N/m <sup>2</sup> ]	spojité zatížení od hmotových sil
$q_{ya}, q_{xa}$	[N/m <sup>2</sup> ]	spojité zatížení od aerodynamických sil
$q_m$	[N/m <sup>2</sup> ]	spojité zatížení od hmotových sil
$\rho$	[kg/m <sup>3</sup> ]	hustota vzduchu
$v$	[m/s]	rychlost letu
$c_l$	[-]	místní součinitel vztlaku
$c_d$	[-]	místní součinitel odporu
$n$	[-]	letový násobek
$q_{mkř}$	[N/m <sup>2</sup> ]	spojité zatížení od hmot při násobku 1
$M_{KHN}$	[Nm]	celkový krouticí moment vztažený k hlavnímu nosníku

---

---

$M_{Kc_{m0}}$ [Nm]	kroučící moment daný příspěvkem $c_{m0}$
$M_{Km}$ [Nm]	kroučící moment od hmotových sil
$M_{Kpal}$ [Nm]	kroučící moment od hmotových sil paliva
$M_{ok}$ [Nm]	Normálová složka ohybového momentu samonosného křídla v místě závěsů křídla
$R_{VY}$ [N]	Složka reakční síly vzpěry ve směru osy y
$T_v$ [N]	Výsledná normálová složka posouvající síly se vzpěrou
$T_n$ [N]	Normálová složka posouvající síly samonosného křídla
$M_V$ [N]	Výsledná normálová složka ohybového momentu se vzpěrou
$M_n$ [Nm]	Normálová složka ohybového momentu samonosného křídla
B [m]	hloubka VOP
b <sub>2</sub> [m]	hloubka Výškového kormidla
q <sub>1</sub> [N/m]	výslednice plochy 1
q <sub>2</sub> [N/m]	výslednice plochy 2
q <sub>3</sub> [N/m]	výslednice plochy 3
q <sub>4</sub> [N/m]	výslednice plochy 4
q <sub>5</sub> [N/m]	výslednice plochy 5
F <sub>TI</sub> [N]	Tahová síla
P <sub>vzl</sub> [kW]	Jmenovitý vzletový výkon motoru
η <sub>vrt</sub> [%]	Účinnost vrtule
v <sub>A</sub> [m/s]	Rychlost letu
F <sub>GI</sub> [N]	Tíhová síla
m <sub>mot</sub> [kg]	hmotnost motoru
m <sub>vrt</sub> [kg]	hmotnost vrtule
M <sub>KII</sub> [Nm]	Kroučící moment
M <sub>Ktrv</sub> [Nm]	Jmenovitý trvalý kroučící moment motoru
i [-]	Převodový poměr
k <sub>MK</sub> [-]	Součinitel kroučícího momentu
m <sub>i</sub> [kg]	hmotnost elementu
r <sub>i,T</sub> [m]	vzdálenost k těžišti
M <sub>y</sub> [Nm]	moment způsobující rotaci
J <sub>y</sub> [kg.m <sup>2</sup> ]	moment setrvačnosti
ε [rad <sup>-2</sup> ]	úhlové zrychlení

### Seznam použitých programů

SolidWorks 2015  
Microsoft Office 2010  
Glauert III v 1.1  
Adobe Acrobat

---





### **Anotace diplomové práce**

FILIP,R.: Přestavba repliky letounu L-60 pro kategorii ELSA: Diplomová práce. Praha: ČVUT-České vysoké učení technické, Fakulta strojní, Ústav letadlové techniky, 2017, 181 s. Vedoucí práce: Ing. Jiří Brabec, Ph.D.

Diplomová práce se zabývá přestavbou repliky letounu L-60 pro kategorii ELSA. Přestavba se týká především změny trubkové konstrukce trupu a dřevěného křídla potažených plátnem na celokovovou konstrukci, dále změnou pohonné jednotky z původního motoru Subaru 80 PS na motor VERNER SCARRLET 7Si o výkonu 120 PS. Rozsah této práce končí stanovením zatížení letounu a návrhem konstrukčně pevnostního schématu draku letounu.

### **Annotation of bachelor's thesis:**

FILIP,R.: Reconstruction of the L-60 aircraft replica for the ELSA category: Diploma thesis. Prague: CTU-Czech Technical University, Faculty of Mechanical Engineering, Department of Aerospace Engineering, 2017, 181 p. Thesis head: Ing. Jiří Brabec, Ph.D.

The diploma thesis deals with reconstruction of the L-60 aircraft replica for the ELSA category. The reconstruction concerns mainly the change of the tubular structure of the fuselage and the wooden wing covered by a canvas on the whole metal construction, and the change of the drive unit from the original Subaru 80 PS engine to the VERNER SCARRLET 7Si engine with 120 hp. The scope of this work ends with the determination of the airplane load and the design of the airframe drag structure.

---

## 1. Úvod:

Předmětem této práce je přestavba repliky letounu UL-60 Brigadýr vyráběného panem Podešvou v kategorii UL do kategorie ELSA. 3D model výsledného návrhu podle geometrických podkladů původního stroje a úprav geometrie, vzniklých odlišnou konstrukcí, je zpracován v konstrukčním software SOLIDWORKS 2015. Převážná většina výpočtů je provedena v tabulkovém editoru EXCEL 2013 včetně grafů a tabulek v této práci uvedených. Dále je provedena studie přestavby letounu, které obsahuje geometrický popis letounu a jeho hmotové charakteristiky, následuje základní aerodynamický výpočet letounu a výpočet zatížení základních konstrukčních prvků letounu. V závěru práce je proveden návrh konstrukčně pevnostního členění draku letounu.

## 2. Konceptní studie přestavby letounu

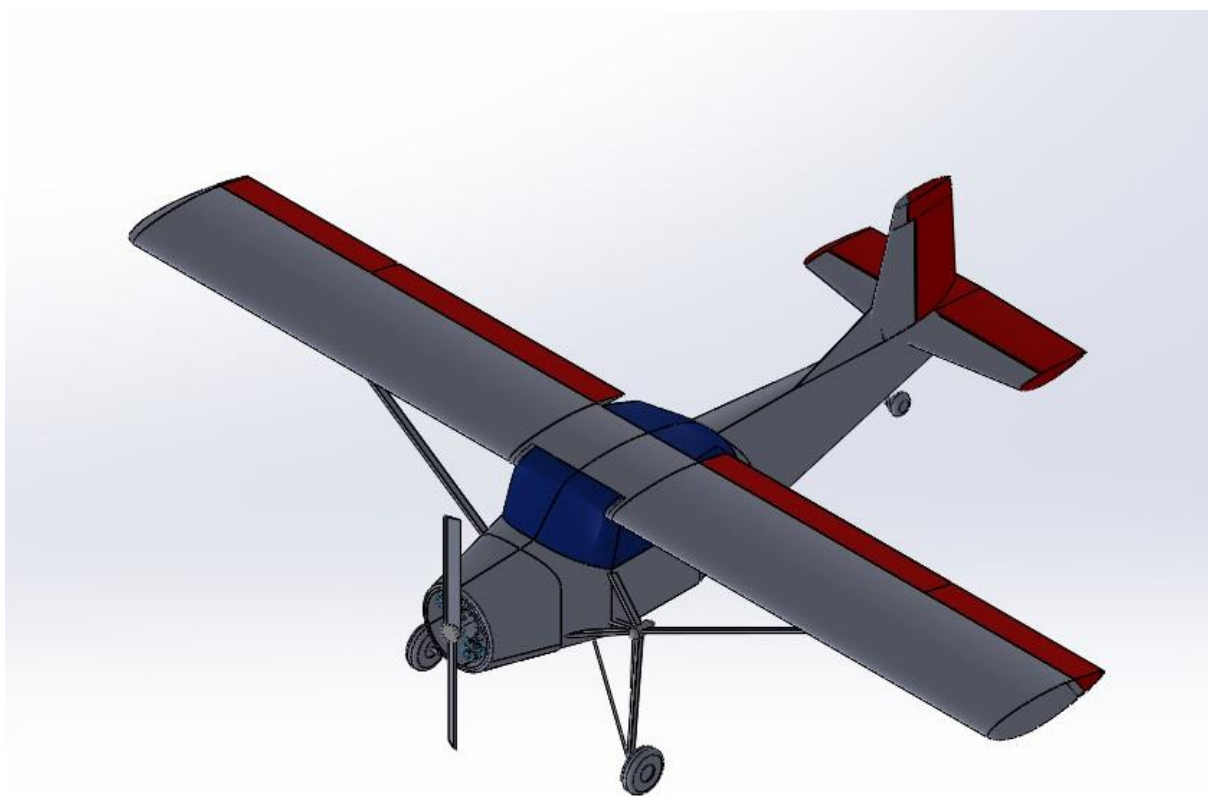
### 2.1. Rešerše

Celý projekt započal myšlenkou převodu vhodného typu na celokovový letoun. Při hledání takového letounu byly zohledněny následující požadavky. Letoun vychází ze známého typu sportovního letadla, poskytuje rozumné podmínky pro cestování alespoň průměrnou rychlostí obvyklou pro kategorii UL/LSA letadel, konstrukčně umožňuje vlečení větrom a je poháněn hvězdicovým motorem. Na dnešním trhu takový letoun v celokovovém provedení není k dispozici, proto se pozornost obrátila na letouny dřevěné nebo smíšené konstrukce poháněné řadovými nebo boxer motor. Po důkladném porovnání typů se jako nevhodnější ukázal letoun UL-60 Brigadýr pana Podešvy. Letoun je upraven z jiného typu pánů Podešvových, a to z letounu Tulák. Původní letoun má trubkový příhradový trup a dřevěné, plátnem potažené křídlo. K pohonu slouží boxer motor Subaru 80PS. Také fakt, že předloha této repliky létá s hvězdicovým motorem pod označením L-60 S Brigadýr, přispěl k volbě tohoto typu. Od pana Podešvy byla získána stavební dokumentace repliky UL-60 a následně také původní dokumentace letounu L-60 S. Vzhledem k faktu, že celokovová konstrukce letounu vyžaduje zcela jiný přístup k návrhu a tvorbě jednotlivých detailů konstrukce, byla z původní dokumentace použita jen základní geometrie letounu. Základní geometrie zůstává totožná s geometrií původní repliky proto, že je již několika postavenými a úspěšně létanými stroji ověřena. Z tohoto důvodu také nebude vypracována statistika existujících letounů podobného typu, ze které běžně vychází konceptní návrh nového letounu. Změny se týkají především jiného materiálu a s tím spojené nové konstrukce všech částí letounu, dále zástavby hvězdicového motoru VERNER SCARLETT 7Si o výkonu 137PS a v neposlední řadě s konstrukcí hlavního podvozku, který je téměř totožného vzhledu s původním letounem. Po konzultaci byl zvolen nový profil křídla LS 413, který by měl zajišťovat dostatek vztlaku právě při rychlostech aerovleku, tedy cca 120 km/h. Důvodem pro změnu profilu bylo také to, že budou vypuštěny sloty na náběžné hraně křídla. Z důvodů celokovové konstrukce a zástavby nového motoru byla zvolena předpisová základna ELSA, která umožňuje prázdnou hmotnost až 350 kg a maximální vzletovou hmotnost 600 kg. Předpis ELSA\_K vychází z předpisů ASTM, ve kterých není omezený výkon na 120PS maximálně, jako je tomu v předpise ELSA\_K a proto je návrh proveden pro výkonnější variantu dostupného motoru. Definice ELSA se odlišuje od definice LSA také v oblasti komplexnějšího vybavení letounu, především

povolením zástavby zatahovacího podvozku a stavitelné vrtule. Problematika zatahovacího podvozku se tohoto letounu nedotýká, protože letoun byl, je a bude vybaven podvozkem pevným. Stavitelná vrtule může být namontována, ale v současné době není k dispozici vhodný typ, a proto bude uvažována vrtule pevná dle doporučení výrobce motoru. Pouze hmotnost vrtule bude uvažována větší již v návrhu pro případnou montáž vrtule stavitelné.

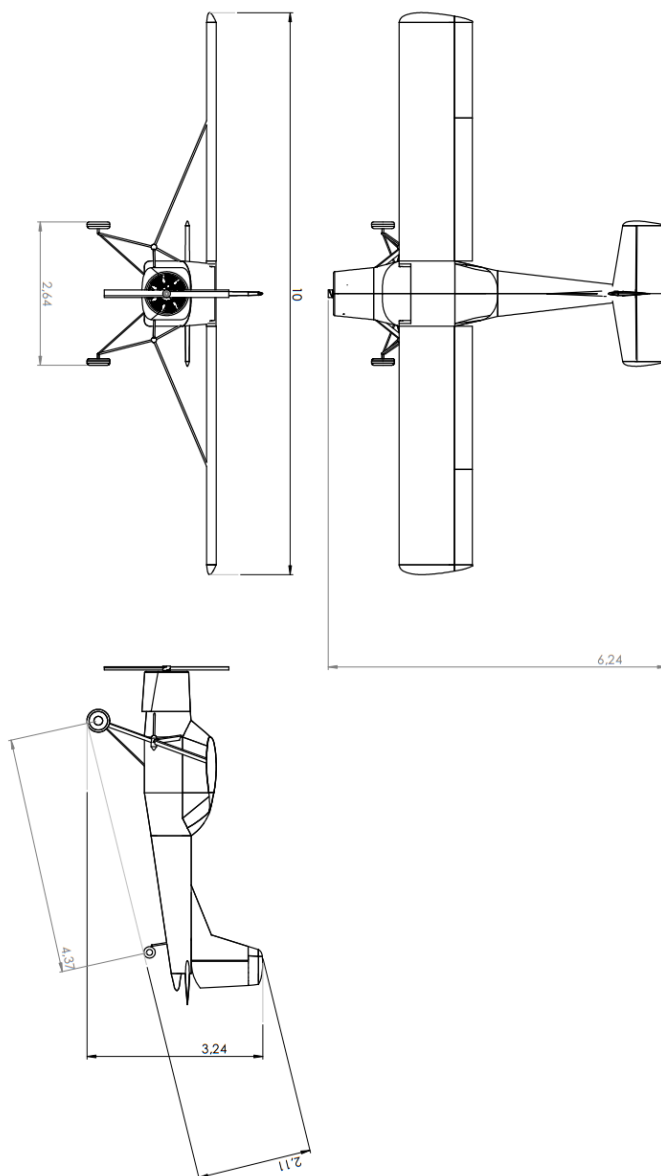
## 2.2. Geometrie

V této kapitole budou uvedeny základní geometrické vstupy letounu. Nejprve byl nakreslen 3D model na základě geometrických údajů původní repliky UL – 60 Brigadýr. Vzhledem k zástavbě jiného typu motoru byly některé rozměry upraveny. Především se jedná o jiný tvar motorové přepážky. Rozpětí křídel, délka trupu a rameno VOP a SOP jsou zachovány v původních rozměrech.



Obr. 1 – 3D model letounu

### 2.2.1. Letoun

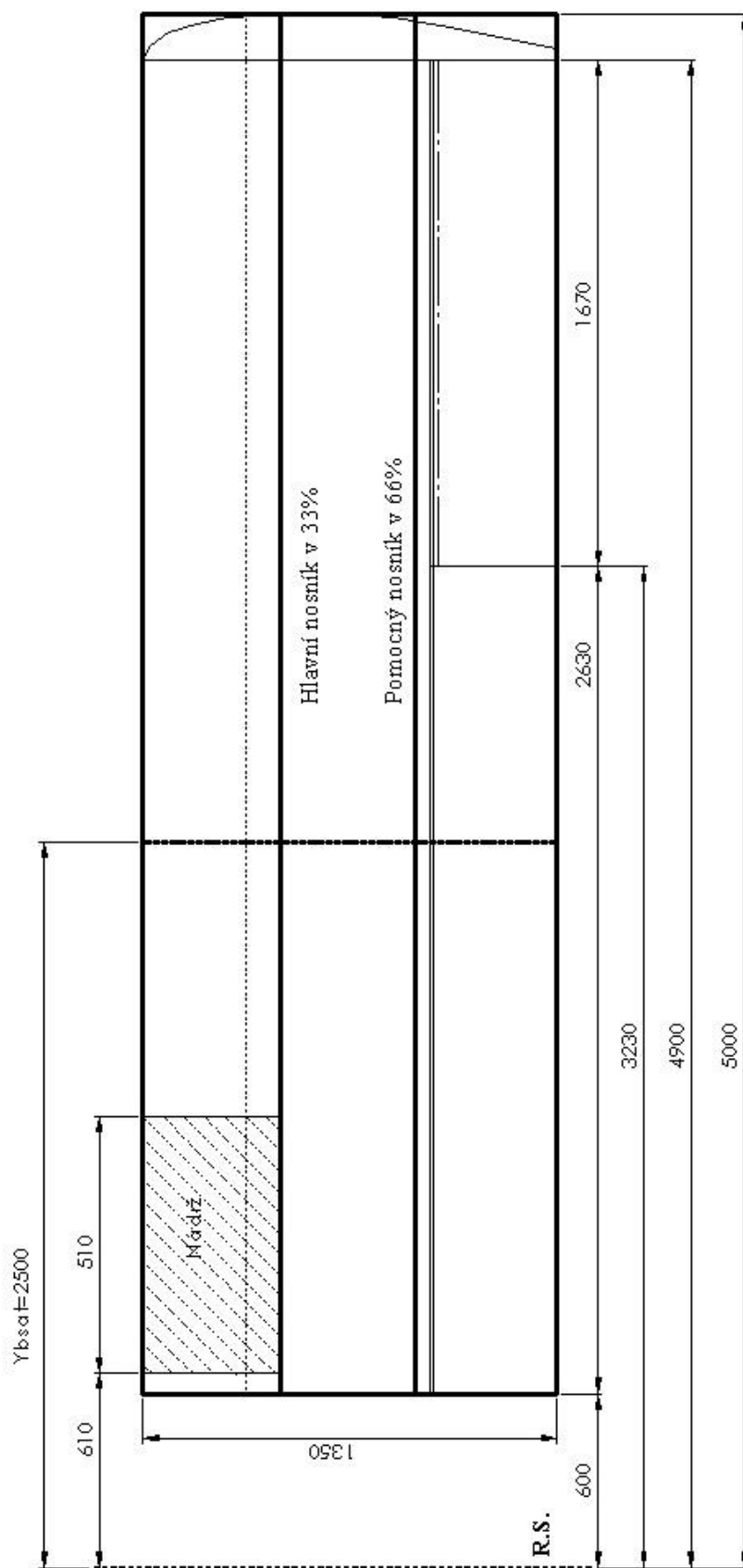


**Obr. 2 – Muška letounu**

Rozpětí:	10 m
Délka:	6,24 m
Výška hlavní podvozek:	3,24 m
Výška tři body:	2,11 m

### 2.2.2. Křídlo

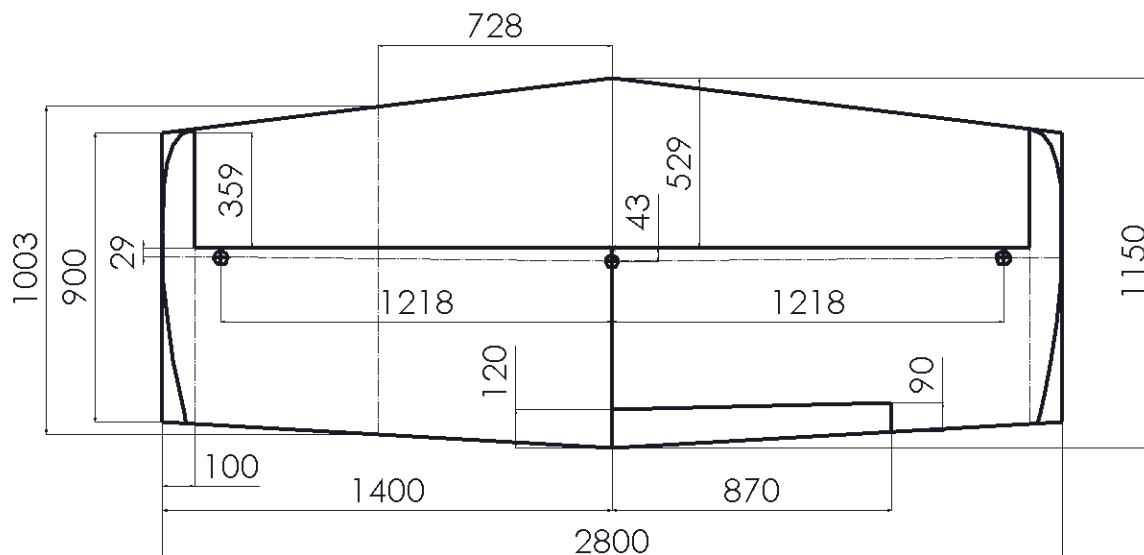
Plocha křídla:	13,5 m <sup>2</sup>
Rozpětí křídla:	10 m
Kořenová hloubka:	1,35 m
Úhel šípu křídla:	0°
Koncová hloubka:	1,35 m
Střední aerodynamická tětíva:	1,35 m
Poloha $b_{SAT}$ v podélném směru:	0 m
Poloha $b_{SAT}$ ve směru rozpětí:	2,5 m
Střední geometrická tětíva:	1,35 m
Štíhlost křídla:	7,41
Zúžení křídla:	1
Úhel šípu náběžné hrany křídla:	0°
Úhel šípu křídla k 0,25 bodům:	0°
Úhel šípu k 0,5 bodům:	0°
Úhel nastavení kořenového řezu (vztaženo k ZRT):	+2,0°
Úhel zkroucení křídla:	0°
Úhel vzepětí křídla:	2,3°
Profil v kořenovém i koncovém řezu:	LS 413 – 13%
Poloha křídélka po rozpětí:	3,23 m
Rozpětí křídélek:	1,67 m
Plocha křídélek:	2 x 0,676 m <sup>2</sup>
Poměrná hloubka křídélek:	30%
Hloubka křídélek:	0,405 m
Poloha osy otáčení:	0,0452 m
Výchylky křídélek:	+16°±2° -24°±2°
Poloha klapek po rozpětí:	0,6 m
Rozpětí vztlakových klapek:	2,63 m
Plocha vztlakových klapek:	2x1,065 m <sup>2</sup>
Hloubka vztlakových klapek:	30%
Výchylka vztlakových klapek:	0/10/35°



Obr. 3 – Geometrie křídla

### 2.2.3. Vodorovné ocasní plochy

Základní geometrické vstupy jsou patrné z Obr. 4.



**Obr. 4 - Základní geometrie VOP**

Plocha VOP:	2,87 m <sup>2</sup>
Rozpětí VOP:	2,8 m
Kořenová hloubka VOP:	1,15 m
Koncová hloubka VOP:	0,9 m
Střední aerodynamická tětíva VOP:	1,03 m
Poloha $b_{SAT}$ ve směru rozpětí:	0,728 m
Poloha $b_{SAT}$ v podélném směru:	0,088 m
Střední geometrická tětíva:	1,025 m
Štíhlost VOP:	2,73
Zúžení VOP:	0,7826
Úhel šípu náběžné hrany VOP:	6,923°
Úhel šípu VOP:	4,39°
Plocha výškového kormidla:	1,526 m <sup>2</sup>
Kořenová hloubka výškového kormidla:	0,621 m
Koncová hloubka výškového kormidla:	0,541 m
Poloha osy otáčení v kořenovém řezu:	0,043 m
Poloha osy otáčení v koncovém řezu:	0,029 m
Výchylka VOP:	+20°/-25°
Poměrná hloubka výškového kormidla:	54%
Profil VOP:	NACA-0012(kořen) NACA-0012(konec)
Rameno VOP:	3,9 m
Vertikální poloha VOP:	0,4165 m
Vzepětí VOP:	0°
Úhel nastavení VOP:	-2,5°
Plocha vyvažovací plošky:	0,091 m <sup>2</sup>
Rozpětí vyvažovací plošky:	0,87 m
Kořenová hloubka plošky:	0,12 m
Koncová hloubka plošky:	0,09 m



Poloha střední aerodynamické tětiny a její velikost byly určeny podle následujících vztahů:

Poloha  $b_{SAT}$  VOP:

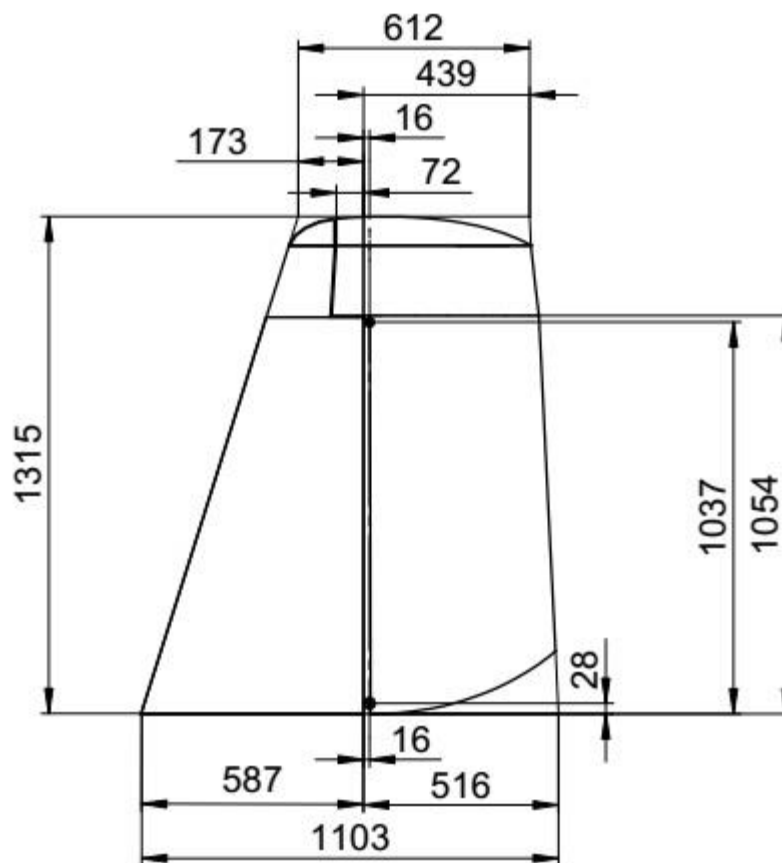
$$b_{SATVOP} = \frac{2}{3} \cdot b_{OVOP} \cdot \frac{1 + \eta_{VOP} + \eta_{VOP}^2}{1 + \eta_{VOP}} = \frac{2}{3} \cdot 1,15 \cdot \frac{1 + 0,7826 + 0,7826^2}{1 + 0,7826} = 1,03m$$

$$y_{b_{SATVOP}} = \frac{l_{VOP}}{6} \cdot \frac{1 + 2 \cdot \eta_{VOP}}{1 + \eta_{VOP}} = \frac{2,8}{6} \cdot \frac{1 + 2 \cdot 0,7826}{1 + 0,7826} = 0,728m$$

$$x_{b_{SATVOP}} = y_{b_{SATVOP}} \cdot \tan \chi = 0,728 \cdot \tan 6,932^\circ = 0,088m$$

#### 2.2.4. Svislé ocasní plochy

Základní geometrické vstupy jsou patrné z Obr. 5.



Obr. 5 - Základní geometrie SOP

Plocha SOP:	1,13 m <sup>2</sup>
Rozpětí SOP:	1,315 m
Kořenová hloubka SOP:	1,103 m
Koncová hloubka SOP:	0,612 m
Střední aerodynamická tětina SOP:	0,881 m
Poloha $b_{SAT}$ ve směru rozpětí:	0,72 m

Poloha $b_{SAT}$ v podélném směru:	0,227 m
Střední geometrická tětíva:	0,8575 m
Štíhlost SOP:	1,53
Zúžení SOP:	0,555
Úhel šípu náběžné hrany SOP:	17,48°
Úhel šípu SOP:	12,49°
Plocha směrového kormidla	0,607 m <sup>2</sup>
Kořenová hloubka směrového kormidla:	0,516 m
Koncová hloubka směrového kormidla:	0,439 m
Poloha osy otáčení v kořenovém řezu:	0,016 m
Poloha osy otáčení v koncovém řezu:	0,016 m
Úhel osy otáčení:	0°
Výchylka SOP:	±30°
Poměrná hloubka výškového kormidla:	47%
Profil SOP:	NACA-0012 (kořen) NACA-0012 (konec)
Rameno SOP:	3,51 m

Poloha střední aerodynamické tětivy a její velikost byly určeny podle následujících vztahů:

Poloha  $b_{SAT}$  SOP:

$$b_{SAT SOP} = \frac{2}{3} \cdot b_{0 SOP} \cdot \frac{1 + \eta_{SOP} + \eta_{SOP}^2}{1 + \eta_{SOP}} = \frac{2}{3} \cdot 1,103 \cdot \frac{1 + 0,555 + 0,555^2}{1 + 0,555} = 0,881 m$$

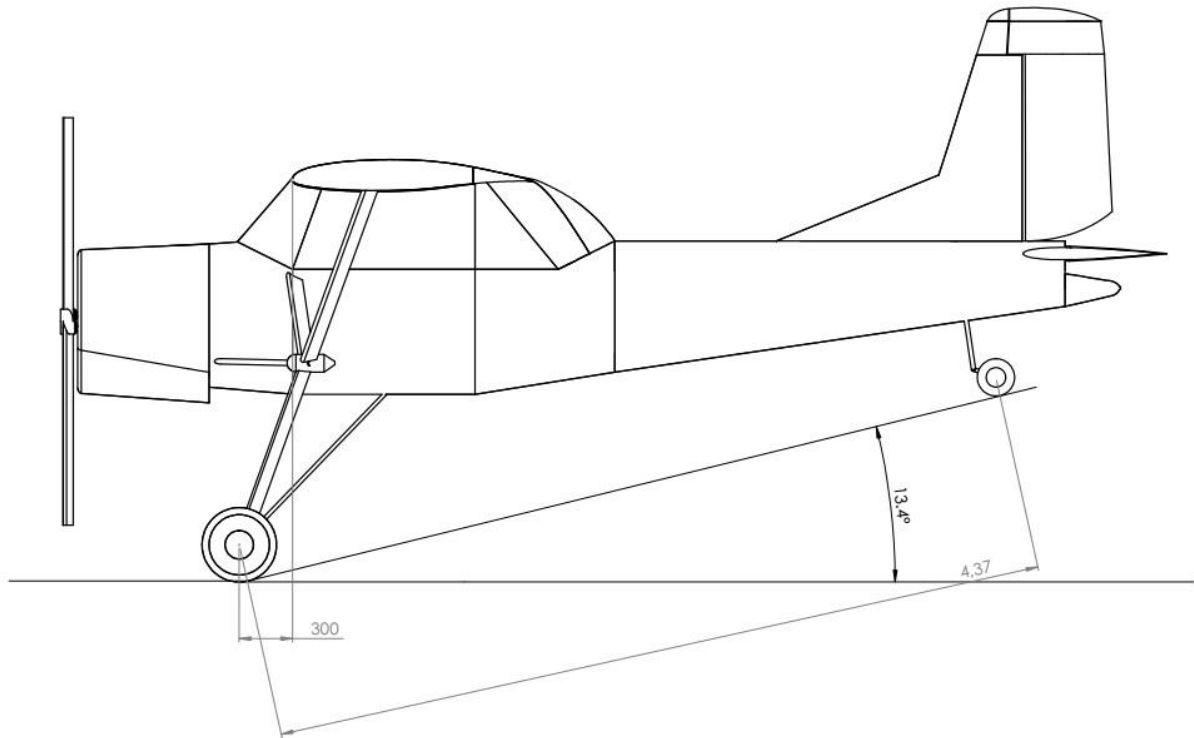
$$y_{b_{SAT VOP}} = \frac{l_{SOP}}{3} \cdot \frac{1 + 2 \cdot \eta_{SOP}}{1 + \eta_{SOP}} = \frac{1,315}{3} \cdot \frac{1 + 2 \cdot 0,555}{1 + 0,555} = 0,72 m$$

$$x_{b_{SAT SOP}} = y_{b_{SAT SOP}} \cdot \tan \chi_{NHSOP} = 0,72 \cdot \tan 17,48^\circ = 0,227 m$$

### 2.2.5. Podvozek

Podvozek je proti replice volen vzpěrový, geometricky podobný originálu. Pouze vzpěra, jdoucí původně k závěsu hlavního nosníku, je nyní zavedena do trupu přibližně v polovině výšky. Důvodem této změny je prostor nutný k otevření dveří. Na Obr. 6 je geometrie vyznačena. Rozměry a úhly jsou odečteny z 3D modelu letounu. Návrh a kontrola geometrie podvozku je provedena na základě Obr. 7 z literatury [1].

Rozchod:	2,64 m
Rozvor	4,37 m
Rozměr kol hlavního povozku:	400/100 (6'')
Rozměr ostruhového kola:	200/50 (4'')



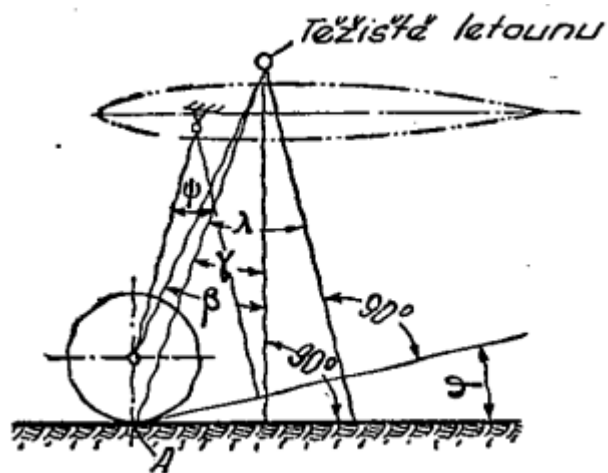
Obr. 6 – Geometrie podvozku

Úhel stání letounu  $\varphi$ : doporučené hodnoty:  $\varphi = 11 - 14^\circ$

Odměřený úhel stání  $\varphi = 13,4^\circ$  – vyhovuje

Úhel stability proti překocení  $\gamma$ : doporučené hodnoty:  $\gamma = 14 - 18^\circ$

Odměřený úhel stability  $\gamma = 17,9^\circ$  – vyhovuje



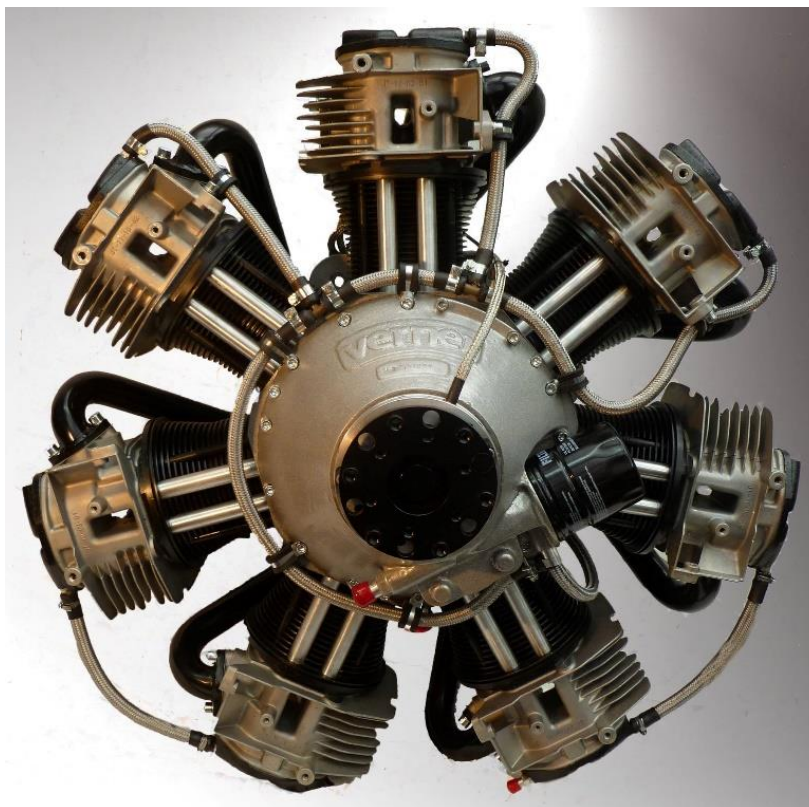
Obr. 7 – Měření úhlu stability [1]

### 2.2.6. Pohonná jednotka

Již od počátku návrhu letounu je počítáno se zástavbou hvězdicové pohonné jednotky. Vzhledem k tomu, že letoun má být vybaven vlečným zařízením, je uvažovaný výkon použitého motoru brán v rozmezí 100-140 hp. Dle stávajícího platného znění předpisu ELSA\_K, podle něhož je letoun navrhován, je maximální možný výkon motoru 120 hp. V kategorii UL a LSA se však takové omezení nevyskytuje a proto bude nadále ve výpočtu použit motor VERNER SCARLETT 7Si o jmenovitém výkonu 137 hp (101 kW) při 2200 ot/min.

Vrtule pro tento motor se momentálně používá pouze dřevěná pevná o průměru 2200 – 2300mm. Již nyní však výrobce motoru spolupracuje na vývoji za letu stavitelné vrtule. Z tohoto důvodu vystupuje ve výpočtu hmotnost vrtule 14 kg a účinnost 85%.

Pohonná jednotka je jedno – hvězdicový sedmiválcový motor o obsahu 5086 ccm, krouticího momentu 445 Nm a výkonu 137 hp. Jedná se o čtyřtaktní motor vzduchem chlazený, který disponuje dvou – okruhovým elektrickým bezkontaktním zapalováním, elektronickým vstřikováním paliva pomocí hlavní trysky do směšovací komory a pomocnou tryskou zajišťující dodávku paliva při poruše hlavní trysky vstřikování. Skříň motoru je odlita z hořčíkových slitin, jedná se o suchou skříň. Dodávku paliva do vstřikování zajišťuje elektrické čerpadlo. Motor je vybaven elektrickým spouštěčem a 200 W alternátorem. Elektronika motoru je určena pro 12V rozvod.



Obr. 8 – Verner SCARLETT 7Si [2]

verner motor		
Scarlett 7 technical specifications		
	SCARLETT 7Hi	SCARLETT 7Si
Displacement	4386 cc / 268 cubic inch	5086 cc / 311 cubic inch
Pistons	7	7
Cooled by	air	air
Bore	94 mm	95 mm
Stroke	90 mm	102 mm
Compression ratio	1:7,3	1:7,3
Maximum power	117 BHP (86 kW) @ 2300 RPM	137 BHP (101 kW) @ 2200 RPM
Max. continuous power	97 BHP (71 kW) @ 2000 RPM	110 BHP (82 kW) @ 2000 RPM
Torque	363 Nm @ 2300 RPM	445Nm @ 2200 RPM
Propeller rotation	CCW, viewed from the front (tractor propeller)	CCW, viewed from the front (tractor propeller)
Complete dry weight	81	83
Spark plugs *	Denso Q20PR-U	Denso Q20PR-U
Electric starter	12 V/1000 W	12 V/1000 W
Generator (Alternator)	12 V/200 W	12 V/200 W
Lubrication	oil class SH/SG 5	oil class SH/SG 5
Fuel	motor petrol, octane number 95	motor petrol, octane number 95
EFI	2 main jets, 1 backup jet, Ecotrons ECU	2 main jets, 1 backup jet, Ecotrons ECU
Reduction drive	none	none
Propeller hub	ø101,6 x 6 x 13 holes, ø75-6xM8	ø101,6 x 6 x 13 holes, ø75-6xM8
Max propeller	220	230
Installation	back	back
Recommended TBO	600 hours	600 hours
Batteries	12V 24Ah	12V 24Ah

**Obr. 9 – Technické parametry motoru SCARLETT 7Si [2]**

### 2.3. Hmotový rozbor

Na základě 3D modelu bylo přistoupeno k odhadu hmotnosti letounu. Letoun byl rozdělen na tyto části: Trup, křídla, ocasní plochy, podvozek, řízení, avionika, motor, vrtule, palivo. Odhad hmotností jednotlivých částí je proveden podle metodiky [3], která uvádí tři metody odhadu: CESSNA, USAF a TORENBECK. Odhad je proveden podle všech tří metod pro všechny části letounu a následně je proveden průměr.

#### 2.3.1. Odhad hmotnosti

##### 2.3.1.1. Křídlo

Zde je uveden postup výpočtu odhadu hmotnosti pro křídlo jednotlivými metodami. Cessna metoda navíc rozlišuje křídlo samonosné a vzpěrové. Odhad je proveden pro obě varianty, avšak do dalšího výpočtu vstupuje pouze odhad pro křídlo vzpěrové.

##### 2.3.1.1.1. Cessna metoda

Pro samonosné křídlo:

$$\begin{aligned}
 W_W &= 0,04674 (W_{TO})^{0,397} \cdot (S)^{0,360} \cdot (n_{ult})^{0,397} \cdot (A)^{1,712} \\
 &= 0,04674 \cdot 1323^{0,397} \cdot 145,314^{0,360} \cdot 4^{0,397} \cdot 7,407^{1,712} = 260,1747 \text{ lbs} = 117,99 \text{ kg}
 \end{aligned}$$

Kde:

$W_W$	hmotnost křídla	[lbs]
$W_{TO}$	maximální vzletová hmotnost	[lbs]

S	plocha křídla	[ft <sup>2</sup> ]
n <sub>ult</sub>	návrhový násobek	[-]
A	poměr stran křídla	[-]

Pro vzpěrové křídlo:

$$W_W = 0,002933(S)^{1,018} \cdot (A)^{2,473} \cdot (n_{ult})^{0,611}$$

$$= 0,002933 \cdot 145,314^{1,018} \cdot 7,407^{2,473} \cdot 4^{0,611} = 153,8453 \text{ lbs} = 69,77 \text{ kg}$$

### 2.3.1.1.2. USAF metoda

$$W_W = 96,948 \left[ (W_{TO} \cdot n_{ult} / 10^5)^{0,65} \cdot (A / \cos \Lambda_{1/4})^{0,57} \cdot (S / 100)^{0,61} \cdot \left\{ (1 + \lambda) / 2 (t/c)_m \right\}^{0,36} \cdot (1 + V_H / 500)^{0,5} \right]^{0,993} =$$

$$= 96,948 \cdot \left[ (1323 \cdot 4 / 10^5)^{0,65} \cdot (7,407 / 1)^{0,57} \cdot (145,314 / 100)^{0,61} \cdot \left\{ (1 + 7,41) / 2 \cdot 0,13 \right\}^{0,36} \cdot (1 + 108 / 500)^{0,5} \right]^{0,993} =$$

$$= 92,157 \text{ lbs} = 41,79 \text{ kg}$$

Kde:

$\Lambda_{1/4}$	úhel čtvrtinové čáry	[°]
$\lambda$	štíhlost křídla	[-]
$(t/c)_m$	maximální tloušťka křídla	[-]
$V_H$	maximální rychlost horizontálního letu	[knot]

### 2.3.1.1.3. Torenbeek metoda

$$W_W = 0,00125 \cdot W_{TO} (b / \cos \Lambda_{1/2})^{0,75} \cdot \left[ 1 + \left\{ 6,3 \cdot \cos (\Lambda_{1/2}) / b \right\}^{1/2} \right] \cdot (n_{ult})^{0,55} \cdot (b \cdot S / t_r W_{TO} \cos \Lambda_{1/2})^{0,30}$$

$$= 0,00125 \cdot 1323 \cdot (32,81 / 1)^{0,75} \cdot \left[ 1 + \left\{ 6,3 \cdot 1 / 32,81 \right\}^{1/2} \right] \cdot 4^{0,55} \cdot (32,81 \cdot 145,314 / 0,5758 \cdot 1323 \cdot 1)^{0,30} = 121,162 \text{ lbs} = 54,95 \text{ kg}$$

Kde:

$\Lambda_{1/2}$	úhel poloviční čáry	[°]
b	rozpětí křídla	[ft]
$t_r$	maximální tloušťka kořenové tětiny křídla	[ft]

### 2.3.1.2. Ocasní plochy

Hmotnost ocasních ploch dle [3] je uváděna jako součet hmotnosti horizontální a vertikální plochy. Odhad hmotnosti je uveden pro obě části ocasních ploch podle jednotlivých metod.

#### 2.3.1.2.1. Cessna metoda

Horizontální plocha:

$$W_h = \frac{3,184 \cdot (W_{TO})^{0,887} \cdot (S_h)^{0,101} \cdot (A_h)^{0,138}}{57,5 \cdot (t_{r_h})^{0,223}} = \frac{3,184 \cdot 1323^{0,887} \cdot 30,893^{0,101} \cdot 1,25^{0,138}}{57,5 \cdot 0,41^{0,223}}$$

$$= 57,85 \text{ lbs}$$

Kde:

$W_{TO}$	maximální vzletová hmotnost	[lbs]
$S_h$	plocha VOP	[ft <sup>2</sup> ]
$A_h$	štíhlost VOP	[-]
$t_{r_h}$	maximální tloušťka VOP	[ft]

Vertikální plocha:

$$W_V = \frac{1,68 \cdot (W_{TO})^{0,567} \cdot (S_V)^{1,249} \cdot (A_V)^{0,482}}{15,6 \cdot (t_{r_V})^{0,747} \cdot (\cos \Lambda_{1/4_V})^{0,882}} = \frac{1,68 \cdot 1323^{0,567} \cdot 9,47^{1,249} \cdot 1,25^{0,482}}{15,6 \cdot 0,413^{0,747} \cdot 0,96596^{0,882}} =$$

$$= 23,35 \text{ lbs}$$

$$W_{OP} = W_h + W_V = 57,85 + 23,35 = 81,2 \text{ lbs} = 36,83 \text{ kg}$$

Kde:

$W_{OP}$	hmotnost ocasních ploch	[lbs]
$W_{TO}$	maximální vzletová hmotnost	[lbs]
$S_V$	plocha SOP	[ft <sup>2</sup> ]
$A_V$	štíhlost SOP	[-]
$t_{r_V}$	maximální tloušťka SOP	[ft]
$\Lambda_{1/4_V}$	úhel čtvrtinové čáry SOP	[°]

### 2.3.1.2.2. USAF metoda

Horizontální plocha:

$$W_h = 127 \cdot \left\{ (W_{TO} \cdot n_{ult} / 10^5)^{0,87} \cdot (S_h / 100)^{1,2} \cdot 0,289 \cdot (l_h / 10)^{0,483} \cdot (b_h / t_{r_h})^{0,5} \right\}^{0,458} =$$

$$= 127 \cdot \left\{ (1323 \cdot 4 / 10^5)^{0,87} \cdot (30,89 / 100)^{1,2} \cdot 0,289 \cdot (9,184 / 0,41)^{0,5} \right\}^{0,458} = 25,19 \text{ lbs}$$

Kde:

$l_h$	rameno VOP	[ft]
$b_h$	rozpětí VOP	[ft]

Vertikální plocha:

$$W_V = 98,5 \cdot \left\{ (W_{TO} \cdot n_{ult} / 10^5)^{0,87} \cdot (S_V / 100)^{1,2} \cdot 0,289 \cdot (b_V / t_{r_V})^{0,5} \right\}^{0,458} =$$

$$= 98,5 \cdot \left\{ (1323 \cdot 4 / 10^5)^{0,87} \cdot (9,47 / 100)^{1,2} \cdot 0,289 \cdot (4,31 / 0,41)^{0,5} \right\}^{0,458} = 9,3 \text{ lbs}$$

$$W_{OP} = W_h + W_V = 25,19 + 9,3 = 34,49 = 15,64 \text{ kg}$$

Kde:

$b_V$	Rozpětí SOP	[ft]
-------	-------------	------

### 2.3.1.2.3. Torenbeek metoda

V této metodě nejsou ocasní plochy rozděleny a odhad hmotnosti se provádí pro celek pomocí následujícího vztahu:

$$W_{OP} = 0,04 \cdot \{n_{ult} \cdot (S_V + S_h)^2\}^{0,75} = 0,04 \cdot \{4 \cdot (9,47 + 30,89)^2\}^{0,75} = 31,96 \text{ lbs}$$

### 2.3.1.3. Trup

Následuje odhad hmotnosti trupu opět pomocí všech tří metod.

#### 2.3.1.3.1. Cessna metoda

$$W_f = 14,86 \cdot (W_{TO})^{0,144} \cdot (l_{f-n} / p_{\max})^{0,778} \cdot (l_{f-n})^{0,383} \cdot (N_{pax})^{0,455}$$

$$= 14,86 \cdot 1323^{0,144} \cdot (2 / 0,65 \cdot 3,28)^{0,778} \cdot 2^{0,455} = 173,92 \text{ lbs} = 78,88 \text{ kg}$$

Kde:

$W_{TO}$	maximální vzletová hmotnost	[lbs]
$l_{f-n}$	délka trupu bez přední gondoly	[ft]
$N_{pax}$	počet pasažérů	[-]



### 2.3.1.3.2. USAF metoda

$$W_f = 200 \cdot \left[ (W_{TO} \cdot n_{ult} / 10^5)^{0,286} \cdot (l_f / 10)^{0,857} \cdot \{(w_f + h_f) / 10\} \cdot (V_c / 100)^{0,338} \right]^{1,1}$$

$$= 200 \cdot \left[ (1323 \cdot 4 / 10^5)^{0,286} \cdot (20,63 / 10)^{0,857} \cdot \{(3,936 + 3,8704) / 10\} \cdot (180 / 100)^{0,338} \right]^{1,1}$$

$$= 148,8 \text{ lbs} = 67,48 \text{ kg}$$

Kde:

$l_f$	délka trupu	[ft]
$w_f$	maximální šířka trupu	[ft]
$h_f$	maximální výška trupu	[ft]
$v_c$	návrhová rychlost EAS	[knots]

### 2.3.1.3.3. Torenbeek metoda

$$W_f = 0,021 \cdot K_f \cdot \{(v_D \cdot l_h) / (w_f + h_f)\}^{1/2} \cdot (S_{fgs})^{1,2}$$

$$= 0,021 \cdot 1,08 \cdot \{(225 \cdot 20,63) / (3,936 + 3,8704)\}^{1/2} \cdot 178,64^{1,2}$$

$$= 223,67 \text{ lbs} = 101,44 \text{ kg}$$

Kde:

$K_f$	1,08 pro nepřetlakový trup	[-]
$v_D$	maximální rychlost střemhlavého letu	[knots]
$S_{fgs}$	hrubá plocha skořepiny trupu	[ft <sup>2</sup> ]

### 2.3.1.4. Podvozek

Pro pevný podvozek:

$$W_g = 0,0335 \cdot W_{TO} = 0,0335 \cdot 1323 = 44,302 \text{ lbs} = 20,09 \text{ kg}$$

### 2.3.1.5. Řízení

Pro řízení podle vztahu:

$$W_C = 0,0168 \cdot W_{TO} = 0,0168 \cdot 1323 = 22,23 \text{ lbs} = 10,08 \text{ kg}$$

### 2.3.1.6. Motor a vrtule

Hmotnost motoru a vrtule je odečtena z dokumentace k motoru Scarlet 7Si [2] a její hodnota je 97 kg.

## 2.3.2. Celková hmotnost prázdného letounu

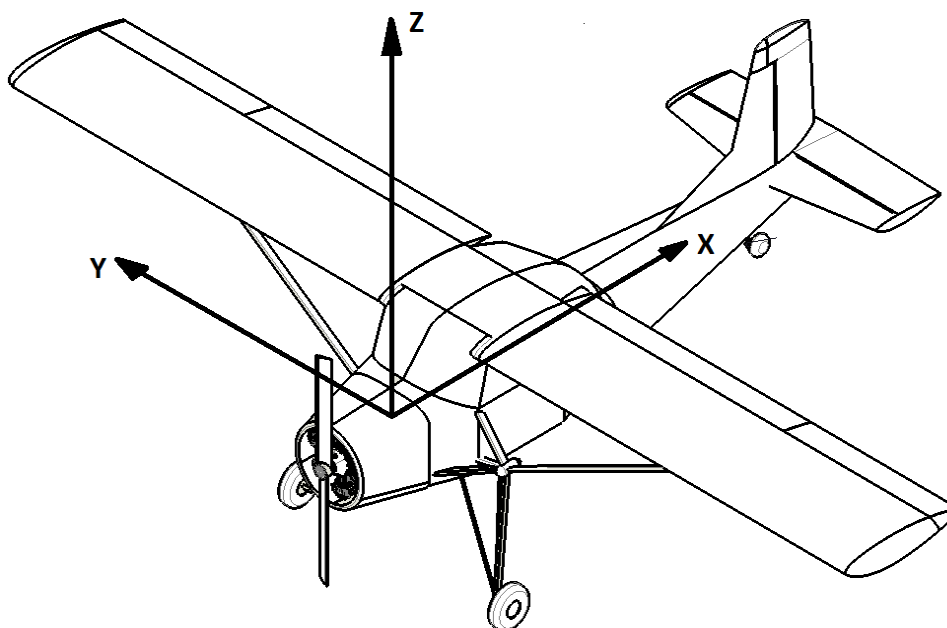
Součtem výše vypočtených hmotností a jejím průměrováním byla získána celková prázdná hmotnost letounu, do které bylo započteno také 100 l paliva. Výsledky jsou uvedeny v Tab. 1.

díl	metoda						Průměr
	cessna		USAF		Torenbeek		
jednotky	lbs	kg	lbs	kg	lbs	kg	kg
křídla	260,1747	117,9931	92,1570589	41,79458	121,162	54,94874	56
	153,8453	69,77112					
ocasní plochy	81,20628	36,82825	32,8824047	14,91266	29,01432	13,15842	15,76
trup	173,9241	78,87716	148,795306	67,48086	223,6715	101,4383	82,6
podvozek	44,30159	20,09142	49,5136786	22,45518	49,513678	22,45518	21,27
palivo	154,35	70	154,35	70	154,35	70	70
řízení	22,2264	10,08	95,9077422	43,49557	27,71837	12,57069	22,05
avionika	17,199	7,8	17,199	7,8	17,199	7,8	7,8
motor+vrtule	213,885	97	213,885	97	213,885	97	97
prázdné		390,4479		364,9389		379,3714	378,35

**Tab. 1 – Celková hmotnost prázdného letounu**

#### 2.4. Souřadnicový systém

Smysl os souřadnicového systému použitého ve výpočtu je umístěn na motorovou přepážku a posunut o 560 mm nahoru od spodní hrany této přepážky a je uveden na Obr. 10.



**Obr. 10 – Souřadnicový systém**

## 2.5. Těžiště prázdného letounu

Jednotlivým částem konstrukce byly na základě 3D modelu přisuzovány polohy jejich těžišť a hmotnosti podle hmotového odhadu. Poloha těžiště v bokorysu byla určena vzhledem k počátku kartézského souřadnicového systému. Bylo využito následujících vztahů:

$$x_T = \frac{\sum m_i \cdot x_i}{\sum m_i}; y_T = \frac{\sum m_i \cdot y_i}{\sum m_i}; z_T = \frac{\sum m_i \cdot z_i}{\sum m_i}$$

Hodnoty jednotlivých částí jsou uvedeny v Tab. 2.

Díl (podsestava)	m [kg]	X [mm]	Y [mm]	Z [mm]
Křídla	56	1122	0	634,79
Ocasní plochy	15,76	4882,88	0	413,92
Trup	82,6	1942,4	0	118,57
Podvozek	21,27	534,73	0	-1261,39
Palivo	70	732,2	0	634,79
Řízení	22,05	1500	0	-328
Avionika	7,8	300	0	207
Motor + vrtule	97	-731	0	-190

**Tab. 2 – Těžiště jednotlivých částí**

Následně pro prázdný letoun:

	m [kg]	X [mm]	Y [mm]	Z [mm]
Prázdný letoun	306,45	<b>900,9957</b>	0	<b>3,223808</b>

**Tab. 3 – Těžiště prázdného letounu**

Náběžná hrana  $b_{SAT}$  leží 470 mm od počátku souřadnicového systému a hodnota těžiště je přepočtena právě k  $b_{SAT}$  a uvedena v  $\%b_{SAT}$ . Hodnota prázdného letounu je 31,93%  $b_{SAT}$ .

## 2.6. Hmotová obálka letounu

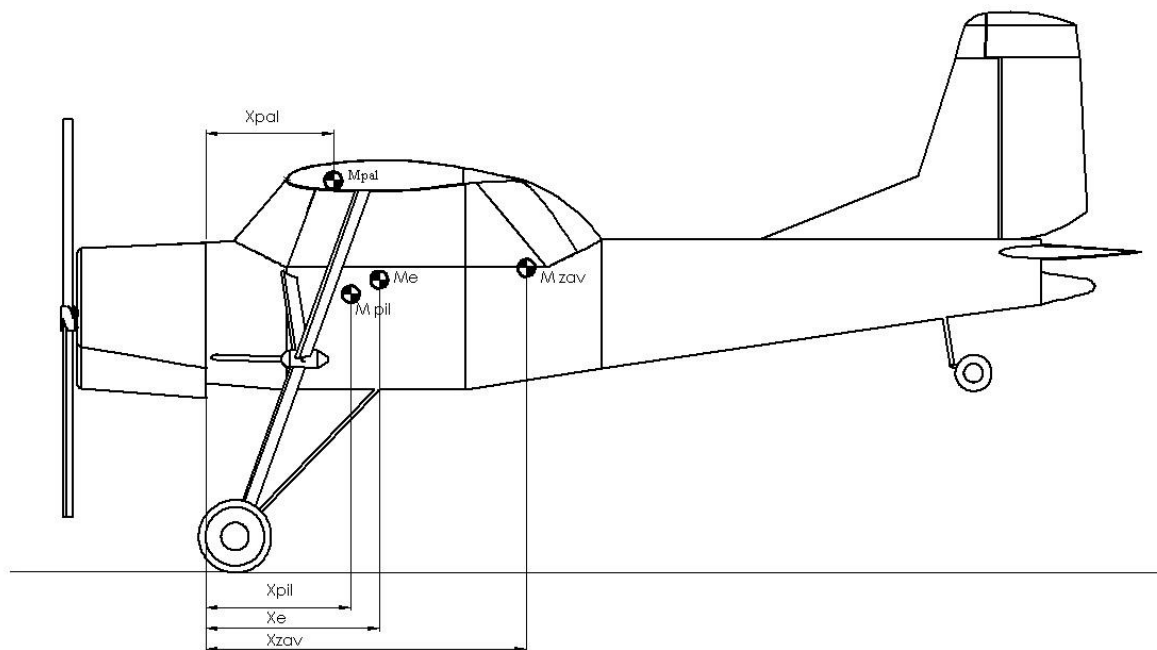
Hmotová obálka je sestavena tak, aby splňovala limity normy ELSA\_K, tedy maximální vzletová hmotnost nepřesahuje 600 kg a užitečné zatížení ne menší než 250 kg. Vzhledem k tomu, že hmotnost prázdného letounu je 306,5 kg, užitečné zatížení je rovno 294,5 kg, což splňuje požadavek. Kombinace hmotností pilotů, paliva a zavazadel je uvedena v Tab. 4 a následně je proveden výpočet polohy těžiště pro jednotlivé konfigurace vztažený k  $b_{SAT}$  podle Obr. 11. Celková hmotnost letounu a poloha těžiště je určena podle následujících vztahů:

$$x_T = \frac{m_e \cdot x_e + m_{pil} \cdot x_{pil} + m_{pal} \cdot x_{pal} + m_{zav} \cdot x_{zav}}{m_e + m_{pil} + m_{pal} + m_{zav}}$$

$$x_T = ((x_T - x_{b_{SAT}}) / b_{SAT}) \cdot 100 [\%b_{SAT}]$$

Kde:

$X_e$	poloha těžiště prázdného letounu	(901 mm)
$X_{pil}$	poloha těžiště pilotů	(807 mm)
$X_{pal}$	poloha těžiště palivových nádrží	(732,2 mm)
$X_{zav}$	poloha těžiště zavazadel	(1820 mm)
$X_{bSAT}$	poloha $b_{SAT}$	(470 mm)

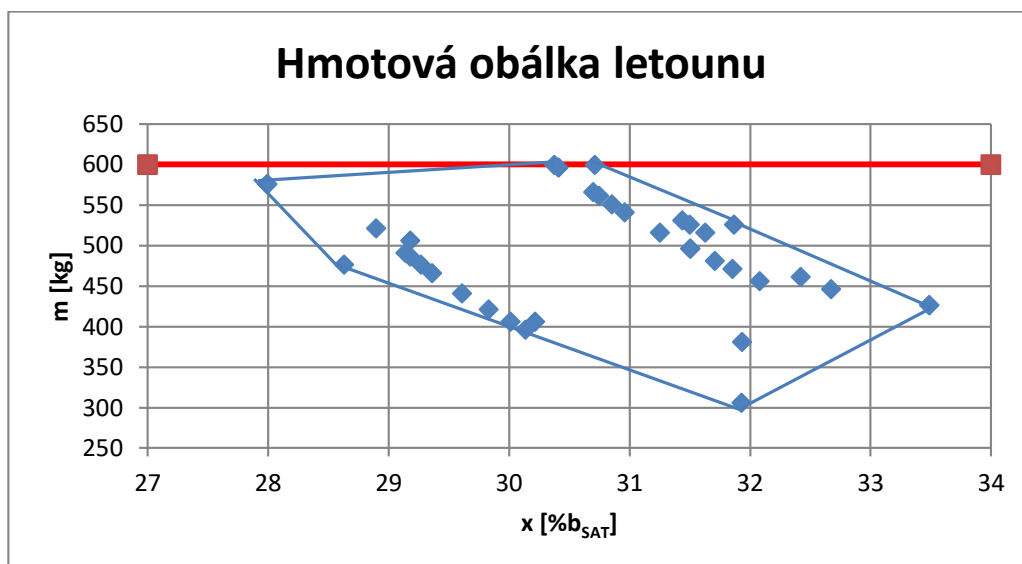


Obr. 11 – Poloha hmotnostních položek

$m_e$ [kg]	$m_{pil}$ [kg]	$m_{pal}$ [kg]	$m_{zav}$ [kg]	$m$ [kg]	$X_T$ [% $b_{SAT}$ ]
306,45	60	15	0	381,45	31,93
306,45	60	70	20	456,45	32,08
306,45	75	15	0	396,45	30,14
306,45	75	70	20	471,45	31,85
306,45	85	15	0	406,45	30,01
306,45	85	35	20	446,45	32,67
306,45	85	70	20	481,45	31,71
306,45	100	0	20	426,45	33,49
306,45	100	15	0	421,45	29,83
306,45	100	35	20	461,45	32,42
306,45	100	70	20	496,45	31,50
306,45	120	15	0	441,45	29,61
306,45	120	70	20	516,45	31,25
306,45	145	15	0	466,45	29,36
306,45	145	70	20	541,45	30,96
306,45	155	15	0	476,45	29,27
306,45	155	35	20	516,45	31,62
306,45	155	70	20	551,45	30,85
306,45	165	15	0	486,45	29,18
306,45	165	35	20	526,45	31,50
306,45	165	70	20	561,45	30,75
306,45	170	15	0	491,45	29,14
306,45	170	35	20	531,45	31,44
306,45	170	70	20	566,45	30,69
306,45	200	15	0	521,45	28,90
306,45	240	33,55	20	600	30,71
306,45	200	70	0	576,45	27,99
306,45	203,55	70	20	600	30,37

**Tab. 4 – Kombinace hmotností**

Z hodnot uvedených v Tab. 4 je sestavena hmotová obálka a poté vybrány hmotové konfigurace, které se nacházejí na hranici hmotové obálky. Graficky je obálka vyjádřena v Graf 1 a vybrané hmotové konfigurace jsou uvedeny v Tab. 5.



Graf 1 – Hmotová obálka letounu

Konfigurace	Celková hmotnost [kg]	$x_{bSAT}$ [mm]	$b_{SAT}$ [mm]	$x_t$ [mm]	% $b_{SAT}$
Prázdný letoun	306,45	470	1350	900,9957	31,93
Prázdný + pilot	406,45	470	1350	877,8697	30,22
Prázdný + 2 piloti	506,45	470	1350	863,8763	29,18
Prázdný + 2 piloti + palivo	576,45	470	1350	847,8864	27,99
Prázdný + 1 pilot + palivo	476,45	470	1350	856,4679	28,63
Prázdný + 1 pilot + palivo + zavaz.	496,45	470	1350	895,2848	31,50
Prázdný + 2 piloti + palivo + zavaz.	600	470	1350	880,4831	30,41
Prázdný + 1 pilot + zavazadla	426,45	470	1350	922,0545	33,49
Prázdný + 2 piloti + zavazadla	526,45	470	1350	900,1997	31,87

Tab. 5 – Hmotové konfigurace pro výpočet

### 2.7. Odhad momentů setrvačnosti letounu

Momenty setrvačnosti letounu jsou určovány zjednodušeně metodikou dle [4] pomocí následujících empirických vztahů:

$$J_x = m \cdot i_x^2$$

$$J_y = m \cdot i_y^2$$

$$J_z = m \cdot i_z^2$$

$$i_x = l \cdot (0,108 + 0,0042 \cdot l)$$

$$i_y = \chi \cdot (0,182 + 0,001242 \cdot \chi)$$

$$i_z = 0,165 \cdot d$$

$$\chi = \frac{l + d}{2}$$

Kde:

l	rozpětí křídel	(10 m)
d	délka trupu	(6,24 m)
m	hmotnost letounu	[kg]

Odhadnuté momenty setrvačnosti pro vybrané hmotové konfigurace jsou uvedeny v Tab. 6.

Konfigurace	$J_x$ [kg.m <sup>2</sup> ]	$J_y$ [kg.m <sup>2</sup> ]	$J_z$ [kg.m <sup>2</sup> ]
1	689,5	745,5	324,9
2	914,5	988,8	430,9
3	1139,5	1232,1	536,9
4	1297,0	1402,4	611,1
5	1072,0	1159,1	505,1
6	1117,0	1207,7	526,3
7	1342,0	1451,0	632,3
8	959,5	1037,5	452,1
9	1184,5	1280,7	558,1

**Tab. 6 – Odhad momentů setrvačnosti**

### 2.8. Shrnutí

Maximální rozsah centráží je 5,5%  $b_{SAT}$ , krajní přední centráž je v 27,99%  $b_{SAT}$  a krajní zadní centráž je v 33,49%  $b_{SAT}$ . Shrnutí nejvýznamnějších letových konfigurací je uvedeno v Tab. 7.

Konfigurace	Hmotnost [kg]	Centráž [% $b_{SAT}$ ]
Maximální hmotnost	600	30,41
Minimální hmotnost	306,45	31,93
Krajní přední centráž	576,45	27,99
Krajní zadní centráž	426,45	33,49

**Tab. 7 – Nejvýznamnější letové konfigurace**

Hmotnosti letounu vyhovují požadavkům stavebního předpisu ELSA\_K.

### 2.9. Kontrola statické stability letounu

Pro kontrolu statické stability je nejprve nutné určit neutrální bod letounu. Určení neutrálního bodu je provedeno podle metodiky [5] takto:

$$x_{NB} = x_{AC} + \Delta x_{NB-TRUP} + \Delta x_{NB-VOP}$$

Kde:

$x_{AC}$	poloha aerodynamického středu křídla
$\Delta x_{NB-TRUP}$	posunutí NB vlivem trupu
$\Delta x_{NB-VOP}$	posunutí NB vlivem VOP

### 2.9.1. Vliv trupu

Podle [5] je vliv trupu dán vztahem:

$$\Delta x_{NB-TRUP} = -k_{tr} \cdot \frac{1}{C_{y-KŘ}^{\alpha}} \cdot \frac{S_{tr} \cdot l_{tr}}{S \cdot b_{SAT}}$$

Kde:

$C_{y-KŘ}^{\alpha}$  Stoupání vztakové čáry křídla

$$C_{y-KŘ}^{\alpha} = 2 \cdot \pi \cdot \frac{\lambda}{\lambda + 2} = 2 \cdot \pi \cdot \frac{7,41}{7,41 + 2} = 4,94776 \text{ rad}^{-1} = 0,0863547$$

Kde:

$\lambda$  štíhlost křídla (7,41)  
 $S_{tr}$  Plocha trupu

$$S_{tr} = l_{tr} \cdot c_{tr} = 5,96 \cdot 1,2 = 7,152 \text{ m}^2$$

Kde:

$l_{tr}$  délka trupu (5,96 m)  
 $c_{tr}$  největší šířka trupu (1,2 m)  
 $S$  Plocha křídla (13,5 m<sup>2</sup>)  
 $b_{SAT}$  aerodynamická tětiva křídla (1,35 m)

$k_{tr}$  součinitel vlivu trupu, určen metodikou [5] dle Obr. 12. Pro jeho určení je nutno stanovit:

$\lambda_{trup}$  štíhlost trupu

$$\lambda_{trup} = \frac{l_{tr}}{c_{tr}} = \frac{5,96}{1,2} = 4,966667$$

a poměr

$$\frac{x_{tr}}{l_{tr}} = \frac{1,679}{5,960} = 0,28$$

Kde:  $x_{tr}$  poloha těžiště letounu (1,679 m)

z grafu následně odečteno pro  $\lambda_{trup} = 4,966667$  a poměr = 0,28 hodnota  $k_{tr} = 0,00194$ .



Posunutí neutrálního bodu :  $\Delta \bar{x}_{tr} = - \frac{dm_{z0}}{d.c_y} = - k_{tr} \cdot \frac{1}{a} \cdot \frac{S_{tr} \cdot l_{tr}}{S \cdot l_A}$

$a$  – sklon křivky vztlaku  
křídla [1/stupeň]

$$S'_{tr} = l_{tr} \cdot c_{tr}$$

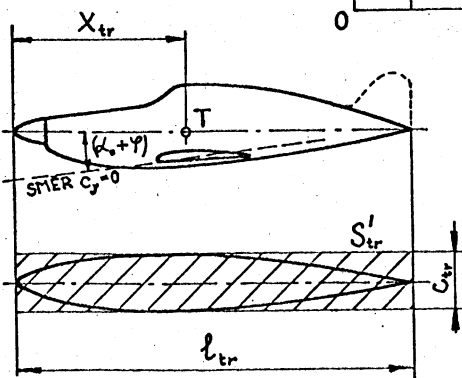
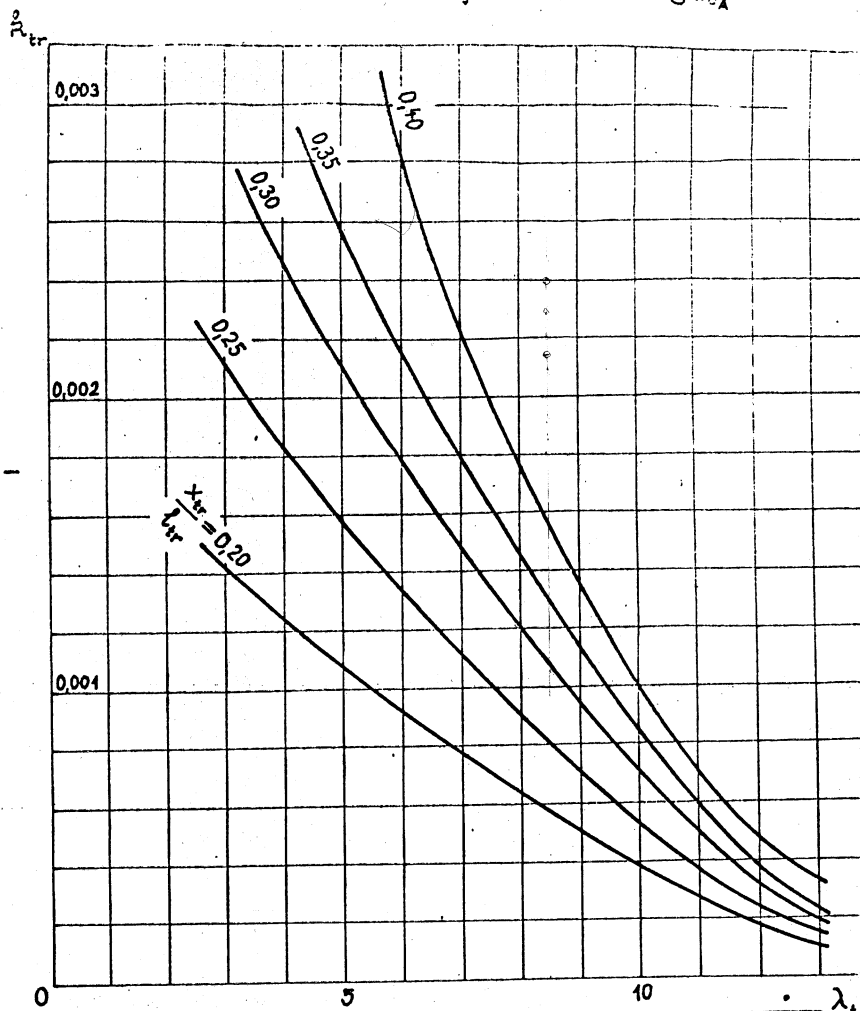
$S$  – plocha křídla

$l_A$  – délka střední aero-  
dynamické tělavy

$$\lambda_{tr} = \frac{l_{tr}}{c_{tr}} \text{ – štíhlost trupu}$$

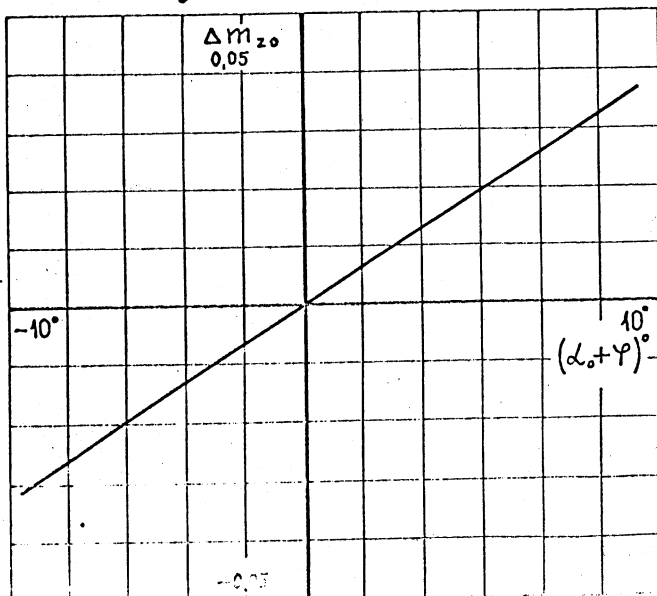
$$a = \frac{a_{\infty}}{1 + \frac{a_{\infty}}{\pi \lambda} (1+t)}$$

$$a \approx \frac{a_{\infty}}{\lambda + 2} \cdot \lambda \approx \frac{\lambda}{\lambda + 2} \cdot 2\pi$$



Změna součinitele momentu  
při nulovém vztlaku:

$\gamma$  – úhel sevřený osou trupu  
a tělovou profílou u kořene



Obr. 12 – Posunutí neutrálního bodu vlivem trupu [5]

číselně dosazeno:

$$\Delta x_{NB-TRUP} = -0,00194 \cdot \frac{1}{0,0863547} \cdot \frac{7,152 \cdot 5,96}{13,5 \cdot 1,35} = -0,05254 \text{ m} = -3,89\% b_{SAT}$$

### 2.9.2. Vliv VOP

Vliv VOP je stanoven opět dle metodiky [5] a je dán následujícím vztahem:

$$\Delta x_{NB-VOP} = C_{y-VOP}^{\alpha} \cdot \left( \frac{1}{C_{y-KŘ}^{\alpha}} - \Pi \right) \cdot H_{VOP} \cdot K_{VOP}$$

Kde:

$C_{y-VOP}^{\alpha}$  stoupání vztlakové čáry VOP určen takto:

$$\lambda_{VOP} = \frac{l_{VOP}^2}{S_{VOP}} = \frac{2,8^2}{2,87} = 2,73$$

$$C_{y-VOP}^{\alpha} = 2 \cdot \pi \cdot \frac{\lambda_{VOP}}{\lambda_{VOP} + 2} = 2 \cdot \pi \cdot \frac{2,73}{2,73 + 2} = 3,627 \text{ [1/rad]} = 0,0633 \text{ [1/°]}$$

Kde:

$l_{VOP}$	rozpětí VOP	(2,8 m)
$S_{VOP}$	plocha VOP	(2,87 m <sup>2</sup> )
$\lambda_{VOP}$	štíhlost VOP	

$H_{VOP}$  mohutnost VOP určena takto:

$$H_{VOP} = \frac{S_{VOP} \cdot x_{VOP}}{S \cdot b_{SAT}} = \frac{2,87 \cdot 4,07}{13,5 \cdot 1,35} = 0,64$$

Kde:

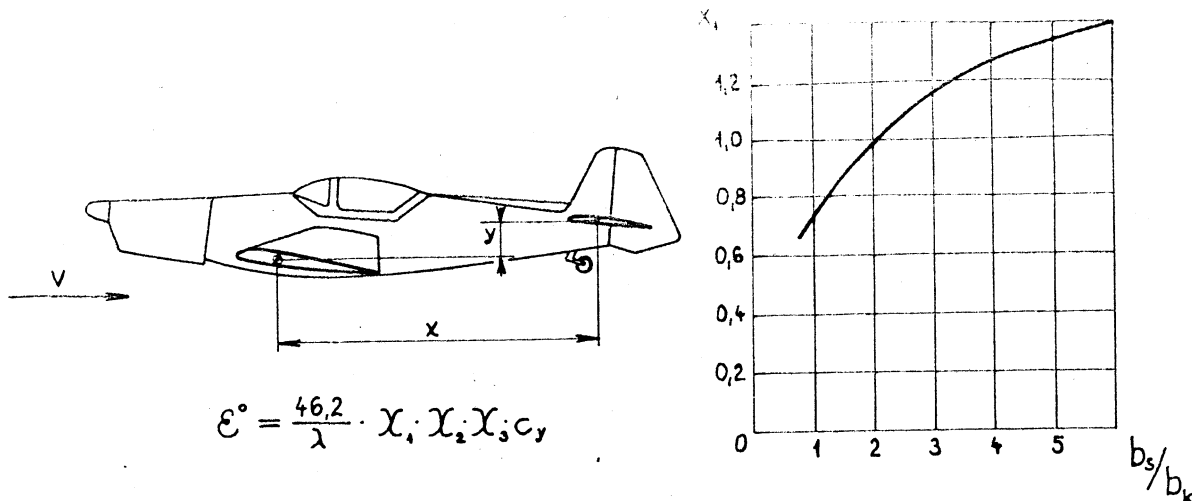
$x_{VOP}$	rameno VOP	(4,07 m)
-----------	------------	----------

$\Pi$  derivace srázového úhlu určena takto:

$$\Pi = \frac{46,2}{\lambda_{KŘ}} \cdot X_1 \cdot X_2 \cdot X_3 + D_{VRT} = \frac{46,2}{7,41} \cdot 0,72 \cdot 1,1 \cdot 0,89 + 2,2 = 6,596$$

Kde:

$D_{VRT}$	průměr vrtule	(2,2 m)
$X_1, X_2, X_3$	určeny metodikou dle Obr. 13.	
$K_{VOP}$	součinitel snížení dynamického tlaku na VOP určen dle Obr. 14.	



$b_s$  – tětiva profilu u kořene křídla

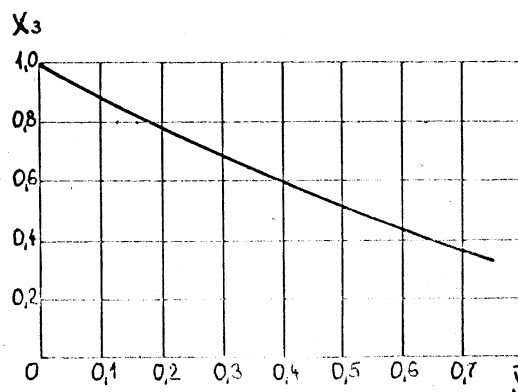
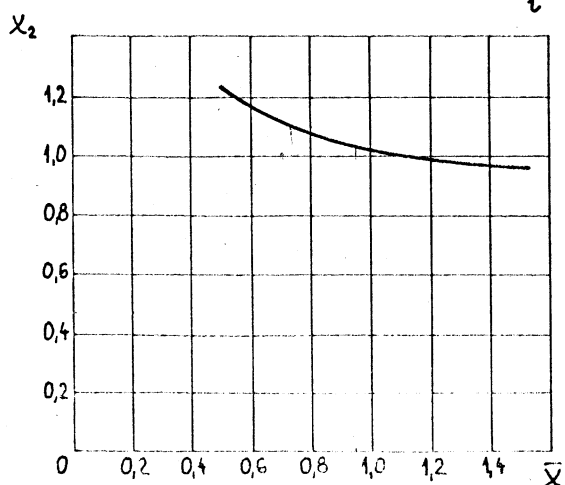
$b_k$  – tětiva profilu na konci křídla

$$\bar{x} = \frac{x}{l/2}$$

$x, y$  – souřadnice aerodynamického středu vodorovných ocasních ploch vůči aerodynamickému středu profilů u kořene ve směru proudu a kolmo ke směru proudu.

$$\bar{y} = \frac{y}{l/2}$$

$l$  – rozpětí křídla



Obr. 13 – Určení srázového úhlu letounu [5]

Vztlak vodorovných ocasních ploch:

Vzhledem k rozmanitosti konstrukčních uspořádání mají grafy jen směrný význam

$$Y_{VOP} = (\alpha + \varphi - \varepsilon) k_{VOP} a_{VOP} \rho_{VOP}$$

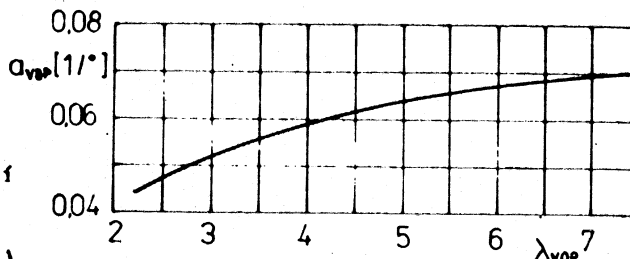
Sklon vztlakové křivky

$a_{VOP}$  se odečítá pro

$$1. \lambda_{VOP} = \frac{l_{VOP}^2}{S_{VOP}}$$

V případě jediné svislé ocasní plochy v rovině symetrie

$$2. \lambda_{VOP} = \frac{l_{VOP}^2}{S_{VOP}} \left( 1 + 1,66 \frac{l_{SEP}}{l_{VOP}} \right)$$



V případě dvou svislých ocasních ploch na koncích vodorovné ocasní plochy

Součinitel snížení dynamického tlaku na vodorovných ocasních plochách:

V klouzavém letu odečíst  $k_{VOP}$  vpravo

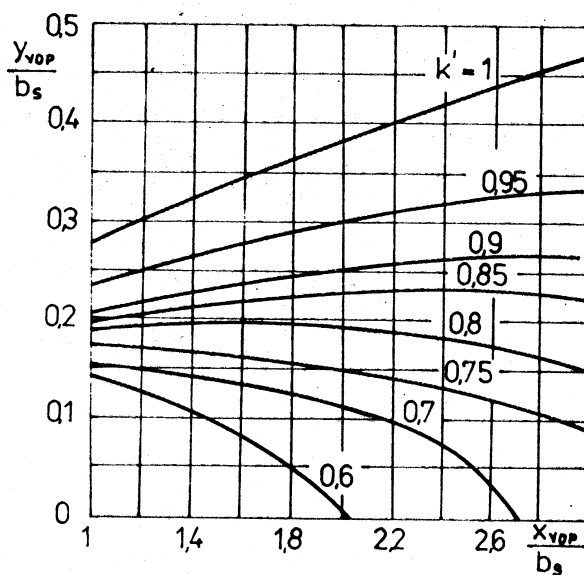
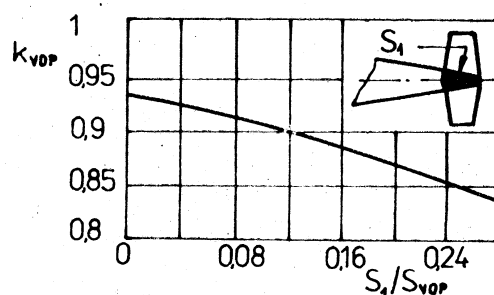
Při přistávání násobit  $k_{VOP}$

součinitelem  $k'$  odečteným z grafu vpravo dole.

Pro ocasní plochy ve vrtulovém proudu je nutno  $k_{VOP}$

násobit součinitelem zvýše-

ní kinetického tlaku ve vrtulovém proudu.



kde

$x_{VOP}$  - vzdálenost aerodynamického středu vodorovných ocasních ploch od odtokové hrany kořene křídla

$b_s$  - tetiva křídla u kořene

$Y_{VOP} = h + x_{VOP} \cdot \varepsilon_{přist}$  = vzdálenost vodorovných ocasních ploch od úplavu křídla

$h$  - vzdálenost vodorovných ocasních ploch od roviny tětiv křídla u kořene

$\varepsilon_{přist}$  - úhel sešiknutí proudu na vodorovných ocasních plochách při přistání (viz P 7).

Obr. 14 – Součinitel snížení dynamického tlaku na VOP [5]

Kde:

$S_1/S_{VOP}$  poměr plochy zakryté trupem k celkové ploše VOP (0,06)  
Pak  $k_{0VOP} = 0,91$  a následně:

$$K_{VOP} = k_{0VOP} \cdot k_{VRT} = 0,91 \cdot 1,1 = 1,001$$

Nyní je možné dosadit do vztahu pro posunutí neutrálního bodu vlivem VOP následně:

$$\Delta x_{NB-VOP} = 0,0633 \cdot \left( \frac{1}{0,0863547} - 6,596 \right) \cdot 0,64 \cdot 1,001 = 0,2025m = 15\% b_{SAT}$$

### 2.9.3. Neutrální bod letounu a zásoba statické stability

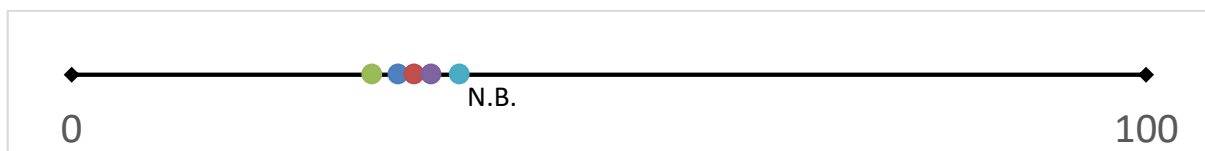
Neutrální bod letounu je vztažen k délce  $b_{SAT}$  a vyjádřen v %. Také v předchozích kapitolách uvedené polohy těžiště jsou vždy vztaženy k  $b_{SAT}$ . Neutrální bod je určen:

$$x_{NB} = x_{AC} + \Delta x_{NB-TRUP} + \Delta x_{NB-VOP} = 25 - 3,89 + 15 = 36,11\% b_{SAT}$$

Zásoba statické stability je číselně vyjádřena v Tab. 8 a graficky pak v Graf 2.

Konfigurace	Hmotnost [kg]	Centráž [% $b_{SAT}$ ]	SZ [% $b_{SAT}$ ]
Maximální hmotnost	600	30,41	5,7
Minimální hmotnost	306,45	31,93	4,18
Krajní přední centráž	576,45	27,99	8,12
Krajní zadní centráž	426,45	33,49	2,62

Tab. 8 – Zásoba statické stability



Graf 2 – Zásoba statické stability

Zásoba statické stability letounu splňuje požadavky stavebního předpisu ELSA\_K. Letoun se jeví dostatečně staticky stabilní v celém rozsahu centrází.

### 3. Aerodynamický výpočet

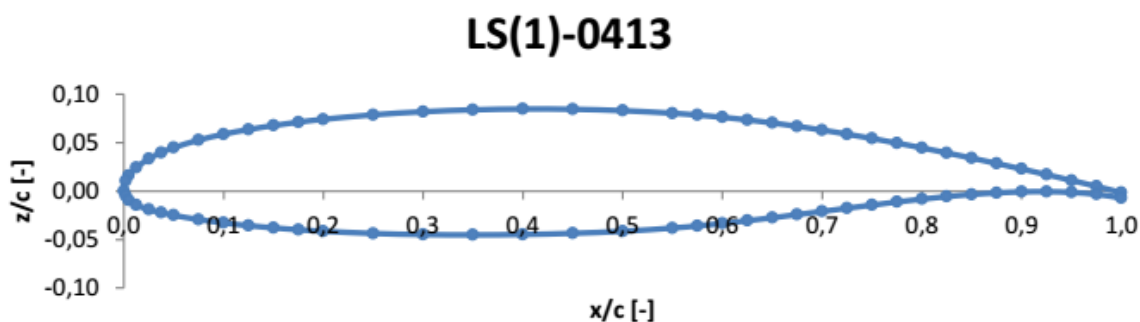
Geometrické podklady potřebné pro aerodynamický výpočet letounu jsou převzaty z kapitoly 2.2. Hmotové podklady jsou převzaty z kapitoly 2.3. V této kapitole jsou určeny základní aerodynamické charakteristiky použitých profilů, křídla, křídla s trupem a celého letounu.

#### 3.1. Profilové hodnoty

Tato kapitola se zabývá určením aerodynamických charakteristik použitých profilů. Na křídle je použit profil LS(1)-0413. Na ocasních plochách je použit profil NACA 0012.

##### 3.1.1. Profil LS(1)-0413

Charakteristiky profilu LS(1)-0413 jsou převzaty z [6]. Na Obr. 13 je znázorněn tvar použitého profilu.

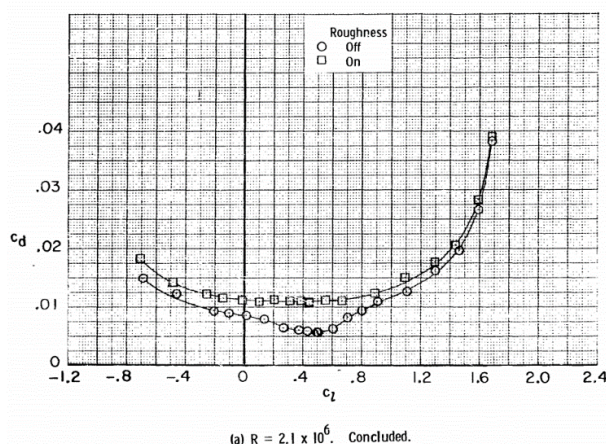


Obr. 15 – Profil LS(1)-0413 [6]

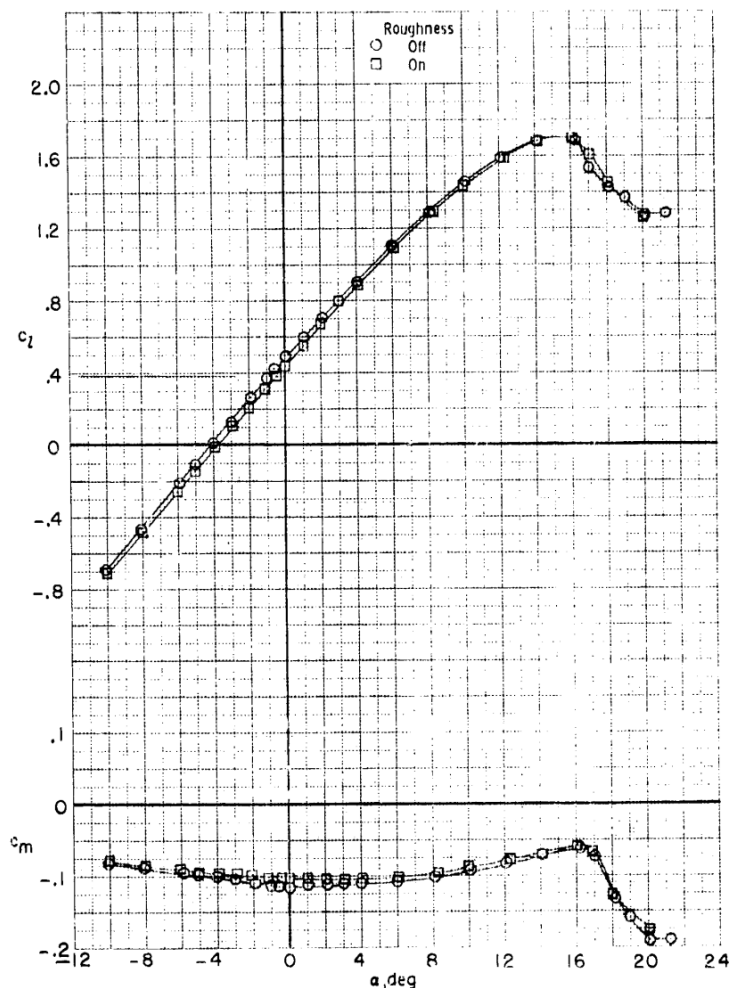
Nejprve je určeno Reynoldsovo číslo pro pádovou rychlost 72 km/h podle následujícího vztahu:

$$Re = \frac{v_s \cdot c_o}{\nu} = \frac{72/3,6 \cdot 1,35}{1,4 \cdot 10^{-5}} = 1,93 \cdot 10^6$$

Hodnoty jsou odečteny z [6] dle Obr. 16 a Obr. 17 pro Reynoldsovo číslo 2100000 a korigovány pro požadované Reynoldsovo číslo.



Obr. 16 – Závislost součinitele odporu na součiniteli vztlačku [6]



(a)  $R = 2,1 \times 10^6$ .

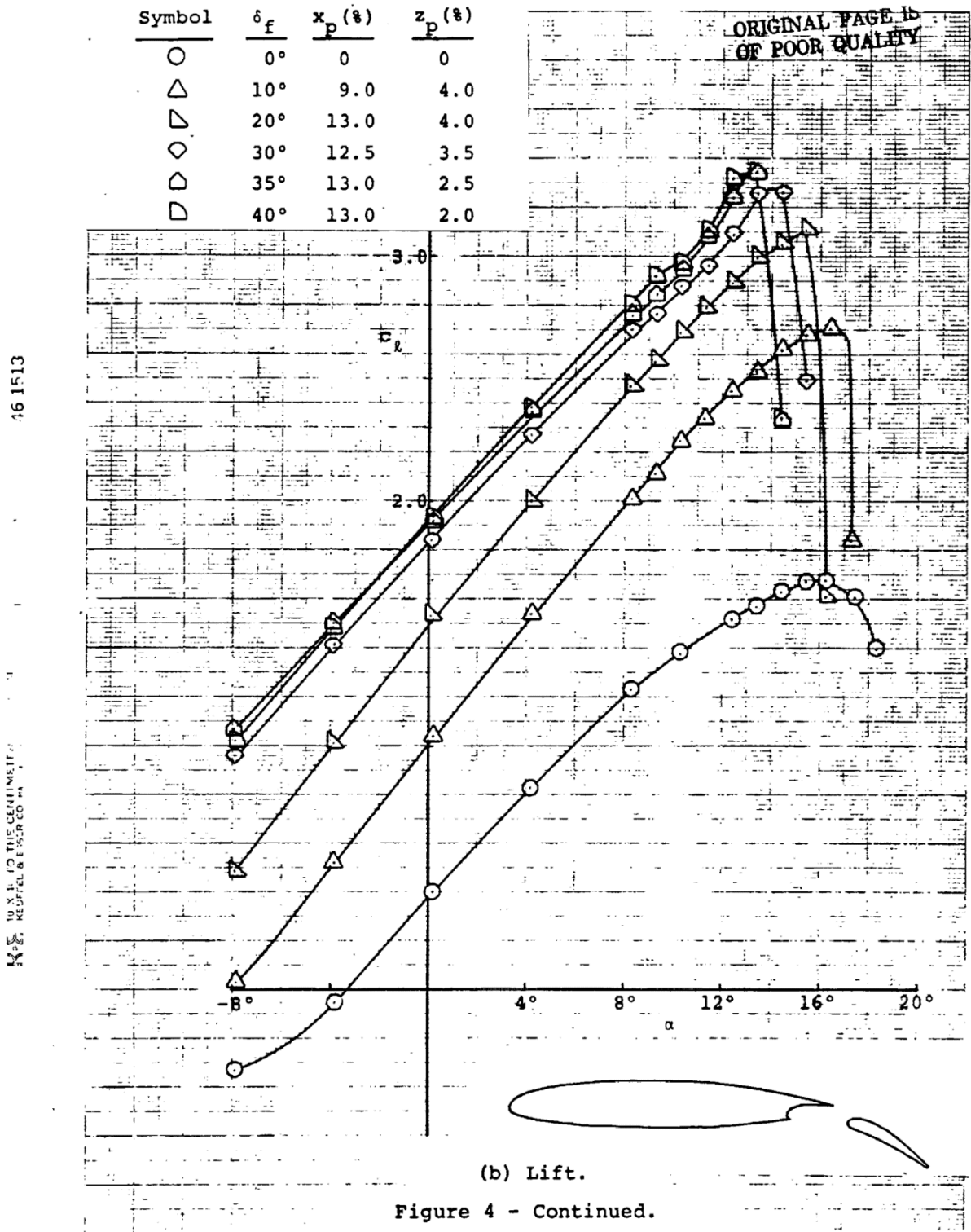
**Obr. 17 – Závislost součinitele vztlaku a klopivého momentu na úhlu náběhu [6]**

Hodnoty profilu LS(1)-0413 pro  $\delta_f = 0^\circ$ , tedy pro zasunutou vztlakovou klapku:

Stoupání vztakové čáry:	$C_l^\alpha = 6,50 \text{ 1/rad}$
Úhel nulového vztlaku:	$\alpha_{0\infty} = -3,9^\circ$
Maximální součinitel vztlaku:	$c_{lmax} = 1,5$
Součinitel klopivého momentu při nulovém vztlaku:	$c_{m0} = -0,1151$
Minimální součinitel odporu:	$c_{d0} = 0,0068$

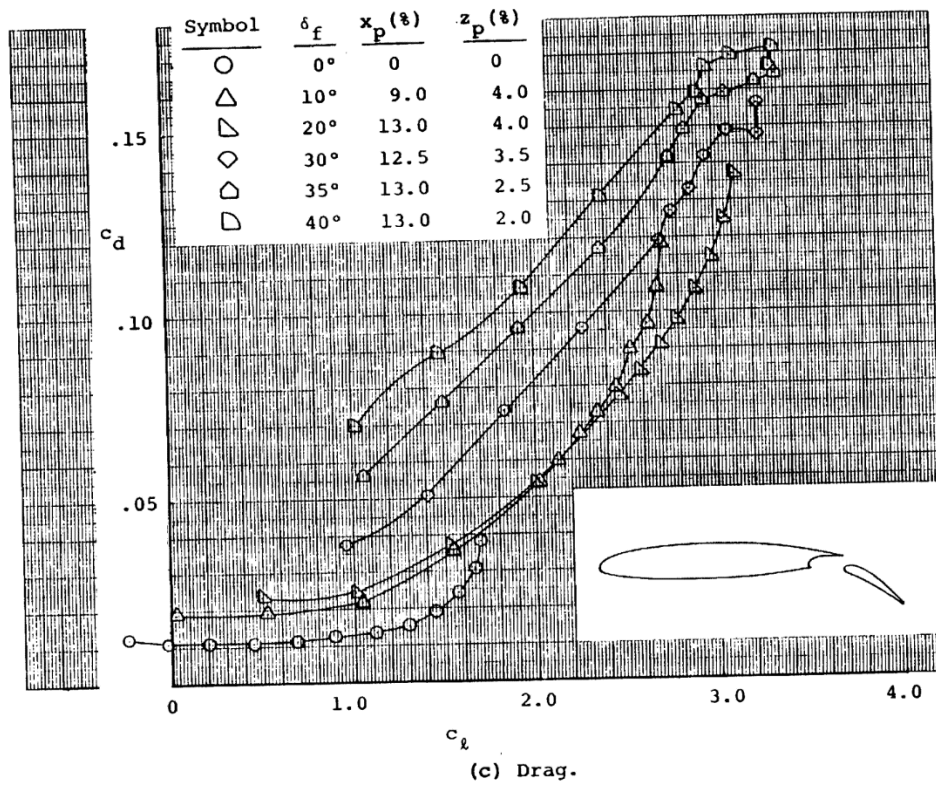
### 3.1.2. Profil – $\delta_f = 10^\circ, 35^\circ$

Stejně, jako v předchozím případě i zde jsou hodnoty odečteny z [6]. Odečtené hodnoty jsou platné pro Reynoldsovo číslo  $2,1 \times 10^6$ . Závislosti součinitele vztlaku profilu s vychýlenou vztlakovou klapkou na úhlu náběhu a odporu na úhlu náběhu jsou zobrazeny na Obr. 18 a Obr. 19. Na Obr. 20 je pak zobrazena závislost součinitele klopivého momentu na součiniteli vztlaku profilu.

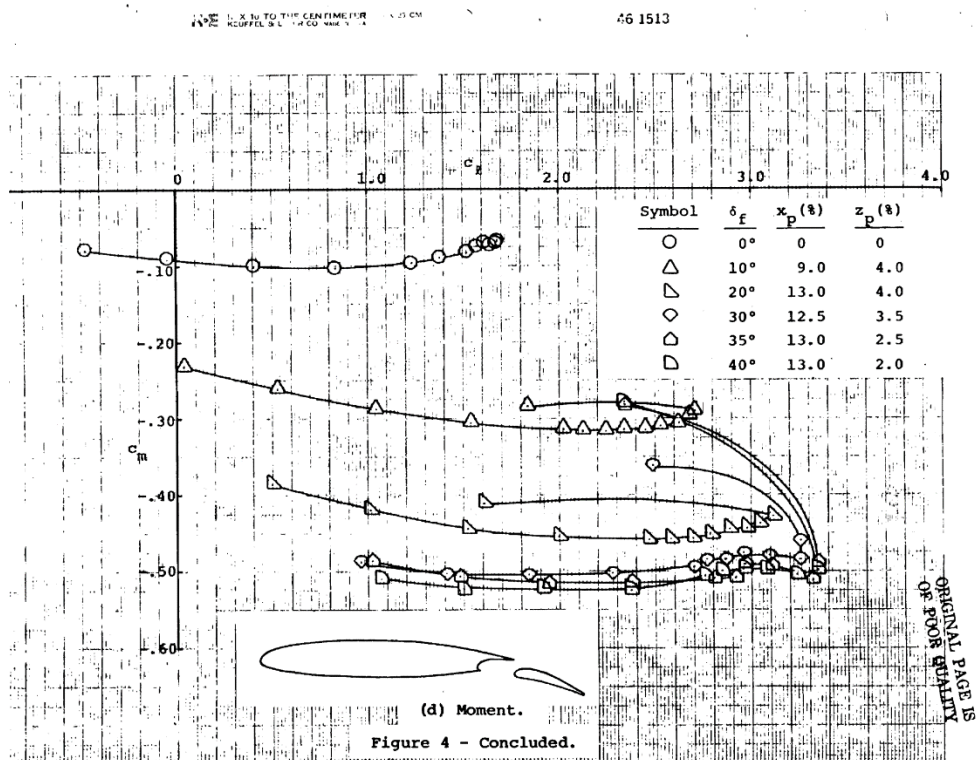


Obr. 18 – Závislost součinitele vztlaku na úhlu náběhu – vychýlená klapka [6]





Obr. 19 – Závislost odporu na součiniteli vztlaku – vychýlená klapka [6]



Obr. 20 – Závislost součinitele klopivého momentu na součiniteli vztlaku – vychýlená klapka [6]

Hodnoty profilu LS(1)-0413 pro  $\delta_f = 10^\circ$ , tedy pro vychýlenou vztlakovou klapku na  $10^\circ$ :

Stoupání vztlakové čáry:	$C_l^\alpha = 7,076 \text{ 1/rad}$
Úhel nulového vztlaku:	$\alpha_{0\infty} = -8,1^\circ$
Maximální součinitel vztlaku:	$c_{lmax} = 2,64$
Součinitel klopivého momentu při nulovém vztlaku:	$c_{m0} = -0,2215$
Minimální součinitel odporu:	$c_{d0} = 0,1882$

Hodnoty profilu LS(1)-0413 pro  $\delta_f = 35^\circ$ , tedy pro vychýlenou vztlakovou klapku na  $35^\circ$ :

Stoupání vztlakové čáry:	$C_l^\alpha = 7,076 \text{ 1/rad}$
Úhel nulového vztlaku:	$\alpha_{0\infty} = -15,4^\circ$
Maximální součinitel vztlaku:	$c_{lmax} = 3,32$
Součinitel klopivého momentu při nulovém vztlaku:	$c_{m0} = -0,4051$
Minimální součinitel odporu:	$c_{d0} = 0,3868$

### 3.1.3. Profil s vychýleným křídélkem

Hodnoty pro profil s vychýleným křídélkem je opět převzat z [6]. Hodnoty jsou určovány pro výchylku křídélka nahoru  $\delta_{\max kř+} = 16^\circ$  a dolů  $\delta_{\max kř-} = -23^\circ$  následně:

Hodnoty profilu LS(1)-0413 pro  $\delta_{\max kř+} = 16^\circ$ :

Maximální součinitel vztlaku:	$c_{lmax} = 2,1$
Součinitel klopivého momentu při nulovém vztlaku:	$c_{m0} = 0,0522$
Minimální součinitel odporu:	$c_{d0} = 0,0212$

Hodnoty profilu LS(1)-0413 pro  $\delta_{\max kř-} = -23^\circ$ :

Maximální součinitel vztlaku:	$c_{lmax} = 1,1$
Součinitel klopivého momentu při nulovém vztlaku:	$c_{m0} = -0,1948$
Minimální součinitel odporu:	$c_{d0} = 0,0612$

### 3.1.4. Profil NACA 0012

Hodnoty profilu NACA 0012 jsou převzaty z [6] a jsou platné pro Reynoldsovo číslo  $Re = 1300000$ , které odpovídá rychlosti  $v_{s0}$ .

Stoupání vztlakové čáry:	$C_l^\alpha = 5,845 \text{ 1/rad}$
Úhel nulového vztlaku:	$\alpha_{0\infty} = 0$
Maximální součinitel vztlaku:	$c_{lmax} = 1,453$
Součinitel klopivého momentu při nulovém vztlaku:	$c_{m0} = 0$
Minimální součinitel odporu:	$c_{d0} = 0,0084$

### 3.2. Aerodynamické charakteristiky křídla – $\delta_f = 0^\circ$

V této kapitole jsou určeny aerodynamické charakteristiky samotného křídla se zasunutou vztlakovou klapkou. Křídlo je voleno obdélníkové aerodynamicky nezkroucené a základní parametry, tedy úhel nulového vztlaku, stoupání vztlakové čáry, maximální součinitel vztlaku křídla, jsou určeny pomocí programu Glauert III na základě profilových charakteristik uvedených v předešlé kapitole a jejich hodnoty jsou:

Stoupání vztlakové čáry:	$C_l^\alpha = 4,883 \text{ 1/rad}$
Úhel nulového vztlaku:	$\alpha_{0\infty} = -3,9^\circ$
Maximální součinitel vztlaku:	$c_{lmax} = 1,3243$

#### 3.2.1. Kritický úhel náběhu křídla

Kritický úhel náběhu při  $c_{lmax} = 1,3243$  a pádové rychlosti 72 km/h je v případě, že vztlaková čára má lineární průběh roven  $\alpha_{krit} = 11,64^\circ$ . Kritický úhel bývá dle metodiky [7] obvykle větší o 1 až  $3^\circ$ , než úhel s lineárním průběhem. Hodnota zvětšení kritického úhlu byla odhadnuta na hodnotu  $2^\circ$ . Kritický úhel křídla se tedy zvětší na hodnotu  $\alpha_{krit} = 13,64^\circ$ .

#### 3.2.2. Vztlaková čára křídla

Z výše uvedených parametrů byla sestavena vztlaková čára křídla. V grafické podobě je vztlaková čára uvedena v Graf 3.



**Graf 3 – Vztlaková čára křídla bez vztlakových klappek**

### 3.2.3. Momentová čára křídla bez vztlakových klapek

V této kapitole je sestavena momentová čára křídla se zasunutou vztlakovou klapkou. Sestavení je provedeno v souladu s metodikou uvedenou v [7]. Dle této publikace je nutné nejprve určit součinitel klopivého momentu při nulovém vztlaku, který je dán vztahem:

$$c_{m0w} = \left[ \frac{(\lambda \cdot \cos^2 \Lambda_{c/4})}{(\lambda \cdot \cos \Lambda_{c/4})} \right] \cdot \frac{(c_{m0r} + c_{m0t})}{2} + \left( \frac{\Delta c_{m0}}{\varepsilon_t} \right) \cdot \varepsilon_t$$

Kde:

$\lambda$	štíhlost křídla	7,41
$\Lambda_{c/4}$	úhel šípu křídla vztažený ke čtvrtinovým bodům	0°
$\varepsilon_t$	úhel zkroucení křídla	0°
$\frac{\Delta c_{m0}}{\varepsilon_t}$	vzhledem k nulovému zkroucení křídla vypuštěn	
$c_{m0t}$	součinitel klopivého momentu kořenového profilu	-0,1151

Číselně:

$$c_{m0w} = \left[ \frac{(7,41 \cdot \cos^2 0)}{(7,41 + 2 \cdot \cos 0)} \right] \cdot -0,1151 = -0,09064$$

Dále je nutné určit stoupání momentové čáry následujícím způsobem:

$$\left( \frac{dc_m}{dc_l} \right)_w = x_{ref} - x_{ac}$$

Kde:

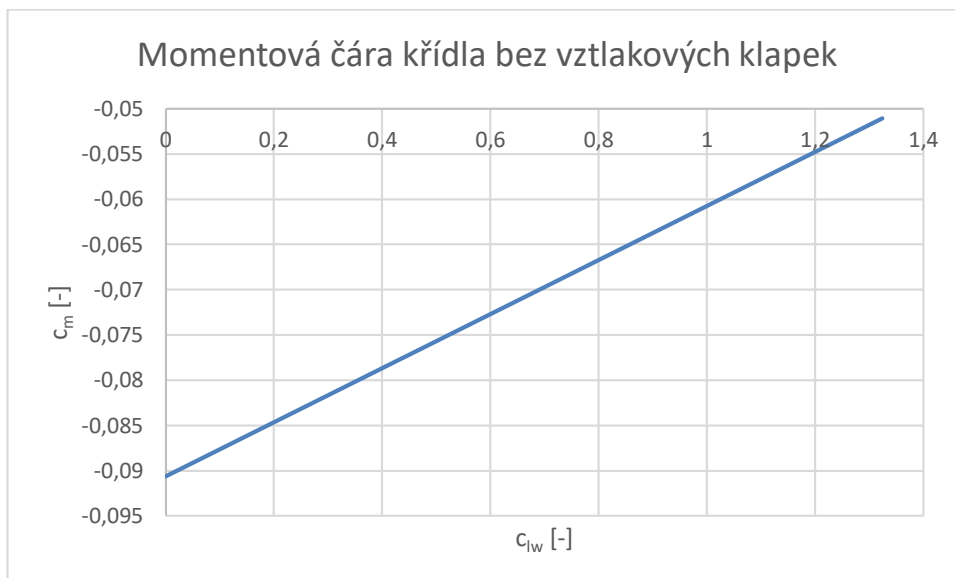
$x_{ref}$	vztažný bod (obvykle těžiště letounu)
$x_{ac}$	poloha aerodynamického středu křídla (uvažován v 25% $b_{sat}$ )

Stoupání momentové čáry je určeno pro hmotovou konfiguraci, která vykazuje polohu těžiště co nejvíce vpředu, tedy přední centráž (27,99%  $b_{sat}$ ).

Číselně:

$$\left( \frac{dc_m}{dc_l} \right)_{WPC} = 0,2799 - 0,25 = 0,0299$$

Nyní je možné sestavit samotnou momentovou čáru křídla. Ta je graficky uvedena v Graf 4. Zde vyobrazená momentová čára nebere v úvahu změnu klopivého momentu vlivem odtrhávání proudu na křídle, který se projeví v oblasti maximálního součinitele vztlaku.



**Graf 4 – Momentová čára křídla –  $\delta_f = 0^\circ$**

### 3.2.4. Odporová čára křídla bez vztlakových klapek

V následující kapitole je stanovena odporová čára křídla se zasunutou vztlakovou klapkou. Výpočet je proveden opět podle metodiky uvedené v [7].

Součinitel odporu křídla je dán vztahem:

$$c_{DW} = c_{D0W} + c_{DLW}$$

Kde:

$c_{D0W}$  součinitel odporu křídla při nulovém vztlaku  
 $c_{DLW}$  součinitel odporu vlivem vztlaku

Nejprve je nutné stanovit součinitel odporu při nulovém vztlaku, který je dán vztahem:

$$c_{D0W} = \frac{2}{S} \int_0^{l/2} c_{d0\infty} \cdot c \cdot d_z = \frac{2}{13,5} \cdot [0,0068 \cdot 1,35 \cdot 5] = 0,068$$

Dále je určen součinitel odporu vlivem vztlaku, který je dán vztahem:

$$c_{DLW} = \frac{(c_{LW})^2}{\pi \cdot \lambda \cdot e} + c_{l\alpha} \cdot c_{LW} \cdot \varepsilon_t \cdot \nu + (c_{l\alpha})^2 \cdot (\varepsilon_t)^2 \cdot w$$

Kde:

$c_{LW}$  součinitel vztlaku křídla  
 $\lambda$  štíhlost křídla (7,41)  
 $e$  Oswaldův součinitel – vypočten podle vztahu:

$$e = 1,1 \cdot \frac{\left(\frac{c_{l\alpha w}}{\lambda}\right)}{R \cdot \left(\frac{c_{l\alpha w}}{\lambda}\right) + (1 - R) \cdot \pi}$$

Kde:

R parametr odečtený z Fig. 4.7. v [7] (hodnota je 0,957)  
 $c_{l\alpha w}$  stoupání vztlakové čáry křídla (4,883 1/rad)  
 $\varepsilon_t$  úhel zkroucení křídla roven 0, z tohoto důvodu zůstane z rovnice pouze první člen.

Číselně:

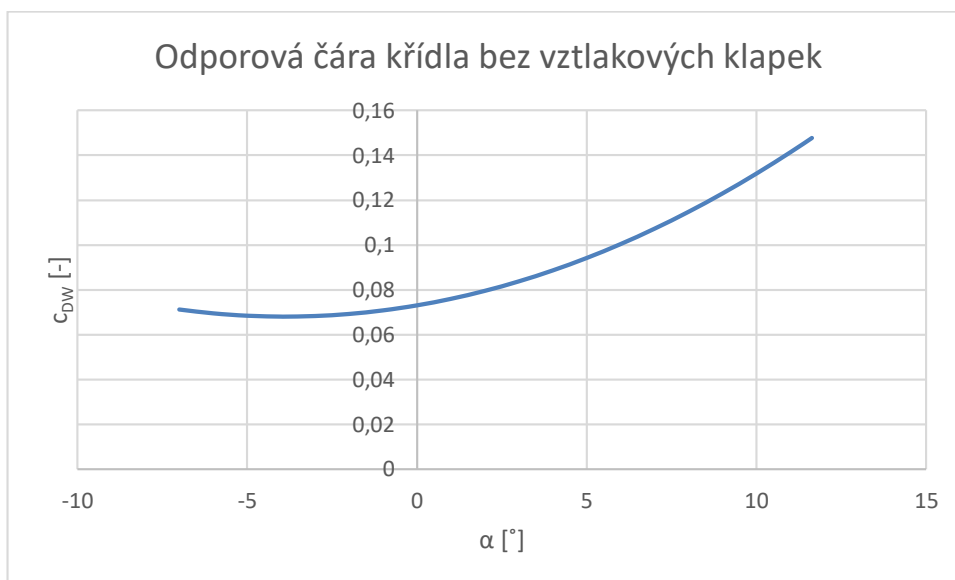
$$e = 1,1 \cdot \frac{\left(\frac{4,883}{7,41}\right)}{0,957 \cdot \left(\frac{4,883}{7,41}\right) + (1 - 0,957) \cdot \pi} = 0,947$$

$$c_{DLW} = \frac{(c_{LW})^2}{\pi \cdot 7,41 \cdot 0,947} = 0,0454 \cdot (c_{LW})^2$$

Výsledný vztah pro součinitel odporu křídla je:

$$c_{DW} = 0,068 + 0,0454 \cdot (c_{LW})^2$$

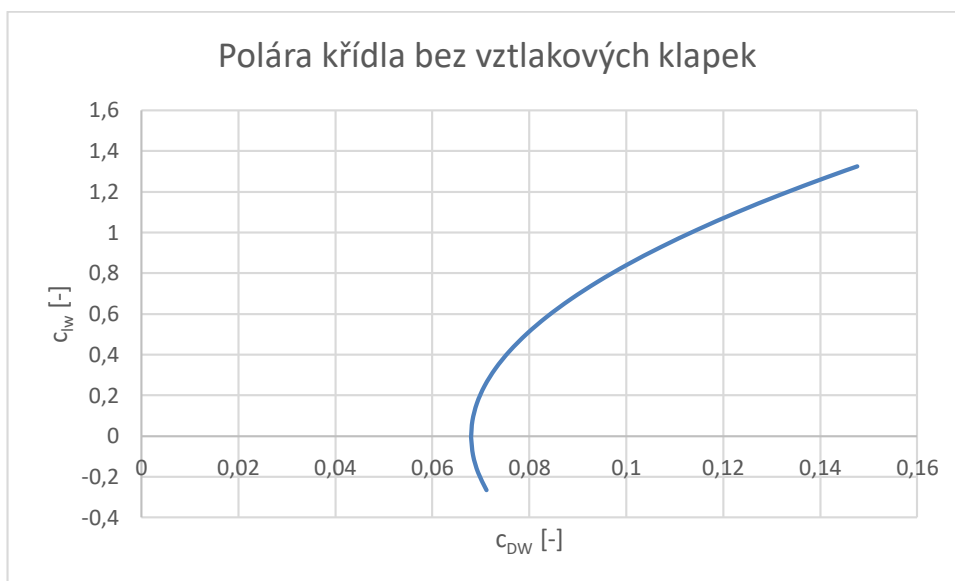
Odporová čára křídla v závislosti na součiniteli vztlaku je dána výsledným vztahem a graficky je znázorněna v Graf 5.



**Graf 5 – Odporová čára křídla bez vztlakových klapek**

### 3.2.5. Polára křídla bez vztlakových klapek

Vynesením závislosti součinitele odporu na součiniteli vztlaku získáme poláru křídla bez vztlakových klapek. Polára je graficky znázorněna v Graf 6.



**Graf 6 – Polára křídla bez vztlakových**

### 3.3. Aerodynamické charakteristiky křídla – $\delta_f = 10^\circ$

Následuje určení aerodynamických charakteristik křídla s vychýlenou vztlakovou klapkou na  $10^\circ$ . Postup výpočtu je řešen dle metodiky uvedené v [7].

#### 3.3.1. Vztlaková čára křídla – $\delta_f = 10^\circ$

Pro sestavení vztlakové čáry křídla s vychýlenou vztlakovou klapkou na  $10^\circ$  je nutné nejprve určit přírůstek vztlaku vlivem vychylky klapky, který je dán vztahem:

$$\Delta c_{LW} = K_b \cdot (\Delta c_l) \cdot \left( \frac{c_{L\alpha w}}{c_{l\alpha}} \right) \cdot \left[ \frac{(\alpha_\delta)_{cL}}{(\alpha_\delta)_{cl}} \right]$$

Kde:

- $K_b$  součinitel daný polohou vztlakové klapky po rozpětí (z Fig. 8.52 v [7] rovno 0,627)
- $\Delta c_l$  přírůstek součinitele vztlaku profilu daný vychylkou klapky (0,648)
- $c_{L\alpha w}$  stoupání vztlakové čáry křídla (4,883 1/rad)
- $c_{l\alpha}$  stoupání vztlakové čáry profilu (7,076 1/rad)
- $\frac{(\alpha_\delta)_{cL}}{(\alpha_\delta)_{cl}}$  poměr mezi trojrozměrnou a dvourozměrnou účinností klapky (Fig 8.53 v [7] a její hodnota je 1,036)

Číselně:

$$\Delta c_{LW} = 0,627 \cdot 0,648 \cdot \left( \frac{4,883}{7,076} \right) \cdot 1,036 = 0,29$$

Dále je nutné určit stoupání vztlakové čáry křídla s vychýlenou klapkou podle následujícího vztahu:

$$(c_{L\alpha W})_{\delta} = c_{L\alpha W} \cdot \left[ 1 + \left( \frac{c'}{c} - 1 \right) \cdot \left( \frac{S_{Wf}}{S} \right) \right]$$

Kde:

$c_{L\alpha W}$  stoupání vztlakové čáry křídla bez vztlakových klappek (4,883 1/rad)  
 $c'/c$  poměr hloubky křídla s vysunutou a zasunutou klapkou (1,02)  
 $S_{Wf}/S$  poměr plochy části křídla s klapkou k celkové ploše křídla  
 (7,101/13,5 = 0,526)

Číselně:

$$(c_{L\alpha W})_{\delta} = 4,883 \cdot [1 + (1,02 - 1) \cdot 0,526] = 4,934 \text{ rad}^{-1}$$

V poslední řadě je nutné určit přírůstek maximálního součinitele vztlaku křídla vlivem výchylky vztlakové klapky, který je dán vztahem:

$$\Delta c_{LmaxW} = \Delta c_{Lmax} \cdot \left( \frac{S_{Wf}}{S} \right) \cdot K_{\Delta}$$

Kde:

$\Delta c_{Lmax}$  přírůstek maximálního součinitele vztlaku profilu (0,298)  
 $K_{\Delta}$  opravný koeficient na šípovitost křídla (Fig 8.55 v [7] roven 0,92)

Číselně:

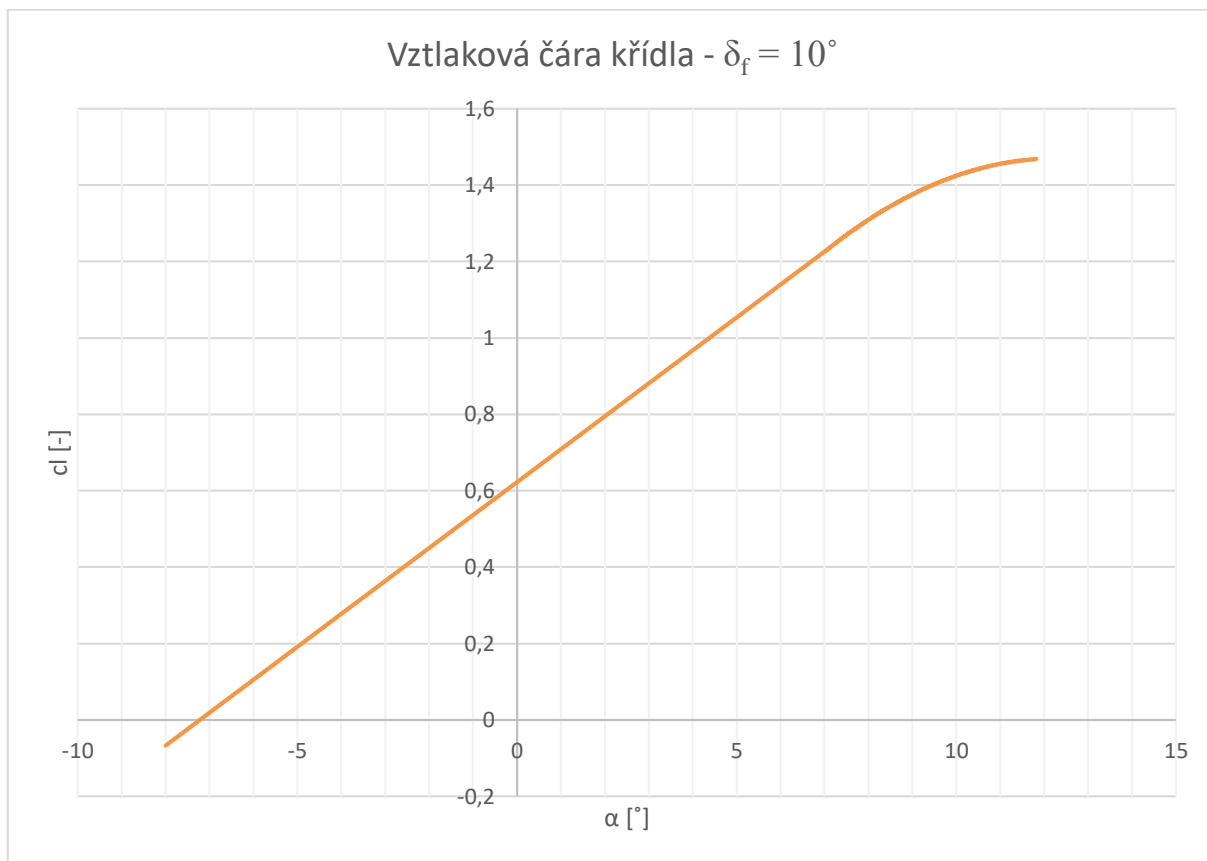
$$\Delta c_{LmaxW} = 0,298 \cdot 0,526 \cdot 0,92 = 0,144$$

Maximální součinitel vztlaku křídla s vychýlenou klapkou o 10° pak:

$$c_{LWmax\delta} = c_{LW} + \Delta c_{LmaxW} = 1,3243 + 0,144 = 1,4683$$

Na základě výše uvedených parametrů je možné přistoupit ke konstrukci vztlakové čáry křídla s vychýlenou vztlakovou klapkou o 10°. Tato je graficky znázorněna v Graf 7. úhel nulového vztlaku odečtený ze vztlakové čáry je -7,223°.





**Graf 7 – Vztlaková čára křídla –  $\delta_f = 10^\circ$**

### 3.3.2. Momentová čára křídla – $\delta_f = 10^\circ$

Nyní je přistoupeno k sestavení momentové čáry křídla s vychýlenou vztlakovou klapkou na  $10^\circ$ . K jejímu sestavení je nejprve nutné určit součinitel klopivého momentu při nulovém vztlaku, který je v metodice [8] dán vztahem:

$$\Delta_f c_{m1/4W} = \mu_2 \cdot \Delta_f c_{m1/4} + 0,7 \cdot \frac{\lambda}{1 + \frac{2}{\lambda}} \cdot \mu_3 \cdot \Delta_f \cdot c_l \cdot \operatorname{tg} \Lambda_{1/4}$$

Kde:

- $\Delta_f c_{m1/4W}$       přírůstek klopivého momentu křídla od výchylky klapky
- $\mu_2$                 korekční koeficient na rozpětí vztlakové klapky (Fig G-16 v [8] 0,525)
- $\Delta_f c_{m1/4}$         přírůstek klopivého momentu profilu od výchylky klapky (-0,1064)

Vzhledem k faktu, že se jedná o obdélníkové křídlo a úhel čtvrtinových bodů je roven 0, pak i jeho tangens je roven 0 a druhý člen rovnice je tedy také roven 0.

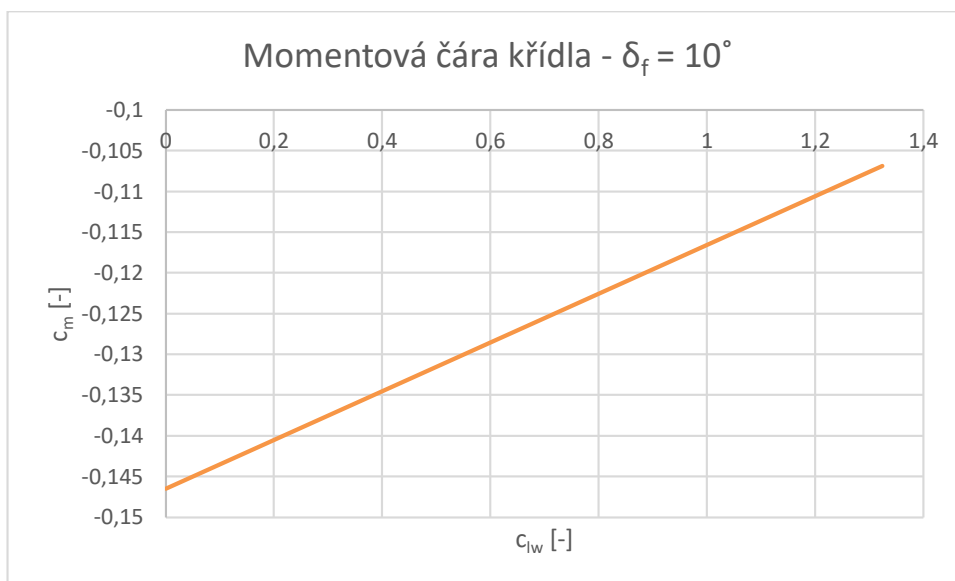
Číselně:

$$\Delta_f c_{m1/4W} = 0,525 \cdot (-0,1064) = -0,05586$$

Hodnota součinitele klopivého momentu s vychýlenou klapkou o  $10^\circ$  je pak dána vztahem:

$$c_{m0w\delta=10} = c_{m0w} + \Delta_f c_{m1/4w} = -0,09064 - 0,05586 = -0,1465$$

Stoupání momentové čáry křídla s vychýlenou klapkou je dle metodiky v [7] stejné, jako stoupání momentové čáry křídla bez vztlakové klapky. Grafické zobrazení momentové čáry křídla s vychýlenou klapkou o  $10^\circ$  je provedeno v Graf 8.



**Graf 8 – Momentová čára křídla –  $\delta_f = 10^\circ$**

### 3.3.3. Odporová čára křídla – $\delta_f = 10^\circ$

Následuje určení odporové čáry křídla s klapkou vychýlenou o  $10^\circ$ . Součinitel odporu je dán vztahem:

$$c_{DW\delta=10^\circ} = c_{DW} + \Delta c_{Dflap}$$

Kde:

$\Delta c_{Dflap}$  Přírůstek součinitele odporu vlivem vychýlení vztlakové klapky, který je dle [7] dán vztahem:

$$\Delta c_{Dflap} = \Delta c_{Dprofflap} + \Delta c_{Diflap} + \Delta c_{Dintflap}$$

Kde:

$\Delta c_{Dprofflap}$  přírůstek profilového odporu vlivem vztlakové klapky

$\Delta c_{Diflap}$  indukovaný odpor vlivem vztlakové klapky

$\Delta c_{Dintflap}$  interferenční odpor vlivem vztlakové klapky

Přírůstek profilového odporu vlivem klapky je dán vztahem:

$$\Delta c_{Dprofflap} = (c_{dp\Lambda c/4}) \cdot (\cos \Lambda_{c/4}) \cdot \frac{S_{wf}}{S}$$

Kde:

$c_{dp\Lambda_{c/4}}$	dvourozměrný přírůstek odporu vlivem klapky (0,0062)
$\Lambda_{c/4}$	úhel šípu vztažený k čtvrtinovým bodům ( $0^\circ$ )
$S_{wf}/S$	viz. 4.3.1. (0,526)

Číselně:

$$\Delta C_{Dprof\text{flap}} = 0,0062 \cdot \cos 0 \cdot 0,526 = 0,00326$$

Indukovaný odpor vlivem klapky je dán vztahem:

$$\Delta C_{Dif\text{flap}} = K^2 \cdot (\Delta C_{L\text{flap}})^2 \cdot \cos \Lambda_{c/4}$$

Kde:

$\Delta C_{L\text{flap}}$	přírůstek vztlaku vlivem výchylky vztlakové klapky
$K$	empirická hodnota (z Fig 4.53 v [7] 0,223)
$\Lambda_{c/4}$	úhel šípu vztažený k čtvrtinovým bodům ( $0^\circ$ )

Číselně:

$$\Delta C_{Dif\text{flap}} = 0,223^2 \cdot \cos 0 \cdot (\Delta C_{L\text{flap}})^2 = 0,049729 \cdot (\Delta C_{L\text{flap}})^2$$

Interferenční odpor je dán vztahem:

$$\Delta C_{Dint\text{flap}} = K_{int} \cdot \Delta C_{Dprof\text{flap}}$$

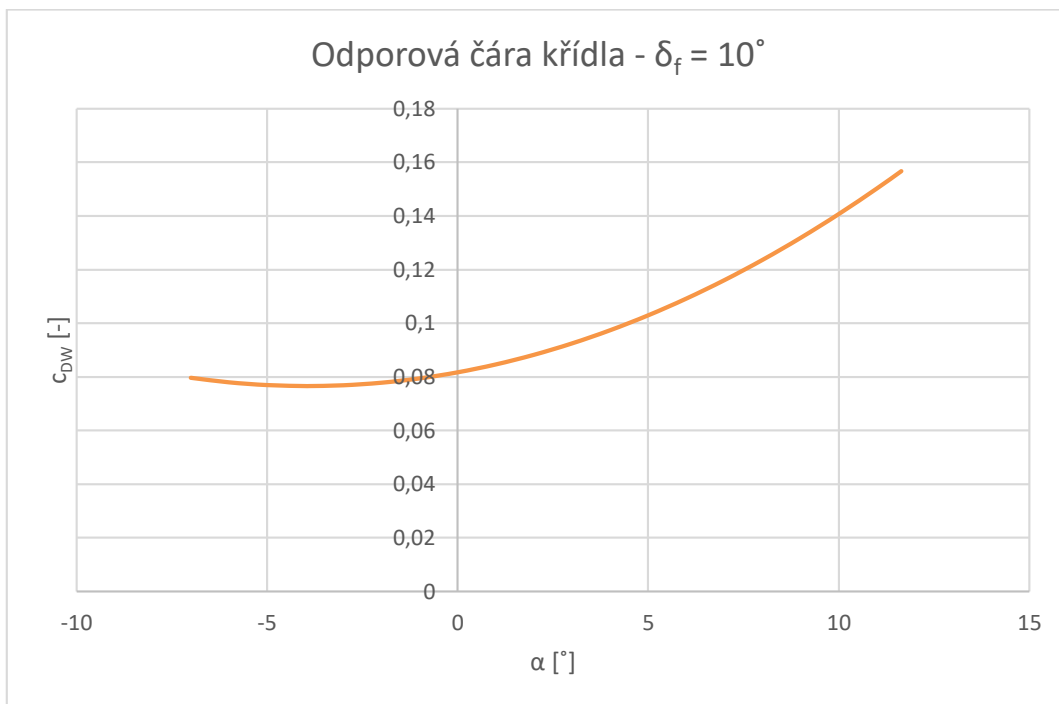
Kde:

$\Delta C_{Dprof\text{flap}}$	přírůstek profilového odporu vlivem vztlakové klapky
$K_{int}$	Podle [7] pro štěrbinovou klapku 0,4

Číselně:

$$\Delta C_{Dint\text{flap}} = 0,4 \cdot 0,00326 = 0,001304$$

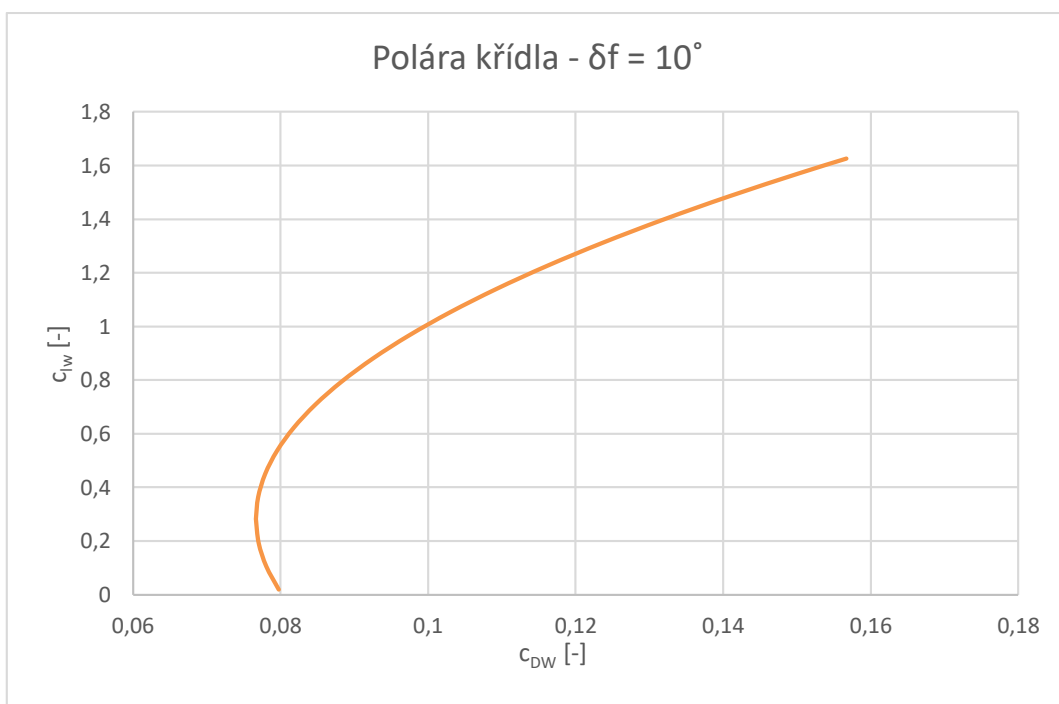
Nyní je možné sestrojít odporovou čáru křídla s vychýlenou vztlakovou klapkou, která je součtem výše zmíněných příspěvků. Graficky je odporová čára sestrojena v Graf 9.



**Graf 9 – Odporová čára křídla –  $\delta_f = 10^\circ$**

### 3.3.4. Polára křídla – $\delta_f = 10^\circ$

Stejně, jako v předešlém případě, i zde je vynesena závislost součinitele odporu na součiniteli vztlaku nazývaná polára křídla s klapkou vychýlenou o  $10^\circ$ . Tato závislost je zobrazena v Graf 10.



**Graf 10 – Polára křídla –  $\delta_f = 10^\circ$**

### 3.4. Aerodynamické charakteristiky křídla – $\delta_f = 35^\circ$

Aerodynamické charakteristiky křídla se vztlakovou klapkou vychýlenou na  $35^\circ$  jsou určeny shodným způsobem, jako tomu bylo u křídla s klapkou vychýlenou na  $10^\circ$ . Z tohoto důvodu nebudou již uváděny použité vzorce pro jednotlivé výpočty, ale pouze rozdílné vstupní údaje a vzorové výpočty.

#### 3.4.1. Vztlaková čára křídla – $\delta_f = 35^\circ$

Přírůstek vztlaku vlivem výchylky vztlakové klapky:

$K_b$	součinitel daný polohou vztlakové klapky po rozpětí (z Fig. 8.52 v [7] rovno 0,627)
$\Delta c_l$	přírůstek součinitele vztlaku profilu daný výchylkou klapky (1,82)
$c_{L\alpha w}$	stoupání vztlakové čáry křídla (4,883 1/rad)
$c_{l\alpha}$	stoupání vztlakové čáry profilu (7,076 1/rad)
$\frac{(\alpha_\delta)_{cL}}{(\alpha_\delta)_{cl}}$	poměr mezi trojrozměrnou a dvourozměrnou účinností klapky (Fig 8.53 v [7] a její hodnota je 1,036)

Číselně:

$$\Delta c_{LW} = 0,627 \cdot 1,82 \cdot \left(\frac{4,883}{7,076}\right) \cdot 1,036 = 0,816$$

Stoupání vztlakové čáry:

$c_{L\alpha w}$	stoupání vztlakové čáry křídla bez vztlakových klapek (4,883 1/rad)
$c'/c$	poměr hloubky křídla s vysunutou a zasunutou klapkou (1,13)
$S_{w\delta}/S$	poměr plochy části křídla s klapkou k celkové ploše křídla (7,101/13,5 = 0,526)

$$(c_{L\alpha w})_\delta = 4,883 \cdot [1 + (1,13 - 1) \cdot 0,526] = 5,166 \text{ rad}^{-1}$$

Přírůstek maximálního součinitele vztlaku křídla vlivem výchylky vztlakové klapky:

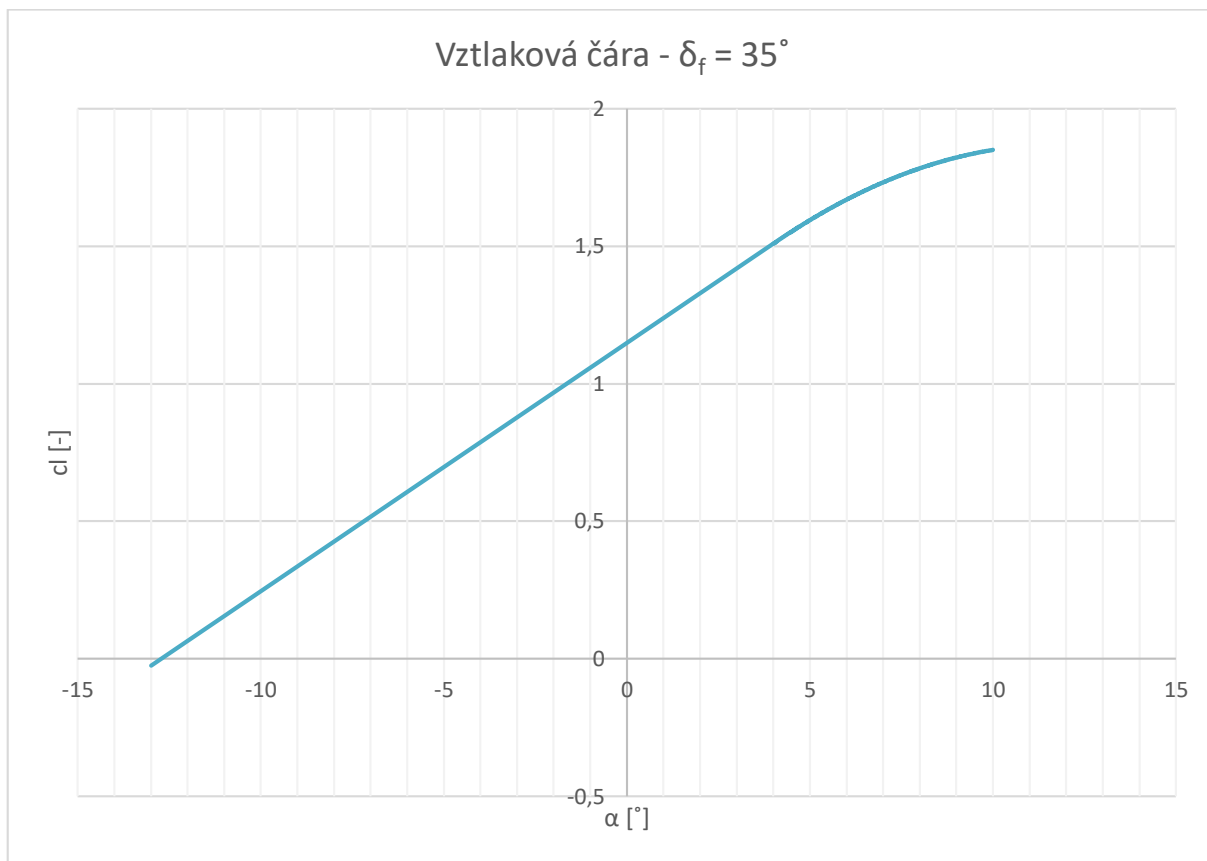
$\Delta c_{l\max}$	přírůstek maximálního součinitele vztlaku profilu (1,438)
$K_\Delta$	opravný koeficient na šípovitost křídla (Fig 8.55 v [7] roven 0,92)

$$\Delta c_{L\max w} = 1,438 \cdot 0,526 \cdot 0,92 = 0,696$$

Maximální součinitel vztlaku křídla s vychýlenou klapkou na  $35^\circ$  pak:

$$c_{LW\max\delta} = c_{LW} + \Delta c_{L\max w} = 1,3243 + 0,696 = 2,02$$

Na základě výše uvedených parametrů je možné přistoupit ke konstrukci vztlakové čáry křídla s vychýlenou vztlakovou klapkou na  $35^\circ$ . Tato je graficky znázorněna v Graf 11. úhel nulového vztlaku odečtený ze vztlakové čáry je  $-12,737^\circ$ .



**Graf 11 – Vztlková čára křídla –  $\delta_f = 35^\circ$**

### 3.4.2. Momentová čára křídla - $\delta_f = 35^\circ$

Následuje sestavení momentové čáry křídla se vztlkovou klapkou vychýlenou na  $35^\circ$ .

- $\Delta_f c_{m1/4W}$       přírůstek klopivého momentu křídla od výchylky klapky  
 $\mu_2$               korekční koeficient na rozpětí vztlkové klapky (Fig G-16 v [8] 0,525)  
 $\Delta_f c_{m1/4}$         přírůstek klopivého momentu profilu od výchylky klapky (-0,29)

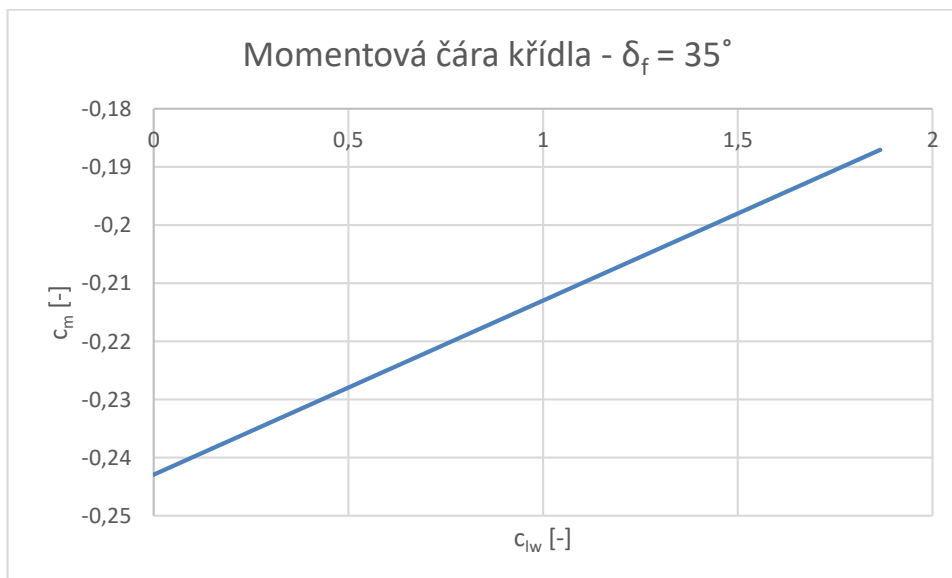
Číselně:

$$\Delta_f c_{m1/4W} = 0,525 \cdot (-0,29) = -0,15225$$

Hodnota součinitele klopivého momentu s vychýlenou klapkou na  $35^\circ$  je pak dána vztahem:

$$c_{m0w\delta=35} = c_{m0w} + \Delta_f c_{m1/4W} = -0,09064 - 0,15225 = -0,24289$$

Stoupání momentové čáry křídla s vychýlenou klapkou je dle metodiky v [7] stejné, jako stoupání momentové čáry křídla bez vztlkové klapky. Grafické zobrazení momentové čáry křídla s vychýlenou klapkou na  $35^\circ$  je provedeno v Graf 12.



**Graf 12 – Momentová čára křídla –  $\delta_f = 35^\circ$**

### 3.4.3. Odporová čára křídla - $\delta_f = 35^\circ$

Součinitel odporu je dán vztahem:

$$c_{DW\delta=35^\circ} = c_{DW} + \Delta c_{Dflap}$$

Kde:

- $\Delta c_{Dprof\,flap}$  přírůstek profilového odporu vlivem vztlakové klapky
- $\Delta c_{Di\,flap}$  indukovaný odpor vlivem vztlakové klapky
- $\Delta c_{Dint\,flap}$  interferenční odpor vlivem vztlakové klapky

Přírůstek profilového odporu vlivem vztlakové klapky:

- $c_{dp\Lambda c/4}$  dvourozměrný přírůstek odporu vlivem klapky (0,0508)
- $\Lambda_{c/4}$  úhel šípu vztažený k čtvrtinovým bodům ( $0^\circ$ )
- $S_{wf}/S$  viz. 4.3.1. (0,526)

Číselně:

$$\Delta c_{Dprof\,flap} = 0,0508 \cdot \cos 0 \cdot 0,526 = 0,0267$$

Indukovaný odpor vlivem klapky:

- $\Delta c_{L\,flap}$  přírůstek vztlaku vlivem výchylky vztlakové klapky
- $K$  empirická hodnota (z Fig 4.53 v [7] 0,223)
- $\Lambda_{c/4}$  úhel šípu vztažený k čtvrtinovým bodům ( $0^\circ$ )

Číselně:

$$\Delta c_{Di\,flap} = 0,223^2 \cdot \cos 0 \cdot (\Delta c_{L\,flap})^2 = 0,049729 \cdot (\Delta c_{L\,flap})^2$$

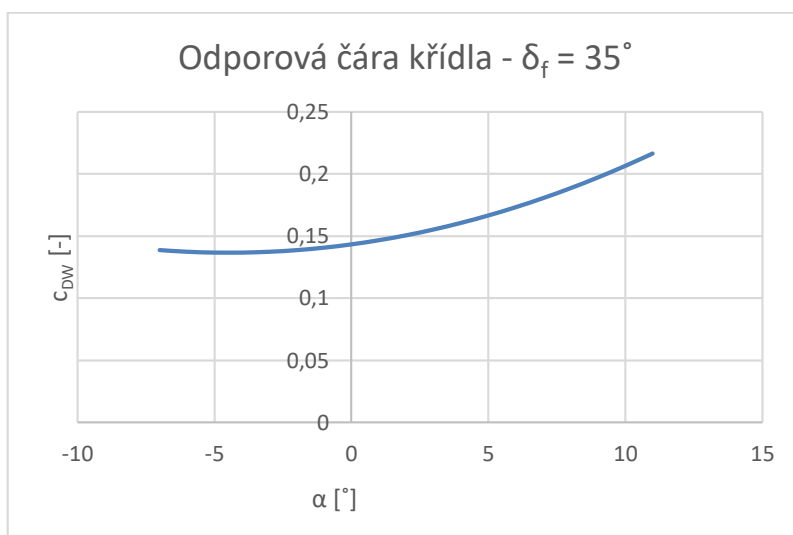
Interferenční odpor:

$\Delta C_{D_{prof\ flap}}$  přírůstek profilového odporu vlivem vztlakové klapky  
 $K_{int}$  Podle [7] pro štěrbinovou klapku 0,4

Číselně:

$$\Delta c_{D_{int\ flap}} = 0,4 \cdot 0,0267 = 0,01068$$

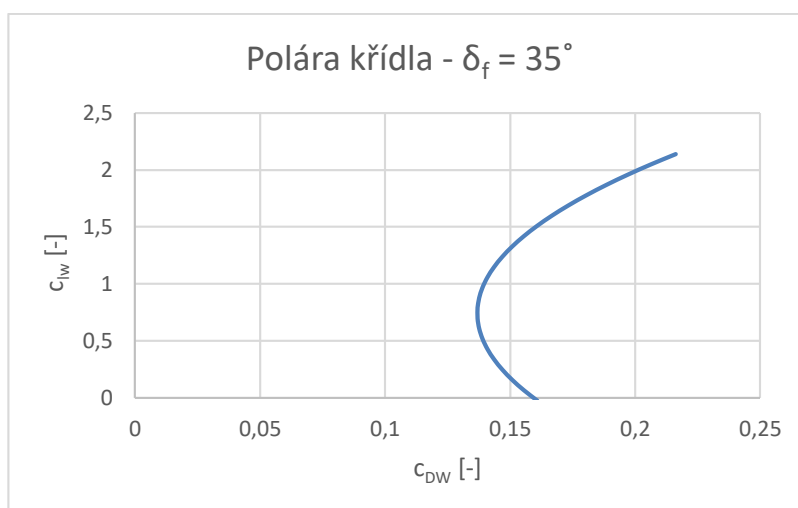
Nyní je možné sestrojít odporovou čáru křídla s vychýlenou vztlakovou klapkou, která je součtem výše zmíněných příspěvků. Graficky je odporová čára sestrojena v Graf 13.



**Graf 13 – odporová čára křídla –  $\delta_f = 35^\circ$**

#### 3.4.4. Polára křídla – $\delta_f = 35^\circ$

Stejně, jako v předešlém případě, i zde je vynesena závislost součinitele odporu na součiniteli vztlaku nazývaná polára křídla s klapkou vychýlenou na  $35^\circ$ . Tato závislost je zobrazena v Graf 14.



**Graf 14 – Polára křídla -  $\delta_f = 35^\circ$**



### 3.5. Aerodynamické charakteristiky letounu - $\delta_f = 0^\circ$

Aerodynamické charakteristiky jsou určovány nejprve pro křídlo + trup a následně pro letoun s vodorovnými ocasními plochami. Celý postup je proveden v souladu s metodikou uvedenou v [7] a [8]. Pro křídlo s trupem se úhel nulového vztlaku křídla vlivem trupu nemění, a je upraven pouze o úhel nastavení křídla vůči trupu. Vztlak celého letounu ve vyváženém stavu je dán součtem vztlakové síly křídla a vyvažovací síly VOP.

#### 3.5.1. Vztlaková čára letounu - $\delta_f = 0^\circ$

Podle výše uvedeného postupu je nejprve určena vztlaková čára křídla s trupem. Úhel nastavení křídla je uvažován  $2^\circ$  a je odečten ze vztlakové čáry křídla. Stoupání vztlakové čáry křídla s trupem a úhel nulového vztlaku jsou určeny podle následujících vztahů:

$$c_{L\alpha wf} = K_{wf} \cdot c_{L\alpha w}$$

$$c_{L\alpha wf} = 0,9987 \cdot 4,883 = 4,877 \text{ rad}^{-1}$$

$$\alpha_{0wf} = \alpha_{0w} - i_w = -3,9 - 2 = -5,9^\circ$$

#### 3.5.2. Součinitel klopivého momentu křídlo + trup

Součinitel klopivého momentu křídla + trupu k jeho aerodynamickému středu je dán vztahem:

$$(c_{mac})_{wf} = (c_{mac})_w + \Delta_f c_{mac}$$

Kde:

$(c_{mac})_w$  součinitel klopivého momentu křídla k AC (-0,09064)  
 $\Delta_f c_{mac}$  příspěvek od trupu

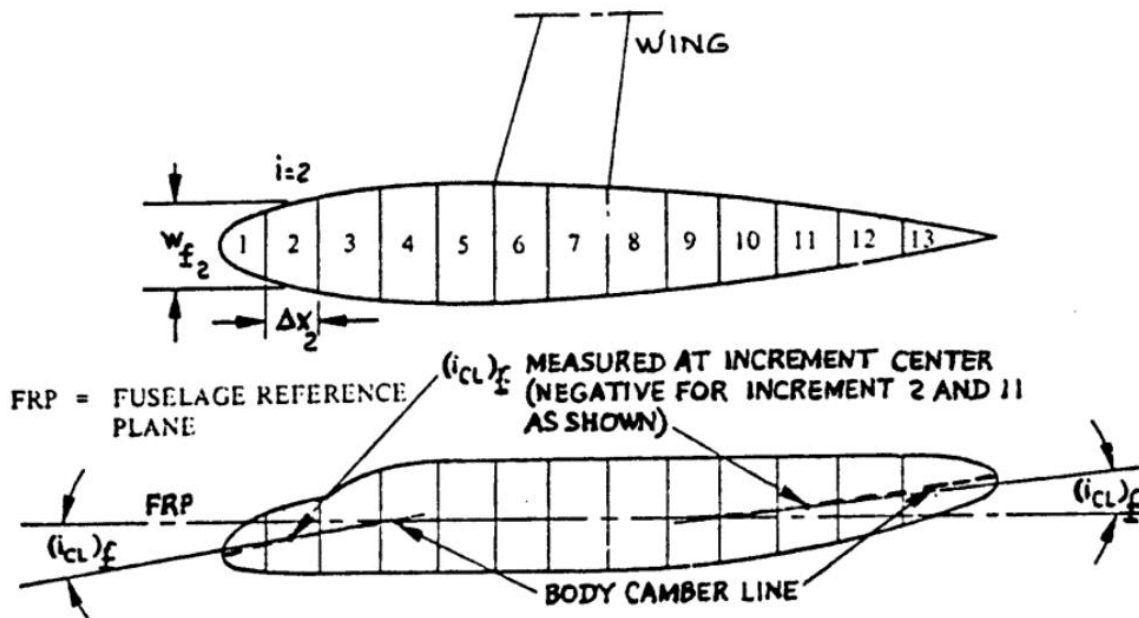
Příspěvek od trupu je dán tímto vztahem:

$$c_{m0f} = \left( \frac{k_2 - k_1}{36,5 \cdot S \cdot \bar{c}} \right) \cdot \sum_{i=1}^n (w_{fi}^2) \cdot (i_w + \alpha_{0Lw} + i_{cLf}) \cdot \Delta x_i$$

Kde:

$(k_2 - k_1)$  odečteno z fig. 8.111 [8] 0,833  
 $S$  plocha křídla ( $13,5 \text{ m}^2$ )  
 $\bar{c}$  střední aerodynamická těživa (1,35 m)  
 $i_w$  úhel nastavení křídla ( $2^\circ$ )

Zbývající parametry definuje Obr. 21. Podle tohoto postupu byl trup rozdělen na tři části. Jednotlivé hodnoty jsou zaznamenány v Tab. 9.



Obr. 21 – Definice parametrů trupu [8]

řez	1	2	3
$w_f$ [m]	1,08	1,2	0,69
$\Delta x$ [m]	0,47	1,02	3,34
$i_{cl}$ [°]	0	0	0

Tab. 9 – Parametry trupu

Číselně:

$$c_{mof} = \left( \frac{0,833}{36,5 \cdot 13,5 \cdot 1,35} \right) \cdot [(1,08^2) \cdot (-2 - 3,9 + 0) \cdot 0,47 + (1,2^2) \cdot (-2 - 3,9 + 0) \cdot 1,02 + (0,69^2) \cdot (-2 - 3,9 + 0) \cdot 3,34] = -0,0267$$

Výsledná hodnota součinitele klopivého momentu trupu + křídla:

$$(c_{mac})_{wf} = -0,09064 - 0,0267 = -0,1173$$

### 3.5.3. Vztlaková čára letounu ve vyváženém stavu

Pro určení vztlakové čáry letounu je nutné nejprve určit součinitel vztlaku celého letounu, který je dle [8] dán vztahem:

$$c_L = c_{Lwf} \cdot \left( 1 + \frac{x_{cg} - x_{ac}}{l_h} \right) + \frac{\bar{c}}{l_h} \cdot c_{mac}$$

Část součinitele vztlaku připadající na VOP:

$$\Delta_h c_L = \frac{\bar{c}}{l_h} \cdot \left( c_{mac} + c_L \cdot \frac{x_{cg} - x_{ac}}{\bar{c}} \right)$$

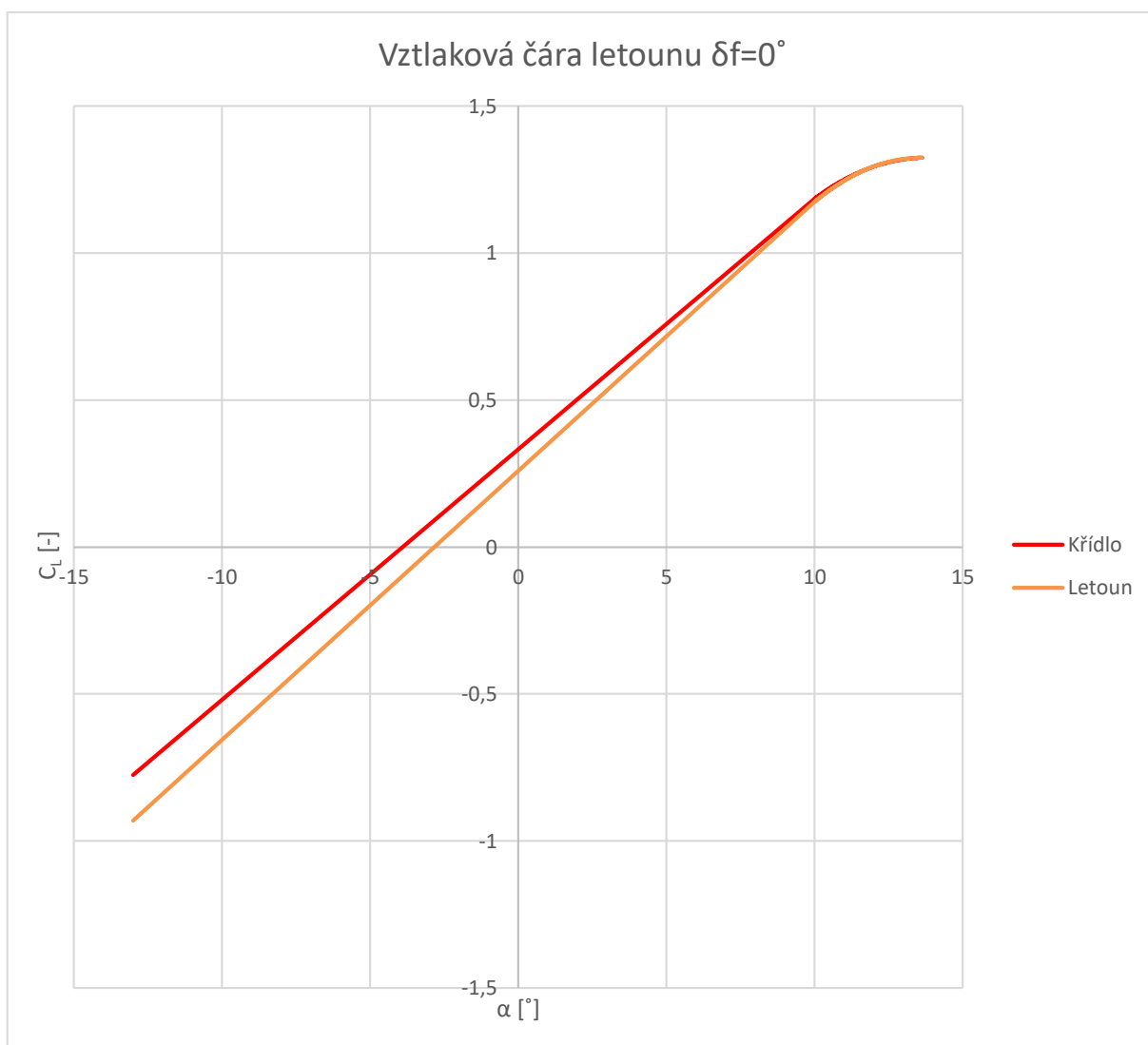
Součinitel vztlaku VOP pak:

$$C_{Lh} = \Delta_h c_L \cdot \frac{S}{S_h} \cdot \frac{q}{q_h}$$

Kde:

$\frac{q}{q_h}$  poměr vyjadřující snížení dynamického tlaku na VOP. Tato hodnota je odečtena z P11 v [5] a je rovna 0,91. Viz. Kapitola 3.8.2. Odtud také  $k_{vop} = 1,001$ .

Vztlaková čára letounu ve vyváženém stavu je zobrazena v Graf 15.



Graf 15 – Vztlaková čára letounu  $\delta_f = 0^\circ$

### 3.5.4. Momentová čára letounu - $\delta_f = 0^\circ$

Momentová čára letounu je podobně jako v případě vztlakové čáry sestavena složením příspěvků křídlo + trup a vodorovné ocasní plochy. Momentová čára letounu je sestavena podle vztahu:

$$c_m = c_{m0} + c_L \cdot \frac{dc_m}{dc_L} = c_{m0} - c_L \cdot \frac{x_{cg} - x_{ac}}{\bar{c}}$$

Kde:

$c_{m0}$  součinitel klopivého momentu při nulovém vztlaku, dán vztahem:

$$c_{m0} = c_{m0wf} - c_{L\alpha h} \cdot i_h \cdot \frac{S_h \cdot l_h}{S \cdot \bar{c}} \cdot \frac{q_h}{q}$$

$$i_h = (i_h)_f - \frac{c_{L0}}{c_{L\alpha}}$$

Kde:

$c_{m0wf}$  součinitel klopivého momentu křídla s trupem při nulovém vztlaku (určeno v kapitole 4.5.2. a hodnota je -0,1173)

$(i_h)_f$  úhel nastavení VOP vůči ose trupu (-2,5°)

$c_{L\alpha h}$  stoupání vztlakové čáry VOP (3,627 1/rad)

Číselně:

$$i_h = -2,5 - \frac{0,3324}{4,887} = -6,397^\circ$$

$$c_{m0} = -0,1173 - 3,627 \cdot (-6,397 \cdot \pi/180) \cdot \frac{2,87 \cdot 4,07}{13,5 \cdot 1,35} \cdot 0,91 = 0,1189$$

Nyní je nutné určit stoupání momentové čáry podle tohoto vztahu:

$$\frac{dc_m}{dc_L} = x_{ref} - x_{ac}$$

Kde:

$x_{ref}$  poloha vztažného bodu – zde uvažováno těžiště letounu, hodnota krajní přední centráže. (0,0,3779 m)

$x_{ac}$  poloha aerodynamického středu letounu (určeno v kap. 3.8.3. 0,4874 m)

Číselně:

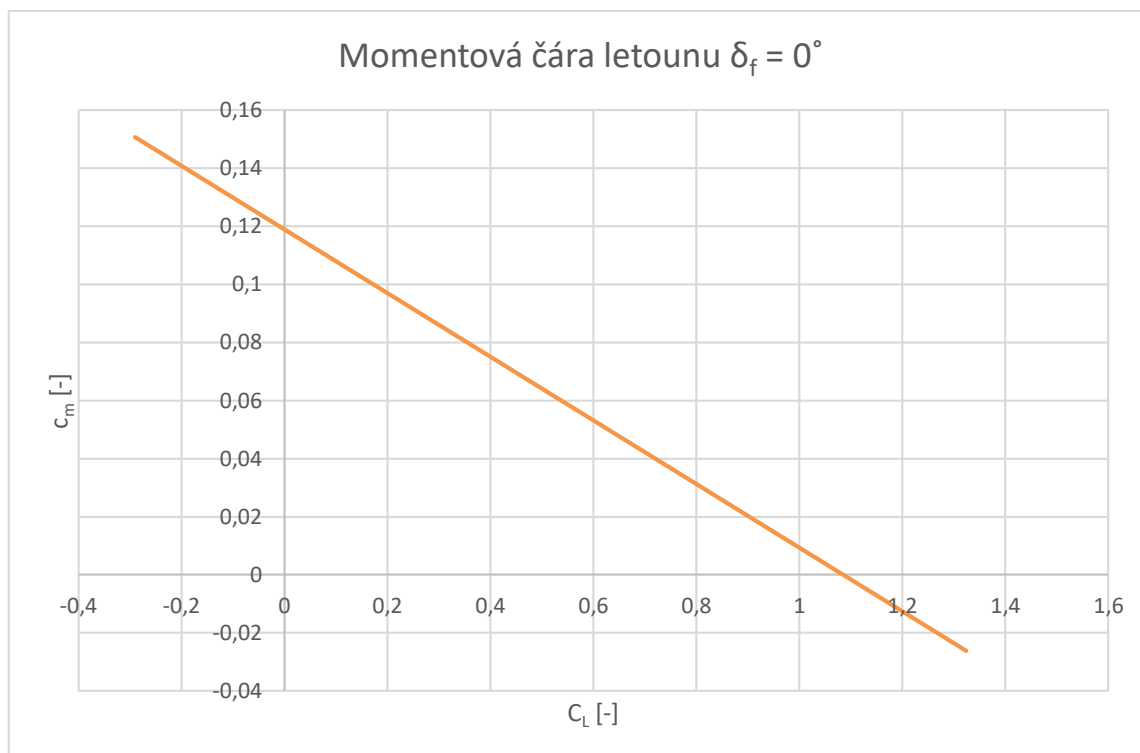
$$\frac{dc_m}{dc_L} = 0,3779 - 0,4874 = -0,1095$$

Stoupání momentové čáry nabývá záporných hodnot, to je žádoucí z hlediska letových vlastností.

A pro momentovou čáru letounu platí vztah:

$$c_m = c_{m0} + c_L \cdot \frac{dc_m}{dc_L} = 0,1189 - 0,1095 \cdot c_L$$

Momentová čára platná pro pevné řízení a nulovou výchylku výškového kormidla je uvedena v Graf 16.



**Graf 16 – Momentová čára letounu ve vyváženém stavu**

### 3.5.5. Odporová čára letounu - $\delta_f = 0^\circ$

Odpor letounu je součtem příspěvků jednotlivých částí letounu. Jsou uvažovány tyto příspěvky, které dávají celkový odpor letounu.

$C_{Dwing}$	součinitel odporu křídla
$C_{Dfus}$	součinitel odporu trupu
$C_{Demp}$	součinitel odporu ocasních ploch
$C_{Dflap}$	součinitel odporu vztlakových klapek
$C_{Dgear}$	součinitel odporu podvozku
$C_{Dint}$	součinitel interferenčního odporu

Odporová čára křídla byla již určena v předchozích kapitolách a nebude zde opět počítána, pouze bude příslušný součinitel odporu připočítán k jednotlivým příspěvkům.

Nyní bude stanoven součinitel odporu trupu, který je součtem součinitele odporu při nulovém vztlaku a součinitele odporu vlivem vztlaku. Je popsán tímto vztahem:

$$c_{Dfus} = c_{D0fus} + c_{DLfus}$$

Kde:

$c_{D0fus}$  součinitel odporu při nulovém vztlaku určen dle [7] takto:

$$c_{D0fus} = R_{wf} \cdot c_{ffus} \cdot \left[ 1 + \frac{60}{\left(\frac{l_f}{d_f}\right)^3} + 0,0025 \cdot \left(\frac{l_f}{d_f}\right) \right] \cdot \frac{S_{wetfus}}{S} + c_{Dbfus}$$

Kde:

$R_{wf}$  interferenční faktor křídlo – trup (z Fig. 4.1 v [7] roven 1,08)  
 $c_{ffus}$  třecí odpor (z Fig. 4.3 v [7] roven 0,00274)  
 $S_{wetfus}$  omočená plocha trupu (20,446 m<sup>2</sup>)  
 $S$  plocha křídla (13,5 m<sup>2</sup>)  
 $c_{Dbfus}$  dle [7] roven 0

Číselně:

$$c_{D0fus} = 1,08 \cdot 0,00274 \cdot \left[ 1 + \frac{60}{\left(\frac{6,24}{1,398}\right)^3} + 0,0025 \cdot \left(\frac{6,24}{1,398}\right) \right] \cdot \frac{20,446}{13,5} + 0 = 0,00756$$

$c_{DLfus}$  součinitel odporu trupu vlivem vztlaku určen dle [7] takto:

$$c_{DLfus} = 2 \cdot \alpha^2 \cdot \frac{S_{bfus}}{S} + \eta \cdot c_{dc} \cdot \alpha^3 \cdot \frac{S_{plfus}}{S}$$

Kde:

$\alpha$  úhel náběhu trupu v radiánech  
 $S_{bfus}$  stejně jako  $c_{Dbfus}$  roven 0  
 $\eta$  poměr odporu konečného a nekonečného válce (z Fig. 4.19 v [7] roven 0,621)  
 $c_{dc}$  součinitel odporu od příčného proudění (z Fig. 4.20 v [7] roven 1,2)  
 $S_{plfus}$  půdorysná plocha trupu (5,024 m<sup>2</sup>)

Číselně:

$$c_{DLfus} = 0,621 \cdot 1,2 \cdot \alpha^3 \cdot \frac{5,024}{13,5} = 0,277 \cdot \alpha^3$$

Výsledný vztah pro součinitel odporu trupu:

$$c_{Dfus} = 0,00756 + 0,277 \cdot \alpha^3$$

Dále je třeba stanovit součinitel odporu ocasních ploch, který je opět složen z odporu při nulovém vztlaku a odporu vlivem vztlaku. Nejprve je určen součinitel odporu vodorovných ocasních ploch následně:

Součinitel odporu při nulovém vztlaku je dán vztahem:

$$c_{D0h} = \frac{2}{S_h} \cdot \int_0^{l/2} c_{D0\infty} \cdot c_h dz \cdot \frac{S_h}{S} = 0,00929 \cdot \frac{2,87}{13,5} = 0,00197$$

Součinitel odporu vlivem vztlaku:

$$c_{DLvop} = \frac{c_{Lh}^2}{\pi \cdot \lambda_h \cdot e_h} \cdot \frac{S_h}{S}$$

Kde:

$c_{Lh}$	součinitel vztlaku VOP určen v kapitole 4.5.3.
$\lambda_h$	štíhlost VOP (2,73)
$e_h$	Oswaldův faktor (dle [7] je pro klasické VOP možno použít 0,5)
$S_h$	plocha VOP (2,87 m <sup>2</sup> )
$S$	plocha křídla (13,5 m <sup>2</sup> )

Číselně:

$$c_{DLvop} = c_{Lh}^2 \cdot \frac{1}{\pi \cdot 2,73 \cdot 0,5} \cdot \frac{2,87}{13,5} = 0,0496 \cdot c_{Lh}^2$$

Součinitel odporu svislých ocasních ploch je uvažován pouze při nulovém vztlaku a je dán stejným vztahem, jako u VOP a křídla, tedy:

$$c_{D0v} = \frac{2}{S_h} \cdot \int_0^{l/2} c_{D0\infty} \cdot c_h dz \cdot \frac{S_v}{S} = 0,00929 \cdot \frac{1,13}{13,5} = 0,00078$$

Součinitel odporu podvozku je určen dle [7] následujícím vztahem:

$$c_{Dgear} = \sum_{i=1}^n \left[ \left\{ (c_{Dgearc_L=0})_i + p_i \cdot c_L \right\} \cdot (S_{gear})_i / S \right]$$

Kde:

$c_{Dgearc_L=0}$	součinitel odporu podvozku při nulovém vztlaku
$S_{gear}$	referenční plocha podvozku
$p_i$	koeficient vlivu vztlaku na podvozek

Hodnoty platné pro hlavní podvozek:

$c_{Dgearc_L=0}$  součinitel odporu podvozku při nulovém vztlaku (dle Fig. 4.54 v [7] roven 0,93)

$S_{gear}$  referenční plocha jedné nohy hlavního podvozku (0,062 m<sup>2</sup>)

$p_i$  koeficient vlivu vztlaku na podvozek (zanedbatelný, tedy roven 0)

Hodnoty platné pro ostruhové kolo:

$c_{Dgearc_L=0}$  součinitel odporu podvozku při nulovém vztlaku (dle Fig. 4.58 v [7] roven 0,6)

$S_{gear}$  referenční plocha ostruhového podvozku (0,01 m<sup>2</sup>)

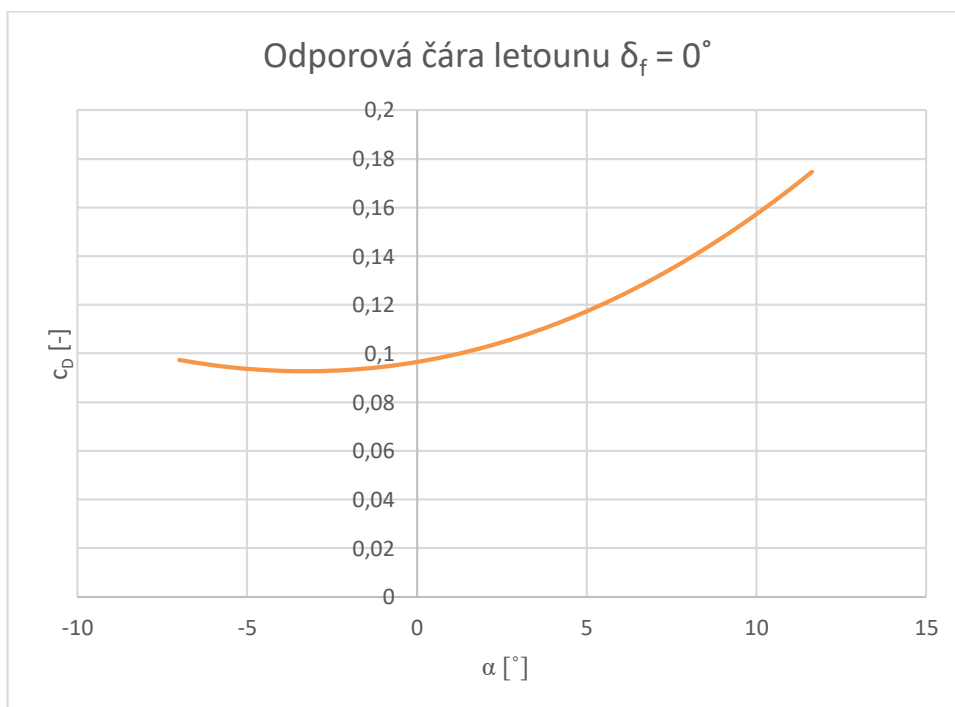
$p_i$  koeficient vlivu vztlaku na podvozek (dle Fig. 4.61 v [7] roven  $-0,4c_{Dgearc_L=0}$ )

Číselně:

$$c_{Dgear} = 2 \cdot (0,93 + 0) \cdot \frac{0,062}{13,5} + (0,6 - 0,4 \cdot 0,6 \cdot c_L) \cdot \frac{0,01}{13,5} = 0,00905 - 0,00018 \cdot c_L$$

Ostatní zdroje odporu jsou dle [7] odhadnuty na 0,003632. patří sem odpor kabiny, výfuku, koncovek a chlazení.

Jak již bylo zmíněno na začátku této kapitoly, je možné součtem všech výše uvedených příspěvků určit odporovou čáru letounu. Tato odporová čára je graficky znázorněna v Graf 17.

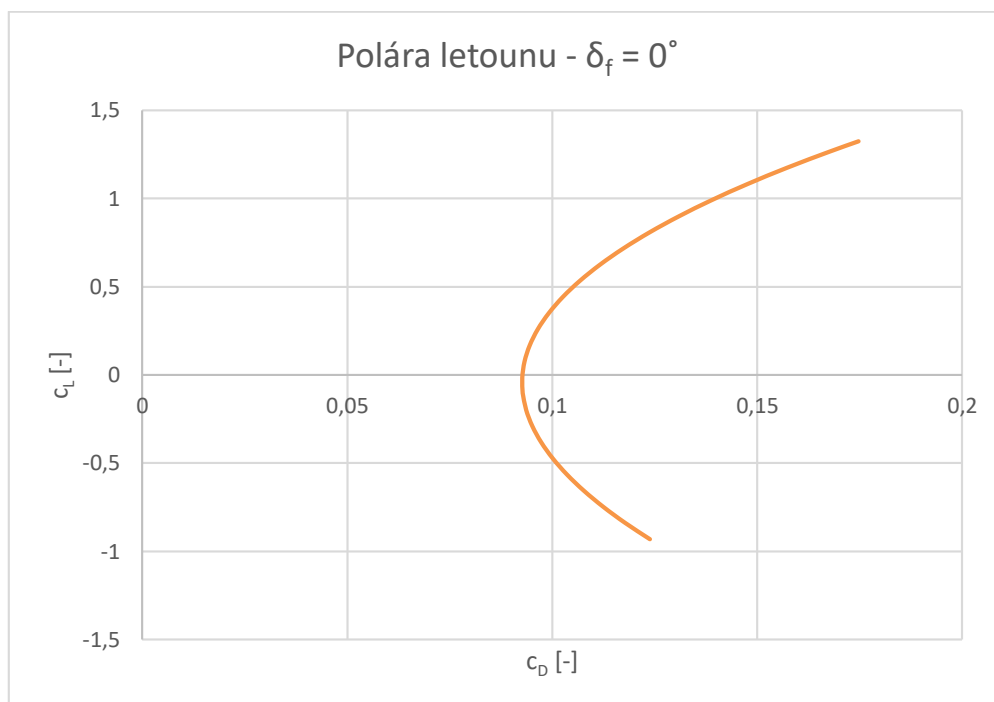


**Graf 17 – Odporová čára letounu ve vyváženém stavu**



### 3.5.6. Polára letounu - $\delta_f = 0^\circ$

Vynesením závislosti součinitele vztlaku letounu na součiniteli odporu vznikla polára letounu ve vyváženém stavu. Tato polára je graficky zobrazena v Graf 18.



**Graf 18 – Polára letounu ve vyváženém stavu**

### 3.6. Aerodynamické charakteristiky letounu - $\delta_f = 10^\circ$

Aerodynamické charakteristiky letounu se vztlakovou klapkou vychýlenou na  $10^\circ$  jsou sestaveny stejným způsobem, jako u letounu se zasunutými vztlakovými klapkami.

#### 3.6.1. Vztlaková čára letounu – $\delta_f = 10^\circ$

Nejprve je nutné určit vztlakovou čáru křídla + trupu podle stejných vztahů, jako u letounu bez vztlakových klapek, pouze jsou dosazeny hodnoty platné pro vychýlené klapky na  $10^\circ$ . Úhel nulového vztlaku samotného křídla je  $-7,223^\circ$  a úhel nastavení stejný, tedy  $2^\circ$ . Stoupání vztlakové čáry křídla s trupem a úhel nulového vztlaku jsou dány vztahem:

$$c_{L\alpha wf} = K_{wf} \cdot c_{L\alpha w}$$

$$c_{L\alpha wf} = 0,9987 \cdot 4,934 = 4,928 \text{ rad}^{-1}$$

$$\alpha_{0wf} = \alpha_{0w} - i_w = -7,223 - 2 = -9,223^\circ$$

#### 3.6.2. Součinitel klopivého momentu křídlo + trup

Součinitel klopivého momentu křídla + trupu k jeho aerodynamickému středu je dán vztahem:

$$(c_{mac})_{wf} = (c_{mac})_w + \Delta_f c_{mac}$$

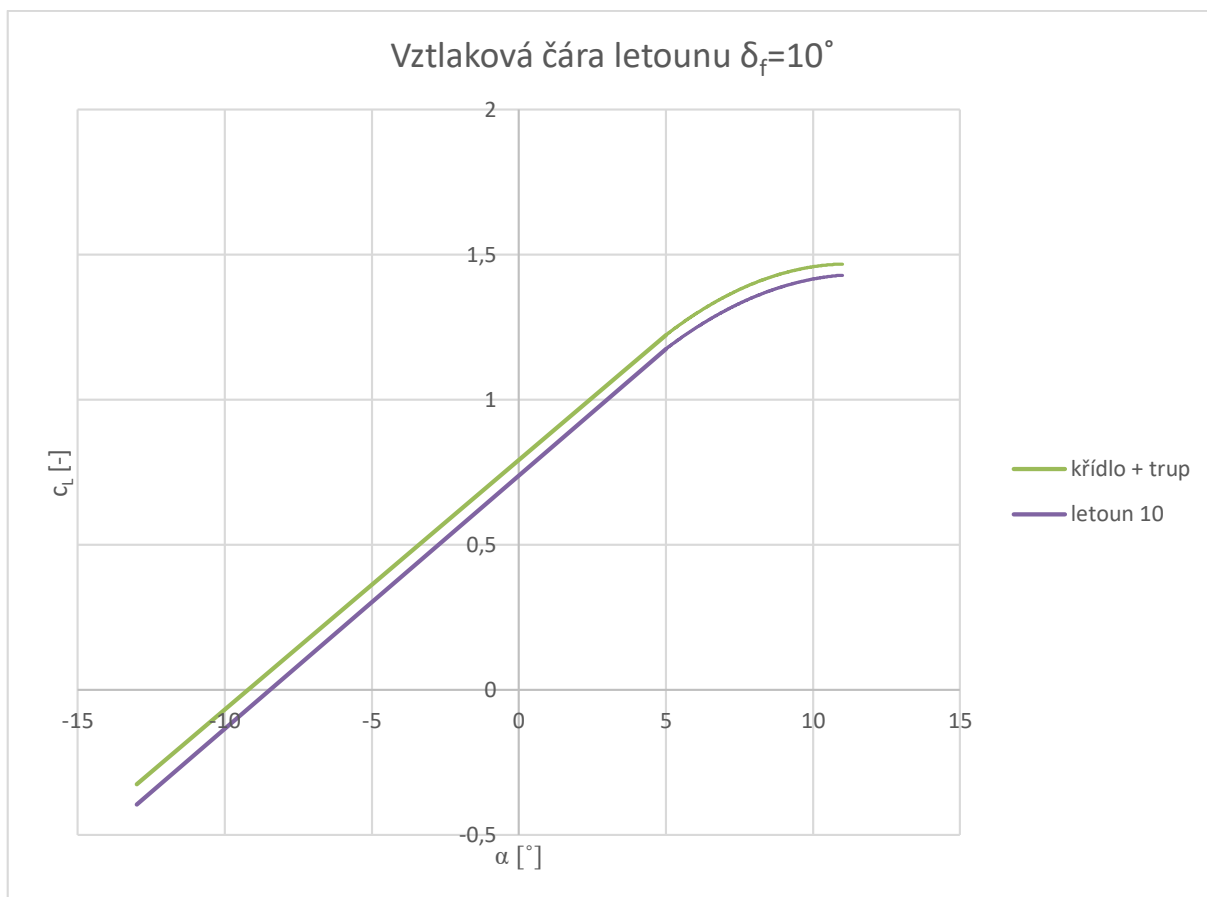
Kde:

$(c_{mac})_w$  součinitel klopivého momentu křídla k AC (-0,1465)  
 $\Delta_f c_{mac}$  příspěvek od trupu (určeno stejným způsobem, jako u letounu bez vztlakových klapek, pouze je dosazen úhel nulového vztlaku křídla s klapkou, tedy -0,0417)

$$(c_{mac})_{wf} = -0,1465 - 0,0417 = -0,1882$$

### 3.6.3. Vztlková čára letounu - $\delta_f = 10^\circ$

Určení vztlkové čáry letounu z klapkou vychýlenou na  $10^\circ$  je určeno stejným způsobem, jako v kapitole 3.5.3. a vztlková čára je zobrazena v Graf 19.



**Graf 19 – Vztlková čára letounu ve vyváženém stavu –  $\delta_f = 10^\circ$**

### 3.6.4. Momentová čára letounu - $\delta_f = 10^\circ$

Způsob sestavení momentové čáry letounu s klapkou vysunutou na  $10^\circ$  je stejný, jako v kapitole 3.5.4. Součinitel klopivého momentu křídla s trupem byl určen v 4.6.2. a jeho hodnota je -0,1882.

Číselně pro  $c_{m0}$ :

$$i_h = -2,5 - \frac{0,739}{4,998} \cdot 180/\pi = -10,972^\circ$$

$$c_{m0} = -0,1882 - 3,627 \cdot (-10,972 \cdot \pi/180) \cdot \frac{2,87 \cdot 4,07}{13,5 \cdot 1,35} \cdot 0,91 = 0,2169$$

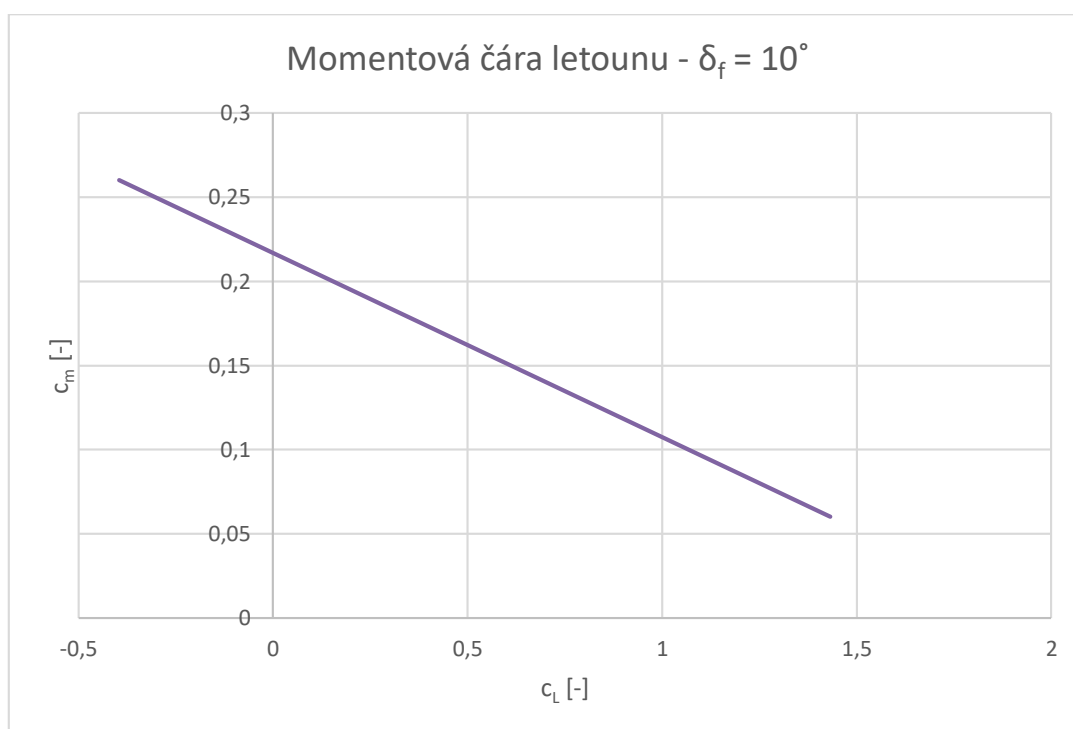
Pro stoupání momentové čáry pak:

$$\frac{dc_m}{dc_L} = 0,3779 - 0,4874 = -0,1095$$

A výsledný vztah pro momentovou čáru:

$$c_m = c_{m0} + c_L \cdot \frac{dc_m}{dc_L} = 0,2169 - 0,1095 \cdot c_L$$

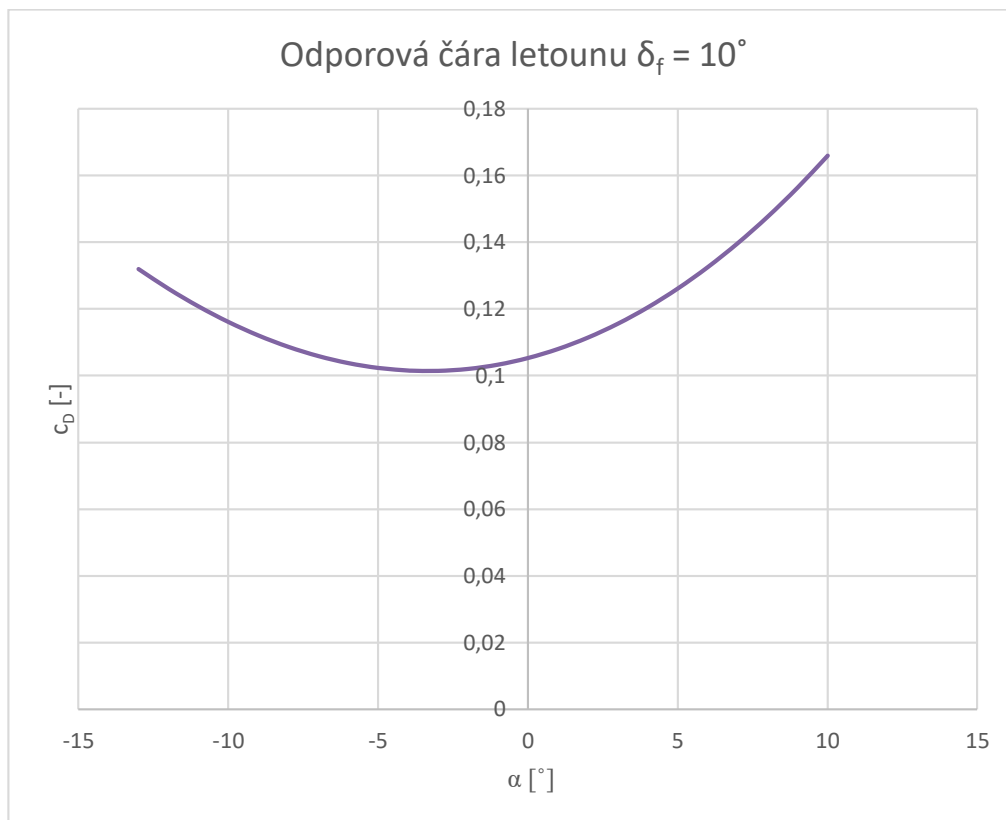
Momentová čára je zobrazena v Graf 20.



**Graf 20 – Momentová čára letounu –  $\delta_f = 10^\circ$**

### 3.6.5. Odporová čára letounu - $\delta_f = 10^\circ$

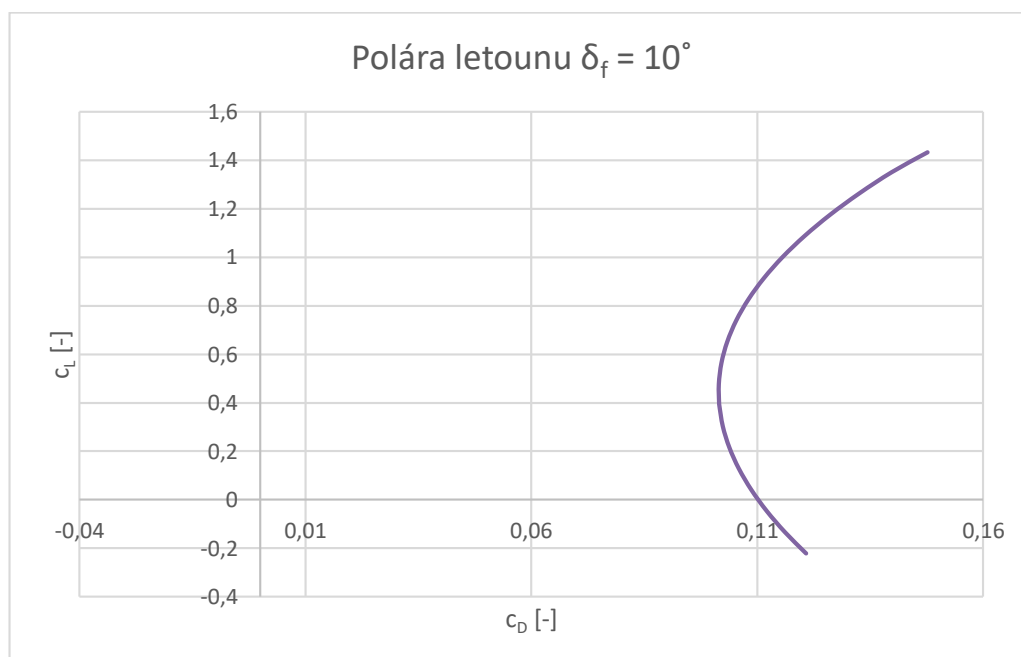
Odporová čára letounu je sestavena stejným způsobem, jako v kapitole 3.5.5. Navíc je započítán pouze nárůst odporu způsobený vztakovými klapkami. Odporová čára letounu s vysunutými vztakovými klapkami je zobrazena v Graf 21.



**Graf 21 – Odporová čára letounu -  $\delta_f = 10^\circ$**

### 3.6.6. Polára letounu - $\delta_f = 10^\circ$

Následně v Graf 22 je vynesena polára letounu se vztlakovými klapkami vychýlenými na  $10^\circ$ .



**Graf 22 – Polára letounu -  $\delta_f = 10^\circ$**

### 3.7. Aerodynamické charakteristiky letounu – $\delta_f = 35^\circ$

Aerodynamické charakteristiky letounu s vysunutými vztlakovými klapkami na  $35^\circ$  jsou sestaveny stejným způsobem, jako v předešlých dvou případech.

#### 3.7.1. Vztlaková čára letounu – $\delta_f = 35^\circ$

Nejprve určíme vztlakovou čáru křídla s trupem. Úhel nulového vztlaku samotného křídla je  $-12,737^\circ$  a úhel nastavení křídla je stále  $2^\circ$ . Stoupání vztlakové čáry křídla s trupem a úhel nulového vztlaku je určeno takto:

$$c_{L\alpha wf} = K_{wf} \cdot c_{L\alpha w}$$

$$c_{L\alpha wf} = 0,9987 \cdot 5,166 = 5,159 \text{ rad}^{-1}$$

$$\alpha_{0wf} = \alpha_{0w} - i_w = -12,737 - 2 = -14,737^\circ$$

#### 3.7.2. Součinitel klopivého momentu křídlo + trup – $\delta_f = 35^\circ$

Součinitel klopivého momentu křídla + trupu k jeho aerodynamickému středu je dán vztahem:

$$(c_{mac})_{wf} = (c_{mac})_w + \Delta_f c_{mac}$$

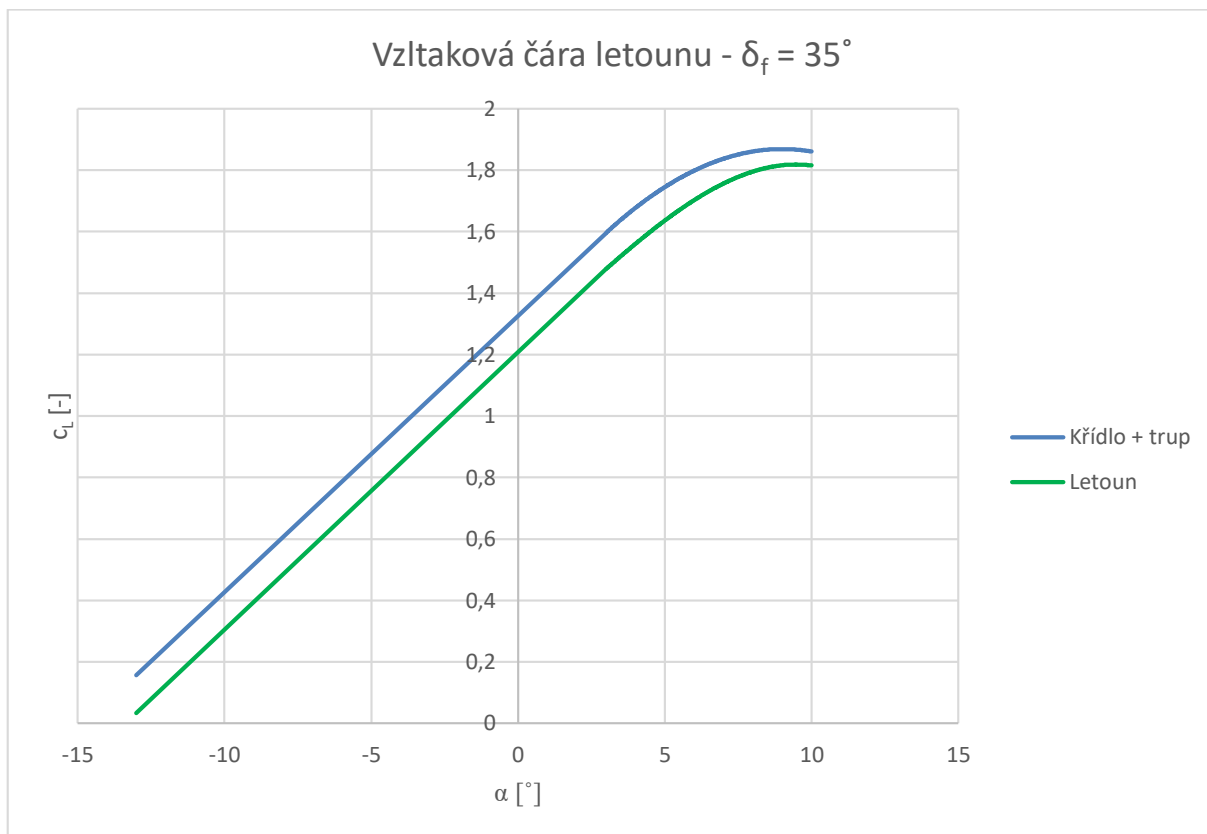
Kde:

$(c_{mac})_w$  součinitel klopivého momentu křídla k AC (-0,2429)  
 $\Delta_f c_{mac}$  příspěvek od trupu (určeno stejným způsobem, jako u letounu bez vztlakových klapek, pouze je dosazen úhel nulového vztlaku křídla s klapkou, tedy -0,0666)

$$(c_{mac})_{wf} = -0,2429 - 0,0666 = -0,3095$$

#### 3.7.3. Vztlaková čára letounu ve vyváženém stavu – $\delta_f = 35^\circ$

Určení vztlakové čáry letounu z klapkou vychýlenou na  $35^\circ$  je určeno stejným způsobem, jako v kapitole 3.5.3. a vztlaková čára je zobrazena v Graf 23.



**Graf 23 – Vztlaková čára letounu ve vyváženém stavu –  $\delta_f = 35^\circ$**

### 3.7.4. Momentová čára letounu – $\delta_f = 35^\circ$

Způsob sestavení momentové čáry letounu s klapkou vysunutou na  $35^\circ$  je stejný, jako v kapitole 3.5.4. Součinitel klopivého momentu křídla s trupem byl určen v 3.7.2. a jeho hodnota je -0,3095.

Číselně pro  $c_{m0}$ :

$$i_h = -2,5 - \frac{1,207}{5,159} \cdot 180/\pi = -15,905^\circ$$

$$c_{m0} = -0,3095 - 3,627 \cdot (-15,905 \cdot \pi/180) \cdot \frac{2,87 \cdot 4,07}{13,5 \cdot 1,35} \cdot 0,91 = 0,2777$$

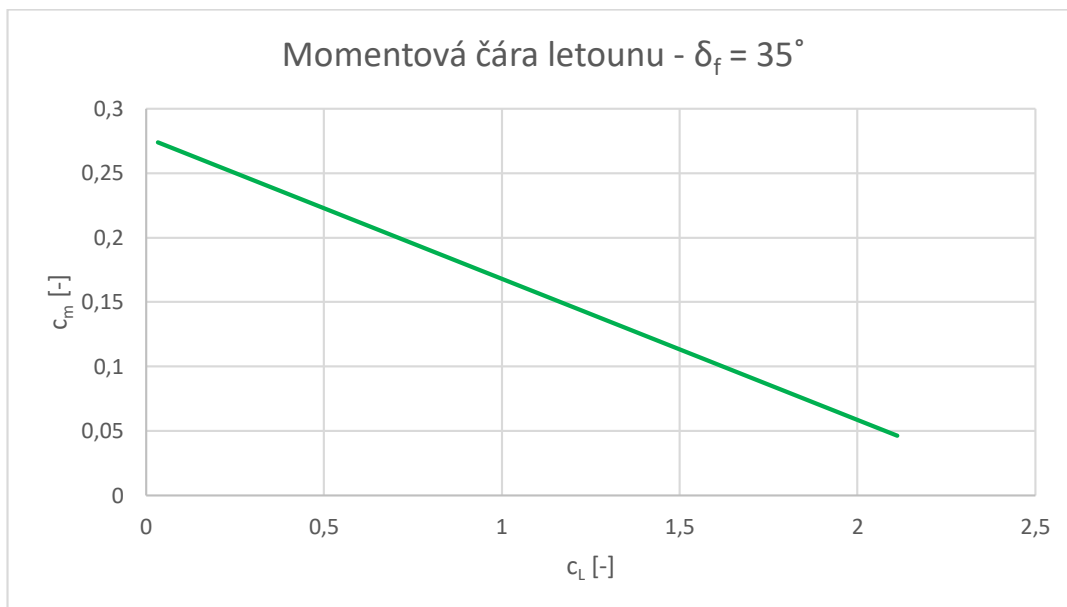
Pro stoupání momentové čáry pak:

$$\frac{dc_m}{dc_L} = 0,3779 - 0,4874 = -0,1095$$

A výsledný vztah pro momentovou čáru:

$$c_m = c_{m0} + c_L \cdot \frac{dc_m}{dc_L} = 0,2777 - 0,1095 \cdot c_L$$

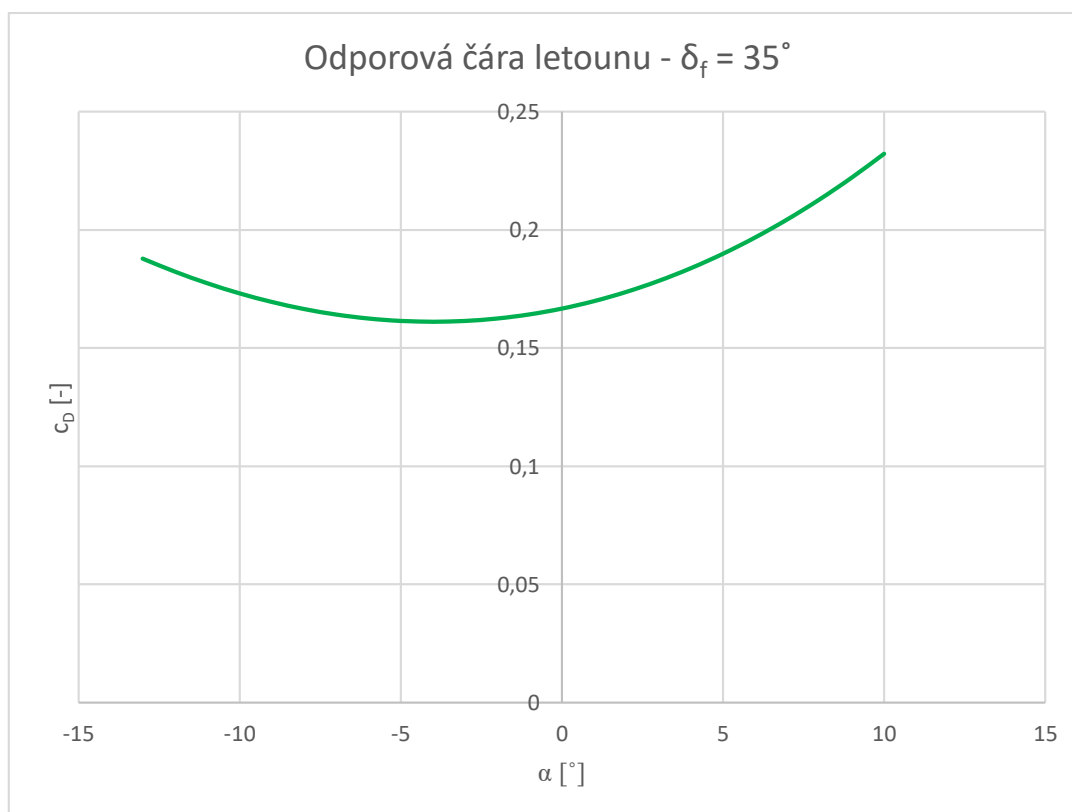
Momentová čára je zobrazena v Graf 24.



**Graf 24 – Momentová čára letounu ve vyváženém stavu –  $\delta_f = 35^\circ$**

### 3.7.5. Odporová čára letounu – $\delta_f = 35^\circ$

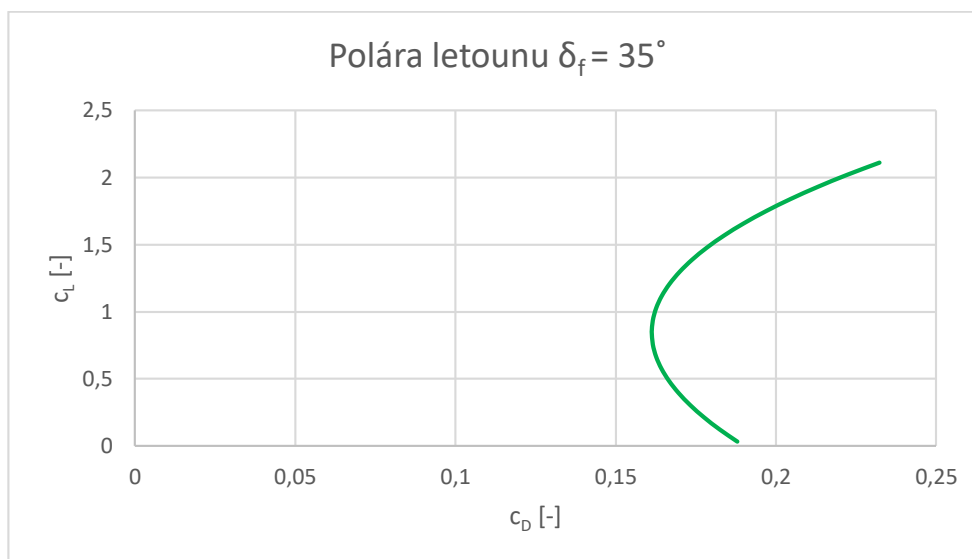
Odporová čára letounu je sestavena stejným způsobem, jako v kapitole 3.5.5. Navíc je započítán pouze nárůst odporu způsobený vztlakovými klapkami a změnou vyvažovacích sil na VOP. Odporová čára letounu s vysunutými vztlakovými klapkami je zobrazena v Graf 25.



**Graf 25- Odporová čára letounu ve vyváženém stavu –  $\delta_f = 35^\circ$**

### 3.7.6. Polára letounu – $\delta_f = 35^\circ$

Následně v Graf 26 je vynesena polára letounu se vztlakovými klapkami vychýlenými na  $35^\circ$ .



**Graf 26 – Polára letounu ve vyváženém stavu –  $\delta_f = 35^\circ$**



#### 4. Zatížení základních konstrukčních prvků letounu

Po stanovení aerodynamických charakteristik v předchozí kapitole je v této kapitole přistoupeno ke stanovení zatížení základních konstrukčních prvků letounu.

##### 4.1. Zatížení křídla letounu UL – 60 Brigádýr

Geometrické podklady pro výpočet byly určeny v kapitole 2. a hmotové podklady byly stanoveny v kapitole 3. Nebudou zde znova uváděny. Pokud není řečeno jinak, jsou všechna zatížení zde uvedená zatížení provozní.

###### 4.1.1. Obálka násobků

Nejprve je nutné provést sestavení obálky násobků a výběr letových případů, pro které bude následně určováno zatížení. Obálka násobků je sestavována v souladu s požadavkem stavebního předpisu ELSA\_K, který se odkazuje na předpis ASTM 2245-10c.

###### 4.1.1.1. Návrhové rychlosti

Pro sestavení obálky jsou zde určeny jednotlivé rychlosti a příslušné násobky.

Návrhová rychlost obratu -  $v_A$

Předpis ELSA\_K uvádí:

$$v_A = v_S \cdot \sqrt{n_1}$$

Kde:

$v_S$  vypočtená pádová rychlost při návrhové maximální hmotnosti se zasunutými klapkami  
 $n_1$  kladný manévrovací provozní násobek zatížení použitý při návrhu ( $n_1 = 4$ )

$$v_S = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot S \cdot c_{Lmax}}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 600 \cdot 9,81}{1,225 \cdot 13,5 \cdot 1,3243}} = 23,184 \text{ m/s} = 83,46 \text{ km/h}$$

$c_{Lmax}$  1,3243 je hodnota maximálního součinitele vztlaku letounu bez vztlakových klapek (viz. Kapitola 4.5.3.)

$$v_A = 23,184 \cdot \sqrt{4} = 46,368 \text{ m/s} = 166,9 \text{ km/h}$$

Návrhová rychlost s vysunutými vztlakovými klapkami -  $v_F$

Dle ELSA\_K odstavec 5.2.4.2 je uvažována vyšší hodnota z:

- a)  $1,4 \cdot v_S$
- b)  $2,0 \cdot v_{S0}$

Kde:

$v_{S0}$  pádová rychlost v přistávací konfiguraci, tedy při  $c_{Lmax35^\circ} = 2,02$

$$v_{S0} = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot S \cdot c_{Lmax35^\circ}}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 600 \cdot 9,81}{1,225 \cdot 13,5 \cdot 2,02}} = 18,8 \text{ m/s} = 67,7 \text{ km/h}$$

$$\text{a) } 1,4 \cdot v_S = 1,4 \cdot 83,46 = 116,84 \text{ km/h}$$

$$\text{b) } 2,0 \cdot v_{S0} = 2,0 \cdot 67,7 = 135,4 \text{ km/h}$$

Pro sestavení obálky je zvolena hodnota  $v_F = 143 \text{ km/h}$ .

Návrhová cestovní rychlost -  $v_c$

Dle ELSA\_K odstavec 5.2.4.3 nesmí být tato rychlost v knotech menší než:

$$v_c = 4,77 \cdot \sqrt{\frac{W}{S}} = 4,77 \cdot \sqrt{\frac{600 \cdot 9,81}{13,5}} = 99,6 \text{ knots} = 184,17 \text{ km/h}$$

A nemusí být větší než  $0,9 \cdot v_H = 0,9 \cdot 200 = 180 \text{ km/h}$

Za  $v_c$  nutno zvolit vyšší z obou hodnot tedy  $v_c = 185 \text{ km/h}$

Návrhová rychlost strmého sestupného letu -  $v_D$

Dle ELSA\_K odstavec 5.2.4.4 nesmí být tato rychlost menší než:

$$v_D = 1,4 \cdot v_{Cmin} = 1,4 \cdot 184,17 = 257,84 \text{ km/h}$$

Návrhová obratová rychlost -  $v_G$

Tato rychlost je určena stejným způsobem, jako  $v_A$ , pouze je dosazen maximální negativní součinitel vztlaku požadovaný v odstavci 5.2.2.4 předpisu ELSA\_K (-0,8):

$$v_{SG} = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot S \cdot c_{Lmax}}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 600 \cdot 9,81}{1,225 \cdot 13,5 \cdot |-0,8|}} = 29,83 \text{ m/s} = 107,37 \text{ km/h}$$

$$v_G = v_{SG} \cdot \sqrt{n_2} = 107,37 \cdot \sqrt{2} = 151,84 \text{ km/h}$$

#### 4.1.1.2. Provozní násobky

Provozní násobky požadované stavebním předpisem ELSA\_K jsou následující:

Vyvažovací případy:

Maximální násobek	$n_1 = 4$
Minimální násobek	$n_2 = -2$

Klapkové případy:

Maximální násobek	$n_1 = 2$
Minimální násobek	$n_2 = 0$

Násobky od poryvu:

ELSA\_K uvádí:

Předpokládá se, že letoun je vystaven symetrickým vertikální m poryvům při vodorovném letu. Vzniklé provozní násobky zatížení musí odpovídat podmínkám stanoveným následovně:

Kladné a záporné poryvy 15 m/s při rychlosti  $v_C$

Kladné a záporné poryvy 7,5 m/s při rychlosti  $v_D$

Poryvové násobky jsou vypočteny dle přílohy X3 předpisu ELSA\_K takto:

$$n = 1 \pm \frac{0,5 \cdot \rho_0 \cdot v \cdot K_g \cdot a \cdot U_{de}}{\frac{W}{S}}$$

Kde:

$U_{de}$	odvozené rychlosti poryvu	[m/s]
$K_g$	zmírňující součinitel	[m/s]
$a$	sklon křivky vztlaku křídla	[1/rad]
$v$	rychlost letu	[m/s]
$\rho_0$	hustota vzduchu	[kg/m <sup>3</sup> ]
$W$	hmotnost letounu	[N]
$S$	plocha křídla	[m <sup>2</sup> ]

$$K_g = \frac{0,88 \cdot \mu_g}{5,3 + \mu_g}$$

Kde:

$\mu_g$  hmotnostní poměr letounu určen takto:

$$\mu_g = \frac{2 \cdot \frac{W}{S}}{\rho \cdot c \cdot a \cdot g}$$

Kde:

$c$	střední geometrická tětiva křídla	[m]
$g$	tíhové zrychlení	[m/s <sup>2</sup> ]

Vzorový výpočet je proveden pro MTOW a rychlost  $v_C$ .

$$\mu_g = \frac{2 \cdot \frac{600 \cdot 9,81}{13,5}}{1,225 \cdot 1,35 \cdot 4,887 \cdot 9,81} = 10,999$$

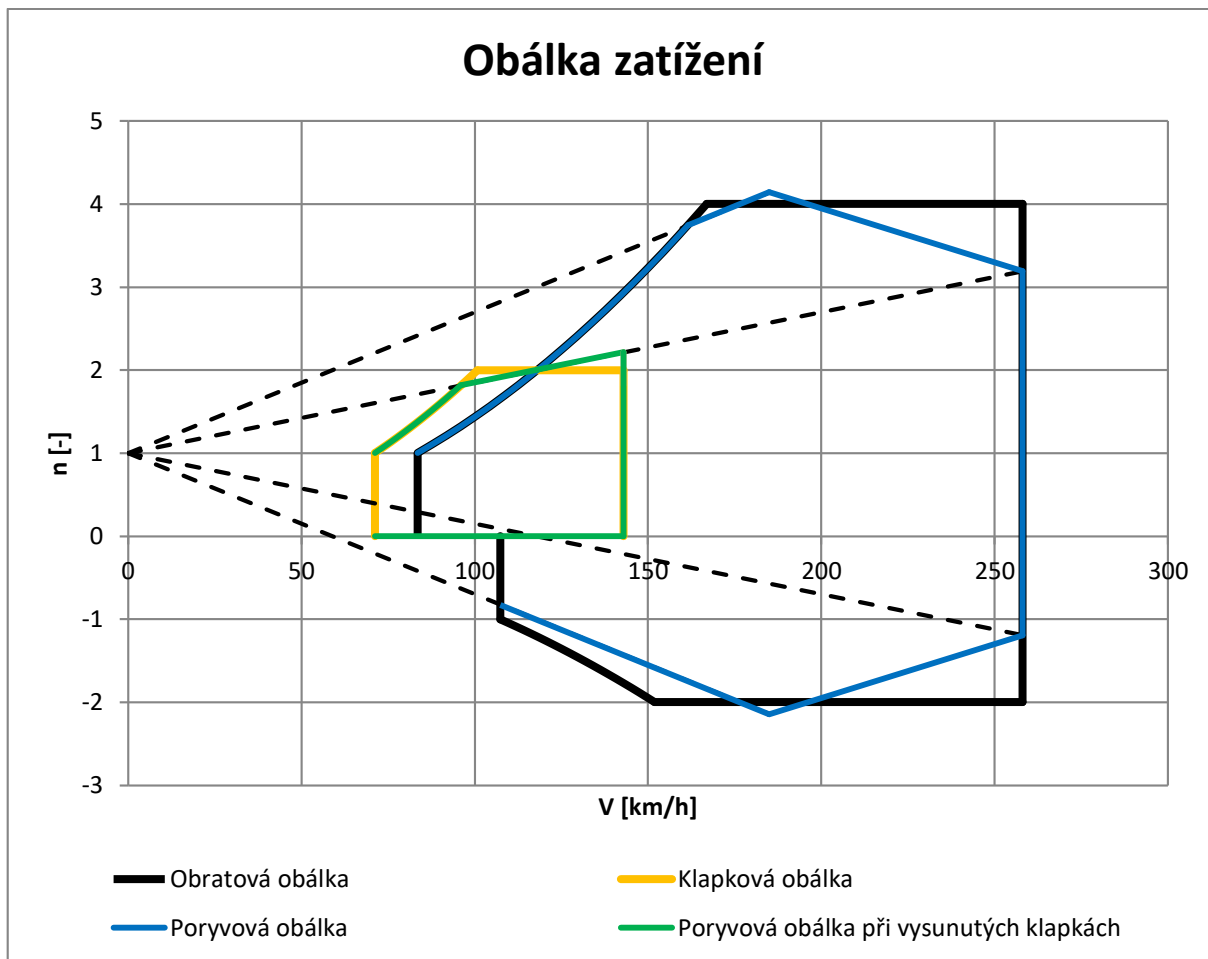
$$K_g = \frac{0,88 \cdot 10,999}{5,3 + 10,999} = 0,594$$

Násobek od poryvu pak:

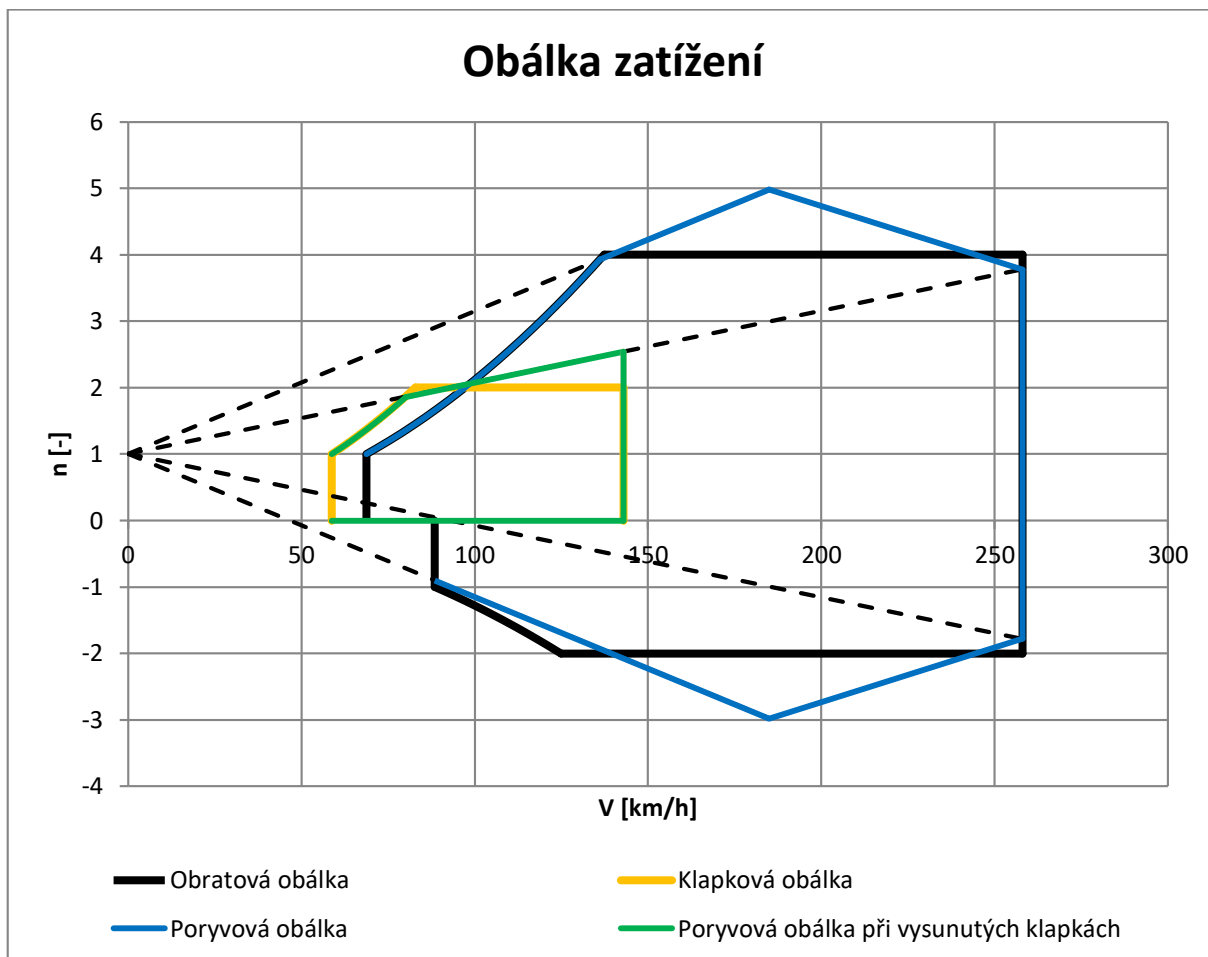
$$n = 1 \pm \frac{0,5 \cdot 1,225 \cdot 51,39 \cdot 0,594 \cdot 4,887 \cdot 15}{\frac{600 \cdot 9,81}{13,5}} = \begin{matrix} +4,144 \\ -2,144 \end{matrix}$$

#### 4.1.1.3. Sestavení obálky násobků

Obálka násobků je sestavena pro maximální a minimální hmotnost letounu. Na Obr. 22 je zobrazena obálka platná pro maximální hmotnost a na Obr. 23 pak obálka platná pro minimální hmotnost.



Obr. 22 – Obálka násobků - MTOW



**Obr. 23 – Obálka násobků - MinTOW**

#### 4.1.2. Výpočet zatížení

V této kapitole je proveden výpočet zatížení křídla. Protože se jedná o křídlo se vzpěrou, je nejprve proveden výpočet pro křídlo samonosné a následně je proveden rozbor se vzpěrou. Rozložení vztlaku po rozpětí křídla je uvažováno pro křídlo s koncovým obloukem tak, že křídlo je uvažované jako obdélníkové, tvar je dle Obr. 3.

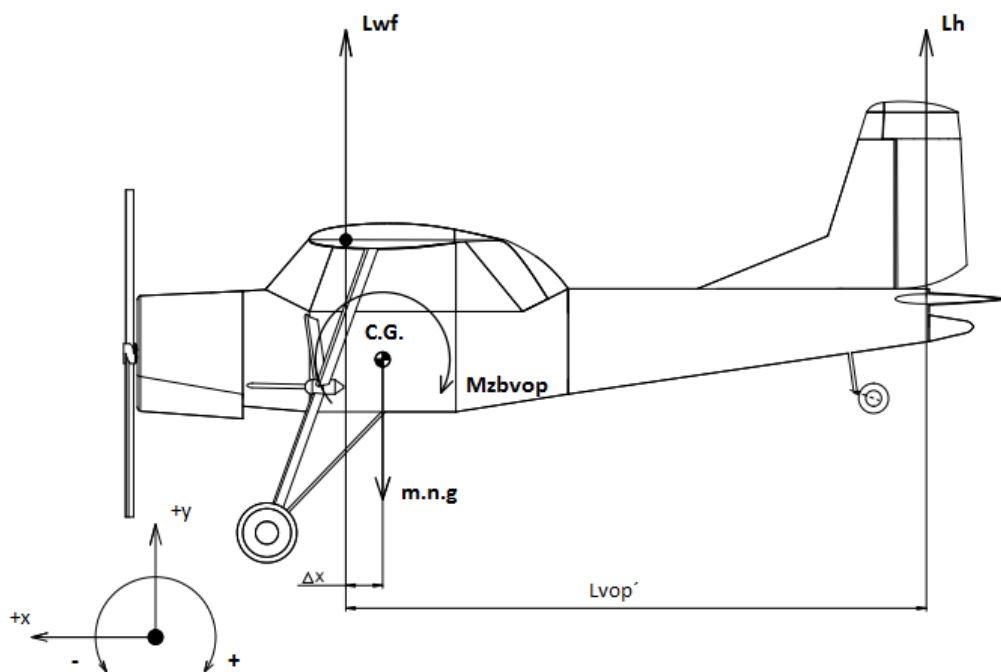
##### 4.1.2.1. Případy zatížení

Na základě obálky násobku jsou určeny jednotlivé případy pro výpočet zatížení. Tyto případy jsou uvedeny v Tab. 10. V případech zatížení nejsou uvedeny případy přistávací, tyto případy budou řešeny samostatně po určení zatížení podvozku a budou následně porovnány s maximálními hodnotami zatížení křídla. V případě vyššího zatížení, než v uvedených případech, bude toto zatížení zohledněno při návrhu konstrukce křídla.

Číslo případu	Označení případu	V [km/h]	V [m/s]	n [-]	poryv U [m/s]
1	Kladný obratový při $V_A$	166,92	46,37	4,00	0
2	Kladný poryvový při $V_C$	185,00	51,39	4,14	15
3	Kladný obratový při $V_D$	258,00	71,67	4,00	0
4	Záporný obratový při $V_D$	258,00	71,67	-2,00	0
5	Záporný poryvový při $V_C$	185,00	51,39	-2,14	-15
6	Záporný obratový při $V_G$	151,84	42,18	-2	0
7	Poryvový při $V_F$	143,00	39,72	2,21	7,5
8	Kladný křídélkový při $V_A$ , výchylka dolů	166,92	46,37	2,66	0
9	Kladný křídélkový při $V_A$ , výchylka nahoru	166,92	46,37	2,66	0
10	Kladný křídélkový při $V_C$ , výchylka dolů	185,00	51,39	2,66	0
11	Kladný křídélkový při $V_C$ , výchylka nahoru	185,00	51,39	2,66	0
12	Kladný křídélkový při $V_D$ , výchylka dolů	258,00	71,67	2,66	0
13	Kladný křídélkový při $V_D$ , výchylka nahoru	258,00	71,67	2,66	0

Tab. 10 – Definice případů pro výpočet zatížení křídla

Pro výsledné rozložení vztlaku je určen součinitel vztlaku pro příslušný letový případ, který je určen ze vztlakové síly křídla pro letoun ve vyváženém stavu. Výpočet vychází z momentové rovnováhy podle Obr. 24.



Obr. 24 – Momentová rovnováha letounu

Vyvažovací síla na VOP je určena z momentové rovnováhy k NB letounu bez VOP podle Obr. 24 takto:

$$L_h = \frac{1}{L_{VOP}'} [M_{zbVOP} + G \cdot (x_T - x_{NBbVOP})]$$

Kde:

$M_{zbVOP}$	moment letounu k AC bez VOP	[Nm]
$L_{VOP}'$	Vzdálenost AC VOP od AC letounu bez VOP	[m]
$G$	tíha letounu	[N]
$x_T$	poloha těžiště letounu	[m]
$x_{AC}$	poloha NB letounu bez VOP v GSS	[m]

$$L_{VOP}' = L_{VOP} + (x_{ACK} - x_{ACbVOP}) \cdot b_{SAT}$$

Kde:

$L_{VOP}$	vzdálenost AC křídla od AC VOP	[m]
$x_{ACK}$	poloha AC křídla	[m]

$$M_{zbVOP} = m_{z0bVOP} \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot b_{SAT}$$

Kde:

$m_{z0bVOP}$	součinitel klopivého momentu letounu bez VOP	[-]
$S$	plocha křídla	[m <sup>2</sup> ]
$b_{SAT}$	střední aerodynamická třetina	[m]

Výpočet součinitele vztlaku pro jednotlivé případy je proveden podle následujících vztahů.

Vztlaková síla křídla:

$$L = m \cdot g \cdot n - L_h$$

Odtud součinitel vztlaku:

$$c_L = \frac{L}{0,5 \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S}$$

Příklad výpočtu pro bod obálky č. 1 a hmotovou konfiguraci č. 7:  $n = 4$ ;  $v = 166,92$  km/h;  $m = 600$  kg;  $x_T = 0,3041$   $b_{SAT}$ ;  $x_{ACbVOP} = 0,2434$   $b_{SAT}$ :

$$M_{zbVOP} = -0,10862 \cdot 0,5 \cdot 1,225 \cdot 46,37^2 \cdot 13,5 \cdot 1,35 = -2606,72 \text{ Nm}$$

$$L_{VOP}' = 4,07 + (0,25 - 0,2434) \cdot 1,35 = 4,07891 \text{ m}$$

$$L_h = \frac{1}{4,07891} [-2606,72 + 600 \cdot 9,81 \cdot 4 \cdot (0,3041 - 0,2434)] = -166,08 \text{ N}$$

$$L = 600 \cdot 9,81 \cdot 4 + 166,08 = 23710,08 \text{ N}$$

$$c_L = \frac{23710,08}{0,5 \cdot 1,225 \cdot 46,37^2 \cdot 13,5} = 1,334 \text{ [-]}$$

Do uvedených vztahů jsou dosazovány hodnoty násobků a rychlostí dle Tab. 10. Takto jsou vypočteny součinitele vztlaku pro všechny případy a hmotové konfigurace. V Tab. 11 jsou uvedeny hodnoty součinitele vztlaku pro maximální hmotnost.

Číslo případu	Označení případu	V [km/h]	V [m/s]	n [-]	cl [-]
1	Kladný obratový při V <sub>A</sub>	166,92	46,37	4,00	1,334
2	Kladný poryvový při V <sub>C</sub>	185,00	51,39	4,14	1,351
3	Kladný obratový při V <sub>D</sub>	258,00	71,67	4,00	0,579
4	Záporný obratový při V <sub>D</sub>	258,00	71,67	-2,00	-0,236
5	Záporný poryvový při V <sub>C</sub>	185,00	51,39	-2,14	-0,751
6	Záporný obratový při V <sub>G</sub>	151,84	42,18	-2	-0,748
7	Poryvový při V <sub>F</sub>	143,00	39,72	2,21	1,159
8	Kladný křídélkový při V <sub>A</sub> , výchylka dolů	166,92	46,37	2,66	0,899
9	Kladný křídélkový při V <sub>A</sub> , výchylka nahoru	166,92	46,37	2,66	0,899
10	Kladný křídélkový při V <sub>C</sub> , výchylka dolů	185,00	51,39	2,66	0,739
11	Kladný křídélkový při V <sub>C</sub> , výchylka nahoru	185,00	51,39	2,66	0,739
12	Kladný křídélkový při V <sub>D</sub> , výchylka dolů	258,00	71,67	2,66	0,397
13	Kladný křídélkový při V <sub>D</sub> , výchylka nahoru	258,00	71,67	2,66	0,397

**Tab. 11 – Součinitele vztlaku pro maximální hmotnost letounu**

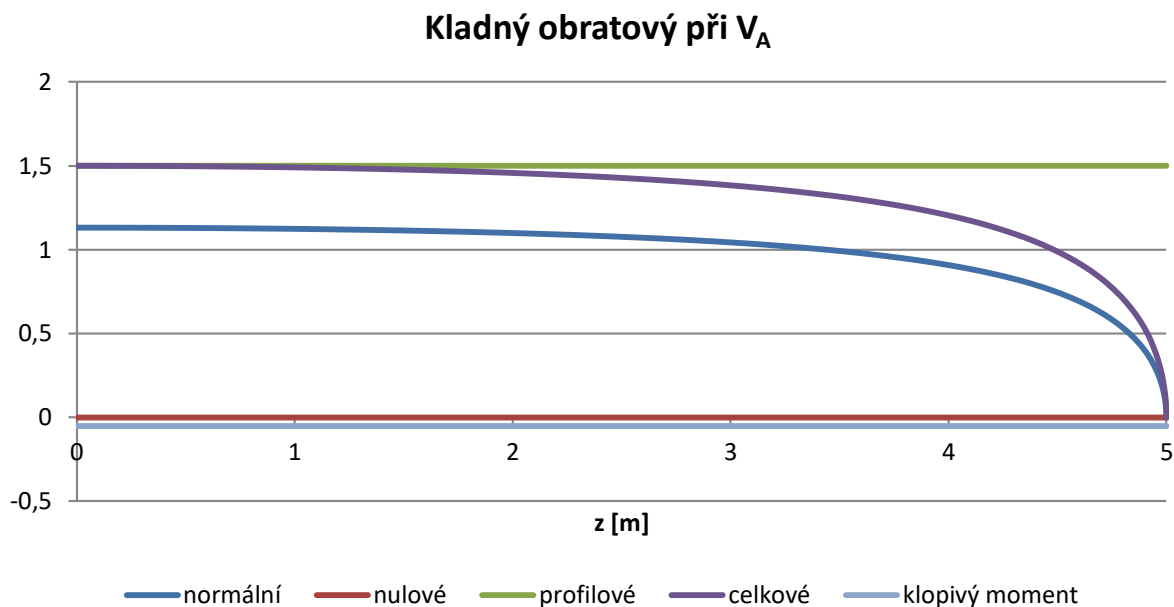
#### 4.1.2.2. Rozložení vztlaku

Nyní je možné přistoupit k určení rozložení vztlaku po rozpětí. K jejímu určení je použito programu GLAUERT III. Do programu je zadáván příslušný součinitel vztlaku z Tab. 11. Geometrie křídla a hodnoty profilového součinitele vztlaku jsou zadány v souladu s kapitolou 2.2 a 4.1.

##### 4.1.2.2.1. Rozložení vztlaku – kladný obratový při v<sub>A</sub>

V Graf 27 je zobrazeno rozložení vztlaku při obratovém případě na rychlosti v<sub>A</sub> = 166,92 km/h a násobku n = 4.

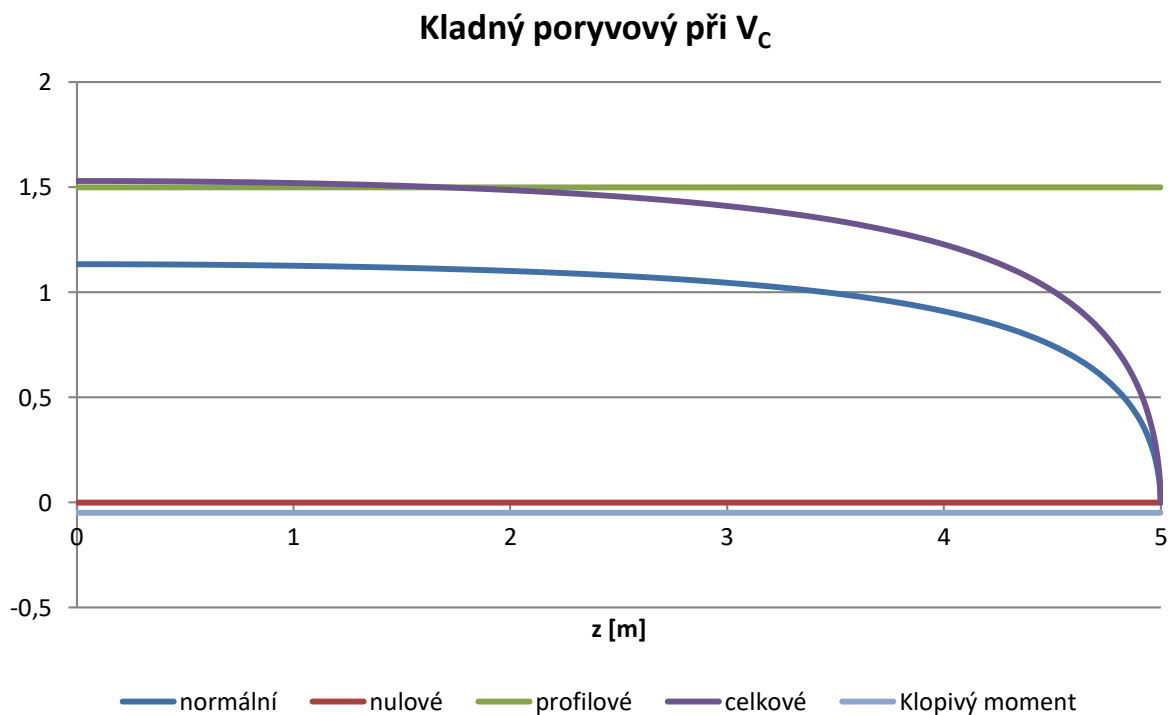




**Graf 27 – rozložení vztlaku – kladný obratový při  $V_A$**

#### 4.1.2.2.2. Rozložení vztlaku – kladný poryvový při $v_C$

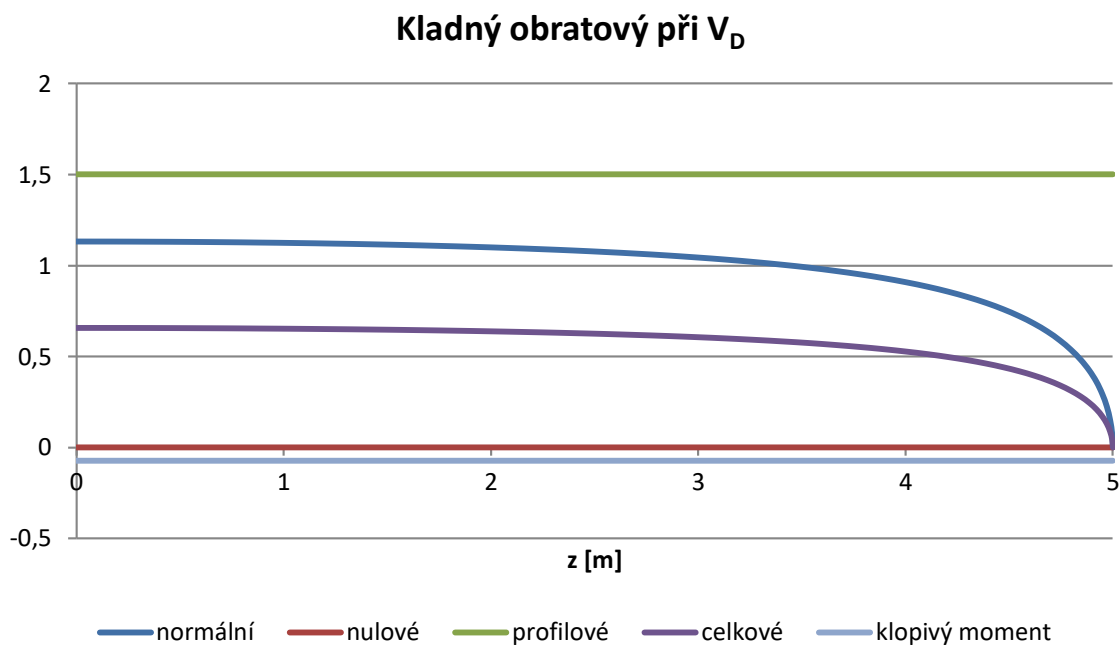
V Graf 28 je zobrazeno rozložení vztlaku při poryvovém případě na rychlosti  $v_C = 185$  km/h a násobku  $n = 4,14$ .



**Graf 28 – Rozložení vztlaku – kladný poryvový při  $v_C$**

#### 4.1.2.2.3. Rozložení vztlaku – kladný obrátový při $v_D$

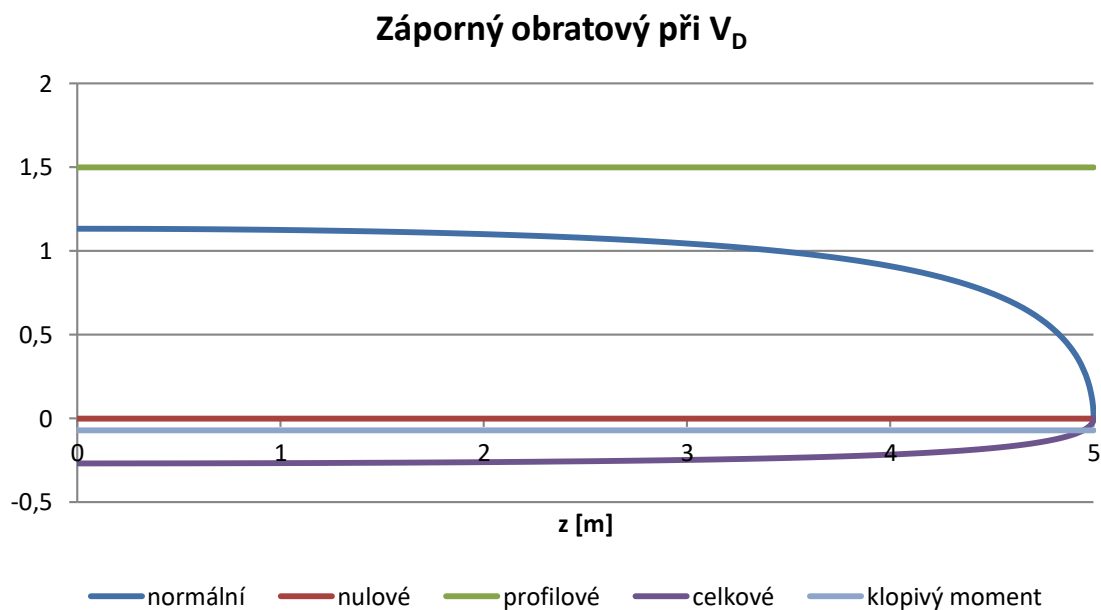
V Graf 29 je zobrazeno rozložení vztlaku při obrátovém případě na rychlosti  $v_D = 258$  km/h a násobku  $n = 4$ .



**Graf 29 – Rozložení vztlaku – kladný obrátový při  $v_D$**

#### 4.1.2.2.4. Rozložení vztlaku – záporný obrátový při $v_D$

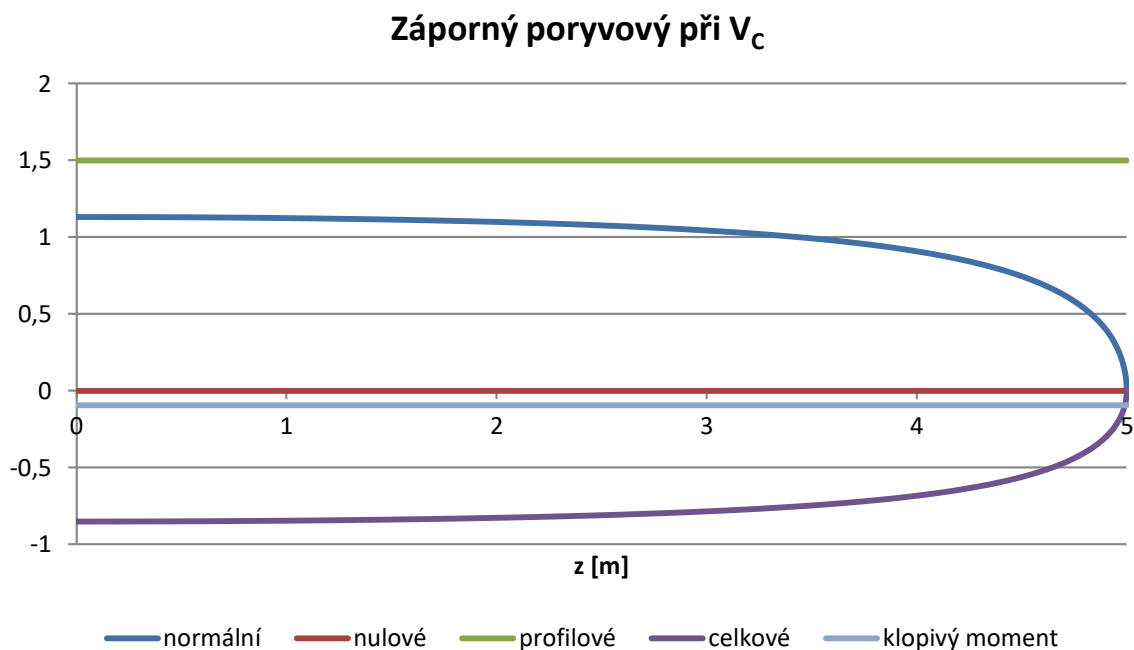
V Graf 30 je zobrazeno rozložení vztlaku při záporném obrátovém případě na rychlosti  $v_D = 258$  km/h a násobku  $n = -2$ .



**Graf 30 - Rozložení vztlaku – záporný obrátový při  $v_D$**

#### 4.1.2.2.5. Rozložení vztlaku – záporný poryvový při $v_c$

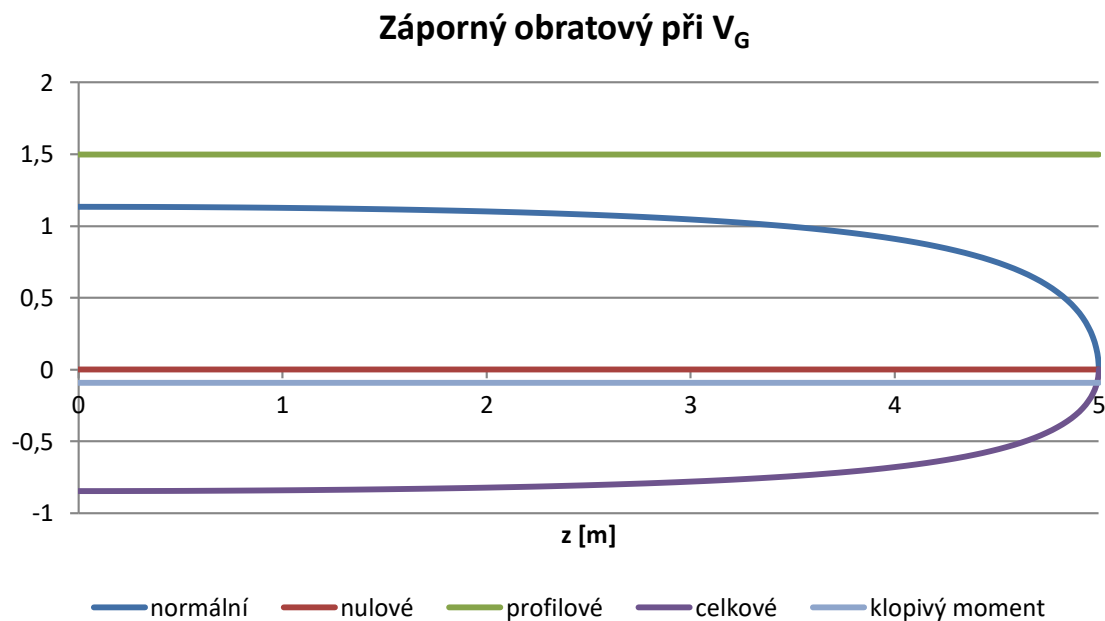
V Graf 31 je zobrazeno rozložení vztlaku při záporném poryvovém případě na rychlosti  $v_c = 185$  km/h a násobku  $n = -2,14$ .



**Graf 31 - Rozložení vztlaku – záporný poryvový při  $v_c$**

#### 4.1.2.2.6. Rozložení vztlaku – záporný obratový při $v_G$

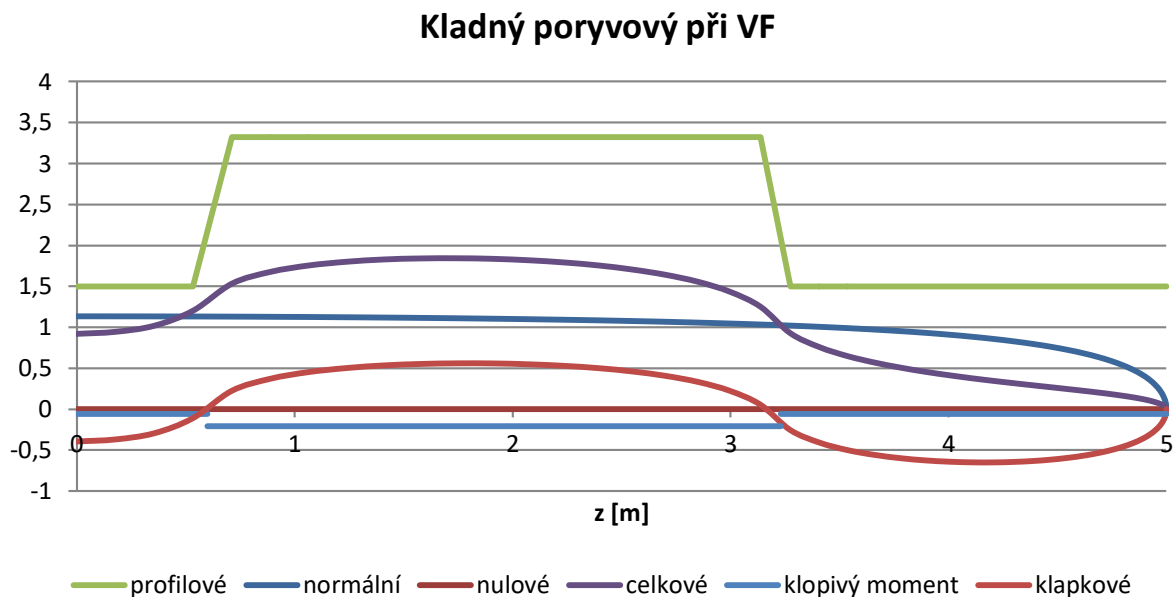
V Graf 32 je zobrazeno rozložení vztlaku při záporném obratovém případě na rychlosti  $v_G = 151,84$  km/h a násobku  $n = -2$ .



**Graf 32 - Rozložení vztlaku – záporný obratový při  $v_G$**

#### 4.1.2.2.7. Rozložení vztlaku – poryvový při $v_F$

V Graf 33 je zobrazeno rozložení vztlaku při klapkovém poryvovém případě na rychlosti  $v_F = 143$  km/h a násobku  $n = 2,21$ .



**Graf 33 - Rozložení vztlaku – poryvový při  $v_F$**

#### 4.1.2.2.8. Rozložení vztlaku - kladný křídélkový při $v_A$ , výchylka dolů

V Graf 34 je zobrazeno rozložení vztlaku při kladném křídélkovém případě na rychlosti  $v_A = 166,92$  km/h a násobku  $n = 2,66$ . Ve všech křídélkových případech je zohledněno tlumení klonění, které působí proti rotaci letounu kolem podélné osy. Rozložení vztlaku od tlumení klonění je určeno následujícím postupem:

Uhlová rychlost klonění způsobující po rozpětí přírůstek úhlu náběhu je stanovena podle vztahu:

$$\Delta\alpha = \frac{\omega_x}{v} \cdot z$$

Kde:

$\omega_x$             úhlová rychlost klonění  
 $v$                 rychlost letu  
 $z$                 poloha řezu po rozpětí

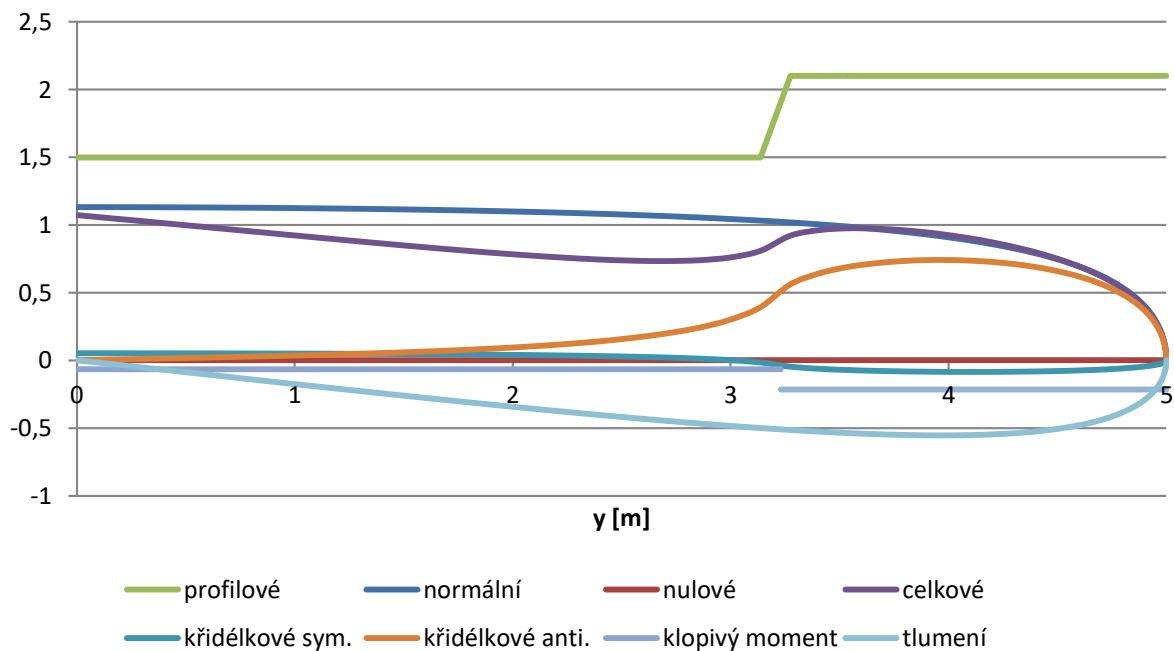
Místní součinitel vztlaku od tlumení klonění:

$$c_{ltl} = \Delta\alpha \cdot c_{ln}$$

Kde:

$c_{ln}$             normální součinitel vztlaku

### Kladný křídélkový při $V_A$ , výchylka dolů

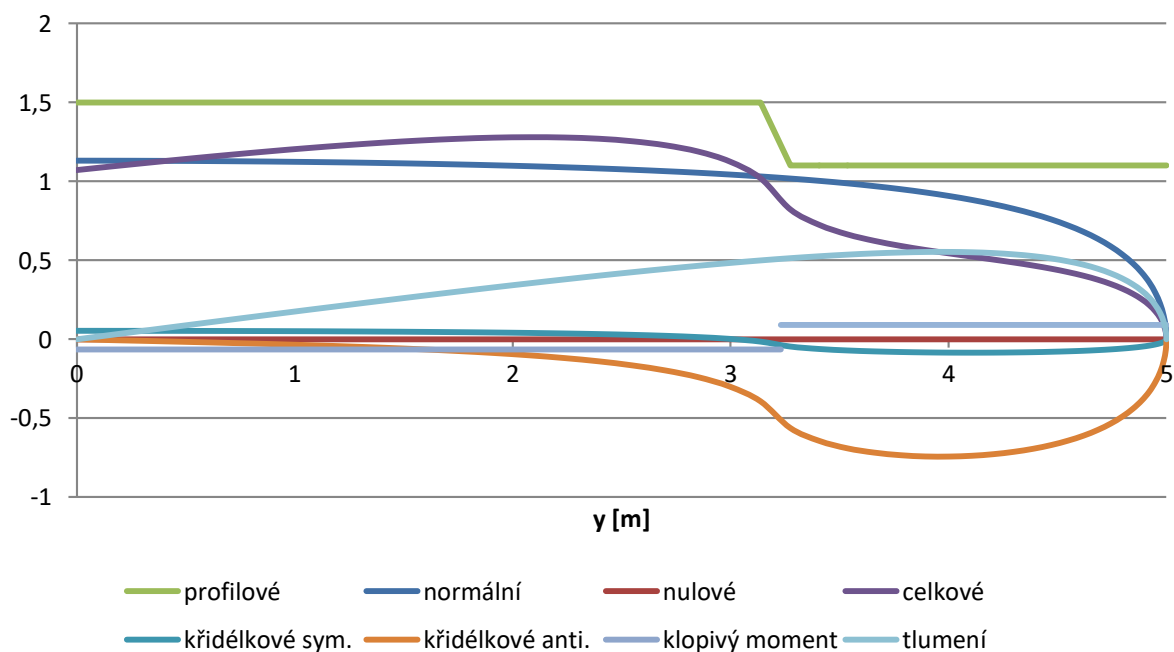


**Graf 34 - Rozložení vztlaku - kladný křídélkový při  $V_A$ , výchylka dolů**

#### 4.1.2.2.9. Rozložení vztlaku - kladný křídélkový při $V_A$ , výchylka nahoru

V Graf 35 je zobrazeno rozložení vztlaku při kladném křídélkovém případě na rychlosti  $v_A = 166,92$  km/h, násobku  $n = 2,66$  a výchylce nahoru.

### Kladný křídélkový při $V_A$ , výchylka nahoru

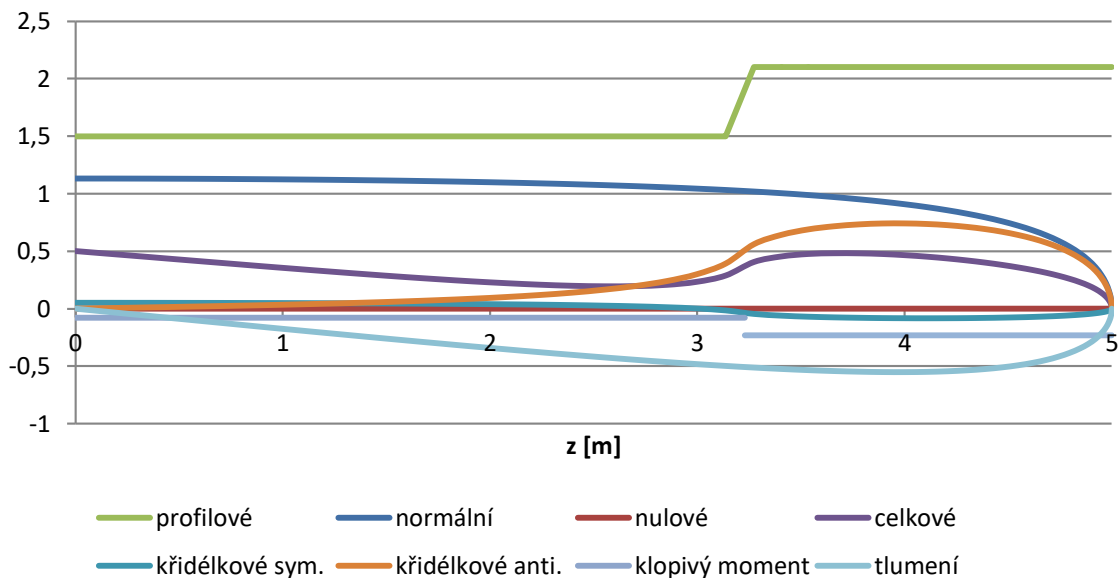


**Graf 35 - Rozložení vztlaku - kladný křídélkový při  $V_A$ , výchylka nahoru**

#### 4.1.2.2.10. Rozložení vztlaku - kladný křídélkový při $v_D$ , výchylka dolů

V Graf 36 je zobrazeno rozložení vztlaku při kladném křídélkovém případě na rychlosti  $v_D = 258$  km/h, násobku  $n = 2,66$  a výchylce dolů.

#### Kladný křídélkový při $v_D$ , výchylka dolů

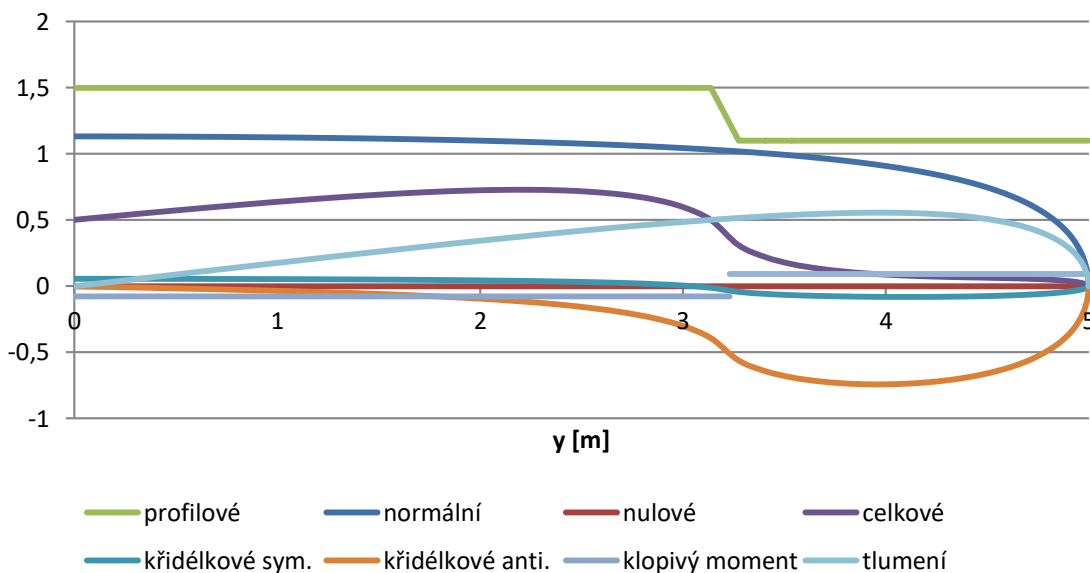


**Graf 36 - Rozložení vztlaku - kladný křídélkový při  $v_D$ , výchylka dolů**

#### 4.1.2.2.11. Rozložení vztlaku - kladný křídélkový při $v_D$ , výchylka nahoru

V Graf 37 je zobrazeno rozložení vztlaku při kladném křídélkovém případě na rychlosti  $v_D = 258$  km/h, násobku  $n = 2,66$  a výchylce nahoru.

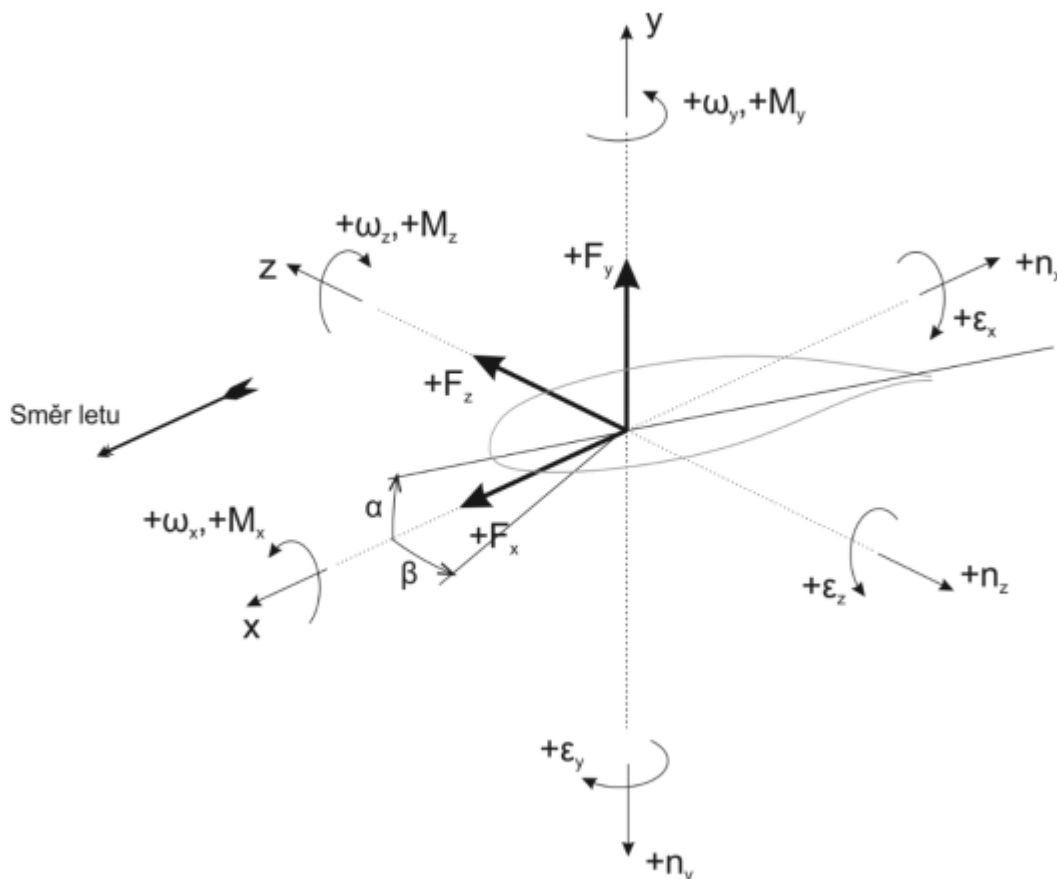
#### Kladný křídélkový při $v_D$ , výchylka nahoru



**Graf 37 - Rozložení vztlaku - kladný křídélkový při  $v_D$ , výchylka nahoru**

### 4.1.2.3. Určení zatížení

Zatížení křídla je určeno z rozložení vztlaku stanoveného v kapitole 4.1.2.2. Ve výpočtu je zohledněn vliv hmotnosti konstrukce křídla. Hmotnost křídla byla stanovena v kapitole 2.3.1. Zatížení křídla je určeno v aerodynamické souřadnicové soustavě. Následuje výpočet posouvající síly, ohybového momentu a krouticího momentu. Určení smyslu sil a momentů je prováděno v souladu s Obr. 25 dle metodiky uvedené v [4].



Obr. 25 – Smysl sil a momentů na křídle [4]

### 4.1.2.4. Rozložení spojitého zatížení po rozpětí křídla

Rozložení spojitého zatížení je určeno na základě rozložení vztlaku z kapitoly 4.1.2.2. pomocí následujících vztahů:

$$q_{ya} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot c_l \cdot b$$

$$q_{xa} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot c_d \cdot b$$

$$q_{zm} = -q_m$$

Kde:

$q_{zm}$  spojitě zatížení od hmotových sil

$q_{ya}, q_{xa}$	spojité zatížení od aerodynamických sil
$q_m$	spojité zatížení od hmotových sil
$\rho$	hustota vzduchu
$v$	rychlost letu
$c_l$	místní součinitel vzlaku
$c_d$	místní součinitel odporu

Místní součinitel odporu je určen pomocí poláry křídla stanovené v kapitole 3. Tíhová síla křídla a paliva uvažovaná ve výpočtech křídlo odlehčuje v závislosti na letovém násobku. Spojité zatížení od hmotových sil je určeno podle následujícího vztahu:

$$q_m = n \cdot q_{mkř} \cdot g$$

Kde:

$n$	letový násobek
$q_{mkř}$	spojité zatížení od hmot při násobku 1
$g$	tíhové zrychlení

V místě palivové nádrže je navíc započítáno spojité zatížení od hmotnosti paliva, tedy 70 kg. Poloha působíště je uvažována v těžišti nádrže v daném řezu. Velikost spojitěho zatížení od paliva je určena podle následujícího vztahu:

$$q_{mp} = \frac{n \cdot g \cdot m_p}{2 \cdot V_n} \cdot S_n(y)$$

Kde:

$m_p$	hmotnost paliva
$V_n$	objem palivové nádrže (0,050 m <sup>3</sup> )
$S_n(y)$	plocha místního řezu palivové nádrže

#### 4.1.2.5. Průběh měrného krouticího momentu po rozpětí

Průběh krouticího momentu po rozpětí vychází zjednodušeně z profilových hodnot klopivého momentu v jednotlivých řezech křídla. Hodnoty součinitele klopivého momentu pro čistý profil, profil s vychýleným křídélkem a profil s vychýlenou klapkou byly určeny v kapitole 3 a nejsou zde již opět uváděny. Rovněž hodnoty  $c_{m0}$  byly určeny a převzaty z kapitoly 3. Měrný krouticí moment je určen ze vztahu:

$$q_k = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot c_{m0} \cdot b(z)^2$$

Kde:

$q_k$	spojité krutové zatížení
$c_{m0}$	součinitel klopivého momentu při nulovém vzlaku
$b(z)^2$	hloubka křídla



#### 4.1.2.6. Průběh posouvající síly po rozpětí

Podle Schwedlerovy věty je průběh posouvajících sil dán integrací průběhů spojitých zatížení podle vztahů:

$$T_{xa,ya} = \int_0^{l/2} q_{xa,ya} dz$$

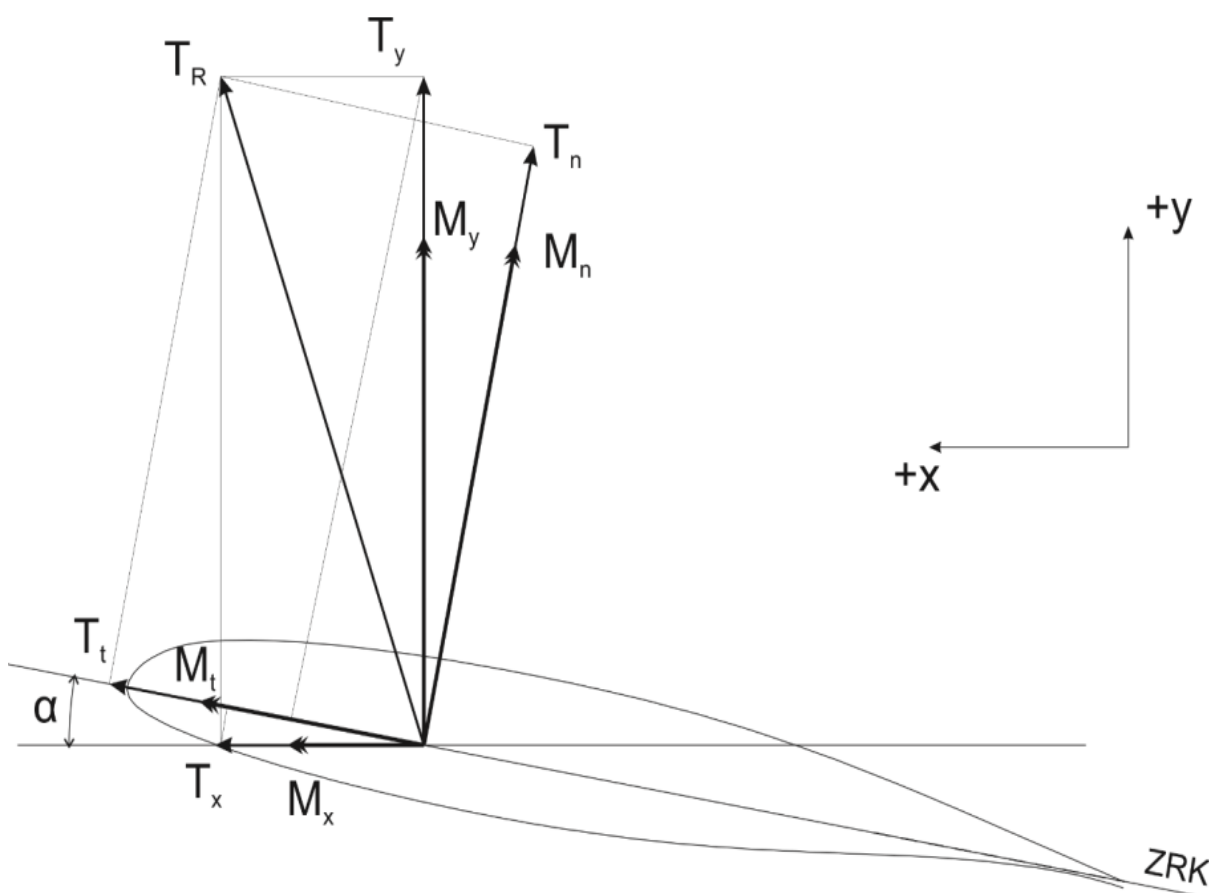
$$T_{ym} = \int_0^{l/2} (q_{ym} + q_{mp}) dz$$

$$T_{x,y} = T_{xm,ym} + T_{xa,ya}$$

Výsledné posouvající síly v aerodynamickém souřadném systému pak podle vztahu:

$$T_R = \sqrt{T_x^2 + T_y^2}$$

Pro potřeby konstruování křídla je proveden přepočít z aerodynamického souřadnicového systému do souřadnicového systému křídla podle Obr. 26, kladné směry jsou v souladu se směry uvedenými na Obr. 25.



Obr. 26 – Převod sil a momentů do souřadnicové soustavy křídla [4]

$$T_n = T_y \cdot \cos\alpha - T_x \cdot \sin\alpha$$

$$T_t = T_y \cdot \sin\alpha + T_x \cdot \cos\alpha$$

#### 4.1.2.7. Průběh ohybového momentu

Průběh ohybového momentu je opět stanoven na základě Schwedlerovy věty integrací průběhu posouvající síly po rozpětí podle vztahu:

$$M_{x,y} = \int_0^{l/2} T_{x,y} dz$$

Výsledný ohybový moment pak:

$$M_R = \sqrt{M_x^2 + M_y^2}$$

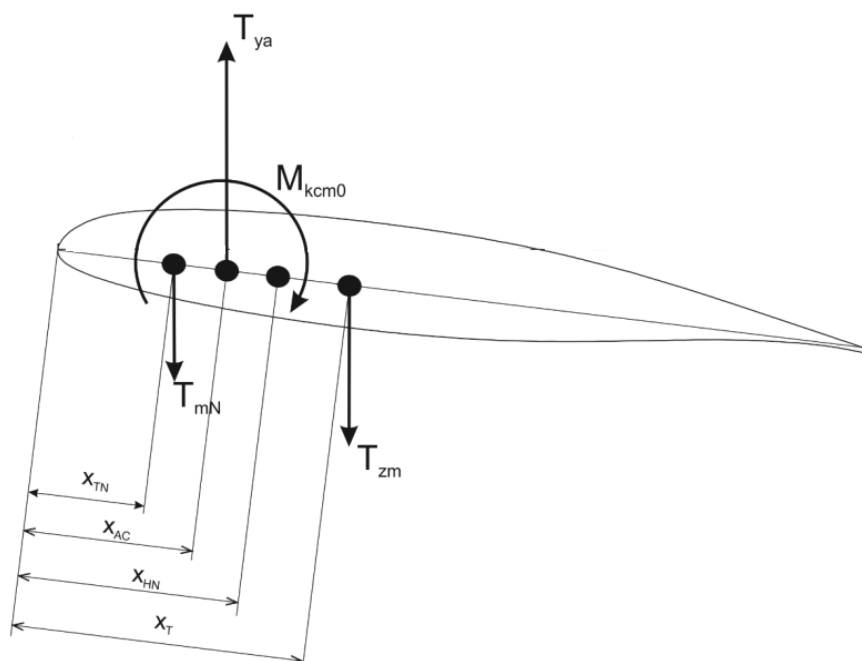
Následně přepočít do souřadnicové soustavy křídla:

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

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

#### 4.1.2.8. Kroučící moment vztažený k hlavnímu nosníku křídla

Nejprve je určen kroučící moment vztažený k hlavnímu nosníku křídla. Ten je dán složením příspěvku od aerodynamických sil a od hmotových sil podle schématu uvedenému na Obr. 27 a vztahem:



Obr. 27 – Kroučivé poměry na křídle

$$M_{KHN} = M_{Kc_{m0}} + M_{Km} + M_{Kpal}$$

Kde:

$M_{KHN}$	celkový krouticí moment vztažený k hlavnímu nosníku
$M_{Kc_{m0}}$	krouticí moment daný příspěvkem $c_{m0}$
$M_{Km}$	krouticí moment od hmotových sil
$M_{Kpal}$	krouticí moment od hmotových sil paliva

Krouticí moment k ose aerodynamických středů (25% hloubky) od aerodynamických sil je stanoven pomocí vztahu:

$$M_{Kc_{m0}} = q \cdot \int_0^{l/2} c_{m0} \cdot b^2 dz$$

Kde:

$q$	dynamický tlak
$c_{m0}$	součinitel klopivého momentu profilu při nulovém vztlaku
$b$	hloubka v daném řezu

Krouticí moment od hmotových sil je dán vztahem:

$$M_{Km} = \int_0^{l/2} q_m \cdot (x_{HN} - x_T) \cdot \cos\alpha dz$$

Kde:

$q_m$	spojité zatížení od hmotových sil
$x_T$	poloha těžiště v daném řezu
$x_{HN}$	poloha hlavního nosníku

Krouticí moment od hmotových sil paliva je dán vztahem:

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

Kde:

$q_{mp}$	spojité zatížení od hmotnosti paliva
$x_{TN}$	poloha těžiště paliva

Poloha těžiště řezu je určena v kapitole 2.5 včetně polohy těžiště palivové nádrže. Průběh spojitěho zatížení  $q_m$  a  $q_{mp}$  je stanoven v kapitole 4.1.2.

#### 4.1.2.9. Přepočítání kroučícího momentu k E. O.

Pro potřebu konstruování křídla je proveden výběr kritického případu přepočteného k elastické ose řezu podle následujícího vztahu:

$$M_{KEO} = M_{KHN} + (T_{ya} + T_{ym}) \cdot (x_{HN} - x_{EO}) \cdot \cos(\alpha + 2^\circ)$$

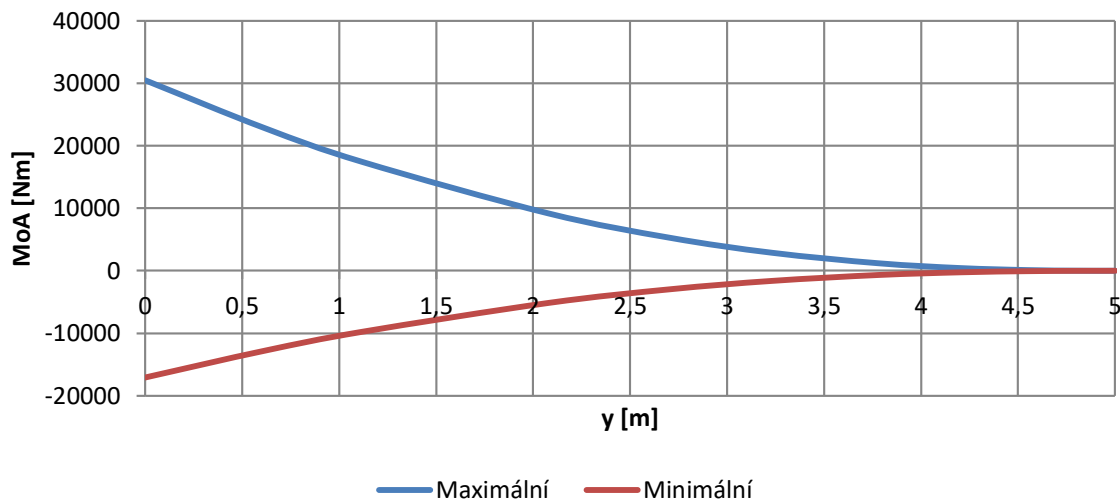
#### 4.1.2.10. Maximální zatížení

Výše uvedeným postupem jsou určeny průběhy posouvající síly, ohybového momentu a kroučícího momentu pro všechny hmotové konfigurace letounu uvedené v kapitole 2.6 a letové případy uvedené v kapitole 4.1.2. Průběhy zatížení pro jednotlivé hmotové konfigurace jsou uvedeny v příloze této práce. Zde jsou prezentovány již vybraná maxima jednotlivých zatížení jak graficky, tak i hodnoty v jednotlivých řezech formou tabulky.

##### 4.1.2.10.1. Maximální ohybový moment

Hodnoty maximálního ohybového momentu jsou uvedeny v Tab. 12 a graficky pak v Graf 38. Normálová a tečná složka je uvedena v Graf 39 a Tab. 13 a 14.

### Rozložení výsledného ohybového momentu po polorozpětí

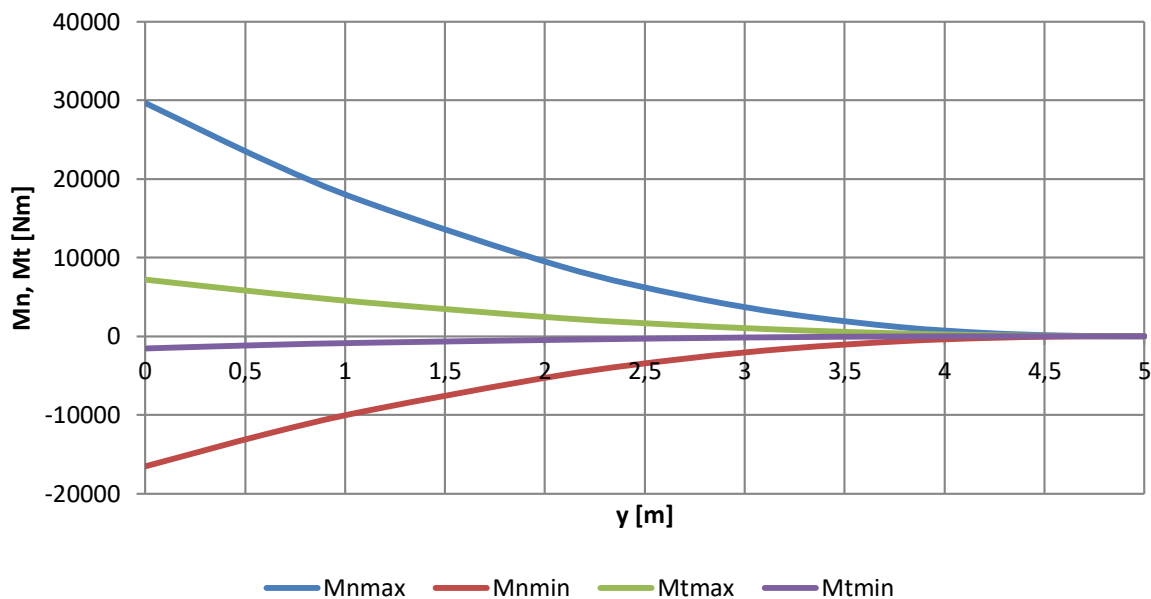


Graf 38 – Maximální výsledný ohybový moment

Rozložení výsledného ohybového momentu po polorozpětí													max	min
Mr [Nm]	Číslo případu													
		1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11		
5	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0	0
4,949	0,24	0,34	0,29	-0,20	-0,21	-0,11	0,14	0,18	0,13	0,28	0,22		0,34	-0,21
4,797	10,53	14,02	11,56	-5,77	-8,06	-4,85	5,42	7,91	4,81	10,12	4,54		14,02	-8,06
4,548	81,82	106,64	87,29	-38,20	-60,40	-37,63	41,19	61,26	36,99	75,05	23,84		106,64	-60,40
4,206	329,56	425,38	348,11	-144,84	-239,50	-151,78	166,04	247,38	149,40	299,45	78,05		425,38	-239,50
3,779	933,76	1198,63	982,33	-401,84	-672,97	-430,66	475,48	702,74	427,47	848,13	208,21		1198,63	-672,97
3,23	2254,39	2883,25	2366,77	-962,46	-1616,15	-1040,96	1177,29	1683,09	1073,02	2010,10	571,32		2883,25	-1616,15
2,703	4140,41	5284,47	4342,30	-1761,79	-2959,51	-1913,18	2236,79	3025,38	2101,33	3530,08	1336,74		5284,47	-2959,51
2,077	7209,77	9187,20	7555,83	-3062,39	-5141,83	-3333,41	4073,99	5087,10	3993,44	5709,32	3105,28		9187,20	-5141,83
1,12	13673,81	17404,31	14323,55	-5804,17	-9736,49	-6324,83	8189,97	9255,57	8402,53	9855,96	7822,83		17404,31	-9736,49
0,61	17988,19	22892,20	18840,53	-7630,12	-12805,54	-8320,76	11027,61	12018,35	11488,68	12548,21	11286,16		22892,20	-12805,54
0	23950,27	30478,85	25082,35	-10149,33	-17048,62	-11078,36	14966,45	15875,29	15813,12	16337,89	16191,67		30478,85	-17048,62

Tab. 12 – Maximální výsledný ohybový moment

## Průběh maximálních složek ohybového momentu po polorozpětí



Graf 39 – Maximální složky ohybového momentu

Rozložení normálové složky ohybového momentu po polorozpětí													max	min
MkG [Nm]	Číslo případu											max	min	
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11			
5	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0	0
4,949	0,13	0,22	0,17	-0,03	-0,13	-0,05	0,07	0,14	0,04	0,21	-0,03	0,22	0,22	-0,13
4,797	8,91	12,00	10,20	-3,43	-6,72	-3,92	4,74	7,58	4,16	9,63	1,54	12,00	12,00	-6,72
4,548	74,92	97,88	83,07	-30,48	-54,61	-33,78	39,37	60,59	35,54	74,41	15,14	97,88	97,88	-54,61
4,206	310,95	401,44	339,82	-129,28	-223,81	-141,46	163,07	246,65	147,49	299,30	64,63	401,44	401,44	-223,81
3,779	892,61	1145,33	968,34	-375,19	-638,28	-407,95	471,33	702,19	425,50	847,93	193,12	1145,33	1145,33	-638,28
3,23	2169,91	2773,39	2343,76	-918,13	-1545,02	-994,50	1171,72	1682,82	1071,35	2007,53	560,58	2773,39	2773,39	-1545,02
2,703	4000,44	5101,98	4310,01	-1699,01	-2841,81	-1836,36	2230,35	3025,32	2100,39	3522,44	1333,82	5101,98	5101,98	-2841,81
2,077	6985,60	8894,39	7511,47	-2975,34	-4953,59	-3210,59	4066,86	5087,08	3993,25	5692,82	3104,80	8894,39	8894,39	-4953,59
1,12	13271,70	16878,42	14252,47	-5663,68	-9399,18	-6104,77	8180,61	9255,28	8402,46	9823,86	7806,87	16878,42	16878,42	-9399,18
0,61	17475,46	22220,97	18755,83	-7461,95	-12375,53	-8040,37	11017,70	12017,56	11488,14	12502,79	11251,53	22220,97	22220,97	-12375,53
0	23295,27	29620,11	24983,96	-9952,70	-16499,36	-10720,56	14956,72	15873,15	15811,03	16268,15	16123,27	29620,11	29620,11	-16499,36

Tab. 13 – Normálová složka ohybového momentu

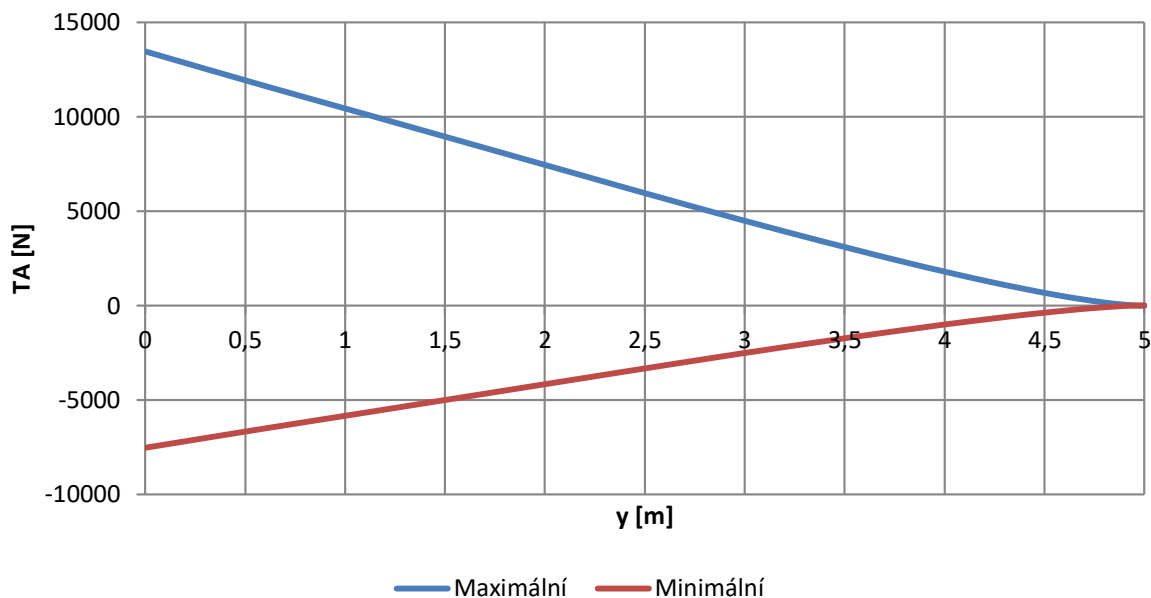
Rozložení tečné složky ohybového momentu po polorozpětí													max	min
Mkpoč [Nm]	Číslo případu											max	min	
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11			
5	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0	0
4,949	0,20	0,27	0,24	0,20	0,17	0,10	0,12	0,11	0,12	0,18	0,21	0,27	0,27	0,10
4,797	5,63	7,25	5,45	4,64	4,46	2,84	2,63	2,24	2,41	3,09	4,27	7,25	7,25	2,24
4,548	32,87	42,32	26,82	23,02	25,81	16,59	12,08	9,05	10,26	9,74	18,42	42,32	42,32	9,05
4,206	109,17	140,68	75,51	65,31	85,27	55,01	31,30	18,96	23,76	9,40	43,76	140,68	140,68	9,40
3,779	274,15	353,46	165,18	143,91	213,29	137,99	62,68	27,60	40,99	-18,08	77,80	353,46	353,46	-18,08
3,23	611,37	788,32	329,18	288,74	474,18	307,53	114,31	30,22	59,81	-101,62	110,24	788,32	788,32	-101,62
2,703	1067,48	1376,72	528,51	466,13	826,32	536,70	169,61	18,25	63,00	-232,16	88,29	1376,72	1376,72	-232,16
2,077	1783,84	2300,99	817,50	724,95	1378,55	896,49	241,02	-14,06	38,86	-433,77	-54,83	2300,99	2300,99	-433,77
1,12	3291,67	4246,06	1425,15	1269,29	2540,61	1653,87	391,45	-74,18	-32,92	-794,79	-499,47	4246,06	4246,06	-794,79
0,61	4264,18	5502,86	1784,52	1593,15	3290,62	2141,83	467,43	-137,92	-112,31	-1066,62	-883,41	5502,86	5502,86	-1066,62
0	5562,87	7183,98	2219,50	1988,13	4292,60	2792,75	539,63	-260,63	-257,63	-1507,97	-1486,75	7183,98	7183,98	-1507,97

Tab. 14 – Tečná složka ohybového momentu

#### 4.1.2.10.2. Maximální posouvající síla

Hodnoty maximální posouvající síly jsou uvedeny v Tab. 15 a graficky pak v Graf 40. Normálová a tečná složka je uvedena v Graf 41 a Tab. 16 a 17.

### Rozložení výsledné posouvající síly po polorozpětí

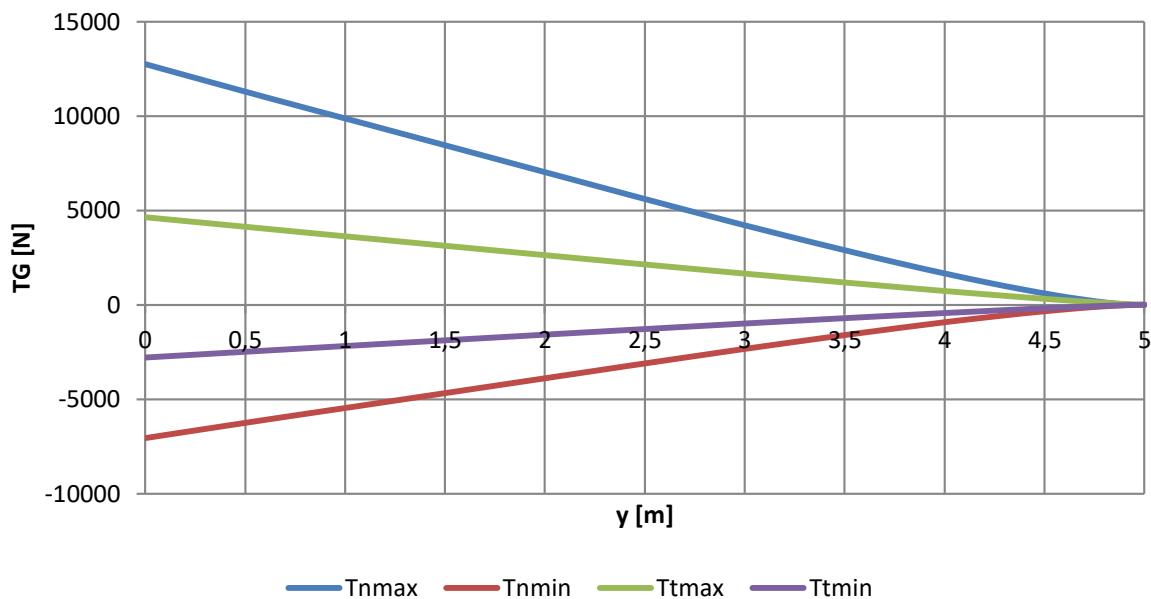


Graf 40 – Maximální posouvající síla

		Rozložení výsledné posouvající síly po polorozpětí												
		Číslo případu											max	min
Tr [N]		1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11		
Poloha řezu	5	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0	0
	4,949	9,39	13,45	11,56	-7,96	-8,17	-4,39	5,49	7,20	4,92	10,94	8,52	13,45	-8,17
	4,797	130,56	171,54	143,09	-72,67	-98,32	-60,44	67,81	97,36	61,40	123,99	58,29	171,54	-98,32
	4,548	453,75	586,01	485,83	-223,30	-331,71	-210,00	232,18	338,80	211,45	417,30	155,57	586,01	-331,71
	4,206	1023,09	1311,64	1086,23	-479,74	-738,81	-473,79	525,67	768,22	476,33	939,43	309,31	1311,64	-738,81
	3,779	1849,20	2361,32	1955,36	-847,19	-1326,78	-856,83	964,89	1392,52	871,53	1697,54	540,30	2361,32	-1326,78
	3,23	3019,35	3845,56	3184,91	-1364,62	-2157,46	-1399,66	1646,06	2217,28	1539,15	2629,02	1078,28	3845,56	-2157,46
	2,703	4213,12	5358,32	4438,53	-1890,88	-3003,68	-1953,63	2441,98	2928,77	2433,03	3271,69	2118,90	5358,32	-3003,68
	2,077	5685,38	7222,90	5983,95	-2538,79	-4046,42	-2636,96	3505,46	3725,92	3688,20	3875,10	3787,24	7222,90	-4046,42
	1,12	7935,83	10086,59	8349,04	-3525,72	-5650,53	-3679,33	5185,05	5071,68	5609,14	5039,78	6305,25	10086,59	-5650,53
	0,61	9119,94	11601,05	9595,20	-4043,32	-6500,26	-4226,56	6047,31	5868,32	6589,33	5829,46	7528,99	11601,05	-6500,26
	0	10584,39	13463,85	11133,91	-4685,02	-7543,43	-4904,92	6985,80	6897,23	7697,31	6946,68	8834,70	13463,85	-7543,43

Tab. 15 – Maximální posouvající síla

## Rozložení normálové složky posouvající síly po polorozpětí



**Graf 41 – Maximální složky posouvající síly**

Tn [N]	Číslo případu											max	min
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11		
5	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0	0
4,949	5,02	8,53	6,81	-1,14	-4,97	-1,84	2,69	5,63	1,49	8,43	-1,36	8,53	-4,97
4,797	109,88	145,82	125,56	-42,97	-81,19	-48,75	59,15	93,11	53,35	117,49	23,40	145,82	-81,19
4,548	407,39	527,44	453,82	-166,38	-292,85	-184,00	217,85	332,78	199,52	410,08	94,70	527,44	-292,85
4,206	940,46	1206,57	1036,92	-390,31	-669,38	-427,63	505,29	760,76	460,62	932,87	222,56	1206,57	-669,38
3,779	1719,70	2196,11	1885,73	-719,61	-1217,95	-784,66	938,10	1383,70	852,28	1691,99	434,42	2196,11	-1217,95
3,23	2827,90	3600,80	3090,01	-1189,54	-1996,63	-1293,14	1612,65	2206,41	1518,29	2623,02	994,84	3600,80	-1996,63
2,703	3961,04	5035,66	4319,79	-1670,98	-2791,98	-1813,50	2403,77	2915,02	2413,49	3261,85	2075,35	5035,66	-2791,98
2,077	5360,34	6806,46	5837,15	-2266,11	-3773,55	-2456,41	3462,09	3708,29	3670,21	3857,59	3768,02	6806,46	-3773,55
1,12	7498,88	9526,19	8158,76	-3171,12	-5283,70	-3436,80	5133,07	5049,30	5591,08	5014,24	6297,19	9526,19	-5283,70
0,61	8623,47	10964,00	9381,45	-3644,42	-6083,36	-3951,07	5990,12	5844,08	6570,51	5802,95	7522,87	10964,00	-6083,36
0	10016,06	12734,33	10892,58	-4234,15	-7066,21	-4589,63	6921,47	6871,33	7677,04	6921,76	8829,31	12734,33	-7066,21

**Tab. 16 – Normálová složka posouvající síly**

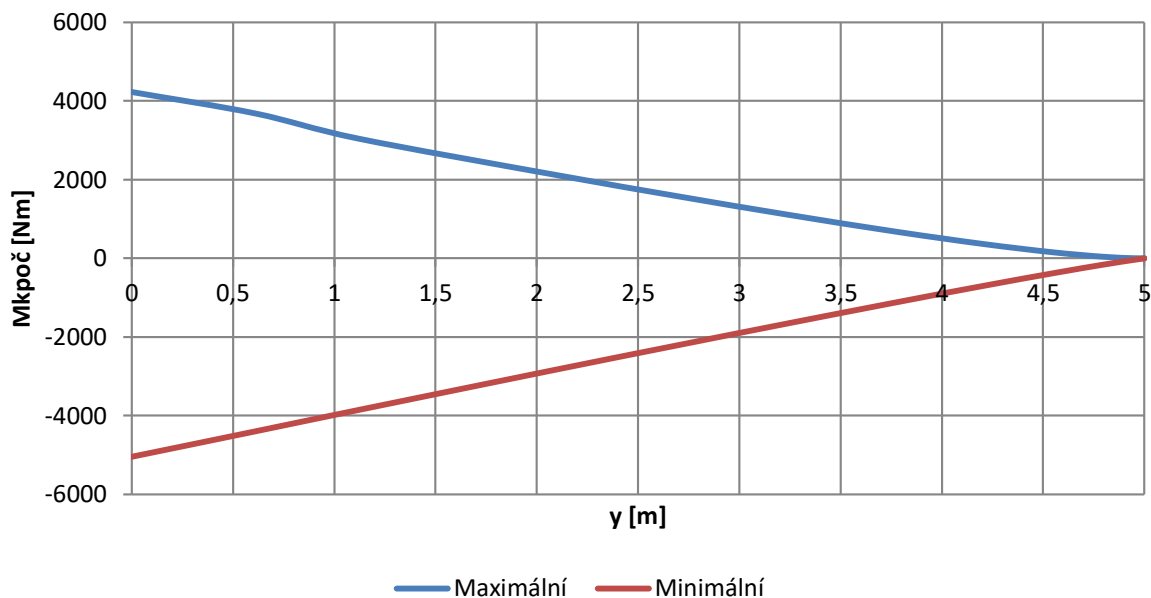
Tt [Nm]	Rozložení tečné složky posouvající síly po polorozpětí											max	min
	Číslo případu												
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11		
5	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0	0
4,949	10,21	12,80	9,91	-8,53	-7,81	-3,99	4,78	4,49	4,69	6,97	8,41	12,80	-8,53
4,797	79,53	99,87	70,87	-61,19	-60,68	-35,72	33,17	28,48	30,40	39,62	53,39	99,87	-61,19
4,548	219,97	276,68	178,45	-154,70	-167,51	-101,20	80,31	63,60	70,05	77,25	123,43	276,68	-167,51
4,206	438,22	551,80	332,38	-289,08	-333,26	-203,97	144,94	106,80	121,33	110,80	214,80	551,80	-333,26
3,779	734,29	925,27	530,67	-462,67	-557,89	-344,18	225,79	156,46	182,17	137,11	321,24	925,27	-557,89
3,23	1136,98	1433,47	791,31	-691,30	-863,27	-535,56	329,99	219,25	252,54	177,52	415,92	1433,47	-863,27
2,703	1537,90	1939,61	1045,23	-914,32	-1167,20	-726,54	430,31	283,45	307,71	253,63	427,36	1939,61	-1167,20
2,077	2025,19	2554,88	1349,71	-1181,95	-1536,53	-958,97	549,73	362,05	363,89	367,93	381,04	2554,88	-1536,53
1,12	2783,34	3512,25	1818,60	-1594,34	-2111,05	-1313,74	732,40	476,00	449,79	506,64	318,79	3512,25	-2111,05
0,61	3191,36	4027,50	2069,51	-1815,10	-2420,20	-1500,96	829,68	532,86	497,71	555,34	303,51	4027,50	-2420,20
0	3680,72	4645,51	2369,96	-2079,47	-2790,98	-1730,17	945,84	597,15	558,16	587,89	308,59	4645,51	-2790,98

**Tab. 17 – Tečná složka posouvající síly**

### 4.1.2.10.3. Maximální krouticí moment k E. O.

Hodnoty maximálního krouticího momentu jsou uvedeny v Tab. 18 a graficky pak v Graf 42.

## Rozložení celkového početního krouticího momentu k EO po polorozpětí



Graf 42 – Maximální početní krouticí moment k EO

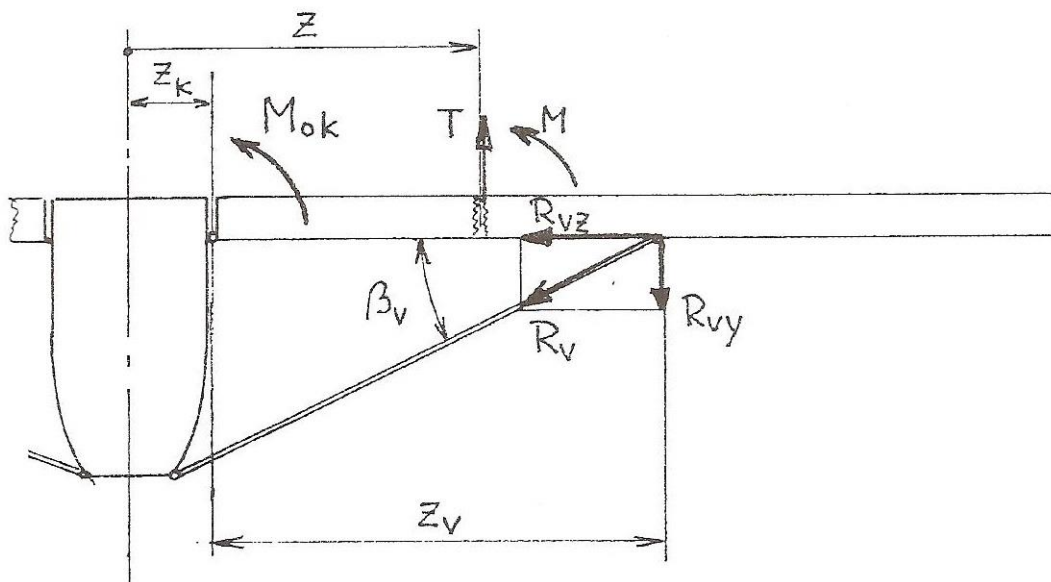
Rozložení celkového početního krouticího momentu k EO po polorozpětí														
Mkpoč [Nm]	Číslo případu											max	min	
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11			
5	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0	0	
4,949	-0,42	-0,99	-23,26	-36,53	-22,41	-15,52	-5,45	-3,01	-4,21	-21,89	-25,19	-0,42	-36,53	
4,797	30,41	36,07	-58,71	-158,48	-110,98	-76,43	-5,41	10,70	-1,85	-61,44	-93,18	36,07	-158,48	
4,548	123,66	150,06	-73,42	-378,60	-286,87	-196,98	16,44	63,75	20,84	-92,37	-198,75	150,06	-378,60	
4,206	294,22	359,58	-48,76	-698,24	-557,23	-381,94	69,81	167,91	70,48	-97,76	-337,35	359,58	-698,24	
3,779	545,91	669,50	22,41	-1114,02	-921,64	-630,95	161,11	325,26	152,09	-74,11	-498,30	669,50	-1114,02	
3,23	905,75	1113,13	151,65	-1664,23	-1415,26	-968,01	317,90	531,89	308,33	-65,96	-615,16	1113,13	-1664,23	
2,703	1274,81	1568,48	300,36	-2202,60	-1905,49	-1302,60	272,68	927,93	768,61	30,38	-369,84	1568,48	-2202,60	
2,077	1731,35	2132,02	495,91	-2849,91	-2500,40	-1708,53	-30,88	1649,21	1647,00	297,07	266,86	2132,02	-2849,91	
1,12	2468,82	3039,00	835,24	-3857,74	-3434,43	-2348,12	-477,25	2789,57	2984,57	775,38	1208,13	3039,00	-3857,74	
0,61	2877,85	3540,32	1032,38	-4402,39	-3941,79	-2696,75	-726,29	3421,31	3679,84	1081,82	1661,96	3679,84	-4402,39	
0	3357,96	4130,98	1259,13	-5049,11	-4544,09	-3109,10	-773,41	3937,38	4224,60	1293,75	1937,19	4224,60	-5049,11	

Tab. 18 – Maximální početní krouticí moment k EO



#### 4.1.2.11. Zatížení se vzpěrou

Letoun má být vybaven jednoduchou vzpěrou křídla kotvenou pouze do hlavního nosníku. Z toho vyplývá, že nebude ovlivněno zatížení křídla v tečném směru. Ovlivněny budou normálové složky posouvající síly a ohybového momentu. Od konce křídla po závěs vzpěry jsou krutové podmínky nezměněny, od závěsu vzpěry k závěsu křídla je krouticí moment změněn o reakci ve vzpěře působící na rameni rozdílu polohy elastické osy a hlavního nosníku. Z předchozí kapitoly jsou převzaty maximální hodnoty těchto složek a stanoveno výsledné zatížení křídla se vzpěrou metodikou [9] uvedenou na Obr. 28 podle vztahů:



Obr. 28 – Zatížení křídla se vzpěrou [9]

$$R_{VY} = \frac{M_{ok}}{z_v}$$

$$T_v = T_n - R_{VY}$$

$$M_V = M_n - R_{VY}(z_k + z_v - z)$$

Kde:

- $M_{ok}$  Normálová složka ohybového momentu samonosného křídla v místě závěsů křídla
- $R_{VY}$  Složka reakční síly vzpěry ve směru osy y
- $T_v$  Výsledná normálová složka posouvající síly se vzpěrou
- $T_n$  Normálová složka posouvající síly samonosného křídla
- $M_V$  Výsledná normálová složka ohybového momentu se vzpěrou
- $M_n$  Normálová složka ohybového momentu samonosného křídla

Krouticí moment od závěsu vzpěry po závěs křídla je dán vztahem:

$$M_k = M_{kEO} - R_{VY} \cdot (x_{EO} - x_{HN})$$

Kde:

$M_{KEO}$  krouticí moment vztažený k elastické ose samonosného křídla

V Tab. 19 jsou uvedeny výchozí hodnoty pro výpočet zatížení, tedy hodnoty samonosného křídla a v Tab. 20 hodnoty zatížení křídla se vzpěrou. Graficky jsou hodnoty zatížení křídla se vzpěrou uvedeny v Graf 43.

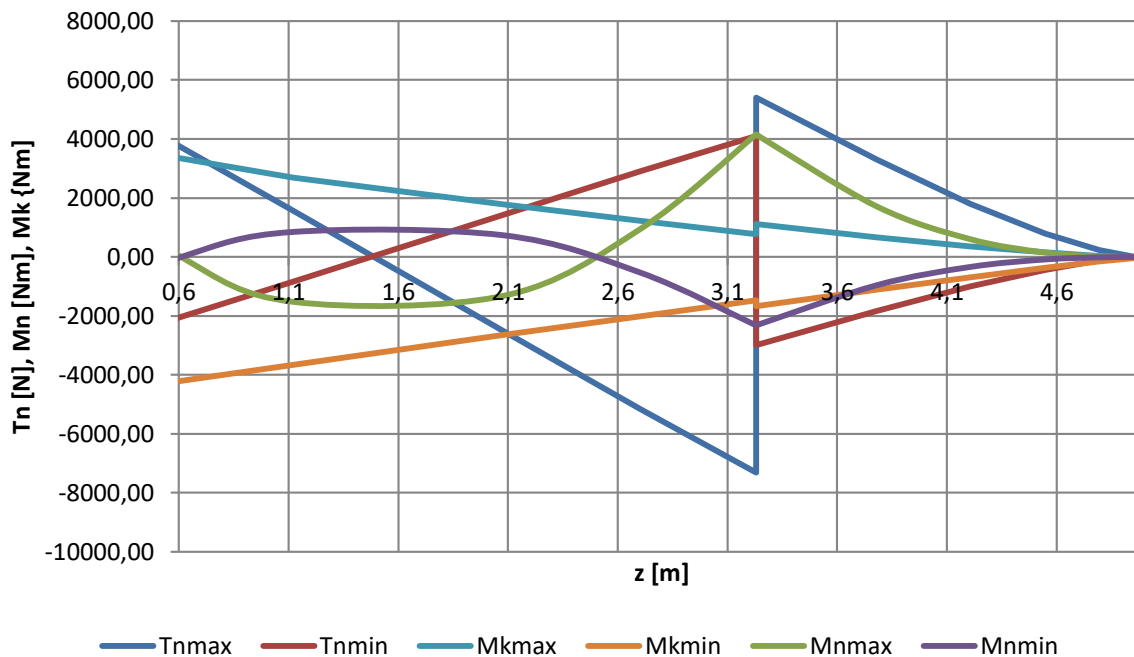
Výchozí zatížení										
z [m]	Mn [Nm]		Mt [Nm]		Tn [N]		Tt [N]		Mkpoč [Nm]	
	max	min	max	min	max	min	max	min	max	min
5	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00
4,949	0,33	-0,19	0,40	0,15	12,80	-7,46	-19,21	12,79	-0,42	-36,53
4,797	18,00	-10,08	10,88	3,37	218,73	-121,78	-149,80	91,78	36,07	-158,48
4,548	146,82	-81,92	63,48	13,57	791,15	-439,27	-415,02	251,26	150,06	-378,60
4,206	602,16	-335,72	211,03	14,10	1809,85	-1004,07	-827,70	499,88	359,58	-698,24
3,779	1717,99	-957,42	530,19	-27,12	3294,17	-1826,92	-1387,91	836,84	669,50	-1114,02
3,23	4160,08	-2317,54	1182,49	-152,43	5401,20	-2994,94	-2150,21	1294,90	1113,13	-1664,23
3,23	4160,08	-2317,54	1182,49	-152,43	5401,20	-2994,94	-2150,21	1294,90	1113,13	-1664,23
2,703	7652,98	-4262,71	2065,07	-348,24	7553,48	-4187,97	-2909,42	1750,80	1568,48	-2202,60
2,077	13341,58	-7430,38	3451,48	-650,65	10209,69	-5660,32	-3832,32	2304,79	2132,02	-2849,91
1,12	25317,63	-14098,77	6369,09	-1192,19	14289,29	-7925,54	-5268,37	3166,58	3039,00	-3857,74
0,61	33331,46	-18563,30	8254,29	-1599,92	16446,00	-9125,05	-6041,25	3630,30	3679,84	-4402,39
0	44430,16	-24749,04	10775,96	-2261,95	19101,50	-10599,32	-6968,27	4186,46	4224,60	-5049,11

**Tab. 19 – Výchozí zatížení samonosného křídla**

Zatížení se vzpěrou										
z [m]	Mn [Nm]		Mr [Nm]		Tn [N]		Tr [N]		Mkpoč [Nm]	
	max	min	max	min	max	min	max	min	max	min
5	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00
4,949	0,33	-0,19	0,51	0,24	12,80	-7,46	23,08	14,80	-0,42	-36,53
4,797	18,00	-10,08	21,03	10,63	218,73	-121,78	265,11	152,49	36,07	-158,48
4,548	146,82	-81,92	159,96	83,04	791,15	-439,27	893,40	506,05	150,06	-378,60
4,206	602,16	-335,72	638,06	336,01	1809,85	-1004,07	1990,14	1121,62	359,58	-698,24
3,779	1717,99	-957,42	1797,94	957,80	3294,17	-1826,92	3574,61	2009,46	669,50	-1114,02
3,23	4160,08	-2317,54	4324,88	2322,54	5401,20	-2994,94	5813,46	3262,89	1113,13	-1664,23
3,23	4160,08	-2317,54	4324,88	2322,54	-7320,73	4090,29	7629,98	4290,36	763,27	-1469,39
2,703	948,52	-528,80	2272,49	633,16	-5168,45	2897,26	5931,07	3385,17	1218,63	-2007,75
2,077	-1326,81	738,89	3697,72	984,53	-2512,24	1424,91	4582,37	2709,69	1782,17	-2655,06
1,12	-1525,64	851,07	6549,26	1464,80	1567,36	-840,31	5496,58	3276,18	2689,15	-3662,89
0,61	0,00	0,00	8254,29	1599,92	3724,07	-2039,82	7096,86	4164,12	3329,99	-4207,54
0	3338,33	-1863,76	11281,22	2930,87	6379,57	-3514,09	9447,52	5465,83	3874,74	-4854,26

**Tab. 20 – Zatížení křídla se vzpěrou**

### Zatížení se vzpěrou početní



Graf 43 – Zatížení křídla se vzpěrou

Číselně pro výpočet maximální a minimální:

$$R_{VYmax} = \frac{33331,46}{2,62} = 12721,93 \text{ N}$$

$$R_{VYmin} = \frac{-18563,3}{2,62} = -7085,23 \text{ N}$$

Všechny hodnoty zatížení se vzpěrou jsou již počítány jako hodnoty **početní**, tedy násobeny koeficientem bezpečnosti 1,5.

## 4.2. Zatížení ocasních ploch letounu

Tato kapitola se zabývá výpočtem zatížení ocasních ploch (dále jen OP) letounu L-60 v souladu s předpisem ELSA\_K pro případy zatížení tímto předpisem vyžadované. Pokud není řečeno jinak, jsou všechny hodnoty zde uváděné **hodnotami provozními**.

### 4.2.1. Vstupní údaje pro zatížení VOP

Geometrické vstupní údaje potřebné pro výpočet zatížení vodorovné ocasní plochy jsou převzaty z kapitoly 2.2.

#### 4.2.1.1. Aerodynamické vstupy

Zde jsou uvedeny aerodynamické vstupy potřebné pro výpočet zatížení vodorovné ocasní plochy.

Úhel nulového vztlaku VOP:	$\alpha_0=0^\circ$
Stoupání vztlakové čáry VOP:	$c_{yVOP}^\alpha = 3,627 \text{ 1/rad}$
Klopivý moment při nulovém vztlaku:	$c_{m0} = 0$
Derivace zešikmení proudu za křídlem:	$\frac{d\varepsilon}{d\alpha} = 0,3089$

### 4.2.2. Vstupní údaje pro zatížení SOP

Geometrické vstupní údaje potřebné pro výpočet zatížení svislé ocasní plochy jsou obsaženy v kapitole 2.2.

#### 4.2.2.1. Aerodynamické vstupy

Zde jsou uvedeny aerodynamické vstupy potřebné pro výpočet zatížení Svislé ocasní plochy. Tyto údaje jsou uvedeny v předchozích kapitolách projektu II a zde jsou uvedeny pro úplnost.

Úhel nulového vztlaku SOP:	$\alpha_0=0^\circ$
Stoupání vztlakové čáry SOP:	$c_{yVOP}^\alpha = 2,723 \text{ 1/rad}$
Klopivý moment při nulovém vztlaku:	$c_{m0} = 0$

### 4.2.3. Hmotové vstupy

Hmotové vstupy potřebné pro výpočet zatížení ocasních ploch jsou uvedeny v kapitole 2.3. V kapitole hmotový rozbor byl proveden odhad hmotnosti VOP. Těžiště VOP bylo odečteno z 3D modelu letounu. Hmotnost a poloha těžiště vztažená k NH  $b_{SAT}$  křídla letounu je:

Hmotnost VOP:	14,05 kg
Poloha těžiště VOP:	4,883 m

#### 4.2.4. Definice souřadnicového systému

Definice souřadného systému je převzata z kapitoly 2. 4. na Obr. 10.

#### 4.2.5. Zatížení vodorovné ocasní plochy

V této kapitole je stanoveno zatížení VOP v souladu s požadavky předpisu ELSA\_K. Tento stavební předpis definuje tři případy a to „vyvažovací, obrátový a poryvový“.

#### 4.2.6. Provozní síly na VOP

##### 4.2.6.1. Vyvažovací případy

V této kapitole je zpracován rozbor vyvažovacích případů zatížení.

Předpis ELSA\_K uvádí:

„5.4 Vodorovné ocasní plochy (VOP):

5.4.1. Vyvažovací zatížení VOP:

5.4.1.1 Vyvažovací zatížení VOP je zatížení nutné pro udržení rovnováhy letounu bez klopivého zrychlení ve všech specifikovaných letových podmínkách.

5.4.1.2 VOP musí být navrženy pro vyvažovací zatížení pro každý bod mezní obálky obrátů a pro podmínky použití vztlakových a brzdících klapek určených v

5.2.5.3“

Vyvažovací síla na VOP je určena z momentové rovnováhy k NB letounu bez VOP podle Obr. 24 takto.

$$L_h = \frac{1}{L_{VOP}'} [M_{zbVOP} + G \cdot (x_T - x_{NBbVOP})]$$

Kde:

$M_{zbVOP}$	moment letounu k AC bez VOP	[Nm]
$L_{VOP}'$	Vzdálenost AC VOP od AC letounu bez VOP	[m]
$G$	tíha letounu	[N]
$x_T$	poloha těžiště letounu	[m]
$x_{AC}$	poloha NB letounu bez VOP v GSS	[m]

$$L_{VOP}' = L_{VOP} + (x_{ACk} - x_{ACbVOP}) \cdot b_{SAT}$$

Kde:

$L_{VOP}$	vzdálenost AC křídla od AC VOP
$x_{ACk}$	poloha AC křídla

$$M_{zbVOP} = m_{zobVOP} \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot b_{SAT}$$

Kde:

$m_{zobVOP}$	součinitel klopivého momentu letounu bez VOP
$S$	plocha křídla
$b_{SAT}$	střední aerodynamická třetina

K těmto vyvažovacím silám je připočítán vliv setrvačných hmot podle následujících vztahů:

$$L_{VOPvyv} = L_h + L_{VOPsetr}$$

$$L_{VOPsetr} = -m_{VOP} \cdot g \cdot n$$

Kde:

$L_h$	vyvažovací síla VOP
$L_{VOPsetr}$	setrvačná síla na VOP vyvolaná hmotností
$m_{VOP}$	hmotnost VOP
$g$	tíhové zrychlení
$n$	provozní násobek

Pro názornost zde bude předveden postup pro hmotovou konfiguraci č. 7 a letový případ č. 1. To znamená:  $n=4$ ;  $v=161,15\text{km/h}$ ;  $m=600\text{kg}$ ;  $x_T=0,3041$   $b_{SAT}$ ;  $x_{ACbVOP}=0,2434$   $b_{SAT}$ ;  $m_{VOP}=14,05\text{kg}$ ;  $L_{VOP}=3,9\text{m}$ ;  $m_{zobVOP}=-0,10862$ ;

$$L_{VOP'} = 3,9 + (0,25 - 0,2434) \cdot 1,35 = 3,90891\text{m}$$

$$M_{zbVOP} = -0,10862 \cdot \frac{1}{2} \cdot 1,225 \cdot \left(\frac{161,15}{3,6}\right)^2 \cdot 13,5 \cdot 1,35 = -2429,65\text{Nm}$$

$$L_h = \frac{1}{3,90891} \cdot [-2429,65 + 600 \cdot 9,81 \cdot 4 \cdot (0,3041 - 0,2434)] = -127,99\text{N}$$

$$L_{VOPsetr} = -14,05 \cdot 9,81 \cdot 4 = -551,32\text{N}$$

$$L_{VOPvyv} = -127,99 - 551,32 = -679,31\text{N}$$

Výše popsaným způsobem jsou stanoveny vyvažovací síly na VOP pro všechny hmotové konfigurace a všechny letové případy obálky. Z těchto sil jsou vybrány maxima a uvedeny ve druhém sloupci následující tabulky, ve třetím až pátém sloupci jsou uvedeny vyvažovací síly při rychlostech  $v_A$ ,  $v_C$ ,  $v_D$  a násobku  $n=1$ , které jsou dále použity při výpočtu obrátových a poryvových případů. Tyto síly jsou uvedeny bez vlivu hmotnosti.

konfigurace	$L_{vopvyv}$ [N]	$L_{vop VA1}$ [N]	$L_{vop VD1}$ [N]	$L_{vop VC1}$ [N]
1	-1449.5	-680.6	-1272.4	-834.4
2	-1441.4	-678.6	-1270.4	-832.4
3	-1432.5	-676.3	-1268.2	-830.2
4	-1479.6	-688.1	-1279.9	-841.9
5	-1487.7	-690.1	-1282.0	-844.0
6	-1283.0	-639.0	-1230.8	-792.8
7	-1271.2	-636.0	-1227.8	-789.8
8	-1235.9	-627.2	-1219.0	-781.0
9	-1227.5	-625.1	-1216.9	-778.9

**Tab. 21 – Velikost vyvažovacích sil**

Z Tab. 21 je vybrána největší vyvažovací síla, která je použita pro výpočet zatížení vyvažovacích případů. Největší síla je při hmotové konfiguraci č. 5 (hmotnost 476,45 kg) a rychlosti letu  $v_D$  při násobku  $n=4$  a její velikost je **-1487,7N**.

#### 4.2.6.2. Obratové případy

Předpis ELSA\_K uvádí:

„5.4.2. Zatížení při obratech – Každá VOP musí být navržena na zatížení při obratech vyvolaných jednou z následujících podmínek:

5.4.2.1 Při rychlosti  $V_A$ , maximální výchylka řídicí plochy klopení nahoru,

5.4.2.2 Při rychlosti  $V_A$ , maximální výchylka řídicí plochy klopení dolů,

5.4.2.3 Při rychlosti  $V_D$ , jedna třetina maximální výchylky řídicí plochy klopení nahoru,

5.4.2.4 Při rychlosti  $V_D$ , jedna třetina maximální výchylky řídicí plochy klopení dolů.

*POZNÁMKA 5: V 5.4.2 by měly být uváženy následující předpoklady: letoun je původně ve vodorovném letu a jeho výška a rychlost se nemění. Zatížení jsou vyvážena setrvačnými silami.“*

Velikost maximální síly obratových případů dle obr. X1.4 předpisu ELSA [10].

Síla od obratu je odečtena následujícím způsobem:

$$x = \frac{W}{S} \cdot n1 = \frac{600 \cdot 9,81}{13,5} \cdot 4 = 1744N/m^2$$

Kde:

W	tíha letounu	[N]
S	plocha křídla	[m <sup>2</sup> ]
n1	příslušný násobek	

hodnota osy y:  $w = 1154N/m^2$

Výsledná síla obratových případů:

$$L_{VOPobrt} = S_{VOP} \cdot w = 2,87 \cdot 1154 = \mathbf{3311,98N}$$

Kde:

$S_{VOP}$  plocha VOP [m<sup>2</sup>]

Pro výpočet obratového zatížení VOP bude dále brána hodnota síly -3311,98N.

#### 4.2.6.3. Poryvové zatížení

Předpis ELSA\_K uvádí:

- „5.4.3 Zatížení VOP od poryvu – VOP musí být navrženy pro zatížení vyplývající z:  
5.4.3.1 Rychlostí poryvů specifikovaných v 5.2.3.3 se zasunutými klapkami a  
5.4.3.2 Kladných a záporných poryvů 7,5 m/s nominální intenzity při  $V_F$  a plně  
Vysunutými klapkami.

POZNÁMKA 6 – Při absenci racionálnější analýzy, může být poryvové zatížení horizontálních ploch vypočítáno metodou Přílohy X4.“

Podle přílohy X4 je možné přírůstek síly na VOP od poryvu určit pomocí vzorce:

$$\Delta L_{HT} = \frac{K_g \cdot U_{de} \cdot v \cdot a_{HT} \cdot S_{HT}}{1,63} \cdot \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right)$$

Kde:

- $a_{HT}$  směrnice křivky vztlaku VOP  
 $S_{HT}$  plocha VOP  
 $U_{de}$  odvozená rychlost poryvu (na rychlosti  $V_C = \pm 15$  m/s,  $V_D = \pm 7,5$  m/s)  
 $\frac{d\varepsilon}{d\alpha}$  derivace sešikmení proudu podle úhlu náběhu  
 $v$  rychlost letu

Pro názornost je uveden příklad výpočtu pro kladný poryv na rychlosti  $V_C$  a hmotové konfiguraci č. 1. Vstupy:  $V_C = 50$  m/s.  $K_g = 0,450133$ .

$$\Delta L_{HT} = \frac{0,450133 \cdot 15 \cdot 50 \cdot 3,627 \cdot 2,87}{1,63} \cdot (1 - 0,3089) = 1489,85N$$

Přírůstky sil od poryvu pro všechny hmotové konfigurace jsou uvedeny v Tab. 22.



konfigurace	$-\Delta L_{htvc}$ [N]	$\Delta L_{htvc}$ [N]	$-\Delta L_{htvd}$ [N]	$\Delta L_{htvd}$ [N]
1	-1489.85	1489.85	-931.87	931.87
2	-1693.37	1693.37	-1059.17	1059.17
3	-1845.96	1845.96	-1154.61	1154.61
4	-1931.88	1931.88	-1208.35	1208.35
5	-1804.35	1804.35	-1128.58	1128.58
6	-1832.44	1832.44	-1146.15	1146.15
7	-1957.76	1957.76	-1224.54	1224.54
8	-1727.28	1727.28	-1080.38	1080.38
9	-1872.01	1872.01	-1170.90	1170.90

**Tab. 22 – Přírůstky sil na VOP od poryvu**

#### 4.2.6.3.1. Přírůstky od setrvačné síly

Postup určení setrvačných sil na VOP je stejný, jako byl u vyvažovacího případu včetně použitých vztahů. Její velikost je tedy **-137,83 N**.

#### 4.2.6.3.2. Celková síla od poryvu na VOP

Výsledná síla na VOP od poryvu je dána součtem příspěvků následovně:

$$L_{VOPpor} = L_{VOPvyv} + \Delta L_{HT} + L_{VOPsetr}$$

Po dosažení tedy:

$$L_{VOPpor} = -834,42 + 1489,85 - 137,83 = 517,6 \text{ N}$$

Hodnoty pro všechny hmotové konfigurace jsou uvedeny v Tab. 23. Pro úplnost jsou v tabulce uvedeny přírůstky od poryvu a celkové síly od poryvu na VOP.

konfigurace	$-\Delta L_{htvc}$	$\Delta L_{htvc}$	$-\Delta L_{htvd}$	$\Delta L_{htvd}$	$L_{vopvc-}$	$L_{vopvc+}$	$L_{vopvd-}$	$L_{vopvd+}$
1	-1489.85	1489.85	-931.87	931.87	-2462.09	517.60	-2342.13	-478.39
2	-1693.37	1693.37	-1059.17	1059.17	-2663.59	723.16	-2467.40	-349.06
3	-1845.96	1845.96	-1154.61	1154.61	-2813.96	877.96	-2560.63	-251.41
4	-1931.88	1931.88	-1208.35	1208.35	-2911.64	952.12	-2626.13	-209.43
5	-1804.35	1804.35	-1128.58	1128.58	-2786.15	822.55	-2548.40	-291.23
6	-1832.44	1832.44	-1146.15	1146.15	-2763.06	901.82	-2514.79	-222.48
7	-1957.76	1957.76	-1224.54	1224.54	-2885.41	1030.10	-2590.21	-141.14
8	-1727.28	1727.28	-1080.38	1080.38	-2646.13	808.44	-2437.24	-276.48
9	-1872.01	1872.01	-1170.90	1170.90	-2788.75	955.26	-2525.66	-183.86

**Tab. 23 – Celková síla na VOP od poryvu**

Největší síla od poryvu dle Tab. 23 je při hmotové konfiguraci č. 7 a rychlosti  $V_C$  a její velikost je **-2885,41 N**.

#### 4.2.6.4. Maximální zatížení

Pro všechny tři druhy zatížení jsou vybrána maximální zatížení. Pro tyto maxima budou dále určovány průběhy zatížení. Pro přehlednost jsou maxima uvedena v Tab. 24.

Konfigurace	v[km/h]	Provozní hodnota [N]	Pozn.	
5	225.16(Vd)	-1487.72	n=4; letový případ č.2	Vyvažovací případ
7	225.16(Vd)	-3311.98	dle ELSA_K	Obratový případ
7	179.99(Vc)	-2885.41	záporný poryv na $V_c$	Poryvový případ

**Tab. 24 – Maximální síly na VOP**

Pro hodnoty, uvedené v Tab. 24 bude dále počítáno zatížení VOP.

#### 4.2.7. Měrné zatížení na VOP

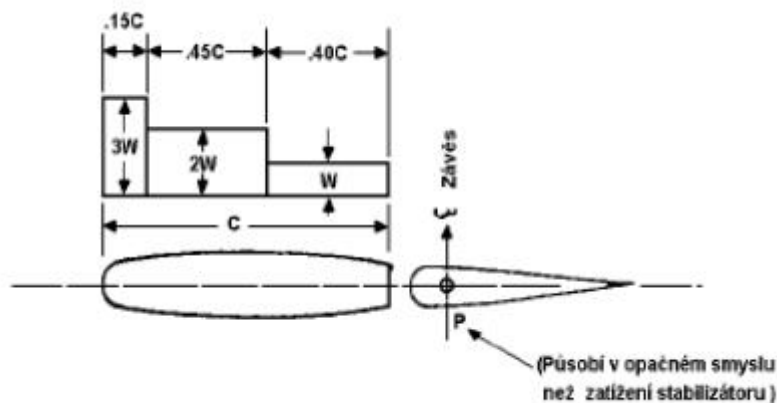
Nyní bude přistoupeno k určení měrného zatížení na vodorovných ocasních plochách pro jednotlivé případy zatížení.

##### 4.2.7.1. Vyvažovací případ

Rozložení vztlaku po rozpětí je řešeno zjednodušeně jako lichoběžníkové úměrné hloubce VOP a jeho průběh je stanoven podle následujícího postupu.

##### 4.2.7.1.1. Rozložení zatížení po hloubce

Předpis ELSA\_K nedefinuje rozložení vztlaku po rozpětí pro vyvažovací případy. Definice rozložení je proto převzata z předpisu CS-VLA [11] dodatek B11 a je definováno podle Obr. 29.



**Obr. 29 - Rozložení vztlaku po hloubce [11]**

Předpis CS-VLA uvádí:

„(a) V podmínkách vyvážení podle CS-VLA 421,  $P = 40\%$  čistého vyvažovacího zatížení (při zasunutých klapkách); a  $P = 0$  (při vysunutých klapkách).

(c) Zatížení stabilizátoru musí být:

- (1) 140% čistého vyvažovacího zatížení pro případ zasunutých klapek podle poznámky (a)
- (2) 100% vyvažovacího zatížení pro případ vysunutých vztlakových klapek podle poznámky (a)“

Maximální vyvažovací síly na VOP pro případy vysunutých vztlakových klapek jsou menší než vyvažovací síly na VOP se zasunutými vztlakovými klapkami. Z tohoto důvodu nebudou dále klapkové případy rozebírány.

Podle Obr. 29 je poloha působišť síly na stabilizátoru v 0,395 hloubky stabilizátoru (dále 0,395  $b_1$ ).

#### 4.2.7.1.2. Průběh spojitého zatížení po rozpětí

Nejprve je určen střední tlak na VOP podle vztahu:

$$W = \frac{L_{VOPvyv}}{S_{HT}} = \frac{-1487,72}{2,87} = -518,37 \text{ Pa}$$

Místní hodnota spojitého zatížení je určena podle vztahu:

$$q(z) = W \cdot b(z)$$

Po dosazení pro kořenový řez:

$$q(z) = -518,37 \cdot 1,15 = -596,12 \text{ N/m}$$

Síla  $P$  je zde 40% vyvažovací síly, tedy -595,1 N. Působišť síly na stabilizátoru je v 0,395 hloubky stabilizátoru. Spojité zatížení na výškovém kormidle  $q_{VK}$  působí v ose otáčení a nevyvolá na kormidle krouticí moment.

Spojité zatížení pro stabilizátor a výškové kormidlo lze určit podle následujících vztahů:

$$q_{ST} = 1,4 \cdot q = -596,12 \cdot 1,4 = -834,57 \text{ N/m}$$

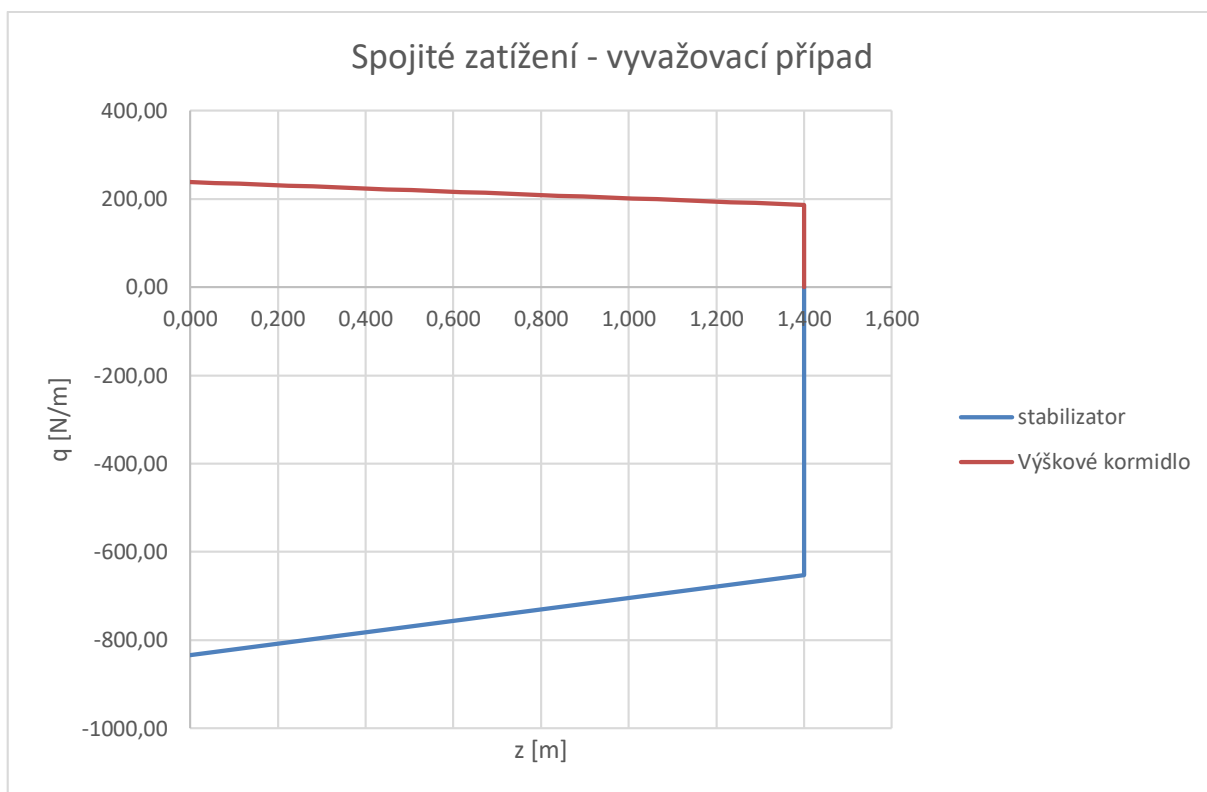
$$q_{VK} = -0,4 \cdot q = -0,4 \cdot -596,12 = 238,45 \text{ N/m}$$

Číselně je průběh vyjádřen v Tab. 25 a zobrazen v Graf 44.

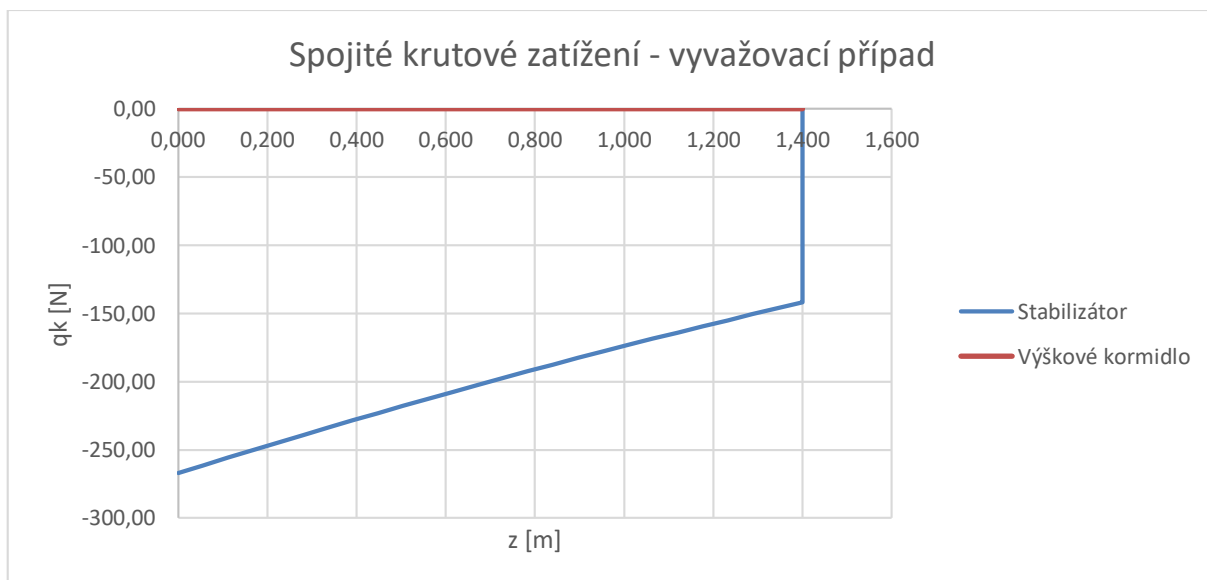
Měrný krouticí moment od spojitého zatížení vztažený k nosníku stabilizátoru je dán vztahem:

$$q_{mkST} = (x_N - x_{ST}) \cdot q_{ST}$$

Spojité zatížení na výškovém kormidle působí v ose otáčení a je tedy nulové.



**Graf 44 – Průběh spojitého zatížení na VOP – vyvažovací případ**



**Graf 45 – Průběh spojitého krutového zatížení na VOP – vyvažovací**

z [m]	b [m]	W <sup>=</sup> [Pa]	q [N/m]	q <sub>st</sub> [N/m]	q <sub>vk</sub> [N/m]	q <sub>kst</sub> [N]	q <sub>kvk</sub> [N]
0.000	1.15	-518.37	-596.12	-834.57	238.45	-267.10	0.00
0.056	1.14	-518.37	-590.94	-827.32	236.38	-261.38	0.00
0.112	1.13	-518.37	-585.76	-820.06	234.30	-255.71	0.00
0.168	1.12	-518.37	-580.57	-812.80	232.23	-250.10	0.00
0.224	1.11	-518.37	-575.39	-805.55	230.16	-244.55	0.00
0.280	1.10	-518.37	-570.21	-798.29	228.08	-239.07	0.00
0.336	1.09	-518.37	-565.02	-791.03	226.01	-233.64	0.00
0.392	1.08	-518.37	-559.84	-783.77	223.94	-228.27	0.00
0.448	1.07	-518.37	-554.66	-776.52	221.86	-222.96	0.00
0.504	1.06	-518.37	-549.47	-769.26	219.79	-217.72	0.00
0.560	1.05	-518.37	-544.29	-762.00	217.72	-212.53	0.00
0.616	1.04	-518.37	-539.10	-754.75	215.64	-207.40	0.00
0.672	1.03	-518.37	-533.92	-747.49	213.57	-202.33	0.00
0.728	1.02	-518.37	-528.74	-740.23	211.49	-197.32	0.00
0.784	1.01	-518.37	-523.55	-732.97	209.42	-192.37	0.00
0.840	1.00	-518.37	-518.37	-725.72	207.35	-187.48	0.00
0.896	0.99	-518.37	-513.19	-718.46	205.27	-182.65	0.00
0.952	0.98	-518.37	-508.00	-711.20	203.20	-177.88	0.00
1.008	0.97	-518.37	-502.82	-703.95	201.13	-173.17	0.00
1.064	0.96	-518.37	-497.63	-696.69	199.05	-168.51	0.00
1.120	0.95	-518.37	-492.45	-689.43	196.98	-163.92	0.00
1.176	0.94	-518.37	-487.27	-682.17	194.91	-159.39	0.00
1.232	0.93	-518.37	-482.08	-674.92	192.83	-154.92	0.00
1.288	0.92	-518.37	-476.90	-667.66	190.76	-150.51	0.00
1.344	0.91	-518.37	-471.72	-660.40	188.69	-146.15	0.00
1.400	0.90	-518.37	-466.53	-653.15	186.61	-141.86	0.00

**Tab. 25 – Průběh spojitého zatížení na VOP – vyvažovací případ**

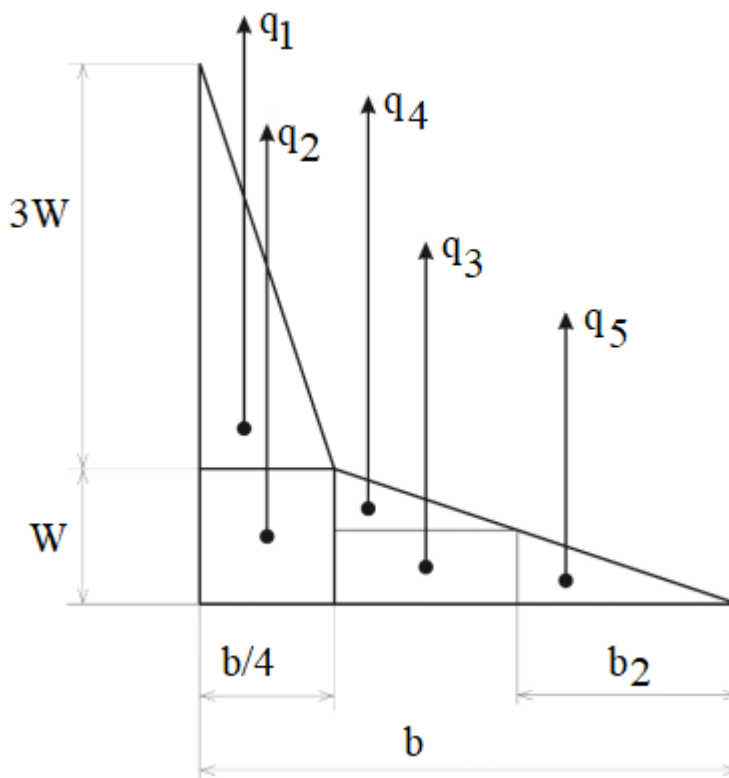
#### 4.2.7.2. Poryvový případ

Analogicky stejný postup jako u předešlého případu:

$$W^= = \frac{L_{VOPpor}}{S_{HT}} = \frac{-2885,41}{2,87} = -1005,37 Pa$$

Průběh spojitého zatížení po rozpětí je rovněž řešen stejným způsobem jako u vyvažovacího případu a rozložení tlaku po hloubce profilu je řešeno podle Obr. 30. číselně je vyjádřeno v Tab. 26 a graficky pak v Graf 46. Pro poryvový případ je hodnota W<sup>=</sup> určena takto:

$$W = W^=$$



Obr. 30 – Rozložení tlaku pro poryvový případ [11]

Kde:

$b$	hloubka VOP	[m]
$b_2$	hloubka Výškového kormidla	[m]
$q_1$	výslednice plochy 1	[N/m]
$q_2$	výslednice plochy 2	[N/m]
$q_3$	výslednice plochy 3	[N/m]
$q_4$	výslednice plochy 4	[N/m]
$q_5$	výslednice plochy 5	[N/m]

Rozdělení mezi stabilizátor a výškové kormidlo od poryvu je dáno vztahy:

$$q_{ST} = q_1 + q_2 + q_3 + q_4$$

$$q_{VK} = q_5$$

$$q_1 = 3 \cdot W \cdot \frac{b}{8}$$

$$q_2 = W \cdot \frac{b}{4}$$

$$q_3 = \frac{W}{\frac{3}{4} \cdot b} \cdot b_2 \cdot \left( \frac{3}{4} \cdot b - b_2 \right)$$

$$q_4 = \left( W - \frac{4 \cdot W}{3 \cdot b} \cdot b_2 \right) \cdot \left( \frac{3}{4} \cdot b - b_2 \right) \cdot \frac{1}{2}$$

$$q_5 = \frac{4 \cdot W}{3 \cdot b} \cdot b_2 \cdot \frac{1}{2}$$

Poloha působišť jednotlivých částí:

$$x_1 = \frac{b}{12}$$

$$x_2 = \frac{b}{8}$$

$$x_3 = \frac{b}{4} + \frac{\left( \frac{3}{4} \cdot b - b_2 \right)}{2}$$

$$x_4 = \frac{b}{4} + \frac{\left( \frac{3}{4} \cdot b - b_2 \right)}{3}$$

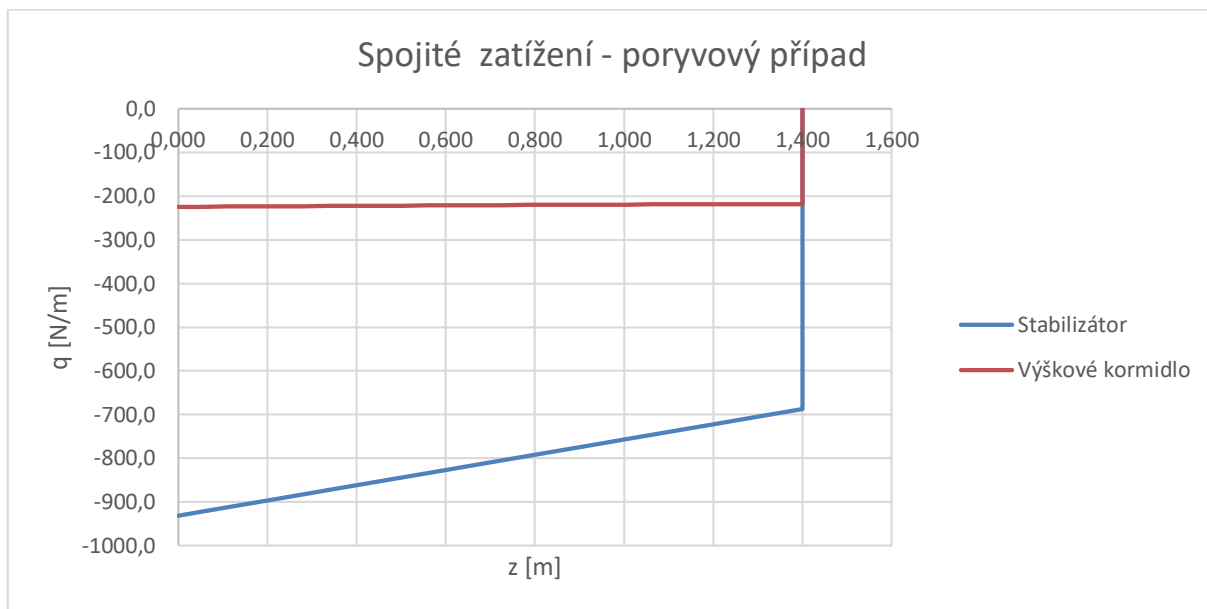
$$x_5 = b - \frac{2}{3} \cdot b_2$$

Měrný krouticí moment od spojitěho zatížení na stabilizátoru vztažený k nosníku stabilizátoru je dán vztahem:

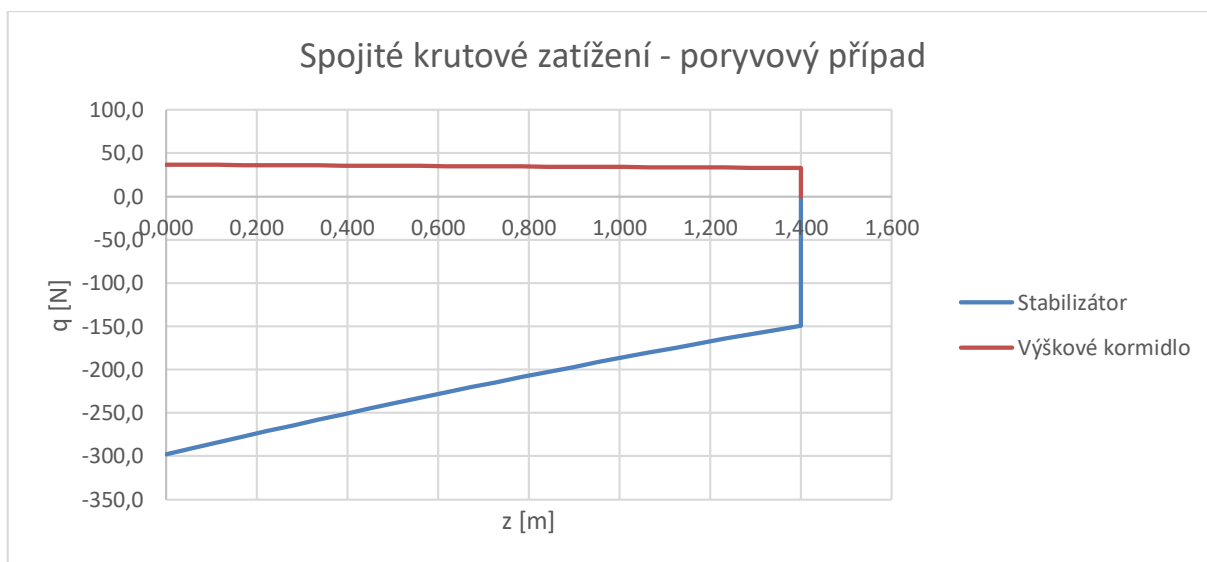
$$q_{mkST} = (x_N - x_{ST}) \cdot q_{ST}$$

Měrný krouticí moment od spojitěho zatížení na VK vztažený k ose otáčení kormidla je dán vztahem:

$$q_{mkVK} = (x_o - x_{VK}) \cdot q_{VK}$$



**Graf 46 – Průběh spojitého zatížení na VOP – poryvový případ**



**Graf 47 – Průběh krutového zatížení na VOP – poryvový případ**



z [m]	b [m]	b <sub>2</sub> [m]	q [N/m]	q <sub>st</sub> [N/m]	q <sub>vk</sub> [N/m]	q <sub>kst</sub> [N]	q <sub>kvk</sub> [N]
0.000	1.15	0.621	-1156.2	-931.4	-224.8	-298.1	36.9
0.056	1.14	0.618	-1146.1	-921.7	-224.4	-291.2	36.7
0.112	1.13	0.615	-1136.1	-912.0	-224.0	-284.4	36.5
0.168	1.12	0.611	-1126.0	-902.3	-223.7	-277.6	36.3
0.224	1.11	0.608	-1116.0	-892.6	-223.4	-271.0	36.2
0.280	1.10	0.605	-1105.9	-882.9	-223.0	-264.4	36.0
0.336	1.09	0.602	-1095.9	-873.2	-222.7	-257.9	35.8
0.392	1.08	0.599	-1085.8	-863.4	-222.4	-251.5	35.7
0.448	1.07	0.595	-1075.7	-853.7	-222.1	-245.1	35.5
0.504	1.06	0.592	-1065.7	-843.9	-221.8	-238.9	35.4
0.560	1.05	0.589	-1055.6	-834.2	-221.4	-232.7	35.2
0.616	1.04	0.586	-1045.6	-824.4	-221.2	-226.5	35.0
0.672	1.03	0.583	-1035.5	-814.7	-220.9	-220.5	34.9
0.728	1.02	0.579	-1025.5	-804.9	-220.6	-214.6	34.7
0.784	1.01	0.576	-1015.4	-795.1	-220.3	-208.7	34.6
0.840	1.00	0.573	-1005.4	-785.3	-220.1	-202.9	34.4
0.896	0.99	0.570	-995.3	-775.5	-219.8	-197.2	34.3
0.952	0.98	0.567	-985.3	-765.7	-219.6	-191.5	34.1
1.008	0.97	0.563	-975.2	-755.9	-219.3	-185.9	34.0
1.064	0.96	0.560	-965.2	-746.1	-219.1	-180.5	33.8
1.120	0.95	0.557	-955.1	-736.2	-218.9	-175.0	33.7
1.176	0.94	0.554	-945.0	-726.4	-218.7	-169.7	33.5
1.232	0.93	0.551	-935.0	-716.5	-218.5	-164.5	33.4
1.288	0.92	0.547	-924.9	-706.6	-218.3	-159.3	33.3
1.344	0.91	0.544	-914.9	-696.8	-218.1	-154.2	33.1
1.400	0.90	0.541	-904.8	-686.9	-218.0	-149.2	33.0

**Tab. 26 – Průběh spojitého zatížení na VOP – poryvový případ**

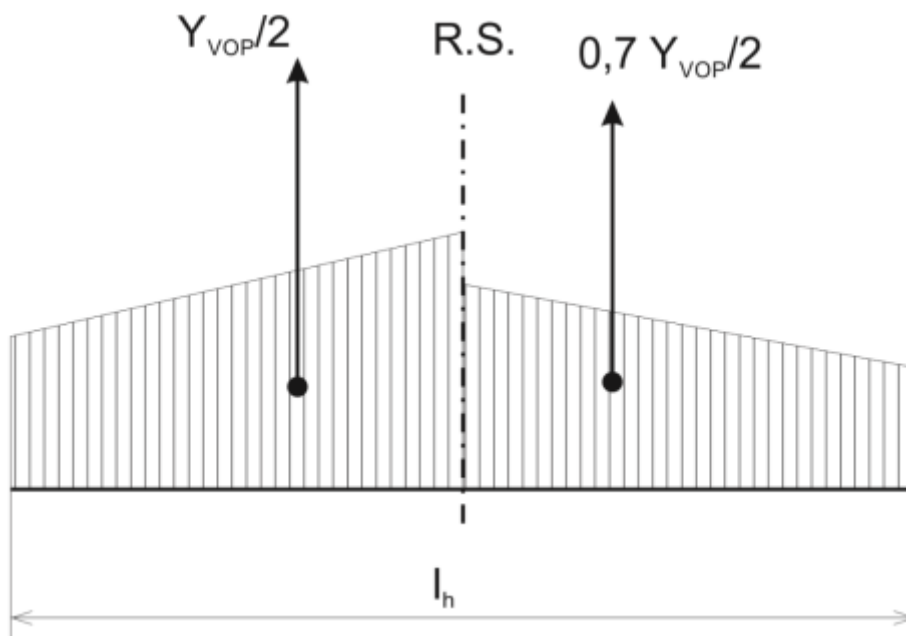
#### 4.2.7.3. Nesymetrické zatížení VOP

V této kapitole bude určeno nesymetrické zatížení, které je potřebné pro dimenzování závěsů a výpočet kombinovaného zatížení OP.

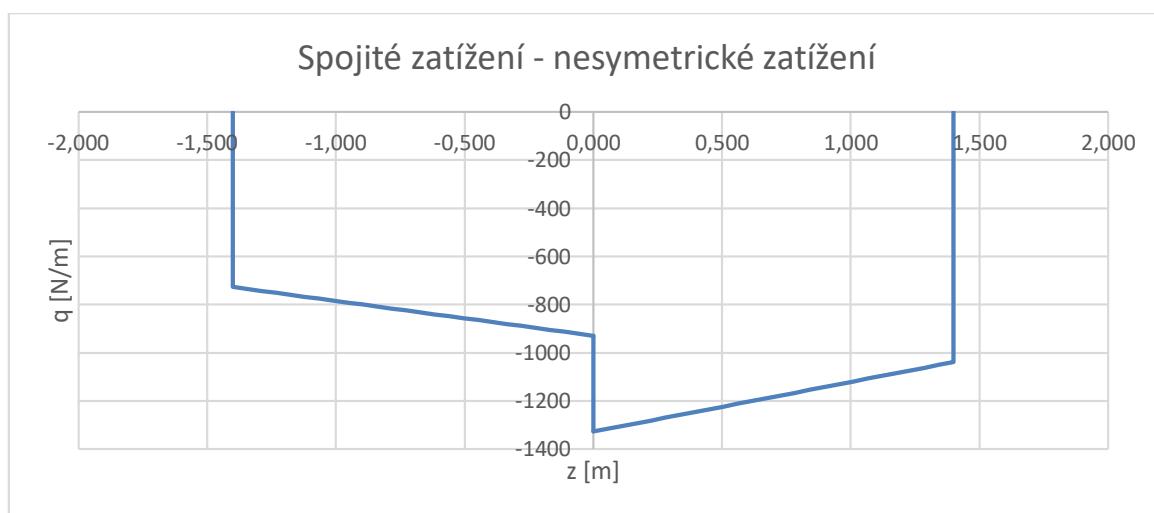
Předpis ELSA\_K uvádí:

„5.6.1.2 Ocasní plochy a trup musí být navrženy pro nesymetrická zatížení na ocasných plochách, které by vyplývaly z aplikace nejvyšších symetrických zatížení od obratu podle 5.4.2 tak, že 100% zatížení VOP je aplikováno na jednu stranu roviny symetrie a 70% na opačnou stranu.“

Pro výpočet nesymetrických případů je vybrán případ uvedený v kapitole 4.2.6. Jedná se o hmotovou konfiguraci č. 7 a rychlost  $V_D$  a jeho velikost je  $L_{VOPobrt} = -3311,98 \text{ N}$ .



Obr. 32 – Nesymetrické zatížení VOP [10]



Graf 50 – Průběh spojitého zatížení na VOP – nesymetrický případ

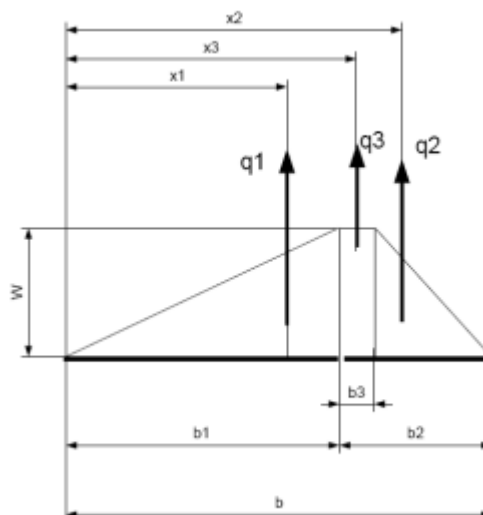
#### 4.2.7.1. Obratový případ

Stejný postup jako u předešlých případů.

$$W^= = \frac{L_{VOPobrt}}{S_{HT}} = \frac{-3311,98}{2,87} = -1154 \text{ Pa}$$

Průběh spojitého zatížení po rozpětí a rozdělení mezi stabilizátor a výškové kormidlo je provedeno na základě Obr. 30. Také hodnota  $W$  je určena dle tohoto Obr. takto:

$$W = \frac{2 \cdot W^= \cdot b}{b + b_3}$$



Obr. 33 – Rozložení tlaku – obratový případ [11]

Kde:

$b_1$	hloubka VOP	[m]
$b_2$	hloubka VK	[m]
$b_3$	poloha závěsu	[m]
$x_1$	poloha výslednice 1	[m]
$x_2$	poloha výslednice 2	[m]
$x_3$	poloha výslednice 3	[m]

Rozdělení mezi stabilizátor a výškové kormidlo pak takto:

$$q_{ST} = q_1 = \frac{W \cdot b_1}{2}$$

$$q_{VK} = q_2 + q_3 = \frac{W \cdot (b_2 - b_3)}{2} + W \cdot b_3$$

$$x_1 = \frac{2}{3} \cdot b_1$$

$$x_2 = b - \frac{2}{3} \cdot (b_2 - b_3)$$

$$x_3 = b_1 + \frac{b_3}{2}$$

Měrný krouticí moment od spojitého zatížení na stabilizátoru vztažený k nosníku stabilizátoru je dán vztahem:

$$q_{mkST} = (x_N - x_{ST}) \cdot q_{ST}$$

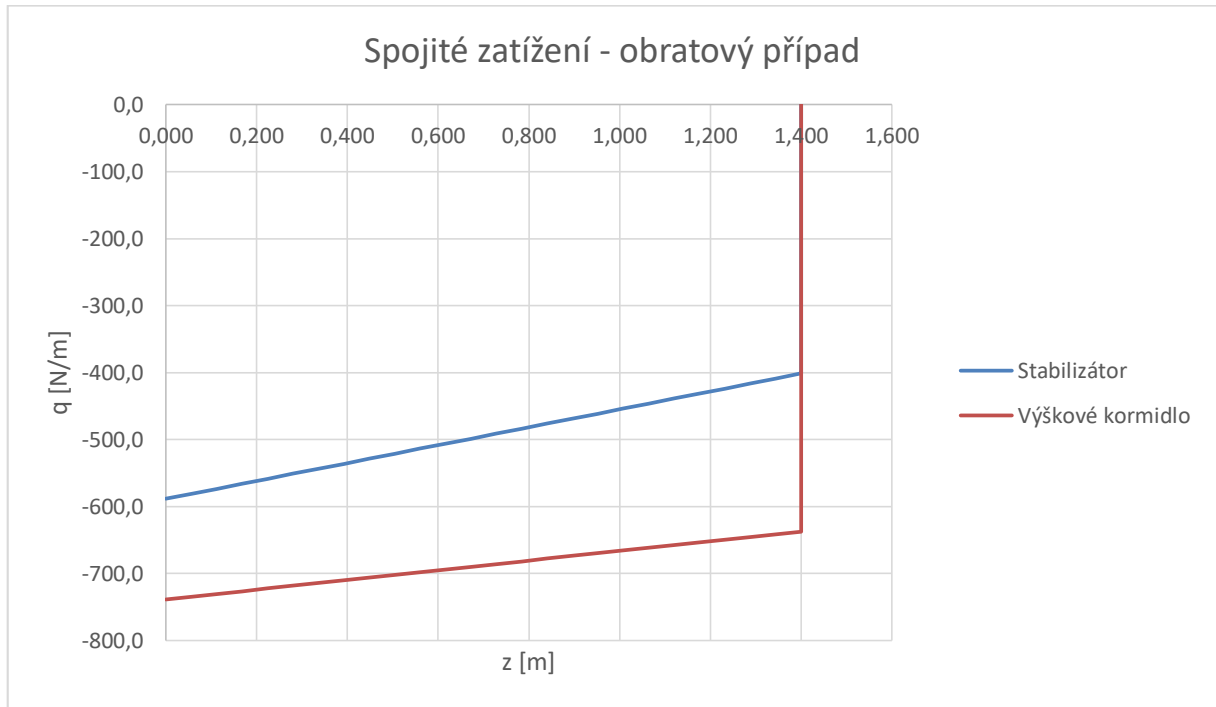
Měrný krouticí moment od spojitého zatížení na VK vztažený k ose otáčení kormidla je dán vztahem:

$$q_{mkVK} = (x_o - x_{VK}) \cdot q_{VK}$$

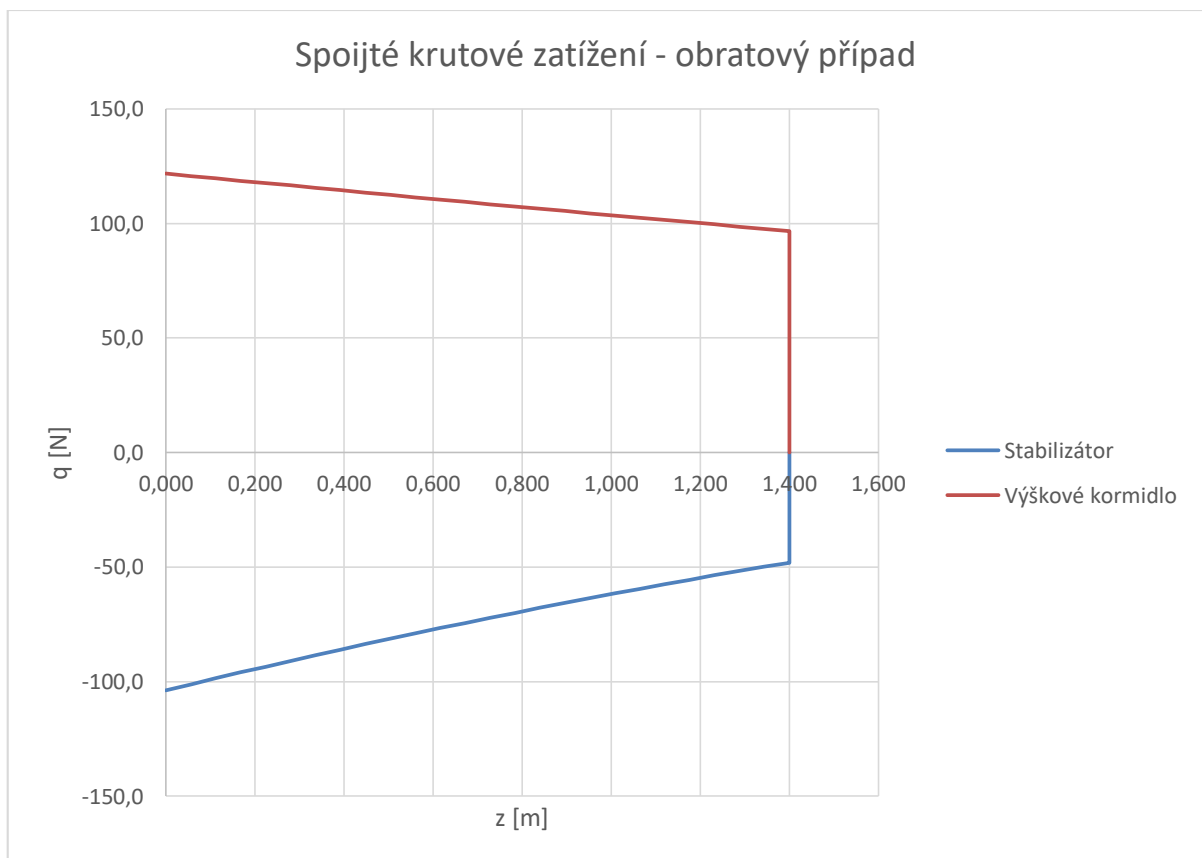
Výslednice takto získaného rozložení vyjde dále od kořene, než je tomu ve skutečnosti, je výsledný ohybový moment větší než moment skutečný a výpočet se tímto pohybuje na bezpečné straně. Průběh spojitého zatížení po rozpětí VOP je uveden v Tab. 27 a graficky pak v Graf 48 a Graf 49.

z [m]	b [m]	W [Pa]	q [N/m]	q <sub>st</sub> [N/m]	q <sub>vk</sub> [N/m]	q <sub>kst</sub> [N]	q <sub>kvk</sub> [N]
0.000	1.15	-2224.8	-1327.1	-588.5	-738.6	-103.8	121.8
0.056	1.14	-2225.2	-1315.6	-581.0	-734.6	-101.1	120.8
0.112	1.13	-2225.5	-1304.0	-573.5	-730.5	-98.5	119.7
0.168	1.12	-2225.9	-1292.5	-566.0	-726.4	-96.0	118.7
0.224	1.11	-2226.3	-1280.9	-558.6	-722.4	-93.4	117.6
0.280	1.10	-2226.6	-1269.4	-551.1	-718.3	-90.9	116.6
0.336	1.09	-2227.0	-1257.9	-543.6	-714.2	-88.5	115.5
0.392	1.08	-2227.4	-1246.3	-536.1	-710.2	-86.0	114.5
0.448	1.07	-2227.8	-1234.8	-528.7	-706.1	-83.6	113.5
0.504	1.06	-2228.2	-1223.2	-521.2	-702.1	-81.3	112.5
0.560	1.05	-2228.6	-1211.7	-513.7	-698.0	-78.9	111.5
0.616	1.04	-2229.0	-1200.2	-506.2	-693.9	-76.6	110.4
0.672	1.03	-2229.5	-1188.6	-498.7	-689.9	-74.4	109.4
0.728	1.02	-2229.9	-1177.1	-491.2	-685.8	-72.1	108.4
0.784	1.01	-2230.4	-1165.5	-483.8	-681.8	-70.0	107.4
0.840	1.00	-2230.8	-1154.0	-476.3	-677.7	-67.8	106.4
0.896	0.99	-2231.3	-1142.5	-468.8	-673.7	-65.7	105.5
0.952	0.98	-2231.8	-1130.9	-461.3	-669.6	-63.6	104.5
1.008	0.97	-2232.2	-1119.4	-453.8	-665.6	-61.5	103.5
1.064	0.96	-2232.7	-1107.8	-446.3	-661.5	-59.5	102.5
1.120	0.95	-2233.2	-1096.3	-438.8	-657.5	-57.5	101.5
1.176	0.94	-2233.8	-1084.8	-431.3	-653.4	-55.5	100.6
1.232	0.93	-2234.3	-1073.2	-423.8	-649.4	-53.6	99.6
1.288	0.92	-2234.8	-1061.7	-416.3	-645.3	-51.7	98.7
1.344	0.91	-2235.4	-1050.1	-408.9	-641.3	-49.9	97.7
1.400	0.90	-2236.0	-1038.6	-401.4	-637.2	-48.0	96.8

**Tab. 27 – Průběh spojitého zatížení na VOP – obratový případ**



Graf 48 – Průběh spojitého zatížení na VOP – obratový případ



Graf 49 – Průběh krutového zatížení – obratový případ

#### 4.2.8. Průběh zatížení po rozpětí VOP

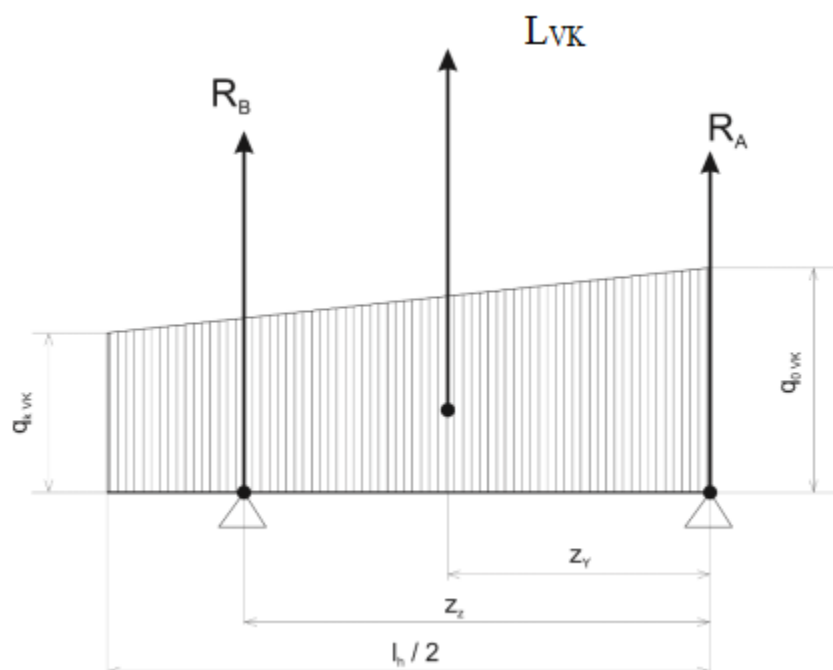
V této kapitole jsou určeny průběhy zatížení potřebné pro návrh konstrukce vodorovné ocasní plochy. Průběhy jsou rozděleny do jednotlivých případů stejně, jako v předešlých kapitolách.

##### 4.2.8.1. Vyvažovací případ

Zde jsou stanoveny průběhy posouvající síly, ohybového momentu a krouticího momentu pro stabilizátor a výškové kormidlo vyvolané spojitým zatížením určeným ve vyvažovacím případě.

##### 4.2.8.1.1. Zatížení výškového kormidla

Podle Obr. 34 jsou nejprve určeny reakce v závěsech VK.



Obr. 34 – Zatížení VK

Kde:

$l_h$	rozpětí VOP	(2,8 m)
$z_z$	poloha vnějšího závěsu	(1,218 m)
$z_y$	poloha působíště síly na VK	

Rozložení vztlaku na VOP je uvažováno jako lichoběžníkové a je tedy možné určit velikost a polohu síly na VK následovně:

$$L_{VK} = \frac{(q_{0VK} + q_{kVK})}{2} \cdot \frac{l_h}{2}$$

$$z_{yVK} = \frac{q_{kVK} \cdot \frac{l_h}{2} \cdot \frac{l_h}{4} + \frac{(q_{0VK} - q_{kVK})}{2} \cdot \frac{l_h}{2} \cdot \frac{l_h}{6}}{\frac{(q_{0VK} + q_{kVK})}{2} \cdot \frac{l_h}{2}}$$

Momentová rovnováha pro určení reakcí:

$$R_A + R_B + L_{VK} = 0$$

$$R_B \cdot z_z + L_{VK} \cdot z_{yVK} = 0$$

Po dosazení:

$$L_{VK} = \frac{(238,45 + 186,61)}{2} \cdot \frac{2,8}{2} = 297,54 \text{ N}$$

$$z_{yVK} = \frac{186,61 \cdot \frac{2,8}{2} \cdot \frac{2,8}{4} + \frac{(238,45 - 186,61)}{2} \cdot \frac{2,8}{2} \cdot \frac{2,8}{6}}{\frac{(238,45 + 186,61)}{2} \cdot \frac{2,8}{2}} = 0,671545 \text{ m}$$

$$R_B = -\frac{L_{VK} \cdot z_{yVK}}{z_z} = -\frac{297,54 \cdot 0,671545}{1,218} = -164,051 \text{ N}$$

$$R_A = -R_B - L_{VK} = 164,051 - 297,54 = -133,493 \text{ N}$$

Posouvající síla:

a) Od konce kormidla po vnější závěs platí tento vztah:

$$T_{VK}(z) = \int_{l_h/2}^0 q_{VK} dz$$

b) Od vnějšího závěsu k rovině symetrie VK platí tento vztah:

$$T_{VK}(z) = \int_{l_h/2}^0 q_{VK} dz + R_B$$

Ohybový moment:

a) Od konce kormidla po vnější závěs:

$$M_{OVK}(z) = \int_{l_h/2}^0 T_{VK} dz$$

b) Od vnějšího závěsu k rovině symetrie VK:

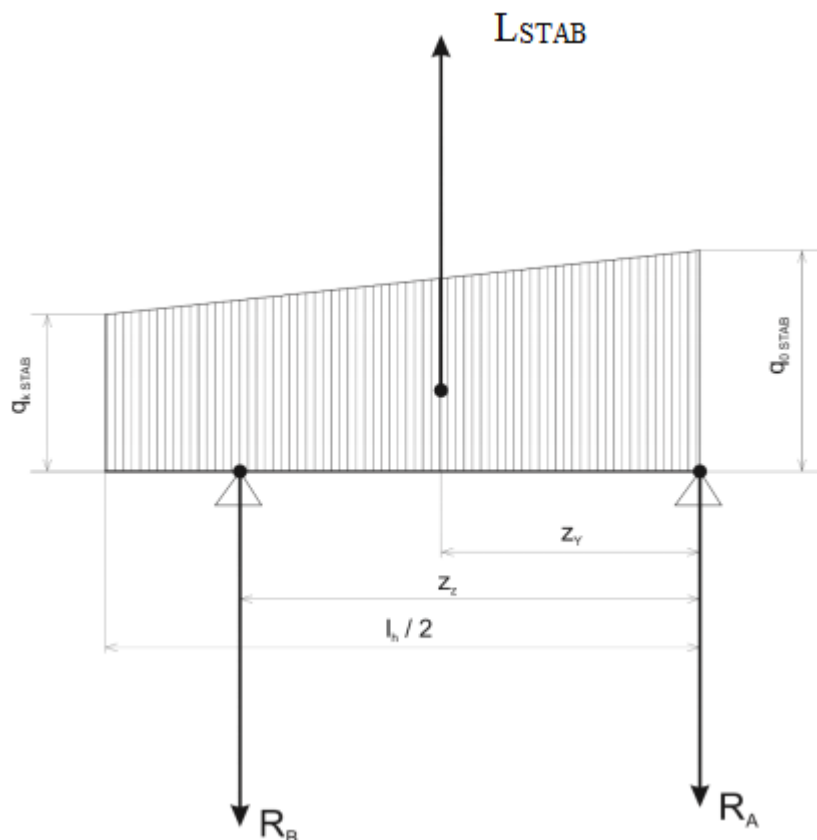
$$M_{OVK}(z) = \int_{l_h/2}^0 T_{VK} dz + R_B \cdot (z_z - z)$$

Krouticí moment:

Vzhledem k tomu, že tlak pro vyvažovací případ působí v ose otáčení, je krouticí moment kormidla nulový.

#### 4.2.8.1.2. Zatížení stabilizátoru

Zatížení stabilizátoru je určeno analogicky stejným postupem jako zatížení výškového kormidla podle Obr. 35.



Obr. 35 – Zatížení stabilizátoru

Posouvající síla:

- a) Od konce stabilizátoru po vnější závěs platí tento vztah:

$$T_{ST}(z) = \int_{l_h/2}^0 q_{ST} dz$$

- b) Od vnějšího závěsu k rovině symetrie stabilizátoru platí tento vztah:

$$T_{ST}(z) = \int_{l_h/2}^0 q_{ST} dz - R_B$$



Ohybový moment:

a) Od konce stabilizátoru po vnější závěs:

$$M_{OST}(z) = \int_{l_{h/2}}^0 T_{ST} dz$$

b) Od vnějšího závěsu k rovině symetrie stabilizátoru:

$$M_{OVK}(z) = \int_{l_{h/2}}^0 T_{ST} dz - R_B \cdot (z_z - z)$$

Krouticí moment:

Krouticí moment je dán integrací spojitého krutového zatížení následovně:

$$M_{KST}(z) = \int_0^{l_{h/2}} q_{KST} dz$$

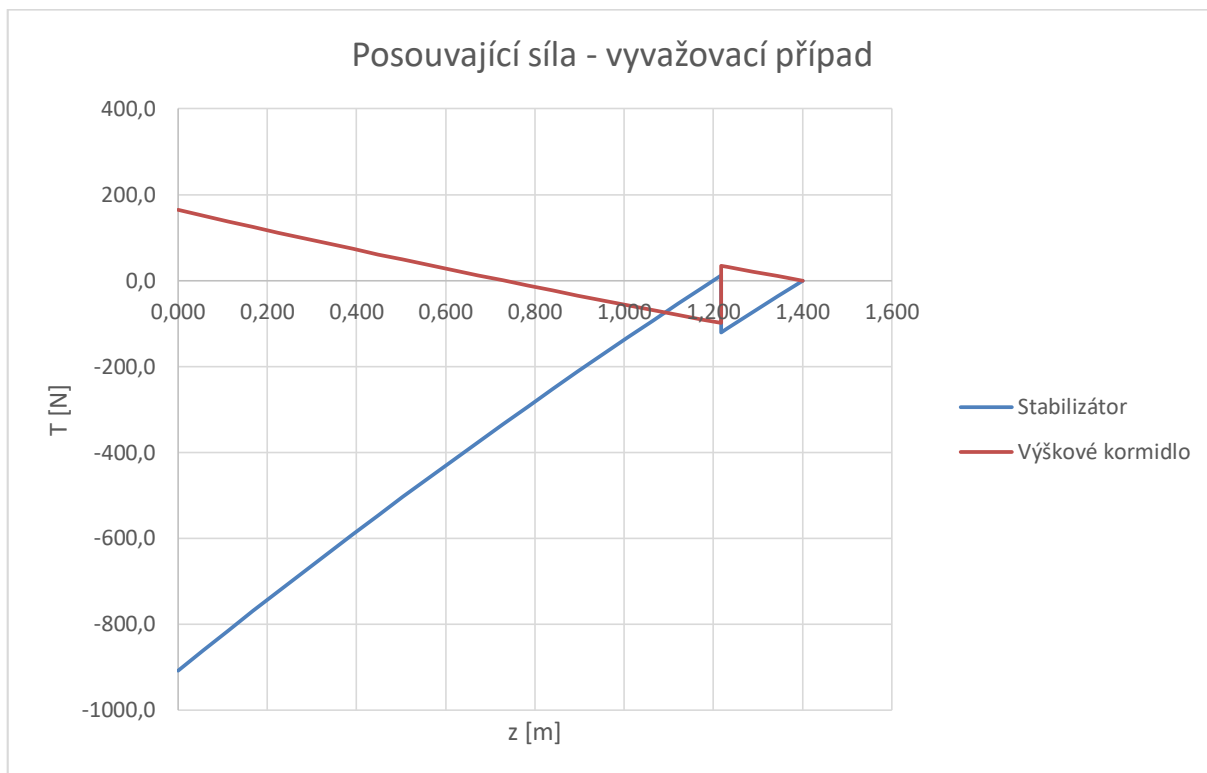
V místech závěsů vstupuje do konstrukce stabilizátoru ještě krouticí moment od reakcí o velikosti:

$$M_{KR} = -(x_N - x_O) \cdot R_{A,B}$$

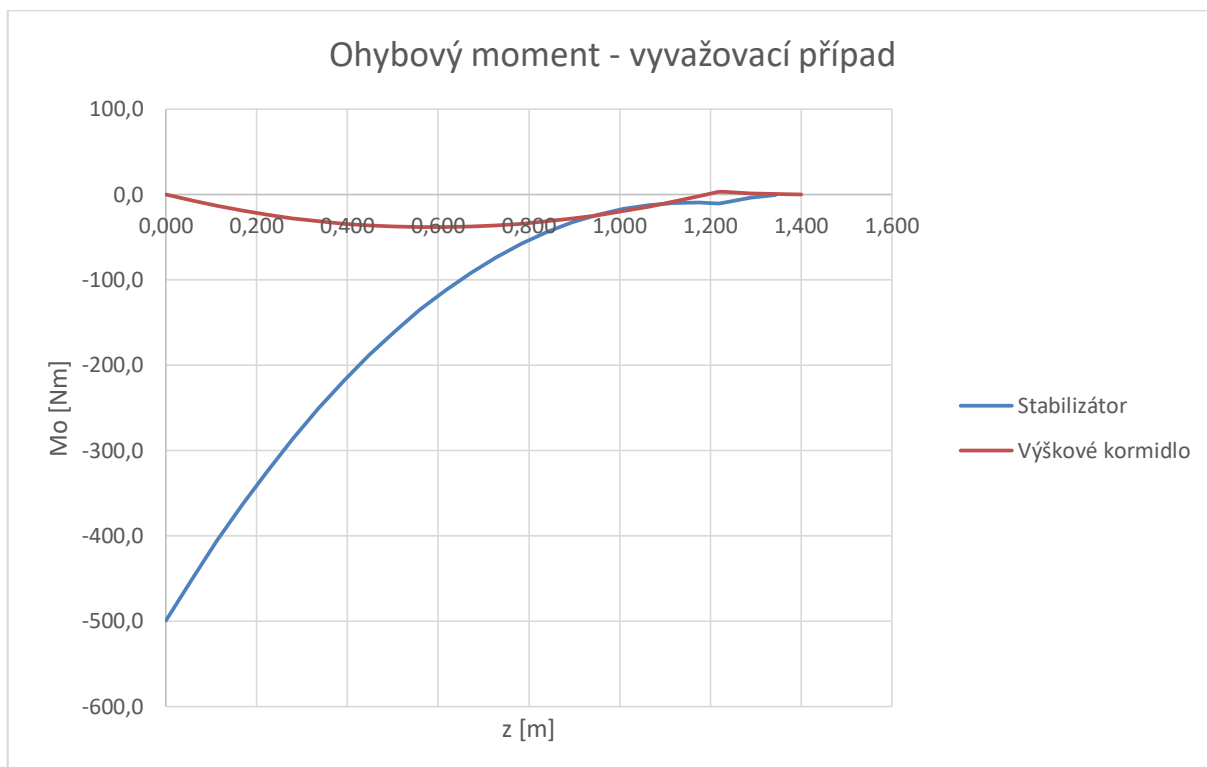
Výsledné hodnoty zatížení výškového kormidla a stabilizátoru jsou uvedeny v Tab. 28 a graficky zpracovány v Graf 51, 52 a 53.

z [m]	T <sub>vk</sub> [N]	Mo <sub>vk</sub> [Nm]	Mk <sub>vk</sub> [Nm]	T <sub>st</sub> [N]	Mo <sub>st</sub> [Nm]	Mk <sub>st</sub> [Nm]
0						-298.5
0.000	164.05	0.0	0.0	-907.9	-499.5	-294.4
0.056	150.76	-7.1	0.0	-861.4	-451.7	-279.7
0.112	137.58	-13.5	0.0	-815.3	-406.5	-265.2
0.168	124.51	-19.1	0.0	-769.5	-363.8	-251.0
0.224	111.57	-24.0	0.0	-724.2	-323.7	-237.2
0.280	98.74	-28.2	0.0	-679.3	-286.1	-223.6
0.336	86.02	-31.6	0.0	-634.8	-251.0	-210.4
0.392	73.42	-34.4	0.0	-590.7	-218.4	-197.5
0.448	60.94	-36.4	0.0	-547.0	-188.3	-184.8
0.504	48.57	-37.8	0.0	-503.7	-160.6	-172.5
0.560	36.32	-38.5	0.0	-460.9	-135.3	-160.4
0.616	24.19	-38.4	0.0	-418.4	-112.4	-148.7
0.672	12.17	-37.7	0.0	-376.3	-91.8	-137.2
0.728	0.27	-36.4	0.0	-334.7	-73.6	-126.0
0.784	-11.51	-34.3	0.0	-293.4	-57.8	-115.1
0.840	-23.18	-31.7	0.0	-252.6	-44.2	-104.5
0.896	-34.74	-28.3	0.0	-212.2	-32.9	-94.1
0.952	-46.17	-24.4	0.0	-172.1	-23.8	-84.0
1.008	-57.50	-19.7	0.0	-132.5	-17.0	-74.2
1.064	-68.70	-14.5	0.0	-93.3	-12.4	-64.6
1.120	-79.79	-8.6	0.0	-54.5	-10.0	-55.3
1.176	-90.76	-2.1	0.0	-16.1	-9.7	-46.2
1.218	-98.92	3.1	0.0	12.5	-10.9	-37.4
1.218	34.58	3.1	0.0	-121.0	-10.9	-28.9
1.232	31.87	2.7	0.0	-111.6	-9.3	-20.3
1.288	21.13	1.2	0.0	-74.0	-4.1	-12.0
1.344	10.51	0.3	0.0	-36.8	-1.0	-4.0
1.400	0.00	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0

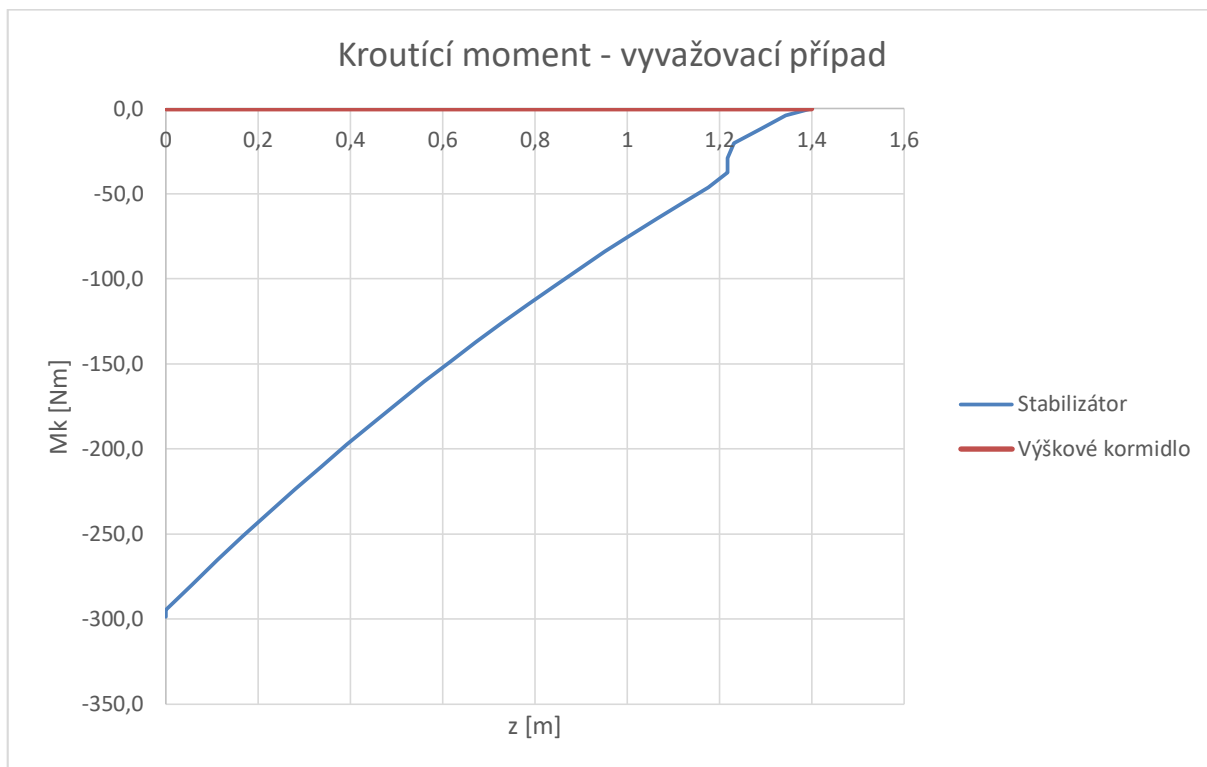
**Tab. 28 – Zatížení VOP – vyvažovací případ**



**Graf 51 – Průběh posouvající síly na VOP – vyvažovací případ**



**Graf 52 – Průběh ohybového momentu na VOP – vyvažovací případ**



**Graf 53 – Průběh krouticího momentu na VOP – vyvažovací případ**

#### 4.2.8.2. Poryvový případ

V této kapitole je určeno zatížení VOP pro poryvový případ.

##### 4.2.8.2.1. Zatížení výškového kormidla

Reakce v závěsech jsou určeny stejným postupem, jako ve vyvažovacím případě, jsou však dosazeny hodnoty spojitého zatížení pro poryvový případ.

$$R_A = 132,71 \text{ N}; R_B = 177,2 \text{ N}$$

Průběhy posouvající síly a ohybového momentu jsou také určeny stejným způsobem, jako ve vyvažovacím případě. Krouticí moment je pak dán integrací spojitého krutového zatížení podle vztahu:

$$M_K(z) = \int_0^{l_h/2} q_{kVK} dz$$

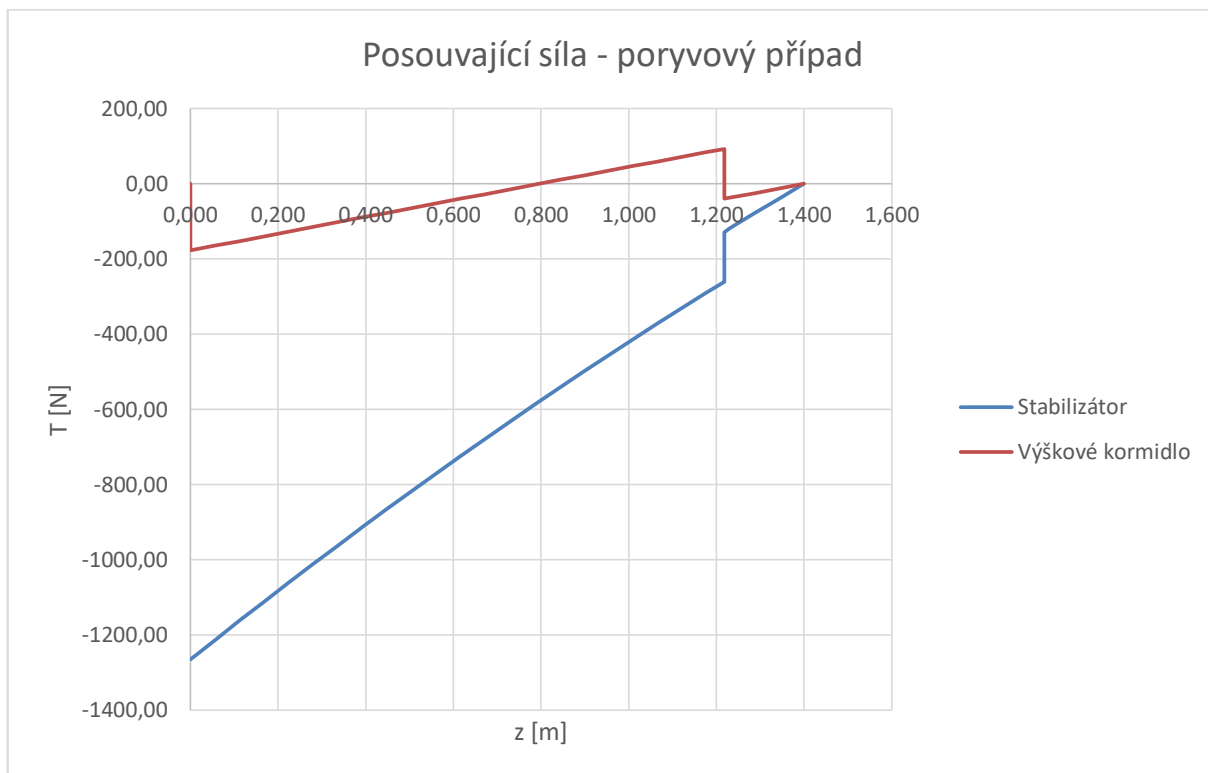
Výsledné hodnoty jsou uvedeny společně s hodnotami stabilizátoru v Tab. 29 a graficky v Graf 54, 55 a 56.

#### 4.2.8.2.2. Zatížení stabilizátoru

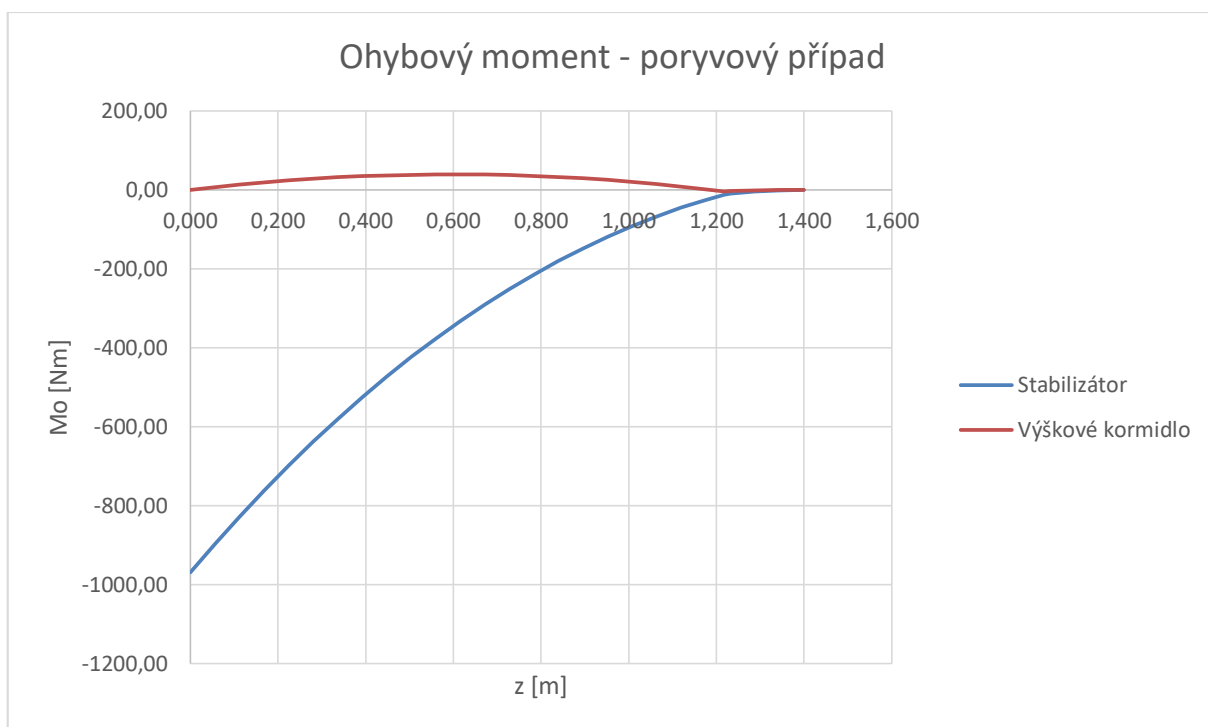
Zatížení stabilizátoru je rovněž určeno stejným způsobem, jako ve vyvažovacím případě, dosazeny jsou odpovídající hodnoty spojitého zatížení pro poryvový případ. V průběhu krouticího momentu je opět zohledněn vstup krouticího momentu od reakcí. Výsledné hodnoty jsou uvedeny společně s hodnotami výškového kormidla v Tab. 29 a graficky v Graf 54, 55 a 56.

z [m]	Tvk [N]	Movk [Nm]	Mkvk [Nm]	Tst [N]	Most [Nm]	Mkst [Nm]
0	0.00					-316.65
0.000	-177.20	0.00	51.57	-1265.51	-968.84	-320.64
0.056	-164.62	7.08	49.51	-1213.62	-896.94	-304.14
0.112	-152.05	13.46	47.46	-1162.29	-827.92	-288.02
0.168	-139.51	19.13	45.42	-1111.50	-761.77	-272.28
0.224	-126.97	24.10	43.39	-1061.25	-698.44	-256.92
0.280	-114.45	28.37	41.37	-1011.56	-637.91	-241.93
0.336	-101.95	31.93	39.36	-962.41	-580.16	-227.31
0.392	-89.46	34.80	37.35	-913.81	-525.13	-213.04
0.448	-76.99	36.97	35.36	-865.76	-472.82	-199.14
0.504	-64.53	38.44	33.38	-818.26	-423.17	-185.59
0.560	-52.09	39.22	31.40	-771.31	-376.18	-172.39
0.616	-39.67	39.30	29.43	-724.90	-331.80	-159.53
0.672	-27.25	38.68	27.48	-679.04	-290.00	-147.01
0.728	-14.86	37.37	25.53	-633.73	-250.75	-134.83
0.784	-2.48	35.36	23.59	-588.96	-214.03	-122.98
0.840	9.89	32.66	21.65	-544.75	-179.79	-111.46
0.896	22.24	29.27	19.73	-501.08	-148.02	-100.25
0.952	34.58	25.19	17.82	-457.96	-118.68	-89.37
1.008	46.90	20.42	15.91	-415.38	-91.74	-78.80
1.064	59.20	14.95	14.01	-373.36	-67.16	-68.54
1.120	71.49	8.80	12.12	-331.88	-44.93	-58.59
1.176	83.77	1.96	10.24	-290.95	-25.00	-48.94
1.218	92.96	-3.61	8.37	-260.61	-11.55	-39.58
1.218	-39.75	-3.61	6.50	-127.90	-11.55	-30.51
1.232	-36.69	-3.08	4.63	-117.86	-9.83	-21.45
1.288	-24.44	-1.37	2.77	-78.02	-4.35	-12.67
1.344	-12.21	-0.34	0.92	-38.74	-1.08	-4.18
1.400	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00

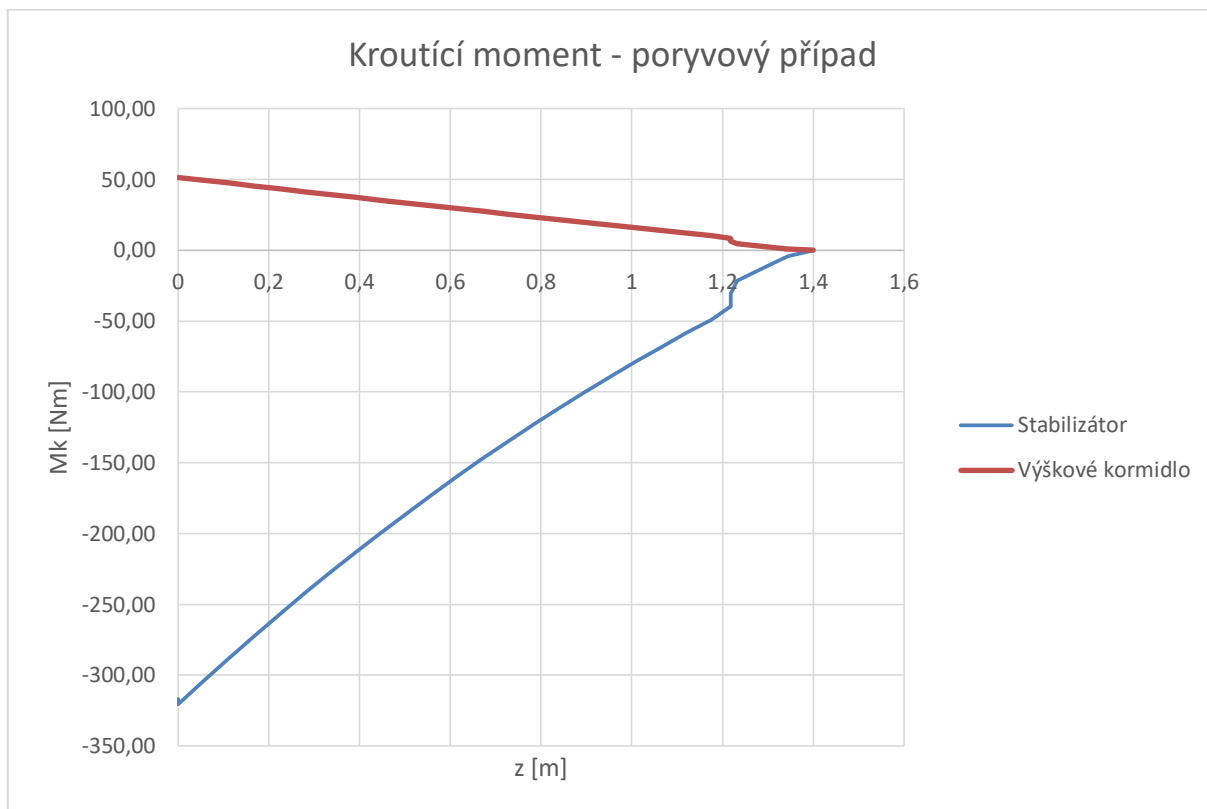
**Tab. 29 – Zatížení VOP – poryvový případ**



**Graf 54 – Průběh posouvající síly na VOP – poryvový případ**



**Graf 55 – Průběh ohybového momentu na VOP – poryvový případ**



**Graf 56 – Průběh krouticího momentu na VOP – poryvový případ**

#### 4.2.8.3. Obratový případ

V této kapitole je určeno zatížení VOP pro obratový případ.

##### 4.2.8.3.1. Zatížení výškového kormidla

Reakce v závěsech jsou určeny stejným postupem, jako v předchozích případech, jsou však dosazeny hodnoty spojitého zatížení pro obratový případ.

$$R_A = 423,2 \text{ N}; R_B = 539,9 \text{ N}$$

Průběhy posouvající síly a ohybového momentu jsou také určeny stejným způsobem, jako v předchozích případech. Kroutící moment je pak dán integrací spojitého krutového zatížení podle vztahu:

$$M_K(z) = \int_0^{l_h/2} q_{kVK} dz$$

Výsledné hodnoty jsou uvedeny společně s hodnotami stabilizátoru v Tab. 30 a graficky v Graf 57, 58 a 59.

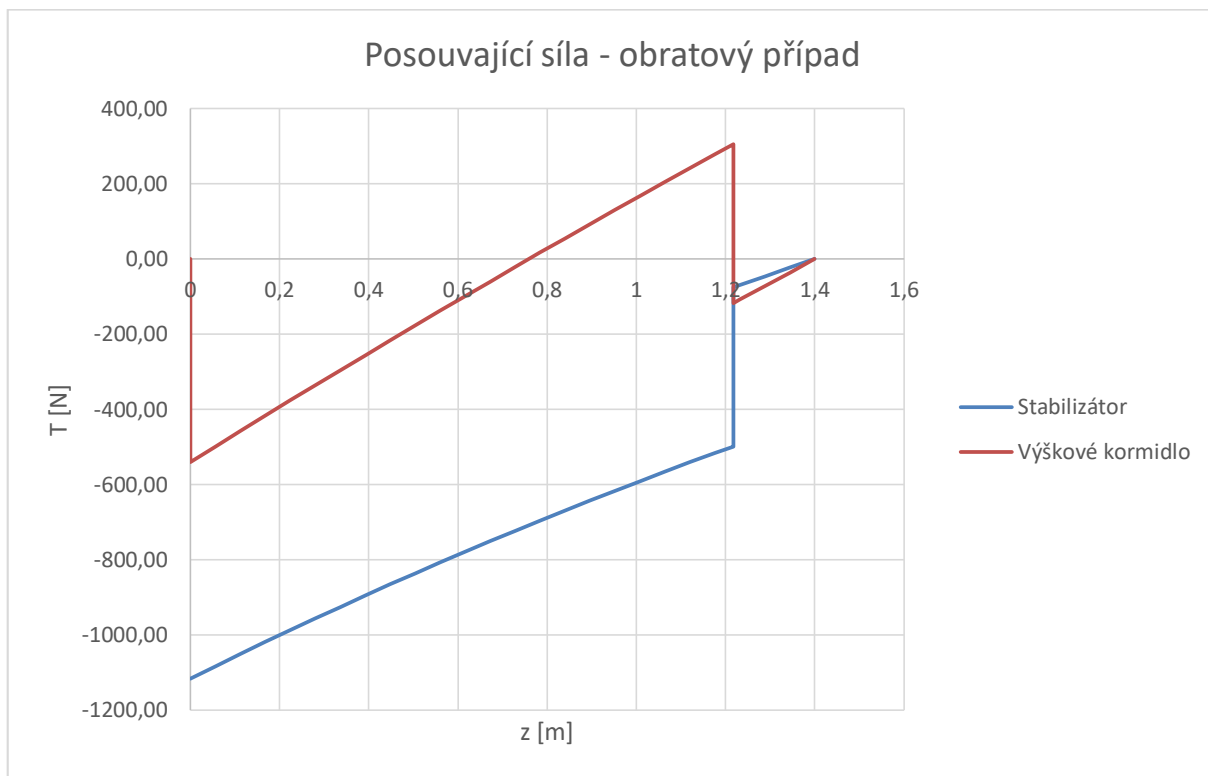
#### 4.2.8.3.2. Zatížení stabilizátoru

Zatížení stabilizátoru je rovněž určeno stejným způsobem, jako v předchozích případech, dosazeny jsou odpovídající hodnoty spojitého zatížení pro obratový případ. V průběhu krouticího momentu je opět zohledněn vstup krouticího momentu od reakcí. Výsledné hodnoty jsou uvedeny společně s hodnotami výškového kormidla v Tab. 30 a graficky v Graf 57, 58 a 59.

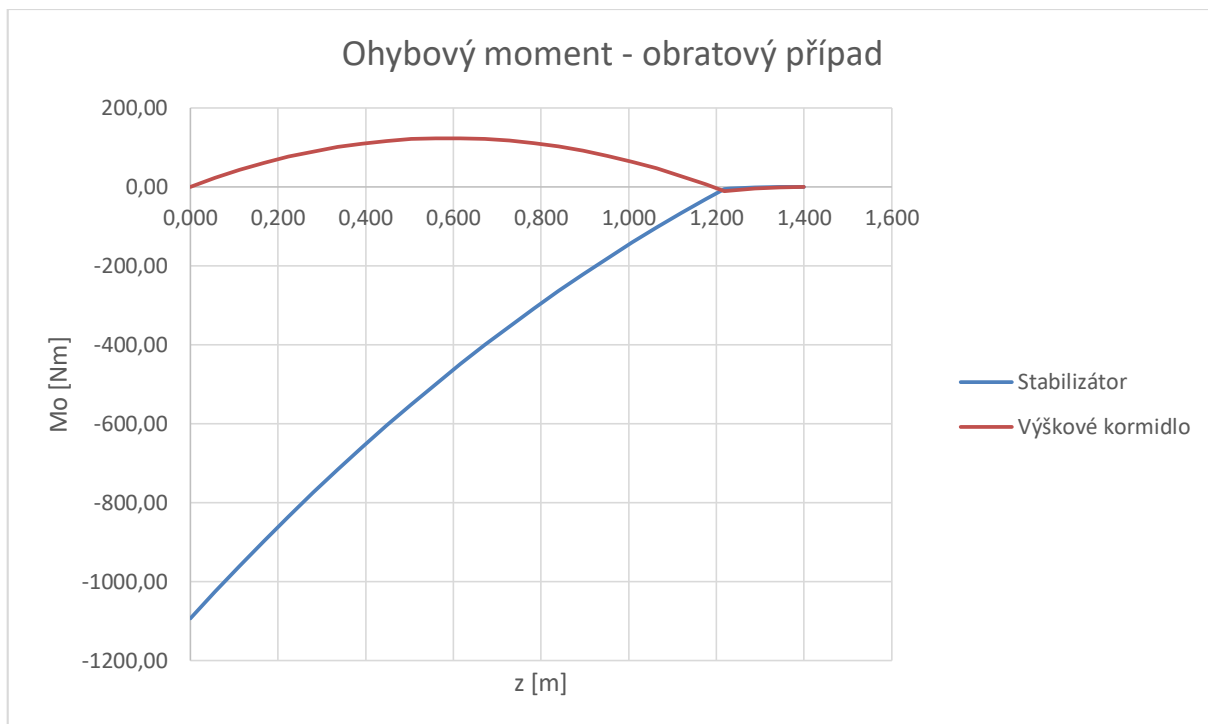
z [m]	Tvk [N]	Movk [Nm]	Mkvk [Nm]	Tst [N]	Most [Nm]	Mkst [Nm]
0	0.00					-84.87
0.000	-539.92	0.00	160.93	-1116.07	-1092.80	-108.09
0.056	-498.67	22.54	154.14	-1083.33	-1025.52	-102.35
0.112	-457.65	42.78	147.41	-1051.00	-960.05	-96.76
0.168	-416.85	60.73	140.73	-1019.09	-896.39	-91.32
0.224	-376.28	76.40	134.12	-987.61	-834.49	-86.01
0.280	-335.94	89.81	127.56	-956.54	-774.35	-80.85
0.336	-295.83	100.96	121.06	-925.89	-715.93	-75.83
0.392	-255.94	109.87	114.62	-895.66	-659.21	-70.94
0.448	-216.28	116.55	108.23	-865.85	-604.17	-66.19
0.504	-176.84	121.02	101.91	-836.46	-550.79	-61.58
0.560	-137.64	123.29	95.64	-807.49	-499.03	-57.09
0.616	-98.66	123.37	89.42	-778.93	-448.88	-52.73
0.672	-59.91	121.27	83.27	-750.80	-400.31	-48.51
0.728	-21.38	117.01	77.17	-723.09	-353.30	-44.40
0.784	16.91	110.60	71.12	-695.79	-307.82	-40.42
0.840	54.98	102.05	65.13	-668.91	-263.85	-36.57
0.896	92.83	91.37	59.20	-642.46	-221.37	-32.83
0.952	130.44	78.58	53.32	-616.42	-180.34	-29.21
1.008	167.83	63.70	47.50	-590.80	-140.76	-25.71
1.064	205.00	46.72	41.73	-565.60	-102.59	-22.32
1.120	241.93	27.67	36.02	-540.82	-65.81	-19.05
1.176	278.64	6.55	30.36	-516.45	-30.40	-15.88
1.218	306.02	-10.63	24.75	-498.46	-4.72	-12.83
1.218	-117.18	-10.63	19.20	-75.26	-4.72	-9.88
1.232	-108.08	-9.05	13.65	-69.31	-3.88	-6.93
1.288	-71.83	-4.01	8.15	-45.79	-1.36	-4.09
1.344	-35.80	-1.00	2.71	-22.69	-0.14	-1.34
1.400	0.00	0.00	0.00	0.00	-0.18	0.00

Tab. 30 – Zatížení VOP – obratový případ

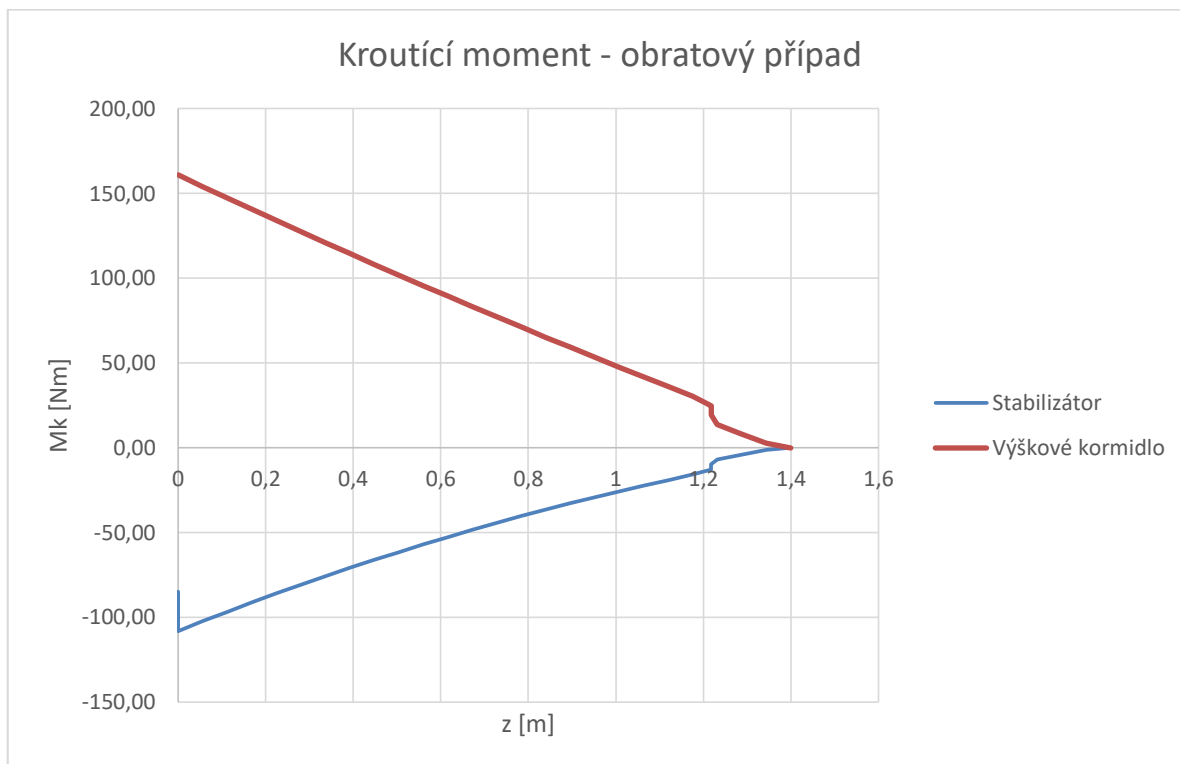




**Graf 57 – Průběh posouvající síly na VOP – obratový případ**



**Graf 58 – Průběh ohybového momentu na VOP – obratový případ**



**Graf 59 – Průběh kroučícího momentu na VOP – obratový případ**

#### 4.2.9. Podmínky pozemního poryvu na VK

Předpis ELSA\_K uvádí:

„5.3.7 Podmínky pozemního poryvu – Soustava řízení od řídicích ploch až k dorazům nebo zámkům řízení, jestliže jsou instalovány, musí být navržena pro provozní zatížení od poryvů, které odpovídá následujícím závěsovým momentům:

$$M_S = k \cdot C_S \cdot S_S \cdot q$$

Kde:

$M_S$  = provozní závěsový moment,

$C_S$  = střední těživa řídicí plochy za osou otáčení,

$S_S$  = plocha řídicí plochy za osou otáčení,

$q$  = dynamický tlak odpovídající rychlosti 38 kts (20 m/s),

$k$  = provozní součinitel závěsového momentu od pozemního poryvu = 0,75.“

Geometrické vstupy potřebné k výpočtu:

Hloubka kormidla za osou otáčení:

$$c_{S0VK} = c_{VK0} - x_{o0} = 0,621 - 0,043 = 0,578$$

$$c_{SkVK} = c_{VKk} - x_{k0} = 0,541 - 0,029 = 0,512$$

Plocha kormidla za osou otáčení:

$$S_{SVK} = \frac{1}{2} \cdot (c_{S0VK} + c_{SkVK}) \cdot b_{VOP} = \frac{1}{2} \cdot (0,578 + 0,512) \cdot 2,8 = 1,526 \text{ m}^2$$

Střední tětiva řídicí plochy:

$$C_{SVK} = \frac{2}{3} \cdot c_{S0VK} \cdot \frac{1 + \eta_{VK} + \eta_{VK}^2}{1 + \eta_{VK}} = \frac{2}{3} \cdot 0,578 \cdot \frac{1 + \frac{0,512}{0,578} + \left(\frac{0,512}{0,578}\right)^2}{1 + \frac{0,512}{0,578}} = 0,5457 \text{ m}$$

Závěsový moment:

$$M_S = 0,75 \cdot 0,5457 \cdot 1,526 \cdot 0,5 \cdot 1,225 \cdot 20^2 = 153,006 \text{ N}$$

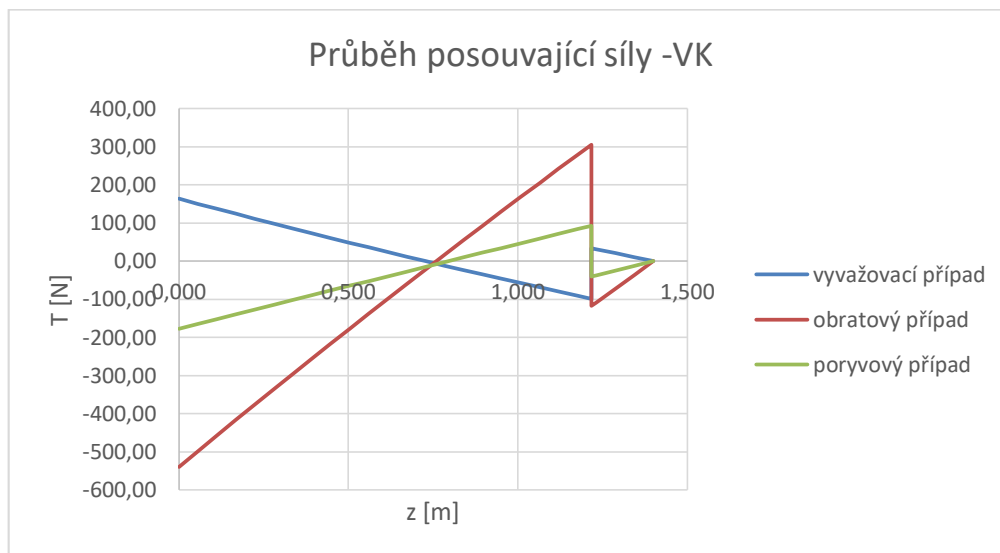
Tento moment je menší než závěsový moment pro obratový případ.

#### 4.2.10. Maximální zatížení VOP

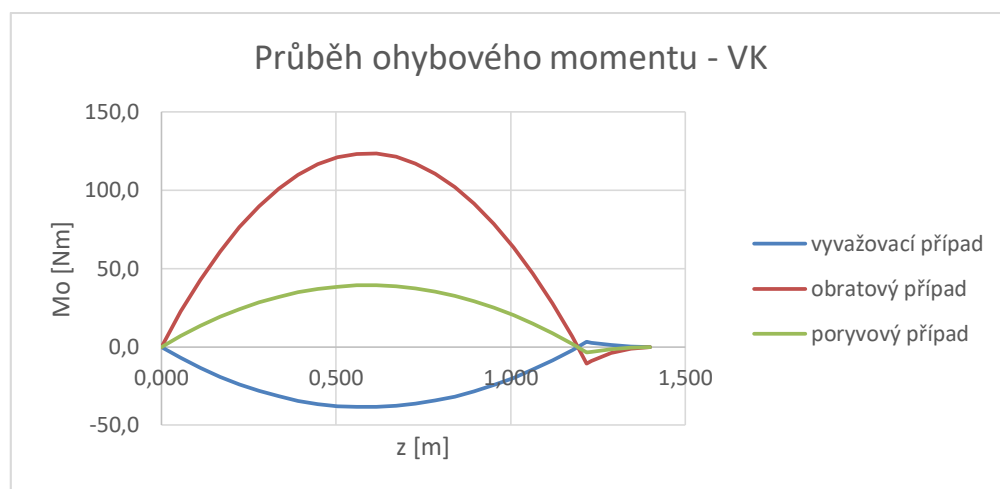
Z výše uvedených případů byly vybrány maximální hodnoty posouvající síly, ohybového momentu a krouticího momentu. Tyto hodnoty byly zaneseny do Tab. 31 pro obě části VOP. Pro přehlednost byly doplněny grafy průběhů jednotlivých veličin pro všechny případy. Toto je obsaženo v Graf 60, 61, 62, 63, 64 a 65.

z [m]	Stabilizátor			Výškové kormidlo		
	Tmax [N]	Momax [Nm]	Mkmax [Nm]	Tmax [N]	Momax [Nm]	Mkmax [Nm]
0.000	0.00	0.00	-316.65	-539.92	0.00	0.00
0.000	-1265.51	-1092.80	-320.64	-539.92	0.00	160.93
0.056	-1213.62	-1025.52	-304.14	-498.67	22.54	154.14
0.112	-1162.29	-960.05	-288.02	-457.65	42.78	147.41
0.168	-1111.50	-896.39	-272.28	-416.85	60.73	140.73
0.224	-1061.25	-834.49	-256.92	-376.28	76.40	134.12
0.280	-1011.56	-774.35	-241.93	-335.94	89.81	127.56
0.336	-962.41	-715.93	-227.31	-295.83	100.96	121.06
0.392	-913.81	-659.21	-213.04	-255.94	109.87	114.62
0.448	-865.85	-604.17	-199.14	-216.28	116.55	108.23
0.504	-836.46	-550.79	-185.59	-176.84	121.02	101.91
0.560	-807.49	-499.03	-172.39	-137.64	123.29	95.64
0.616	-778.93	-448.88	-159.53	-98.66	123.37	89.42
0.672	-750.80	-400.31	-147.01	-59.91	121.27	83.27
0.728	-723.09	-353.30	-134.83	-14.86	117.01	77.17
0.784	-695.79	-307.82	-122.98	16.91	110.60	71.12
0.840	-668.91	-263.85	-111.46	54.98	102.05	65.13
0.896	-642.46	-221.37	-100.25	92.83	91.37	59.20
0.952	-616.42	-180.34	-89.37	130.44	78.58	53.32
1.008	-590.80	-140.76	-78.80	167.83	63.70	47.50
1.064	-565.60	-102.59	-68.54	205.00	46.72	41.73
1.120	-540.82	-65.81	-58.59	241.93	27.67	36.02
1.176	-516.45	-30.40	-48.94	278.64	6.55	30.36
1.218	-498.46	-11.55	-39.58	306.02	-10.63	24.75
1.218	-127.90	-11.55	-30.51	-117.18	-10.63	19.20
1.232	-117.86	-9.83	-21.45	-108.08	-9.05	13.65
1.288	-78.02	-4.35	-12.67	-71.83	-4.01	8.15
1.344	-38.74	-1.08	-4.18	-35.80	-1.00	2.71
1.370	0.00	-0.18	0.00	0.00	0.00	0.00

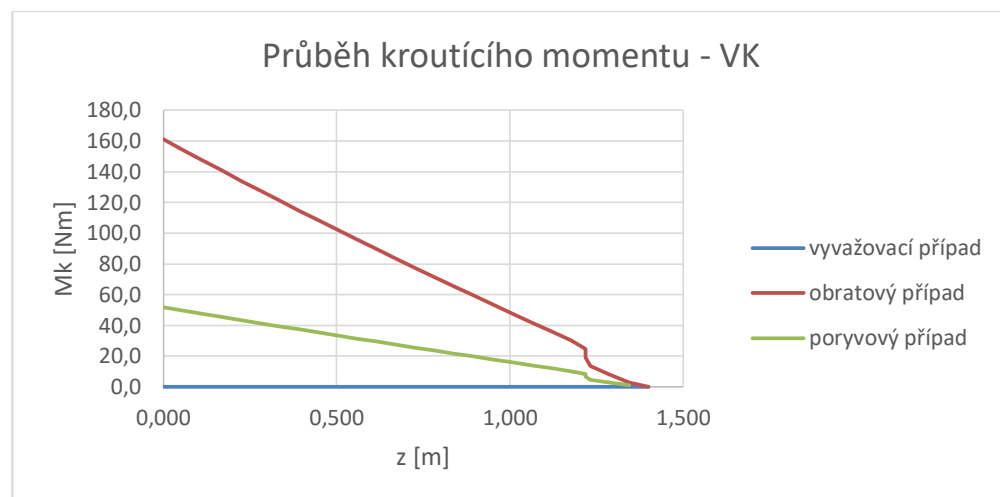
Tab. 31 – Maxima zatížení na VOP



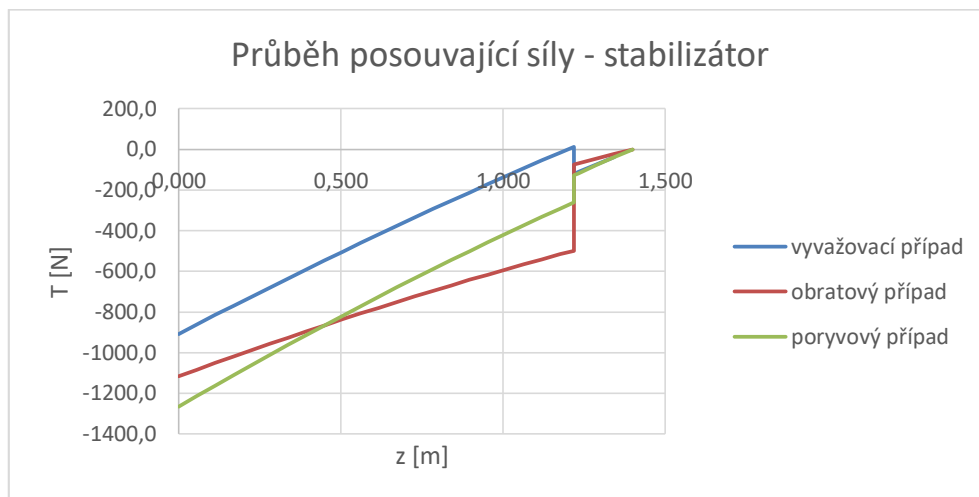
**Graf 60 – Srovnání průběhů posouvající síly - VK**



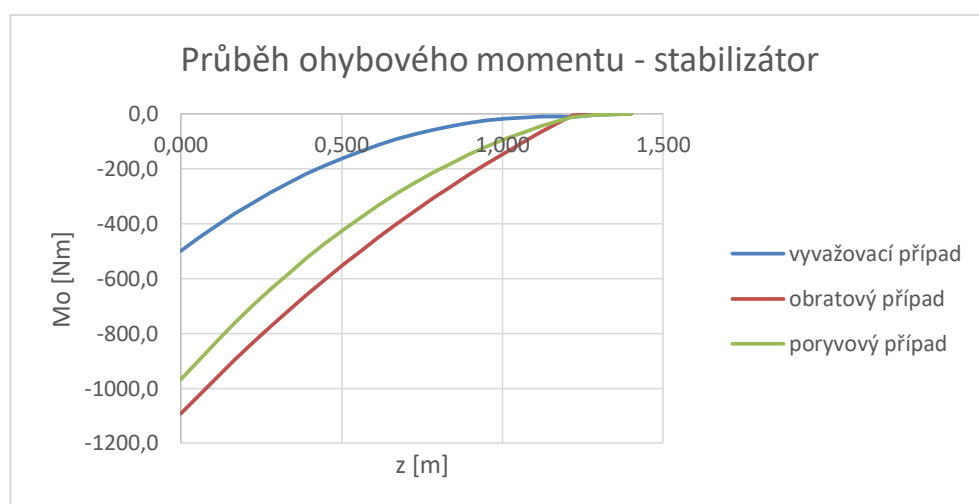
**Graf 61 – Srovnání průběhů ohybového momentu - VK**



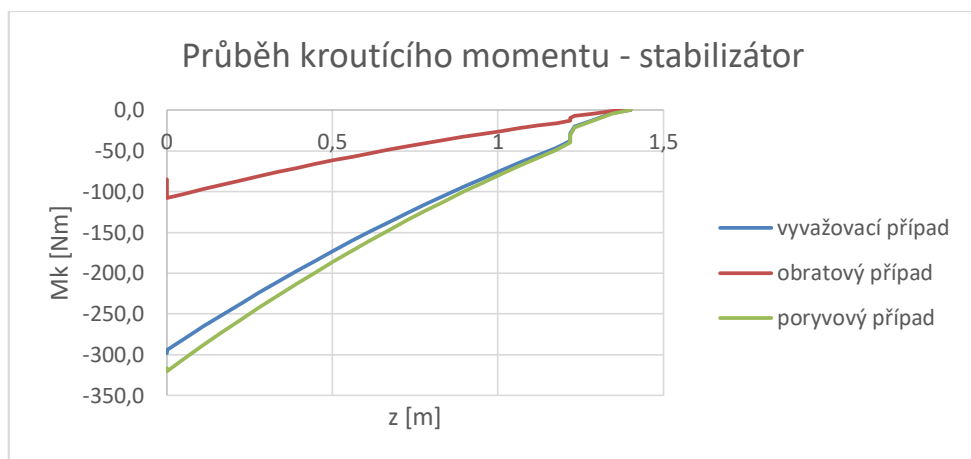
**Graf 62 – Srovnání průběhů kroutícího momentu - VK**



**Graf 63 – Srovnání průběhů posouvající síly - stabilizátor**



**Graf 64 – Srovnání průběhů ohybového momentu - stabilizátor**



**Graf 65 – Srovnání průběhů kroutícího momentu - stabilizátor**

#### 4.2.11. Zatížení vyvažovací plošky

V této kapitole je provedeno zatížení vyvažovací plošky. Geometrie vyvažovací plošky je znázorněna na Obr. 3.

##### 4.2.11.1. Spojité zatížení

Rozložení tlaku po hloubce plošky je určeno na základě přílohy X1.2 předpisu ELSA\_K. To je definováno podle Obr. 36.



**Obr. 36 – Náhradní rozložení tlaku na vyvažovací plošce [10]**

Měrné zatížení  $W$  je odečteno z Obr. X1.5 v příloze X1.2 předpisu ELSA\_K následně:

$$x = \frac{W}{S} \cdot n1 = \frac{600 \cdot 9,81}{13,5} \cdot 4 = 1744 \text{ Pa}$$

Kde:

$W$	tíha letounu	[N]
$S$	plocha křídla	[m <sup>2</sup> ]
$n1$	příslušný násobek	

hodnota osy  $y$ :  $w = 1400 \text{ Pa}$

Místní hodnota spojitého zatížení je určena podle vztahu:

$$q(z) = w \cdot b_{pl}(z)$$

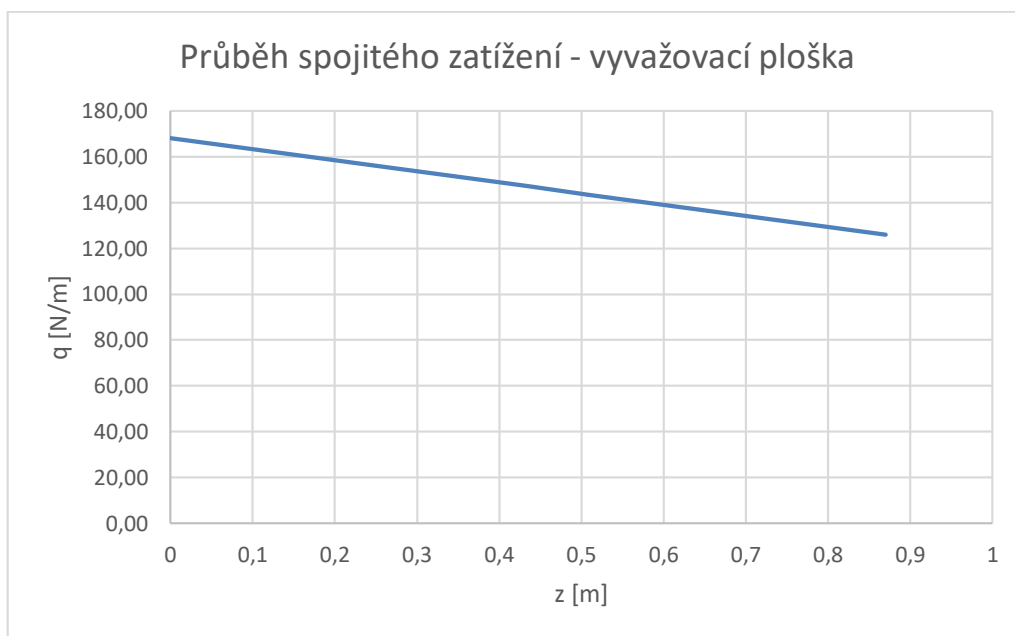
Po dosazení pro kořenový řez:

$$q(z) = 1400 \cdot 0,12 = 168 \text{ N/m}$$

Průběh spojitého zatížení na vyvažovací plošce je uveden v Graf 66. Průběhy zatížení na plošce jsou číselně uvedeny v Tab. 32 a graficky v Graf 67. Krouticí moment je vztažen k ose otáčení a nezahrnuje vliv náhonu plošky. Hodnoty posouvající síly a ohybového momentu neobsahují vliv uložení plošky, představují pouze aerodynamické účinky.

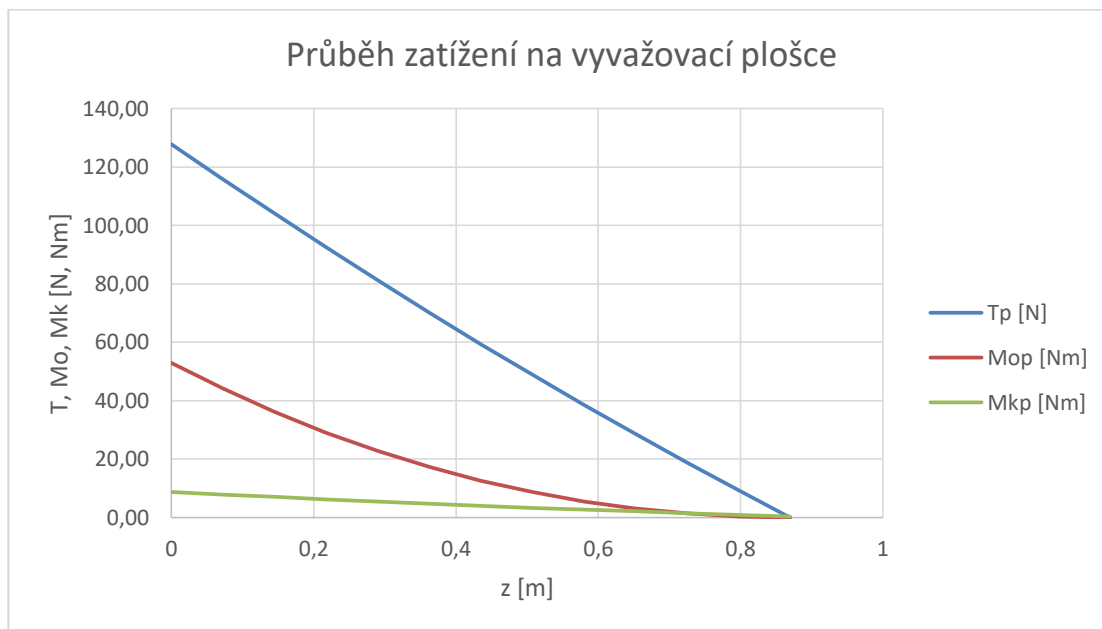
z [m]	b [m]	x <sub>p</sub> [m]	W <sup>=</sup> [Pa]	q [N/m]	q <sub>k</sub> [N/m]	T <sub>p</sub> [N]	M <sub>op</sub> [Nm]	M <sub>kp</sub> [Nm]
0	0.12	0.0472	1400	168.00	7.93	127.89	52.98	8.66
0.0725	0.1175	0.0465	1400	164.50	7.64	115.84	44.15	7.81
0.145	0.115	0.0457	1400	161.00	7.36	104.04	36.18	6.98
0.2175	0.1125	0.0450	1400	157.50	7.09	92.49	29.06	6.19
0.29	0.11	0.0443	1400	154.00	6.82	81.20	22.76	5.43
0.3625	0.1075	0.0435	1400	150.50	6.55	70.16	17.28	4.70
0.435	0.105	0.0428	1400	147.00	6.29	59.38	12.58	4.00
0.5075	0.1025	0.0421	1400	143.50	6.04	48.85	8.66	3.32
0.58	0.1	0.0413	1400	140.00	5.79	38.57	5.49	2.68
0.6525	0.0975	0.0406	1400	136.50	5.54	28.55	3.06	2.06
0.725	0.095	0.0399	1400	133.00	5.30	18.78	1.35	1.46
0.7975	0.0925	0.0391	1400	129.50	5.07	9.26	0.33	0.89
0.87	0.09	0.0384	1400	126.00	4.84	0.00	0.00	0.35

**Tab. 32 – Zatížení vyvažovací plošky**



**Graf 66 – Průběh spojitého zatížení – vyvažovací ploška**

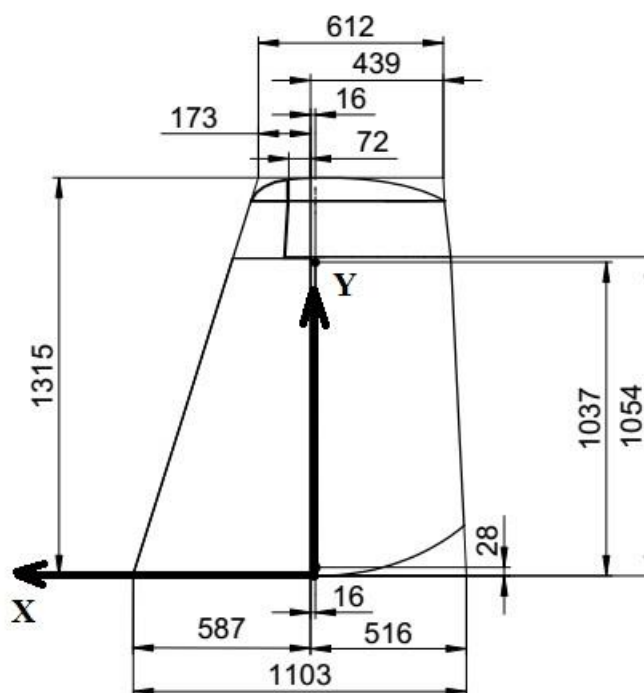




Graf 67 – Průběh zatížení – vyvažovací ploška

#### 4.2.12. Zatížení SOP

V této kapitole je určeno zatížení SOP v souladu s požadavky stavebního předpisu ELSA\_K. Zatížení je stanoveno pro všechny hmotové konfigurace uvedené v kapitole 3. 5. a pro obrátové a poryvové případy. Definice souřadnicových systémů použitých pro výpočet je uvedena na Obr. 37.



Obr. 37 – Definice souřadnicového systému na SOP

#### 4.2.13. Provozní síly na SOP

##### 4.2.13.1. Zatížení od obratu

Předpis ELSA\_K uvádí:

„5.5 Svislé ocasní plochy (SOP)

5.5.1 Zatížení od obratu – SOP musí být navrženy pro zatížení od obratu předepsaná následujícími podmínkami:

5.5.1.1 Při rychlosti  $V_A$ , plné výchylky řídicí plochy v obou směrech.

5.5.1.2 Při rychlosti  $V_D$ , jedna třetina plné výchylky řídicí plochy v obou směrech.“

Velikost maximální síly obratových případů dle obr. X1.4 předpisu ELSA [10].

Síla od obratu je odečtena následujícím způsobem:

$$x = \frac{W}{S} \cdot n1 = \frac{600 \cdot 9,81}{13,5} \cdot 4 = 1744 N/m^2$$

Kde:

W	tíha letounu	[N]
S	plocha křídla	[m <sup>2</sup> ]
n1	příslušný násobek	

hodnota osy y:  $W = 1063 N/m^2$

Výsledná síla obratových případů:

$$L_{SOPobrt} = S_{SOP} \cdot W = 1,13 \cdot 1063 = \mathbf{1201,19 N}$$

Kde:

$S_{SOP}$	plocha SOP	[m <sup>2</sup> ]
-----------	------------	-------------------

Pro výpočet obratového zatížení SOP bude dále brána hodnota síly 1201,19 N.

#### 4.2.13.2. Poryvová zatížení SOP

Předpis ELSA\_K uvádí:

„5.5.2 Poryvová zatížení

5.5.2.1 Vertikální stabilizující povrchy musí být konstruovány pro odolnost proti příčným poryvům hodnot předepsaných v 5.2.3.3.

POZNÁMKA 7 – Při absenci racionálnější analýzy mohou být zatížení od poryvů na vertikální plochy vypočítána metodou přílohy X4.2.

Příloha X4.2 Při absenci racionálnější analýzy mohou být násobky zatížení od poryvů na vertikální stabilizující plochy vypočítány následovně:

$$\Delta L_{VT} = \frac{K_{gt} \cdot U_{de} \cdot v \cdot a_{VT} \cdot S_{VT}}{1,63}$$

$$K_{gt} = \frac{0,88 \cdot \mu_{gt}}{5,3 + \mu_{gt}}$$

$$\mu_{gt} = \frac{2 \cdot M}{\rho \cdot C_{vt} \cdot g \cdot a_{VT} \cdot S_{VT}} \cdot \left(\frac{K}{l_{vt}}\right)^2$$

Kde:

$L_{VT}$	=	přírůstek zatížení na vertikální plochu, daN,
$K_{gt}$	=	poryvový zmírňující součinitel
$\mu_{gt}$	=	příčný hmotnostní poměr
$U_{de}$	=	odvozená rychlost poryvu, m/s
$M$	=	hmotnost letounu, kg
$\rho$	=	hustota vzduchu, kg/m <sup>3</sup>
$v$	=	ekvivalentní rychlost letounu (nebo CAS pro LSA)
$a_{VT}$	=	směrnice křivky vztlaku vert. plochy, na rad.
$S_{VT}$	=	plocha vertikální plochy, m <sup>2</sup>
$C_{vt}$	=	střední geom. tětíva křídla vert. plochy, m
$K$	=	poloměr setrvačnosti v klonění, m
$l_{vt}$	=	vzdálenost středu vztlaku plochy od těžiště letounu, m
$g$	=	gravitační zrychlení, m/s <sup>2</sup> .

pro názornost je zde proveden číselně výpočet pro hmotovou konfiguraci č. 1 a poryv na rychlosti  $V_C$ .

$$\Delta L_{VTpor} = \frac{0,768 \cdot 15 \cdot (179,99/3,6) \cdot 2,723 \cdot 1,13}{1,63} = 1087 \text{ N}$$

$$K_{gt} = \frac{0,88 \cdot 36,278}{5,3 + 36,278} = 0,768$$

$$\mu_{gt} = \frac{2 \cdot 306,45 \cdot 9,81}{1,225 \cdot 0,8575 \cdot 9,81 \cdot 2,723 \cdot 1,13} \cdot \left( \frac{1,49}{3,407} \right) = 36,278$$

Přírůstky síly na SOP pro všechny hmotové konfigurace jsou uvedeny v Tab. 33.

konfigurace	$\mu_{gt}$	Kgt	$\Delta L_{vtvc}$ [N]	$\Delta L_{vtvd}$ [N]
1	36.278	0.768	1087.0	679.9
2	47.470	0.792	1120.7	701.0
3	58.669	0.807	1142.6	714.7
4	66.163	0.815	1153.4	721.4
5	54.957	0.803	1136.3	710.7
6	58.575	0.807	1142.5	714.6
7	69.767	0.818	1157.9	724.2
8	51.114	0.797	1128.8	706.0
9	62.293	0.811	1148.1	718.1

**Tab. 33 – Přírůstky sil na SOP od poryvu**

Maximální velikost síly od poryvu je při hmotové konfiguraci č. 7 na rychlosti  $V_C$  a její hodnota je **1157,9 N**.

#### 4.2.13.3. Maximální zatížení SOP

Z výše uvedených případů je vybrána maximální síla na SOP, pro kterou je dále určován průběh zatížení po rozpětí.

Maximální hodnoty jsou **1157,9 N** pro poryvové případy a **1201,19 N** pro obrátové případy.

#### 4.2.14. Spojité zatížení na SOP

Stejně jako bylo u VOP, i zde je uvažováno zjednodušené rozložení vztlaku podle Obr. 26 pro poryvový případ a podle Obr. 27 pro případ obrátový.

##### 4.2.14.1. Poryvový případ

Měrné zatížení vztažené na plochu je stanoveno podle vztahu:

$$W^= = \frac{L_{SOP}}{S_{SOP}} = \frac{1157,9}{1,13} = 1024,662 \text{ Pa}$$

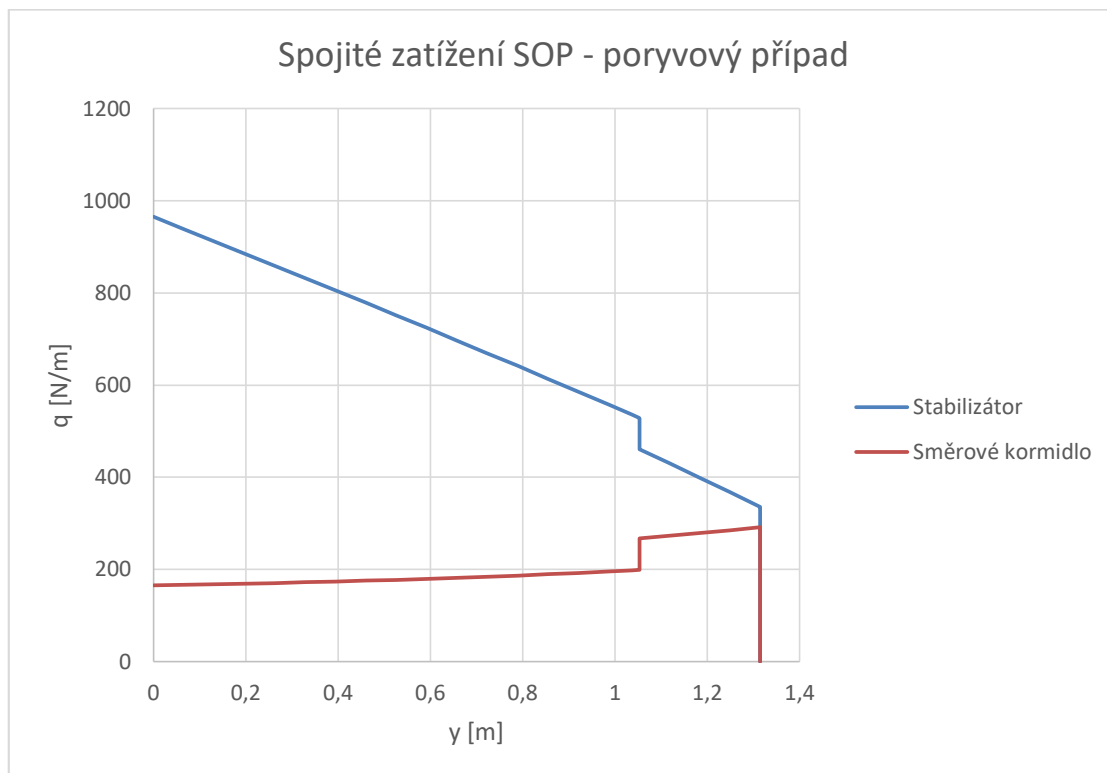
Následuje určení spojitého zatížení podle vztahu:

$$q = W^= \cdot b \text{ [N/m]}$$

Prerozdělení spojitého zatížení mezi kýl a směrové kormidlo je provedeno stejným způsobem, jako v kapitole 4.2.8. Hodnoty prerozděleného spojitého zatížení jsou uvedeny v Tab. 34. Poloha výslednic je vztažena k náběžné hraně SOP. Graficky je průběh spojitého zatížení vyjádřen v Graf 69.

y [m]	b [m]	W= [Pa]	b <sub>1</sub> [m]	b <sub>2</sub> [m]	q [N/m]	q <sub>k</sub> [N/m]	q <sub>sk</sub> [N/m]	q <sub>kk</sub> [N]	q <sub>ksk</sub> [N]
0	1.103	1024.662	0.587	0.516	1130.202	965.3051	164.8972	342.8136	-25.724
0.06575	1.07845	1024.662	0.5663	0.51215	1105.047	938.9032	166.1437	321.679	-25.7052
0.1315	1.0539	1024.662	0.5456	0.5083	1079.891	912.424	167.4674	301.1802	-25.6951
0.19725	1.02935	1024.662	0.5249	0.50445	1054.736	885.862	168.8739	281.3183	-25.6942
0.263	1.0048	1024.662	0.5042	0.5006	1029.58	859.2111	170.3694	262.0946	-25.7031
0.32875	0.98025	1024.662	0.4835	0.49675	1004.425	832.4647	171.9603	243.5105	-25.7224
0.3945	0.9557	1024.662	0.4628	0.4929	979.2696	805.6153	173.6543	225.5675	-25.7529
0.46025	0.93115	1024.662	0.4421	0.48905	954.1141	778.6549	175.4593	208.2672	-25.7954
0.526	0.9066	1024.662	0.4214	0.4852	928.9587	751.5743	177.3843	191.6116	-25.8508
0.59175	0.88205	1024.662	0.4007	0.48135	903.8032	724.3637	179.4395	175.6028	-25.92
0.6575	0.8575	1024.662	0.38	0.4775	878.6478	697.0117	181.636	160.243	-26.0042
0.72325	0.83295	1024.662	0.3593	0.47365	853.4923	669.506	183.9863	145.5349	-26.1046
0.789	0.8084	1024.662	0.3386	0.4698	828.3368	641.8324	186.5044	131.4813	-26.2225
0.85475	0.78385	1024.662	0.3179	0.46595	803.1814	613.9753	189.2061	118.0856	-26.3596
0.9205	0.7593	1024.662	0.2972	0.4621	778.0259	585.9168	192.1091	105.3514	-26.5175
0.98625	0.73475	1024.662	0.2765	0.45825	752.8705	557.6368	195.2337	93.28288	-26.6982
1.037	0.71588	1024.662	0.260522	0.455358	733.5352	535.6768	197.8584	84.43128	-26.8664
1.052	0.7102	1024.662	0.2558	0.4544	727.715	529.1122	198.6028	81.88488	-26.9041
1.054	0.709453	1024.662	0.25517	0.454283	726.9498	528.2404	198.7094	81.54873	-26.9107
1.054	0.709453	1024.662	0.18317	0.526283	726.9498	460.2614	266.6884	51.00528	-42.5175
1.11775	0.68565	1024.662	0.162628	0.523022	702.5596	430.0215	272.5381	42.30972	-43.1539
1.1835	0.6611	1024.662	0.142085	0.519015	677.4041	399.0602	278.344	34.30382	-43.7014
1.24925	0.63655	1024.662	0.121543	0.515007	652.2487	367.6166	284.6321	27.03205	-44.3084
1.315	0.612	1024.662	0.101	0.511	627.0932	335.6326	291.4606	20.50883	-44.9821

**Tab. 34 – Průběh spojitého zatížení na SOP – poryvový případ**



**Graf 68 – Průběh spojitého zatížení na SOP – poryvový případ**

#### 4.2.14.2. Obratový případ

Následuje určení spojitého zatížení pro obratový případ a jeho přerozdělení mezi kýl a směrové kormidlo. Přerozdělení je provedeno stejným způsobem, jako u VOP podle Obr. 28.

Hodnota  $W$  pro obratový případ je určena podle tohoto vztahu (Vzorový výpočet proveden pro kořenový řez):

$$W^= = \frac{L_{SOP}}{S_{SOP}} = \frac{1201,19}{1,13} = 1063 \text{ Pa}$$

$$W = \frac{2 \cdot b \cdot W^=}{(b + b_3)} = \frac{2 \cdot 1,103 \cdot 1063}{(1,103 + 0,016)} = 2095,6 \text{ Pa}$$

Přerozdělení mezi kýl a stabilizátor pak podle vztahů:

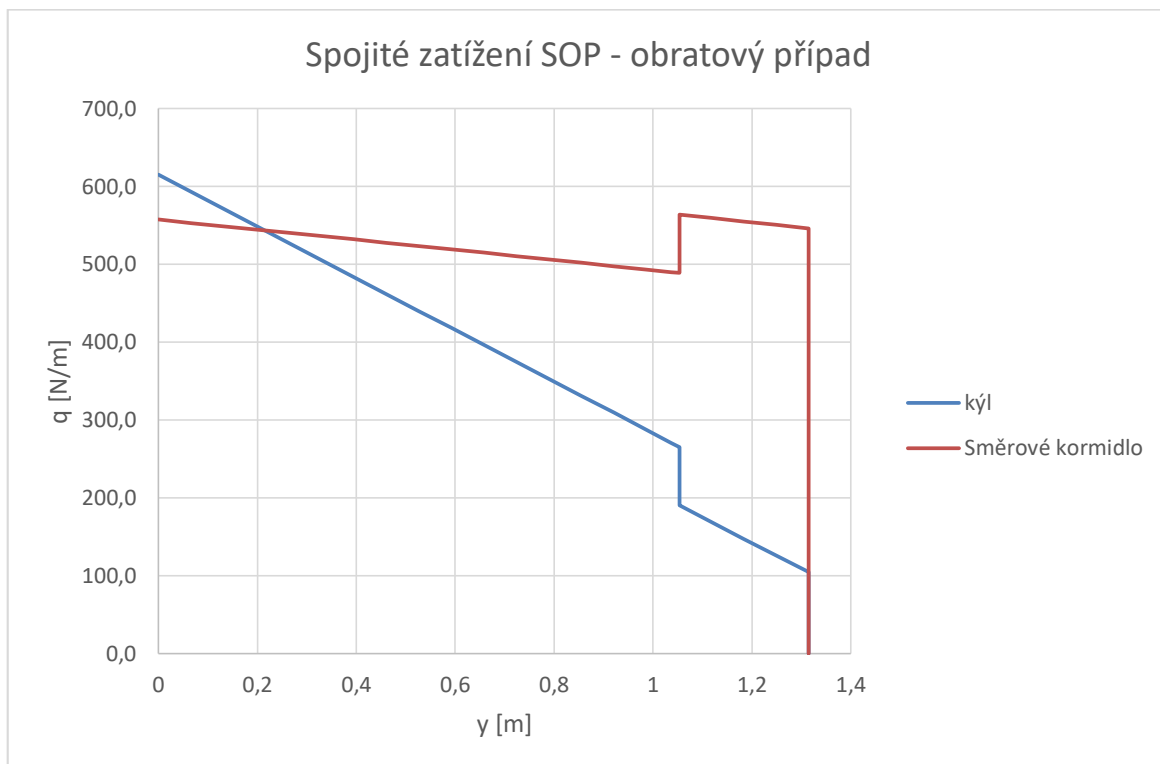
$$q_k = \frac{W \cdot b_1}{2}$$

$$q_{SK} = W \cdot b_3 + \frac{W \cdot (b_2 - b_3)}{2}$$

Hodnoty přerozděleného spojitého zatížení jsou uvedeny v Tab. 35. Graficky je průběh spojitého zatížení vyjádřen v Graf 70.

y [m]	b [m]	W [Pa]	b1 [m]	b2 [m]	q [N/m]	q <sub>k</sub> [N/m]	q <sub>sk</sub> [N/m]	q <sub>kk</sub> [N]	q <sub>ksk</sub> [N]
0	1.103	2095.6	0.587	0.516	2311.4	615.1	557.4	120.3	-87.0
0.06575	1.07845	2094.9	0.5663	0.51215	2259.3	593.2	553.2	112.0	-85.7
0.1315	1.0539	2094.2	0.5456	0.5083	2207.1	571.3	549.0	103.9	-84.3
0.19725	1.02935	2093.5	0.5249	0.50445	2154.9	549.4	544.8	96.1	-83.0
0.263	1.0048	2092.7	0.5042	0.5006	2102.7	527.6	540.5	88.7	-81.6
0.32875	0.98025	2091.9	0.4835	0.49675	2050.5	505.7	536.3	81.5	-80.3
0.3945	0.9557	2091.0	0.4628	0.4929	1998.4	483.9	532.1	74.6	-79.0
0.46025	0.93115	2090.1	0.4421	0.48905	1946.2	462.0	527.8	68.1	-77.7
0.526	0.9066	2089.1	0.4214	0.4852	1894.0	440.2	523.5	61.8	-76.4
0.59175	0.88205	2088.1	0.4007	0.48135	1841.8	418.4	519.3	55.9	-75.1
0.6575	0.8575	2087.1	0.38	0.4775	1789.7	396.5	515.0	50.2	-73.8
0.72325	0.83295	2085.9	0.3593	0.47365	1737.5	374.7	510.7	44.9	-72.5
0.789	0.8084	2084.7	0.3386	0.4698	1685.3	352.9	506.4	39.8	-71.3
0.85475	0.78385	2083.5	0.3179	0.46595	1633.1	331.2	502.1	35.1	-70.0
0.9205	0.7593	2082.1	0.2972	0.4621	1581.0	309.4	497.7	30.7	-68.8
0.98625	0.73475	2080.7	0.2765	0.45825	1528.8	287.7	493.4	26.5	-67.6
1.037	0.715880076	2079.5	0.260522	0.455358	1488.7	270.9	490.1	23.5	-66.6
1.052	0.7102	2079.2	0.2558	0.4544	1476.6	265.9	489.0	22.7	-66.3
1.054	0.709453232	2079.1	0.25517	0.454283	1475.0	265.3	488.9	22.6	-66.3
1.054	0.709453232	2079.1	0.18317	0.526283	1475.0	190.4	563.7	11.6	-90.0
1.11775	0.68565	2077.5	0.162628	0.523022	1424.5	168.9	559.9	9.2	-88.7
1.1835	0.6611	2075.8	0.142085	0.519015	1372.3	147.5	555.3	7.0	-87.3
1.24925	0.63655	2073.9	0.121543	0.515007	1320.1	126.0	550.6	5.1	-85.8
1.315	0.612	2071.8	0.101	0.511	1268.0	104.6	545.9	3.5	-84.3

**Tab. 35 – Průběh spojitého zatížení na SOP – obratový případ**



**Graf 69 – Průběh spojitého zatížení – obratový případ**

#### 4.2.15. Průběh zatížení po rozpětí SOP

V této kapitole jsou určeny průběhy posouvající síly, ohybového momentu a kroutícího momentu na svislé ocasní ploše. Podobně jako v případě VOP i zde jsou uvedeny průběhy pro oba případy zatížení a rozděleny na kýl a směrové kormidlo.

##### 4.2.15.1. Poryvový případ

Následuje určení průběhu zatížení pro poryvový případ na kýlu a směrovém kormidle.

##### 4.2.15.1.1. Zatížení směrového kormidla

Nejprve jsou určeny reakce v závěsech směrového kormidla podle Obr. 37. Postup je obdobný jako u VOP, jsou však dosazeny hodnoty spojitého zatížení pro SOP.

Rozložení vztlaku na SOP je uvažováno jako lichoběžníkové a je tedy možné určit velikost a polohu síly na SK jako součet sil  $Q_1$  a  $Q_2$  následovně:

$$L_{SK} = \frac{(q_{K1} + q_0)}{2} \cdot y_s + \frac{(q_{01} + q_k)}{2} \cdot (l_{SK} - y_s)$$

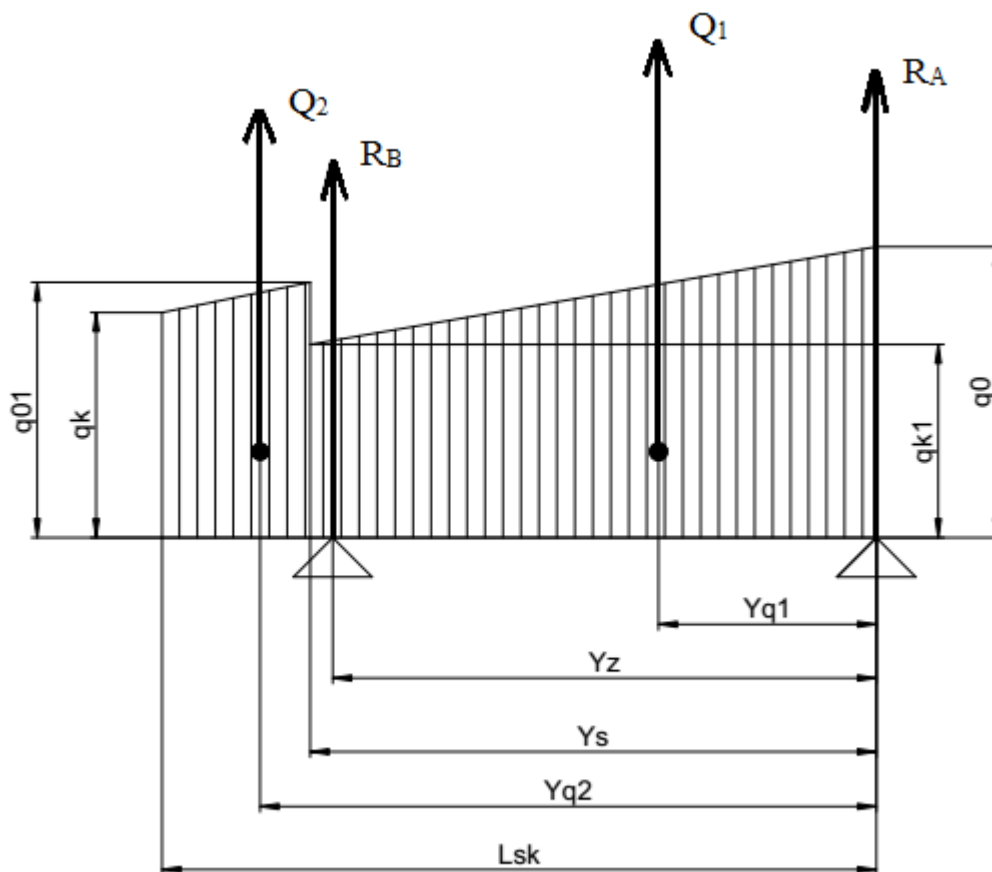
Silová a momentová rovnováha:

$$R_A + R_B + L_{SK} = 0$$

$$R_B \cdot y_z + L_{SK} \cdot y_y = 0$$

Výsledné reakce:  $R_A = -85,59$  N a  $R_B = -265,77$  N.





Obr. 37 – Silové poměry na směrovém kormidle

Posouvající síla:

- a) Od konce kormidla po vnější závěs platí tento vztah:

$$T_{SK}(y) = \int_{l_{SK}}^{y_z} q_{SK} dy$$

- b) Od vnějšího závěsu ke kořeni SK platí tento vztah:

$$T_{SK}(y) = \int_{l_{SK}}^0 q_{SK} dy - R_B$$

Ohybový moment:

- a) Od konce kormidla po vnější závěs:

$$M_{OSK}(y) = \int_{l_{SK}}^0 T_{SK} dy$$

b) Od vnějšího závěsu ke kořeni SK:

$$M_{OSK}(y) = \int_{l_{SK}}^0 T_{SK} dy - R_B \cdot (y_z - y)$$

Krouticí moment:

$$M_{KSK}(y) = \int_0^{l_{SK}} q_{KSK} dy$$

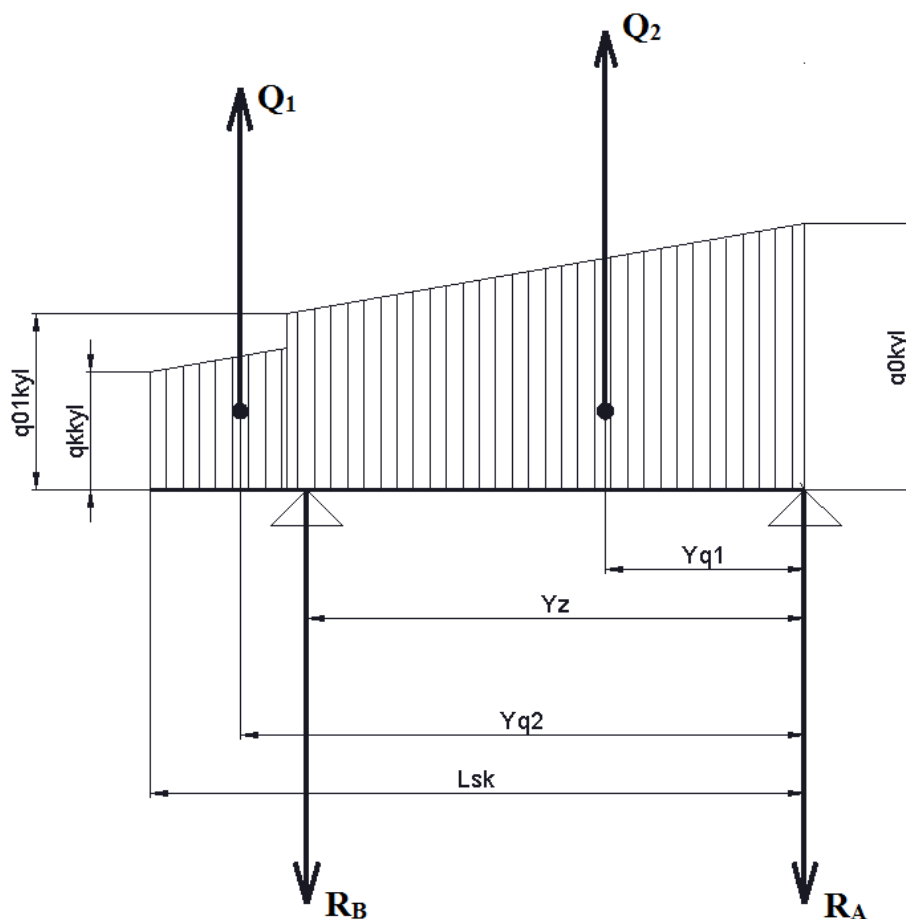
V průběhu krouticího momentu je zohledněn vstup krouticího momentu od reakcí. Hodnoty zatížení pro směrové kormidlo a poryvový případ jsou uspořádány do Tab. 36.

y [m]	T <sub>sk</sub> [N]	Mo <sub>sk</sub> [Nm]	Mk <sub>sk</sub> [Nm]
0	0.0	-87.8	-39.5
0.06575	-10.9	-87.4	-37.8
0.1315	-21.9	-86.4	-36.1
0.19725	-32.9	-84.6	-34.4
0.263	-44.1	-82.0	-32.7
0.32875	-55.3	-78.8	-31.0
0.3945	-66.7	-74.8	-29.4
0.46025	-78.2	-70.0	-27.7
0.526	-89.8	-64.5	-26.0
0.59175	-101.5	-58.2	-24.3
0.6575	-113.4	-51.1	-22.6
0.72325	-125.4	-43.3	-20.8
0.789	-137.6	-34.6	-19.1
0.85475	-149.9	-25.2	-17.4
0.9205	-162.4	-14.9	-15.7
0.98625	-175.2	-3.8	-13.9
1.037	-185.1	5.3	-12.5
1.052	-188.1	8.1	-12.1
1.054	-188.5	8.5	-12.1
1.054	72.7	9.6	-11.4
1.11775	55.6	5.5	-8.7
1.1835	37.4	2.5	-5.8
1.24925	18.9	0.6	-2.9
1.315	0.0	0.0	0.0

**Tab. 36 – Průběh zatížení na směrovém kormidle – poryvový případ**

#### 4.2.15.1.2. Zatížení kýlové plochy

Průběh posouvající síly, ohybového momentu a krouticího momentu je stanoven stejným postupem, jako u směrového kormidla podle Obr. 38. Reakce  $R_A$  a  $R_B$  byly vypočítány v kapitole 4.2.15.1.1.



Obr. 38 – Silové poměry na kýlové ploše

Posouvající síla:

- a) Od konce kýlu po vnější závěs platí vztah:

$$T_K(y) = \int_{l_K}^{y_z} q_K dy$$

- b) Od vnějšího závěsu po kořen kýlu pak podle vztahu:

$$T_K(y) = \int_{l_K}^0 q_K dy - R_B$$

Průběh posouvající síly je číselně vyjádřen v Tab. 37 a graficky společně s průběhem posouvající síly na směrovém kormidle v Graf 71.

Ohybový moment:

a) Od konce kýlu po vnější závěs:

$$M_{OK}(y) = \int_{l_K}^{y_z} T_K dy$$

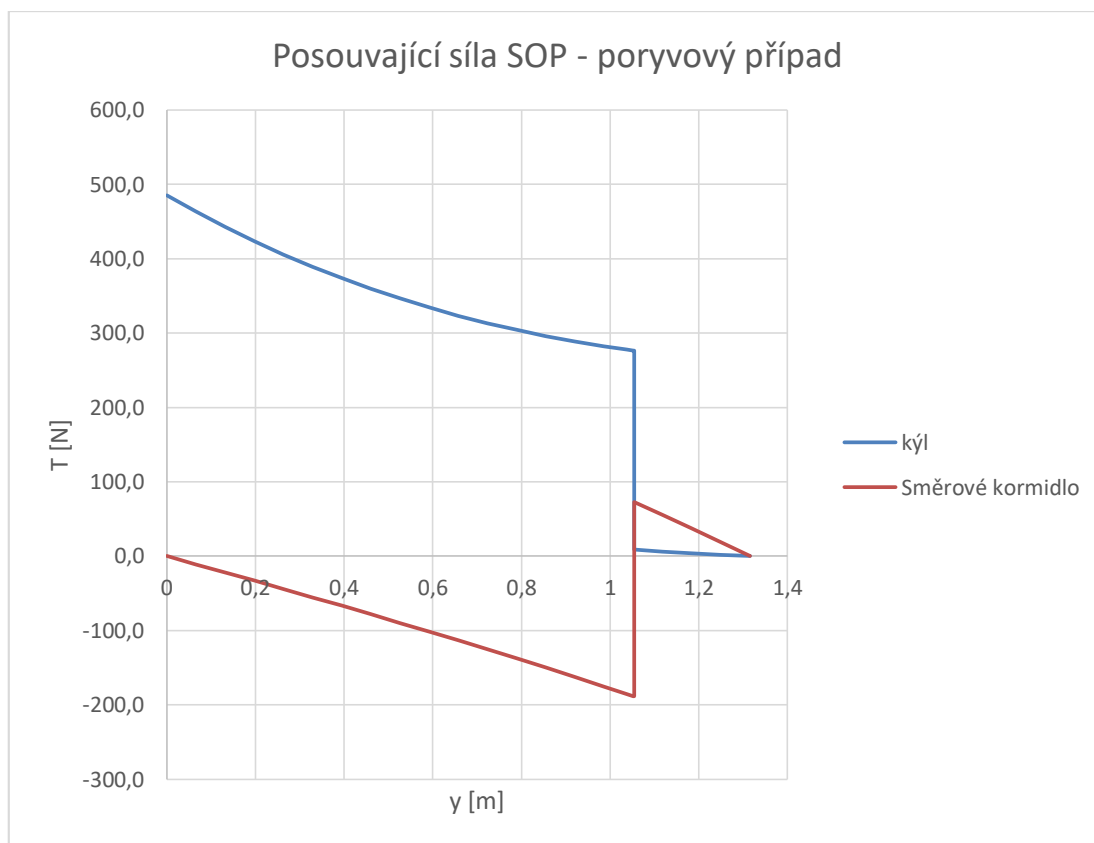
b) Od vnějšího závěsu po kořen kýlu:

$$M_{OK}(y) = \int_{l_K}^0 T_K dy - R_B \cdot (y_z - y)$$

Krouticí moment:

$$M_{KK}(y) = \int_0^{l_K} q_{KK} dy$$

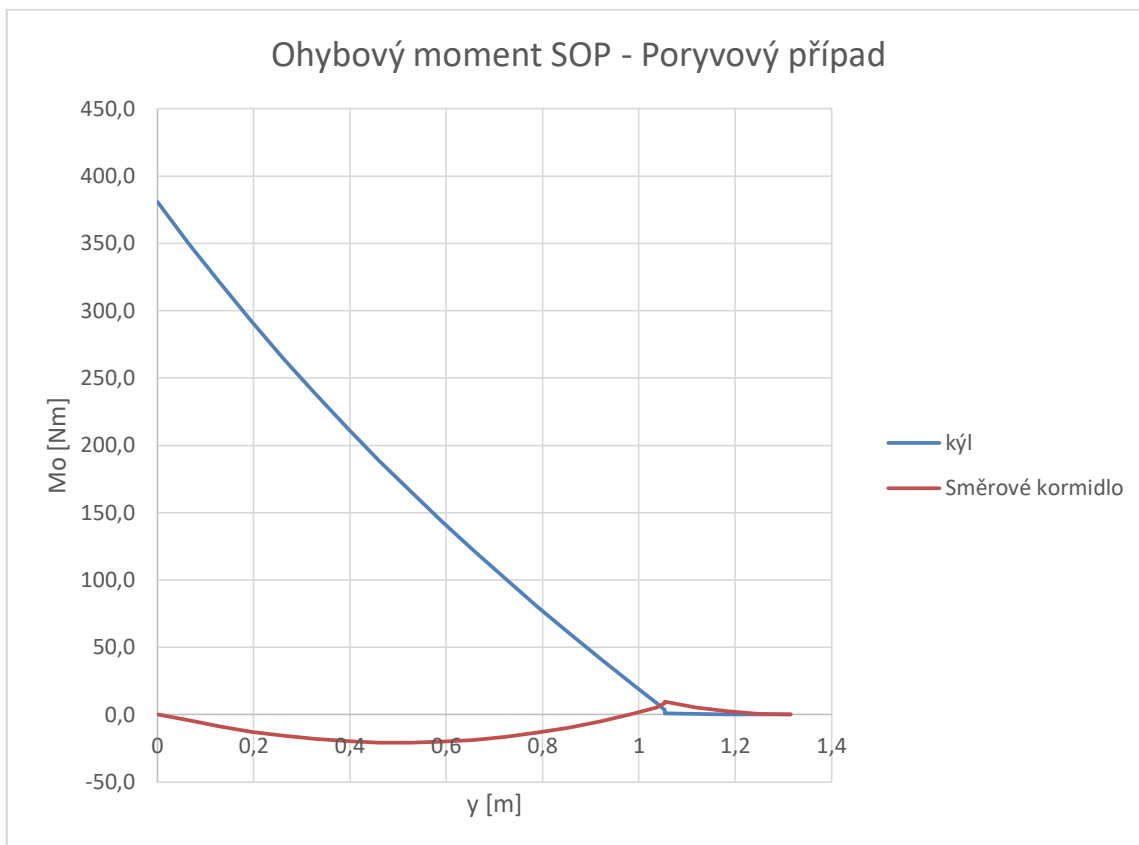
V průběhu krouticího momentu je zohledněn vstup krouticího momentu od reakcí. Hodnoty průběhů ohybového momentu a krouticího momentu jsou rovněž uvedeny v Tab. 37 a graficky pak společně se směrovým kormidlem v Graf 72 a 73.



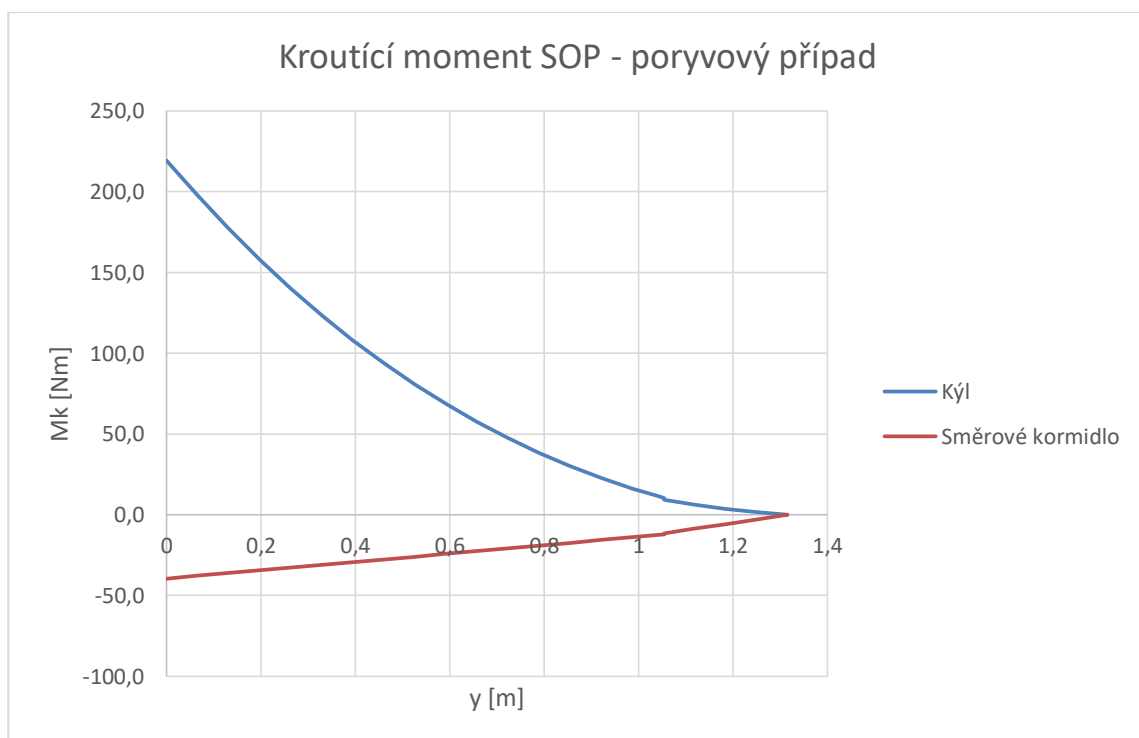
**Graf 70 – Průběh posouvající síly na SOP – poryvový případ**

y [m]	T <sub>sk</sub> [N]	Mo <sub>sk</sub> [Nm]	Mk <sub>sk</sub> [Nm]
0	0.0	0.0	-39.5
0.06575	-10.9	-4.3	-37.8
0.1315	-21.9	-8.9	-36.1
0.19725	-32.9	-12.7	-34.4
0.263	-44.1	-15.8	-32.7
0.32875	-55.3	-18.1	-31.0
0.3945	-66.7	-19.8	-29.4
0.46025	-78.2	-20.6	-27.7
0.526	-89.8	-20.7	-26.0
0.59175	-101.5	-20.1	-24.3
0.6575	-113.4	-18.6	-22.6
0.72325	-125.4	-16.4	-20.8
0.789	-137.6	-13.4	-19.1
0.85475	-149.9	-9.6	-17.4
0.9205	-162.4	-4.9	-15.7
0.98625	-175.2	0.5	-13.9
1.037	-185.1	5.3	-12.5
1.052	-188.1	8.1	-12.1
1.054	-188.5	8.5	-12.1
1.054	72.7	9.6	-11.4
1.11775	55.6	5.5	-8.7
1.1835	37.4	2.5	-5.8
1.24925	18.9	0.6	-2.9
1.315	0.0	0.0	0.0

**Tab. 37 – Průběh zatížení na kýlu – poryvový případ**



**Graf 71 – Průběh ohybového momentu na SOP – poryvový případ**



**Graf 72 – Průběh kroutícího momentu na SOP – poryvový případ**

#### 4.2.15.2. Obratový případ

Následuje určení průběhu posouvající síly, ohybového momentu a krouticího momentu na SOP pro obratový případ.

##### 4.2.15.2.1. Zatížení směrového kormidla

Postup je zcela analogický s postupem v poryvovém případě. Nejprve jsou určeny reakce v závěsech dle Obr. 37.

$$R_A = -256,76 \text{ N a } R_B = -439,46 \text{ N.}$$

Průběh posouvající síly, ohybového momentu a krouticího momentu je určen identickým způsobem jako u poryvového případu. Také použité vztahy jsou stejné, pouze jsou dosazeny hodnoty platné pro obratový případ. Výsledné průběhy jsou číselně vyjádřeny v Tab. 38 a graficky v Graf 74, 75 a 76.

y [m]	T <sub>sk</sub> [N]	Mo <sub>sk</sub> [Nm]	Mk <sub>sk</sub> [Nm]
0	257.1	0.0	-103.4
0.06575	220.5	-15.5	-97.7
0.1315	184.3	-28.8	-92.1
0.19725	148.4	-39.8	-86.6
0.263	112.7	-48.3	-81.2
0.32875	77.3	-54.6	-75.9
0.3945	42.1	-58.5	-70.6
0.46025	7.3	-60.1	-65.5
0.526	-27.3	-59.5	-60.4
0.59175	-61.5	-56.6	-55.4
0.6575	-95.5	-51.4	-50.5
0.72325	-129.3	-44.0	-45.7
0.789	-162.7	-34.4	-41.0
0.85475	-195.8	-22.6	-36.3
0.9205	-228.7	-8.7	-31.8
0.98625	-261.3	7.5	-27.3
1.037	-286.3	21.3	-23.9
1.052	145.9	19.1	-22.9
1.054	144.9	18.8	-22.8
1.054	144.9	18.8	-22.8
1.11775	109.1	10.7	-17.1
1.1835	72.4	4.8	-11.3
1.24925	36.0	1.2	-5.6
1.315	0.0	0.0	0.0

Tab. 38 – Průběh zatížení na směrovém kormidle – obratový případ

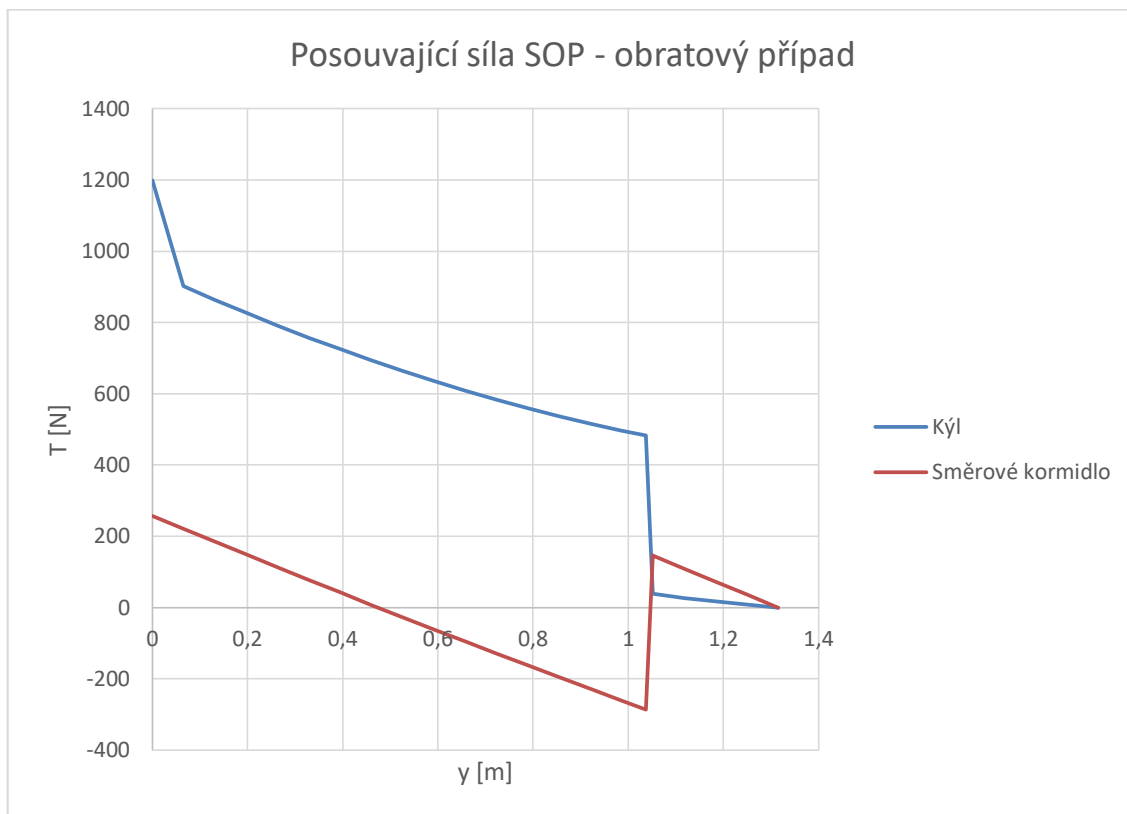
#### 4.2.15.2.2. Zatížení kýlové plochy

Určení průběhu posouvající síly, ohybového momentu a krouticího momentu je provedeno shodným postupem, jako u poryvového případu podle Obr. 38 včetně reakcí. Číselně je průběh zatížení vyjádřen v Tab. 39 a graficky v Graf 74, 75 a 76 společně se zatížením směrového kormidla.

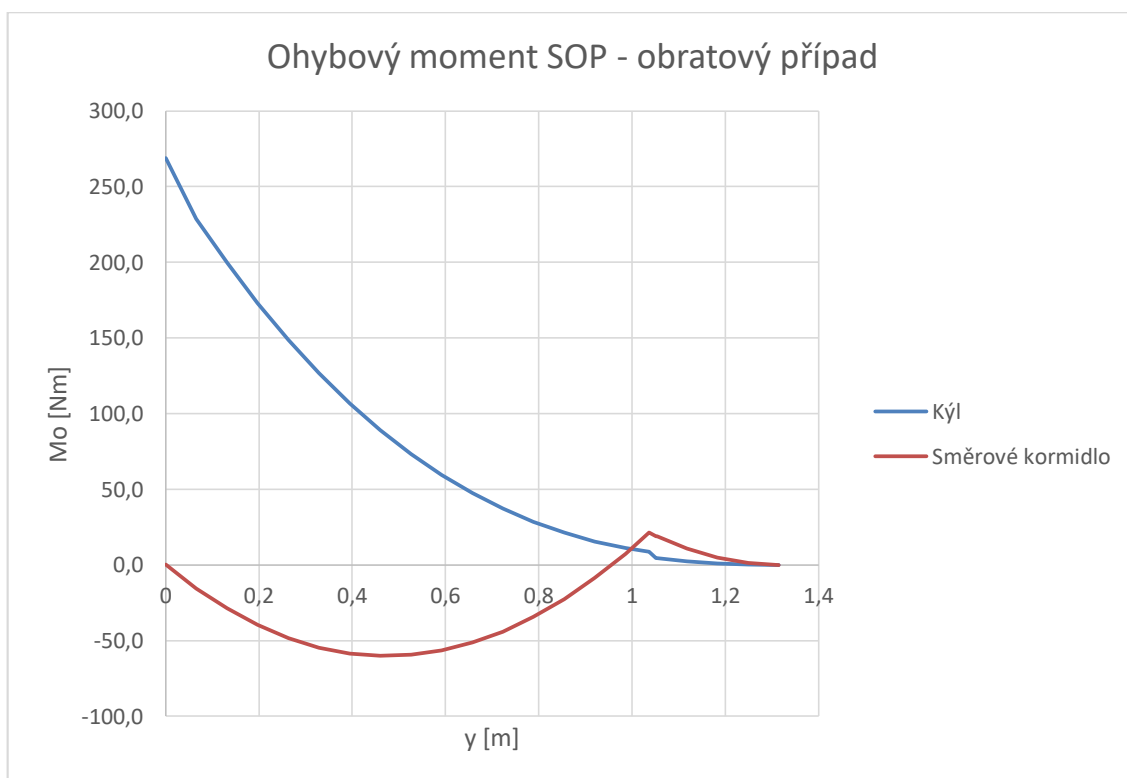
y [m]	$T_k$ [N]	$M_{ok}$ [Nm]	$M_{kk}$ [Nm]
0	1198.4	268.9	70.4
0.06575	901.9	228.8	62.7
0.1315	863.6	199.6	55.7
0.19725	826.8	172.9	49.1
0.263	791.3	148.6	43.0
0.32875	757.4	126.6	37.4
0.3945	724.8	106.8	32.3
0.46025	693.7	89.0	27.6
0.526	664.1	73.3	23.3
0.59175	635.9	59.5	19.4
0.6575	609.1	47.4	16.0
0.72325	583.7	37.1	12.8
0.789	559.8	28.4	10.0
0.85475	537.3	21.2	7.6
0.9205	516.2	15.5	5.4
0.98625	496.6	11.1	3.5
1.037	482.4	8.5	2.3
1.052	39.0	4.6	1.9
1.054	38.4	4.6	1.9
1.054	38.4	4.6	1.9
1.11775	27.0	2.5	1.2
1.1835	16.6	1.0	0.7
1.24925	7.6	0.2	0.3
1.315	0.0	0.0	0.0

**Tab. 39 – Průběh zatížení na kýlové ploše – obratový případ**

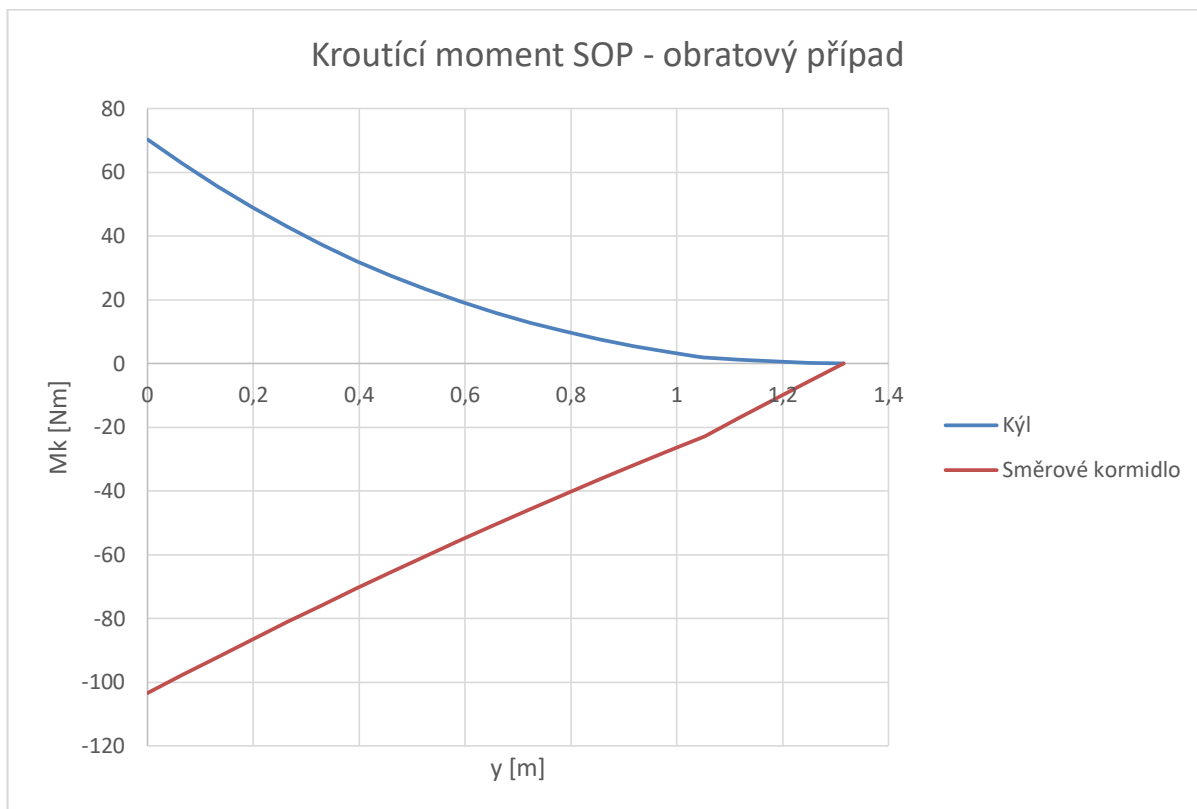




**Graf 73 – Průběh posouvající síly na SOP – obratový případ**



**Graf 74 – Průběh ohybového momentu na SOP – obratový případ**



**Graf 75 – Průběh kroučícího momentu na SOP – obratový případ**

#### 4.2.16. Podmínky pozemního poryvu na SK

Postup určení pozemního poryvu je shodný s postupem určení poryvu na VK v kapitole 4.2.9.

Geometrické vstupy potřebné k výpočtu:

Hloubka kormidla za osou otáčení:

$$c_{S0SK} = c_{SK0} - x_{o0} = 0,516 - 0,016 = 0,500$$

$$c_{SkSK} = c_{SKk} - x_{k0} = 0,439 - 0,016 = 0,423$$

Plocha kormidla za osou otáčení:

$$S_{SSK} = \frac{1}{2} \cdot (c_{S0SK} + c_{SkSK}) \cdot b_{SOP} = \frac{1}{2} \cdot (0,500 + 0,423) \cdot 1,315 = 0,607 \text{ m}^2$$

Střední tětíva řídicí plochy:

$$C_{SSK} = \frac{2}{3} \cdot c_{S0SK} \cdot \frac{1 + \eta_{SK} + \eta_{SK}^2}{1 + \eta_{SK}} = \frac{2}{3} \cdot 0,500 \cdot \frac{1 + \frac{0,423}{0,500} + \left(\frac{0,423}{0,500}\right)^2}{1 + \frac{0,423}{0,500}} = 0,4626 \text{ m}$$

Závěsový moment:

$$M_G = 0,75 \cdot 0,4626 \cdot 0,607 \cdot 0,5 \cdot 1,225 \cdot 20^2 = 51,6 \text{ Nm}$$

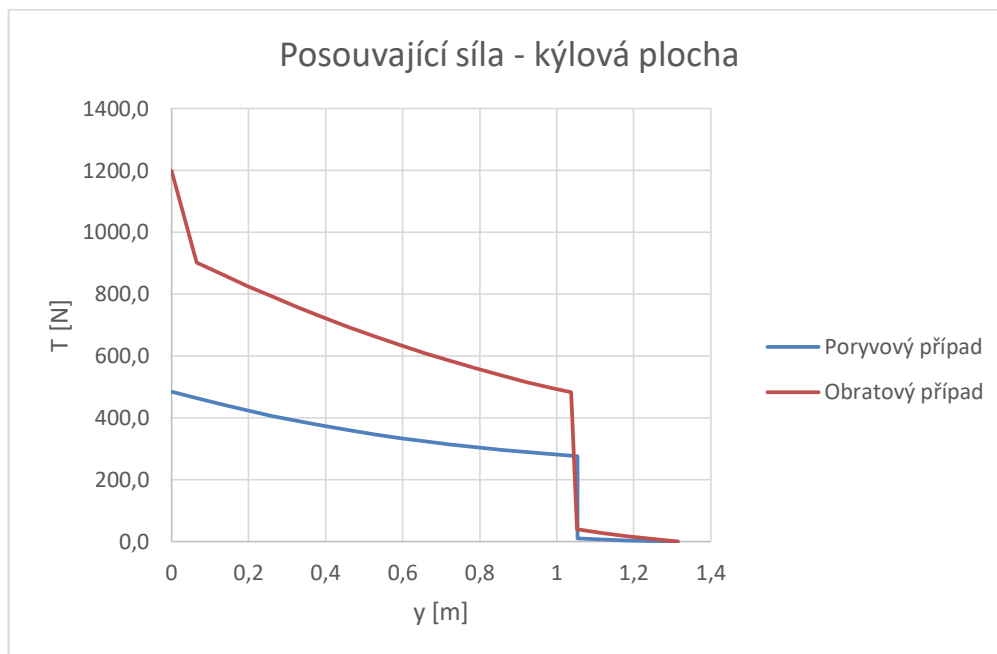
Tento moment je menší než závěsový moment pro obratový případ.

#### 4.2.16.1. Maxima zatížení

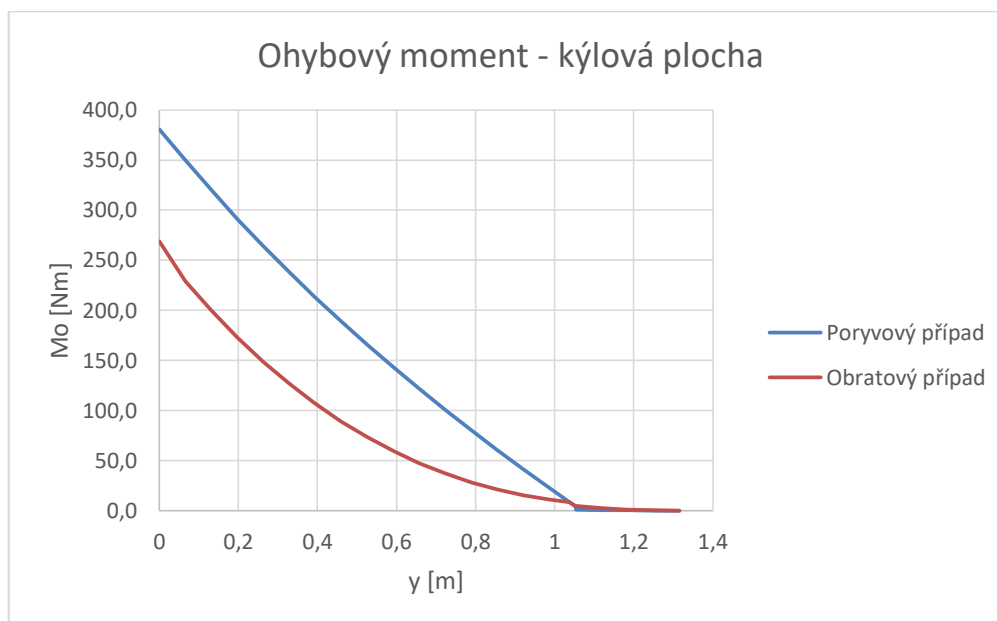
Z výše uvedených případů byli vybrány maximální hodnoty posouvající síly, ohybového momentu a krouticího momentu. Tyto hodnoty byly zaneseny do Tab. 40 pro obě části SOP. Pro přehlednost byli doplněny grafy průběhů jednotlivých veličin pro všechny případy. Toto je obsaženo v Graf 77, 78, 79, 80, 81 a 82.

y [m]	Kýl			Směrové kormidlo		
	T <sub>max</sub> [N]	M <sub>Omax</sub> [Nm]	M <sub>Kmax</sub> [Nm]	T <sub>max</sub> [N]	M <sub>Omax</sub> [Nm]	M <sub>Kmax</sub> [Nm]
0	1198.4	380.9	219.4	257.1	0.0	-103.4
0.06575	901.9	349.7	197.6	220.5	-15.5	-97.7
0.1315	863.6	319.9	177.1	184.3	-28.8	-92.1
0.19725	826.8	291.4	157.9	148.4	-39.8	-86.6
0.263	791.3	264.1	140.1	112.7	-48.3	-81.2
0.32875	757.4	238.0	123.5	77.3	-54.6	-75.9
0.3945	724.8	212.9	108.0	66.7	-58.5	-70.6
0.46025	693.7	188.8	93.8	-78.2	-60.1	-65.5
0.526	664.1	165.6	80.6	-89.8	-59.5	-60.4
0.59175	635.9	143.2	68.6	-101.5	-56.6	-55.4
0.6575	609.1	121.6	57.5	-113.4	-51.4	-50.5
0.72325	583.7	100.7	47.5	-129.3	-44.0	-45.7
0.789	559.8	80.4	38.4	-162.7	-34.4	-41.0
0.85475	537.3	60.7	30.2	-195.8	-22.6	-36.3
0.9205	516.2	41.4	22.8	-228.7	-8.7	-31.8
0.98625	496.6	22.7	16.3	-261.3	-7.5	-27.3
1.037	482.4	8.5	11.8	-286.3	21.3	-23.9
1.052	276.3	4.6	10.5	188.1	19.1	-22.9
1.054	276.1	4.6	10.4	188.5	18.8	-22.8
1.054	38.4	4.6	9.1	144.9	18.8	-22.8
1.11775	27.0	2.5	6.1	109.1	10.7	-17.1
1.1835	16.6	1.0	3.6	72.4	4.8	-11.3
1.24925	7.6	0.2	1.6	36.0	1.2	-5.6
1.315	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0

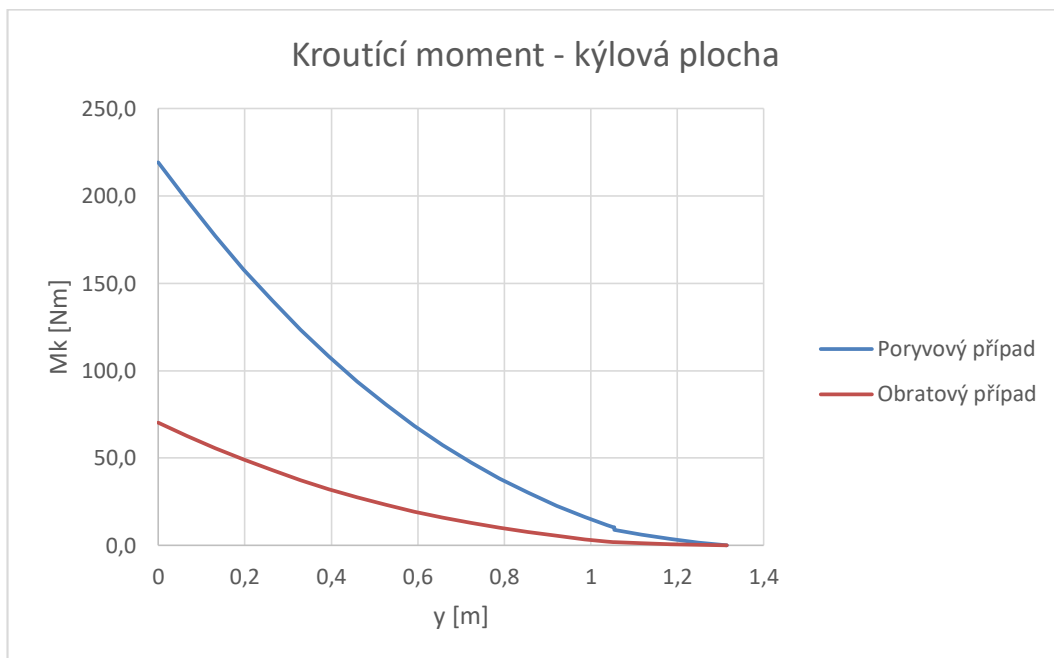
Tab. 40 – Maxima zatížení na SOP



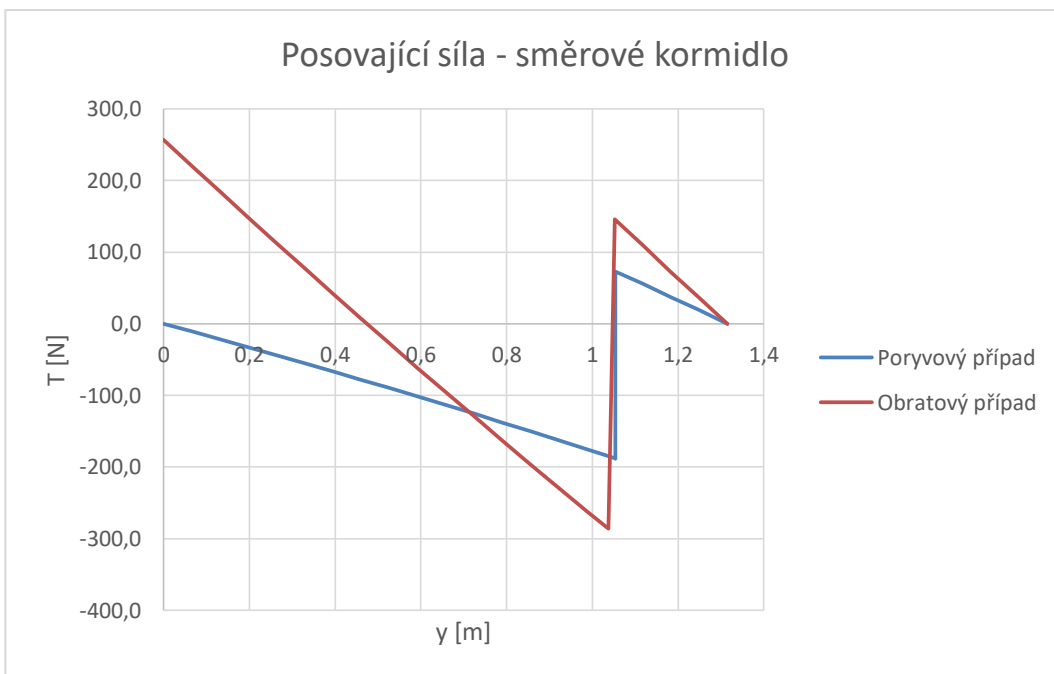
**Graf 76 – Srovnání průběhů posouvající síly – kýlová plocha**



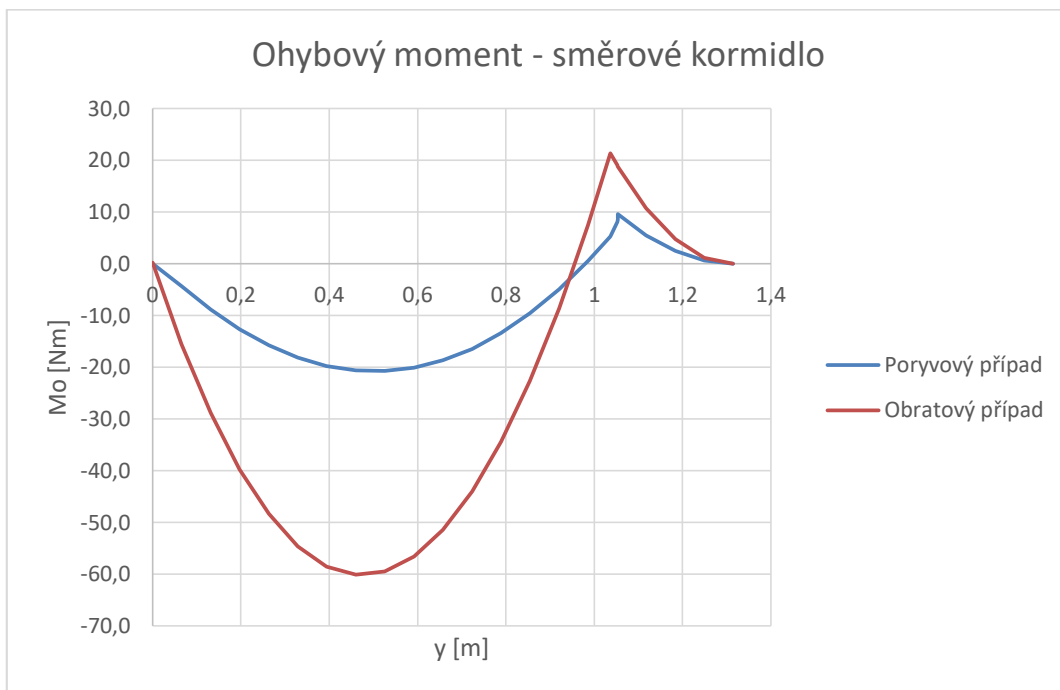
**Graf 77 – Srovnání průběhů ohybového momentu – kýlová plocha**



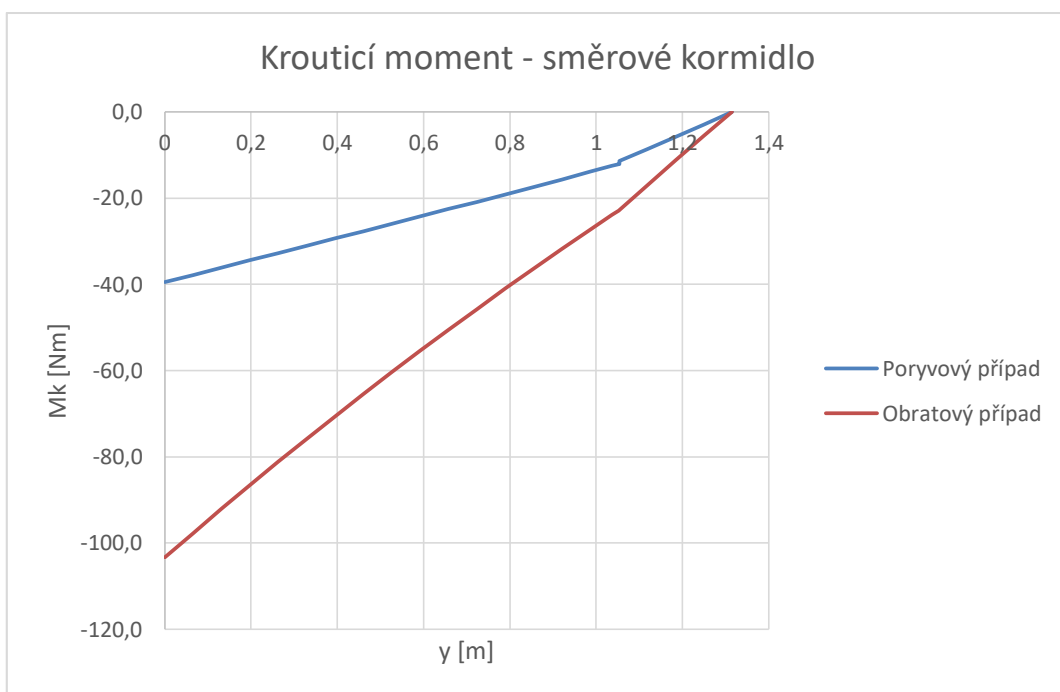
**Graf 78 – Srovnání průběhů krouticího momentu – kýlová plocha**



**Graf 79 – Srovnání průběhů posouvající síly – směrové kormidlo**



**Graf 80 – Srovnání průběhů ohybového momentu – směrové kormidlo**



**Graf 81 – Srovnání průběhů krouticího momentu – směrové kormidlo**

#### 4.2.17. Doplnující podmínky pro ocasní plochy

Předpis ELSA\_K uvádí:

„5.6 Dodatečné podmínky pro ocasní plochy:

5.6.1 Kombinované zatížení na ocasní plochy

6.5.1.1 Zatížení VOP letounu v podmínkách odpovídajících bod A nebo D z obr. 1 (podle toho, která podmínka vede k vyššímu vyvažovacímu zatížení) musí být kombinováno se zatížením svislých ocasních ploch, které je specifikováno v 5.5.1. Musí se také předpokládat, že 75% zatížení podle 5.4.2 pro VOP a 5.5.1 pro SOP působí současně.

Jednotlivé kombinace, které vyžaduje předpis, jsou uvedeny v Tab. 41

Druh zatížení	Letový případ	$F_{VOP}$ [N]	$F_{SOP}$ [N]	Pozn.
Vyvažovací	č. 2 ( $V_D$ , $n=4$ )	-1487,7	-	
Obratové VOP	Dle ELSA_K	-3311,98	-	
Poryvové VOP	Poryv na $V_C$	-2885,41	-	
Obratové SOP	Dle ELSA_K	-	$\pm 1201,19$	
Poryvové SOP	Poryv na $V_C$	-	$\pm 1157,9$	
1.kombinace		-1281,98	1201,19	Vyvažovací zatížení v bodě D + obratové zatížení na SOP
2.kombinace		-2483,96	900,89	75% obratového VOP a 75% obratového SOP
Nesymetrické zatížení	85% obratového případu	-2815,18	-	

**Tab. 41 – Doplnující silové účinky na ocasních plochách**

#### 4.3. Zatížení motorového lože

V následující kapitole je stanoveno zatížení motorového lože dle požadavků stavebního předpisu ELSA\_K.

##### 4.3.1. Specifikace pohonné soustavy

Specifikace pohonné jednotky, potřebná pro výpočet zatížení motorového lože, je převzata z kapitoly 2.2.6.

##### 4.3.2. Hmotnost pohonné jednotky a vrtule

Hmotnost motoru uváděná výrobcem je 83 kg včetně příslušenství bez náplní a olejové nádrže. Vzhledem k faktu, že olejová nádrž bude umístěna na motorové přepážce, nebude s její hmotností dále počítáno. Hmotnost vrtule byla stanovena na 14 kg. Celková hmotnost pohonné soustavy pro další výpočty bude uvažována 97 kg.

### 4.3.3. Požadavek předpisu

Předpis ELSA\_K uvádí:

„5.2.9 Krouticí moment motoru – Motorové lože a konstrukce jeho uchycení musí být navrženy pro účinky:

5.2.9.1 Provozního krouticího momentu, který odpovídá vzletovému výkonu a otáčkám vrtule působícími současně se 75% provozních zatížení z letových podmínek 5.2.5.1.

5.2.9.2 Provozního krouticího momentu, který odpovídá maximálnímu trvalému výkonu a otáčkám vrtule působícími současně s provozními zatíženími z letové podmínky 5.2.5.1.

5.2.9.3 Pro konvenční pístové motory s přímým náhonem vrtule, provozní krouticí moment, který se bere v úvahu pro 5.2.9.1 se získá násobením středního krouticího momentu jedním z následujících součinitelů:

*Pro čtyřtakové motory:*

*(1) 1,33 pro motory s pěti a více válci;*

*(2) 2,3,4, nebo 8 pro motory se čtyřmi, třemi, dvěma nebo resp. jedním válcem.*

*Pro dvoutakové motory:*

*(1) 2 pro motory se třemi nebo více válci;*

*(2) 3 nebo 6 pro motory se dvěma nebo resp. jedním válcem.*

5.2.10 Boční zatížení na motorové lože:

5.2.10.1 Motorové lože a konstrukce jeho uchycení musí být navržena pro provozní násobek zatížení v příčném směru, pro boční zatížení motorového lože, ne menší než 1,5.

5.2.10.2 Boční zatížení předepsané v 5.2.10.1 může být předpokládáno jako nezávislé na ostatních letových podmínkách.

### 4.3.4. Stanovení zatížení motorového lože

Podle výše uvedené citace předpisu ELSA\_K následuje stanovení zatížení motorového lože, které bude použito pro návrh lože samotného.

#### 4.3.4.1. Provozní zatížení

Případ 1.:

Představující 75% provozního zatížení v bodě  $n_A$  obrátové obálky se současně působícím tahem vrtule a maximálním krouticím momentem motoru odpovídající vzletovému výkonu a příslušným otáčkám vrtule včetně součinitele krouticího momentu.

Tahové zatížení:

$$F_{TI} = \frac{P_{vzl} \cdot \eta_{vrt}}{v_A}$$



Kde:

$F_{TI}$	Tahová síla
$P_{vzl}$	Jmenovitý vzletový výkon motoru
$\eta_{vrt}$	Účinnost vrtule (85%)
$v_A$	Rychlost letu

Tíhové zatížení:

$$F_{GI} = 0,75 \cdot (m_{mot} + m_{vrt}) \cdot g \cdot n_A$$

Kde:

$F_{GI}$	Tíhová síla
$m_{mot}$	hmotnost motoru
$m_{vrt}$	hmotnost vrtule
$g$	tíhové zrychlení
$n_A$	příslušný násobek

Zatížení krouticím momentem:

$$M_{KI} = M_{Kvzl} \cdot i \cdot k_{MK}$$

Kde:

$M_{KI}$	Krouticí moment
$M_{Kvzl}$	Jmenovitý vzletový krouticí moment motoru
$i$	Převodový poměr (1)
$k_{MK}$	Součinitel krouticího momentu (1,33)

Případ 2.:

Představující 100% provozního zatížení v bodě  $n_A$  obrátové obálky se současně působícím tahem vrtule a maximálním krouticím momentem motoru odpovídající maximálnímu provoznímu výkonu a příslušným otáčkám vrtule včetně součinitele krouticího momentu.

Tahové zatížení:

$$F_{TII} = \frac{P_{trv} \cdot \eta_{vrt}}{v_A}$$

Kde:

$F_{TII}$	Tahová síla
$P_{trv}$	Jmenovitý trvalý výkon motoru
$\eta_{vrt}$	Účinnost vrtule (85%)
$v_A$	Rychlost letu

Tíhové zatížení:

$$F_{GII} = (m_{mot} + m_{vrt}) \cdot g \cdot n_A$$

Kde:

$F_{GII}$	Tíhová síla
$m_{mot}$	Hmotnost motoru
$m_{vrt}$	Hmotnost vrtule
$g$	Tíhové zrychlení
$n_A$	Příslušný násobek

Zatížení krouticím momentem:

$$M_{KII} = M_{Ktrv} \cdot i \cdot k_{MK}$$

Kde:

$M_{KII}$	Krouticí moment
$M_{Ktrv}$	Jmenovitý trvalý krouticí moment motoru
$i$	Převodový poměr (1)
$k_{MK}$	Součinitel krouticího momentu (1,33)

#### 4.3.4.2. Boční zatížení

Boční zatížení se považuje za nezávislé na ostatních letových podmínkách a je dáno vztahem:

$$F_Z = \frac{1}{3} \cdot n_A \cdot (m_{mot} + m_{vrt}) \cdot g$$

Kde:

$F_Z$	Boční síla
$m_{mot}$	Hmotnost motoru
$m_{vrt}$	Hmotnost vrtule
$g$	Tíhové zrychlení
$n_A$	Příslušný násobek

Zatížení od provozních případů je zachyceno v Tab. 42.

		provozní zatížení	početní zatížení	
případ 1	Tah	1917.9	2876.8	[N]
	Setrvačná síla	2854.7	4282.1	[N]
	Krouticí moment	591.9	887.8	[Nm]
Případ 2	Tah	1557.1	2335.6	[N]
	Setrvačná síla	3806.3	5709.4	[N]
	Krouticí moment	520.0	780.0	[Nm]
Případ 3	Boční síla	1427.4	2141.0	[N]

**Tab. 42 – Provozní zatížení motorového lože**

#### 4.3.4.3. Zatížení od letových případů

Zatížení od letových případů je zachyceno v letové obálce provozních násobků. Hodnoty konkrétních bodů letové obálky jsou uvedeny v Tab. 43.

bod obálky	n	v		
			[m/s]	[km/h]
A	4.00	vA	44.76	161.15
C	4.81	vC	50.00	179.99
D	3.38	vD	62.54	225.16
E	-2.81	vD	62.54	225.16
F	-2.38	vC	50.00	179.99
G	-2.00	vG	39.60	142.55

**Tab. 43 – Hodnoty bodů obálky provozních násobků**

Velikost setrvačné síly je dána vztahem:

$$O = (m_{mot} + m_{vrt}) \cdot g \cdot n$$

Vzhledem k provozním podmínkám se předpokládá, že zatížení od svislého násobku je kombinováno s tahovým zatížením a krouticím momentem od motoru, resp. reakčním momentem, který odpovídá maximálnímu trvalému výkonu a příslušným otáčkám vrtule. Pro stav letové obálky A a G je počítáno se vzletovým výkonem a krouticím momentem motoru. Zatížení od letových případů je zachyceno v Tab. 44.

	n [-]	v [m/s]	Ft [N]	O [N]	Mk [Nm]
A	4.00	44.76	1917.8	3806.3	591.9
C	4.81	50.00	1394.1	4577.1	520.0
D	3.38	62.54	1114.4	3216.3	520.0
E	-2.81	62.54	1114.4	-2673.9	520.0
F	-2.38	50.00	1394.1	-2264.7	520.0
G	-2.00	39.60	2168.1	-1903.1	591.9

**Tab. 44 – Zatížení od letových případů**

#### 4.3.4.4. Pozemní zatížení

Přistávací případy se vztahují na zatížení motorového lože s výpočtovými případy pro podvozek, kdy během přistání letadla na přistávací dráhu, vzniká rázové namáhání všech závěsů. Vypočtený násobek pozemního zatížení je  $n = 2,63$ . Tento násobek dosahuje nižší hodnoty než násobky letové, proto i zatížení motorového lože je nižší a tento případ nebude v dalším postupu uvažován.

#### 4.3.5. Výsledné zatížení motorového lože

Jednotlivé případy jsou srovnány do Tab. 45, která umožňuje stanovení maxima pro další návrh konstrukce motorového lože.

Režim	O [N]	Ft [N]	Mk [Nm]	Fz [N]
I.	2854.7	1917.9	591.9	
II.	3806.3	1557.1	520	
boční				$\pm 1427.4$
A	3806.3	1917.9	591.9	
C	4577.1	1394.1	520	
D	3216.3	1114.4	520	
E	-2673.9	1114.4	520	
F	-2264.7	1394.1	520	
G	-1903.1	2168.1	591.9	

**Tab. 45 – Srovnání maxima zatížení na motorovém loži**

#### 4.3.6. Početní zatížení

Početní zatížení je získáno z maximálního provozního zatížení pomocí vynásobení součinitelem bezpečnosti, viz Tab. 45. Součinitel bezpečnosti pro uvedené stavební předpisy dosahuje hodnoty 1,5. Hodnoty početního zatížení motorového lože jsou uvedeny v Tab. 46.

Režim	O [N]	Ft [N]	Mk [Nm]	Fz [N]
I.	4282.1	2876.9	887.9	
II.	5709.5	2335.7	780.0	
boční				±2141.1
A	5709.5	2876.9	887.9	
C	6865.7	2091.2	780.0	
D	4824.5	1671.6	780.0	
E	-4010.9	1671.6	780.0	
F	-3397.1	2091.2	780.0	
G	-2854.7	3252.2	887.9	

**Tab. 46 – Hodnoty početního zatížení motorového lože**

#### 4.4. Zatížení podvozku

V tomto oddílu bude provedeno stanovení zatížení podvozku letounu v souladu s požadavky stavebního předpisu ELSA\_K, podle kterého je replika navrhována. Zde stanovené zatížení bude dále sloužit, jako vstupní data pro konstrukční návrh podvozku a také pro stanovení zatížení trupu.

##### 4.4.1. Požadavky předpisu

Předpis ELSA\_K uvádí:

„5.8 Pozemní zatížení:

5.8.1 Podmínky pozemního zatížení – Požadavky na pozemní zatížení jsou uvedeny v 5.8.1.1 až 5.8.1.3, v tab. 2 a na obr. 2.

5.8.1.1 Násobek zatížení přistávacího rázu,  $n_j$ , může být vypočítán následovně:

$$n_j = \frac{h + \frac{d}{3}}{ef \cdot d}$$

kde

$h$  = pádová výška, (cm) =  $1,32 \cdot \sqrt{W/S}$

s  $W/S$  v  $N/m^2$ , ale  $h$  větší, než 23 cm (9,1 in.),

$d$  = celková deformace soustavy pružení a tlumení,  $d = d_{\text{tire}} + d_{\text{shock}}$ , (cm)

$ef$  = účinnost tlumiče a  $ef \times d = 0,5 \times d$  pro pneumatiku nebo pružinový tlumič, nebo =  $0,5 \times d_{\text{tire}} + 0,65 \times d_{\text{shock}}$  pro hydraulické tlumiče.

5.8.1.2 Jestliže  $n_j$  je větší, než 3,33, pak všechny osamělé hmotnosti (motor, palivové nádrže, sedačky cestujících, vyvažovací hmotnosti, atd.) musí být prokázány pro provozní násobek zatížení přistávacího rázu  $n_j + 0,67 = n$ , který je větší než 4.

5.8.1.3 Na tyto podmínky se obvykle aplikuje součinitel bezpečnosti pro početní zatížení rovný 1,5, ledaže by pádová zkouška z výšky rezervní energie,  $h_r = 1,44 h$ , ukázala, že může být použit nižší součinitel. Jestliže tlumič je typu rychle absorbující energii, pak početní zatížení jsou provozní zatížení násobená konzervativním součinitelem rezervní energie 1,2.

5.8.1.4 Podmínky bočního zatížení – Požadavky pro podmínky bočního zatížení pro hlavní kola ve vodorovné poloze jsou uvedeny na obr. 3.

5.8.1.5 Podmínky brždění – Požadavky pro podmínky brždění pro hlavní kola v poloze vodorovného přistání jsou uvedeny na obr. 4.

5.8.1.6 Dodatečné podmínky pro ostruhové kolo – Požadavky pro ostruhové kolo při přistání na tři body jsou uvedeny na obr. 5.

5.8.1.7 Dodatečné podmínky pro příďové kolo – Požadavky pro dodatečné podmínky pro příďové kolo jsou uvedeny na obr. 6 (statické zatížení je při kombinaci hmotnosti a polohy těžiště, která dává maximální zatížení).

5.8.1.8 Pro podmínky v 5.8.1.4 až 5.8.1.7 se předpokládá, že tlumiče a pneumatiky jsou stlačeny staticky.

**TABULKA 2 Základní přistávací podmínky**  
POZNÁMKA 1 –  $K = 0,25$

$L = 2/3$  = poměr předpokládaného vztlaku křídla a hmotnosti letounu

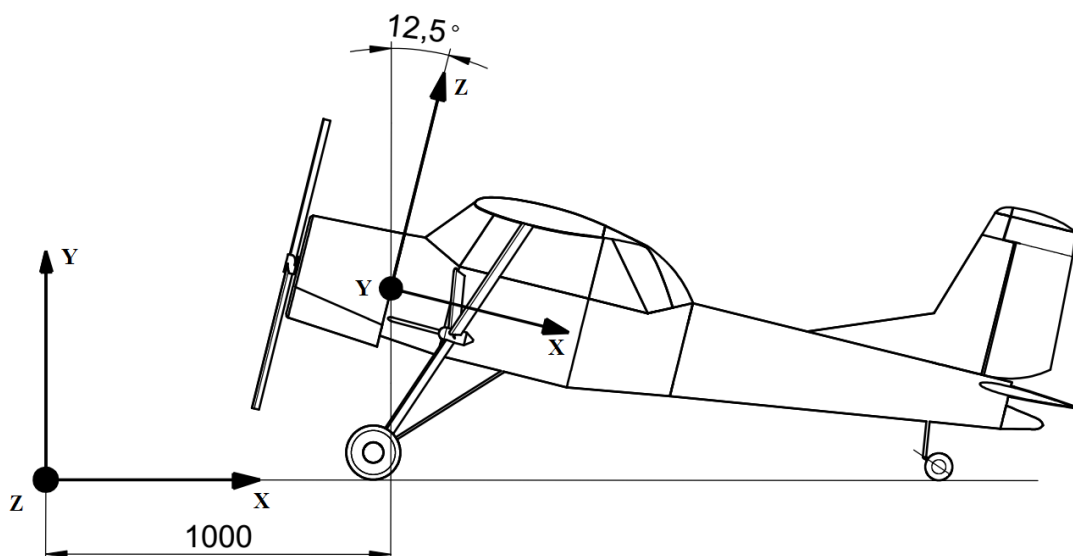
$n = n_j + 2/3$  = násobek zatížení

$n_j$  = násobek zatížení přistávacího rázu v souladu s 5.8.1

POZNÁMKA 2 – Viz obr. 2 pro přistávací podmínky letounu

**4.4.2. Souřadnicový systém**

Vzhledem k požadavkům předpisu a pro přehlednost a zjednodušení výpočtu byl souřadnicový systém posunut před letoun a pootočen do roviny stání letounu. Nové poloha souřadnicového systému je znázorněna na Obr. 39.

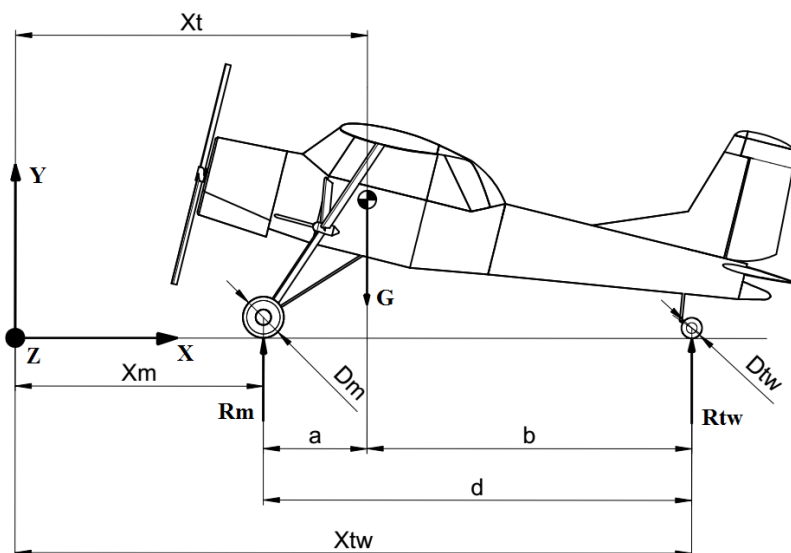


**Obr. 39 – Souřadnicový systém**

#### 4.4.3. Geometrické vstupy

Navrhovaný podvozek je ostruhového typu. Geometrie podvozku je zobrazena na Obr. 40 včetně rozměrů potřebných k výpočtu dle požadavků předpisu.

Průměr kola hlavního podvozku $D_m$ :	0,42 m
Průměr kola ostruhového podvozku $D_{tw}$ :	0,21 m
Poloha dotyku hlavního podvozku $x_m$ :	1,174 m
Poloha dotyku ostruhového podvozku $x_{tw}$ :	5,725 m
Rozchod podvozku:	2,64 m
Propružení podvozku při maximální hmotnosti $d_{shock}$ :	0,33 m
Stlačení pneumatiky při maximální hmotnosti $d_{tire}$ :	0,09 m



Obr. 40 – Geometrie podvozku

#### 4.4.4. Hmotové vstupy

Následuje definování hmotových podkladů pro výpočet. Zatížení podvozku je počítáno pro všechny hmotové konfigurace uvedené v Tab. 47. Poloha těžiště letounu  $x_t$ , uvedená v této tabulce je platná pro původní souřadnicový systém.

Konfigurace	XCA[mm]	CA [mm]	Xt[mm]	% SAT	Celková hmotnost [kg]
1	470	1350	900.9957	31.93	306.45
2	470	1350	877.8697	30.21	406.45
3	470	1350	863.8763	29.18	506.45
4	470	1350	847.8864	27.99	576.45
5	470	1350	856.4679	28.63	476.45
6	470	1350	895.2848	31.50	496.45
7	470	1350	880.4831	30.41	600
8	470	1350	922.0545	33.49	426.45
9	470	1350	900.1997	31.87	526.45

Tab. 47 – Hmotová obálka letounu

#### 4.4.5. Statické zatížení podvozku

Statické reakce v podvozku jsou určeny ze silové rovnováhy podle Obr. 40. Při výpočtu se neuvažuje pro pružení podvozkových noh a tím mírná změna polohy bodů dotyku kol se zemí. Výpočet je proveden podle následujících vztahů:

$$R_{tw} \cdot (x_{tw} - x_m) - m \cdot g \cdot (x_t - x_m) = 0$$

$$R_{tw} = \frac{m \cdot g \cdot (x_t - x_m)}{(x_{tw} - x_m)}$$

$$2 \cdot R_m + R_{tw} - G = 0$$

$$2 \cdot R_m = G - R_{tw}$$

Číselné dosazení je provedeno pro hmotovou konfiguraci č. 1.

$$R_{tw} = \frac{306,45 \cdot 9,81 \cdot (1,921847 - 1,174)}{(5,752 - 1,174)} = 493,92 \text{ N}$$

$$2 \cdot R_m = 306,45 \cdot 9,81 - 493,92 = 2512,35 \text{ N}$$

Síla na jedno kolo hlavního podvozku:

$$R_m = \frac{2512,35}{2} = 1256,18 \text{ N}$$

Vypočtené hodnoty pro hmotové konfigurace 1 – 9 jsou uvedeny v Tab. 48

Konfigurace	G [N]	xt [m]	Rm [N]	Rtw [N]
1	3006.3	1.9218	1256.2	493.9
2	3987.3	1.8982	1676.5	634.3
3	4968.3	1.8838	2096.8	774.8
4	5655.0	1.8674	2396.7	861.5
5	4674.0	1.8762	1976.4	721.1
6	4870.2	1.9160	2038.1	793.9
7	5886.0	1.9008	2473.1	939.9
8	4183.5	1.9434	1738.2	707.2
9	5164.5	1.9210	2158.4	847.6

**Tab. 48 – Statické zatížení podvozku**

#### 4.4.6. Pozemní zatížení

V této kapitole je stanoveno pozemní zatížení podvozku dle požadavků stavebního předpisu ELSA\_K.

##### 4.4.6.1. Násobek přistávacího rázu

Násobek zatížení přistávacího rázu může být vypočítán následovně:



$$n_j = \frac{h + \frac{d}{3}}{ef \cdot d} = \frac{0,271448 + \frac{0,42}{3}}{0,21} = 1,96 [-]$$

Kde:

h pádová výška

$$h = 0,0132 \cdot \sqrt{W/S} = 0,0132 \cdot \sqrt{5886/13,5} = 0,276 \text{ m}$$

d celková deformace soustavy pružení a tlumení

$$d = d_{tire} + d_{shock} = 0,33 + 0,09 = 0,42 \text{ m}$$

ef účinnost tlumiče

ef x d = 0,5 x d pro pneumatiku nebo pružinový tlumič, nebo  
= 0,5 x d<sub>tire</sub> + 0,65 x d<sub>shock</sub> pro hydraulické tlumiče

$$ef \times d = 0,5 \times 0,42 = 0,21$$

$$n = n_j + 0,67 = 2,63$$

#### 4.4.6.2. Podmínky pozemního zatížení

Pro přehlednost je zde uvedena POZNÁMKA 1 z kapitoly 7.1.

$$K = 0,25$$

$$L = 2/3$$

$$n = n_j + 2/3$$

##### 4.4.6.2.1. Vodorovné přistání

Výpočet bude proveden pro hmotovou konfiguraci č. 7, viz Tab. 27

Vertikální složka v těžišti letounu  $F_y$ :

$$F_y = n \cdot W = 2,63 \cdot 5886 = 15480,18 \text{ N}$$

Složka dopředu a dozadu v těžišti  $F_x$ :

$$F_x = K \cdot n \cdot W = 0,25 \cdot 2,63 \cdot 5886 = 3870,05 \text{ N}$$

Zatížení hlavních kol  $R_{hy}$ :

$$R_{hy} = (n - L) \cdot W = (2,63 - 2/3) \cdot 5886 = 11556,18 \text{ N}$$

Zatížení obou kol  $R_{hx}$ :

$$R_{hx} = K \cdot n \cdot W = 0,25 \cdot 2,63 \cdot 5886 = 3870,05 N$$

Zatížení ostruhového kola  $R_{tw} = 0$

V Tab. 49 je uveden výpočet pro hmotové konfigurace 1 – 9.

Konfigurace	vertikální přistání						
	Fy [N]	Fx [N]	Rhy [N]	Rhx [N]	Rhy1 [N]	Rhx1 [N]	Rtw [N]
1	7904.326	1976.08138	5900.143	1976.081	2950.071	988.0407	0
2	10483.65	2620.91133	7825.462	2620.911	3912.731	1310.456	0
3	13062.97	3265.74128	9750.782	3265.741	4875.391	1632.871	0
4	14868.49	3717.12225	11098.51	3717.122	5549.253	1858.561	0
5	12289.17	3072.2923	9173.186	3072.292	4586.593	1536.146	0
6	12805.03	3201.25829	9558.25	3201.258	4779.125	1600.629	0
7	15475.92	3868.9797	11551.92	3868.98	5775.959	1934.49	0
8	10999.51	2749.87732	8210.526	2749.877	4105.263	1374.939	0
9	13578.83	3394.70727	10135.85	3394.707	5067.923	1697.354	0

**Tab. 49 – Zatížení podvozku – vertikální přistání**

#### 4.4.6.2.2. Přistání na tři body

Výpočet bude proveden pro hmotovou konfiguraci č. 7, viz Tab. 47

Vertikální složka v těžišti letounu  $F_y$ :

$$F_y = n \cdot W = 2,63 \cdot 5886 = 15480,18 N$$

Složka dopředu a dozadu v těžišti  $F_x$ :

$$F_x = 0$$

Zatížení hlavních kol  $R_{hy}$ :

$$R_{hy} = (n - L) \cdot W \cdot b/d = (2,63 - 2/3) \cdot 5886 \cdot 3,601271/4,551 = 9141,2 N$$

Zatížení obou kol  $R_{hx}$ :

$$R_{hx} = 0$$

Zatížení ostruhového kola  $R_{tw}$ :

$$R_{tw} = (n - L) \cdot W \cdot a/d = (2,63 - 2/3) \cdot 5886 \cdot 0,949729/4,551 = 2410,72 N$$

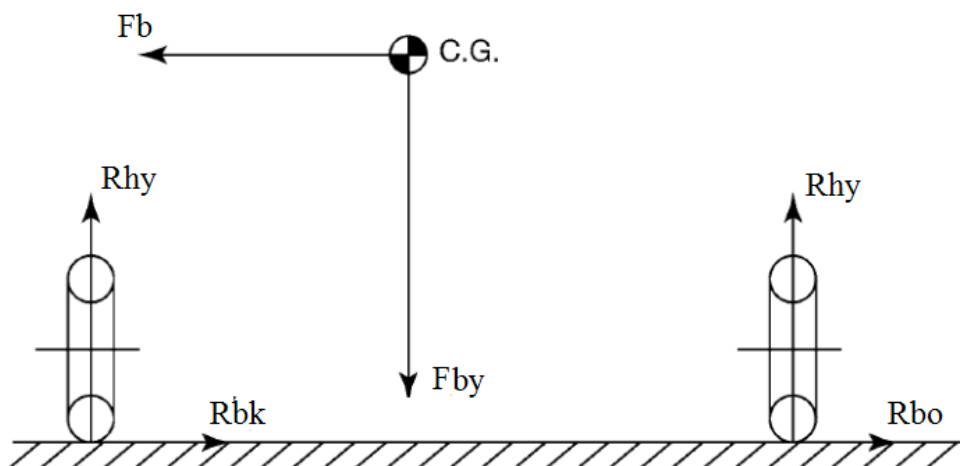
V Tab. 50 je uveden kompletní výpočet pro hmotové konfigurace 1 – 9.

konfigurace	a [m]	b [m]	přistání na tři body						
			Fy [N]	Fx [N]	Rhy [N]	Rhx [N]	Rhy1 [N]	Rhx1 [N]	Rtw [N]
1	0.970241	3.580759	7904.326	0	4642.274	0	2321.137	0	1257.869
2	0.947115	3.603885	10483.65	0	6196.894	0	3098.447	0	1628.568
3	0.933122	3.617878	13062.97	0	7751.514	0	3875.757	0	1999.268
4	0.917132	3.633868	14868.49	0	8861.9	0	4430.95	0	2236.606
5	0.925713	3.625287	12289.17	0	7307.279	0	3653.64	0	1865.907
6	0.96453	3.58647	12805.03	0	7532.493	0	3766.246	0	2025.757
7	0.949729	3.601271	15475.92	0	9141.199	0	4570.599	0	2410.72
8	0.9913	3.5597	10999.51	0	6422.107	0	3211.054	0	1788.419
9	0.969445	3.581555	13578.83	0	7976.728	0	3988.364	0	2159.118

Tab. 50 – Zatížení podvozku – přistání na tři body

#### 4.4.6.2.3. Podmínky bočního zatížení

Podmínky bočního zatížení jsou řešeny dle požadavku uvedeném v [10] a dle Obr. 41. Hodnoty jsou uvedeny v Tab. 51.



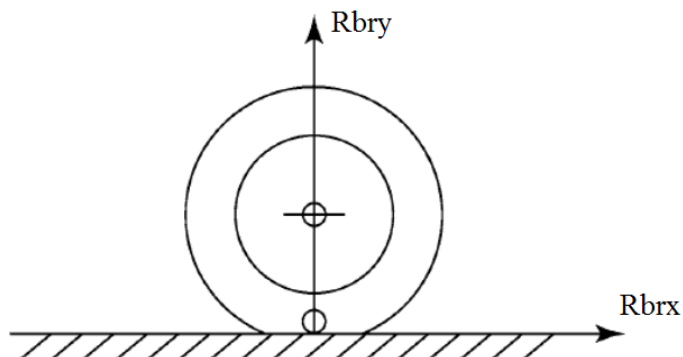
Obr. 41 – Podmínky bočního zatížení

konfigurace	boční zatížení				
	Fb [N]	Fby [N]	Rhy [N]	Rbo [N]	Rbk [N]
1	2495.208	4028.408	2014.204	992.0706	1503.137
2	3309.438	5342.948	2671.474	1315.801	1993.637
3	4123.668	6657.488	3328.744	1639.531	2484.137
4	4693.629	7577.666	3788.833	1866.142	2827.487
5	3879.399	6263.126	3131.563	1542.412	2336.987
6	4042.245	6526.034	3263.017	1607.158	2435.087
7	4885.38	7887.24	3943.62	1942.38	2943
8	3472.284	5605.856	2802.928	1380.547	2091.737
9	4286.514	6920.396	3460.198	1704.277	2582.237

**Tab. 51 – Boční zatížení**

#### 4.4.6.2.4. Podmínky brzděné zatáčky

Podmínky bočního zatížení jsou řešeny dle požadavku [10] a dle Obr. 42. Hodnoty jsou uvedeny v Tab. 52.



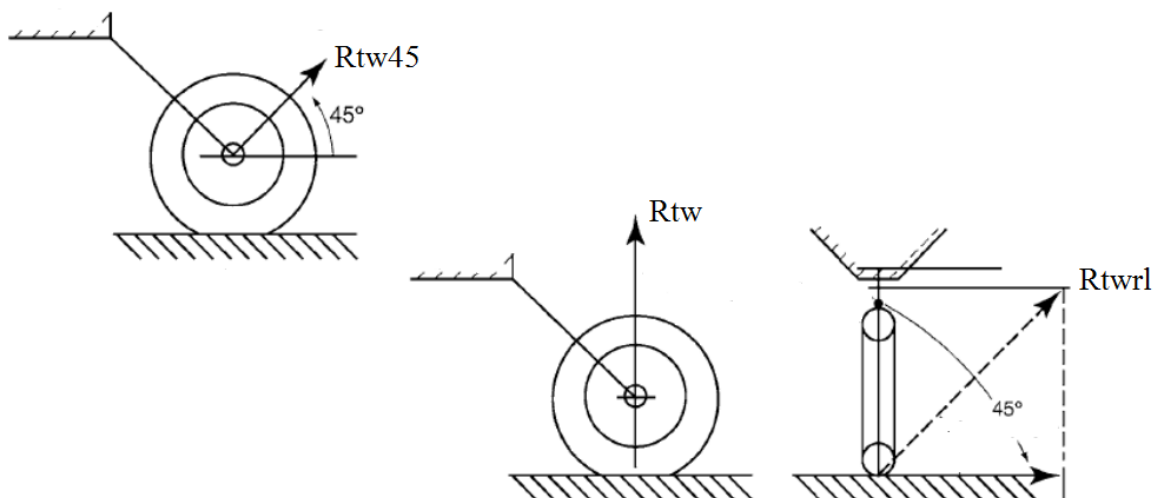
**Obr. 42 – Podmínky brzděné zatáčky**

konfigurace	bržděná zatáčka	
	Rbry [N]	Rbrx [N]
1	2014.204	1623.388
2	2671.474	2153.128
3	3328.744	2682.868
4	3788.833	3053.686
5	3131.563	2523.946
6	3263.017	2629.894
7	3943.62	3178.44
8	2802.928	2259.076
9	3460.198	2788.816

**Tab. 52 – Bržděná zatáčka**

#### 4.4.6.2.5. Dodatečné podmínky pro ostruhové kolo

Dodatečné podmínky pro ostruhové kolo jsou řešeny dle požadavku uvedeném v [10] a dle Obr. 39 a hodnoty jsou vyneseny do Tab. 53.



Obr. 43 – Dodatečné podmínky pro ostruhové kolo

	ostruha-dodatečné podmínky		
konfigurace	Rtw [N]	Rtw45 [N]	Rtwrl [N]
1	493.9229	493.9229	349.2562
2	634.3452	634.3452	448.5498
3	774.7675	774.7675	547.8434
4	861.5025	861.5025	609.1743
5	721.0802	721.0802	509.8807
6	793.8969	793.8969	561.3699
7	939.8801	939.8801	664.5956
8	707.1618	707.1618	500.0389
9	847.5842	847.5842	599.3325

Tab. 53 – Dodatečné podmínky – ostruhové kolo

#### 4.4.7. Maximální zatížení podvozku

Ze všech výše uvedených zatížení jsou vybrána maxima pro jednotlivé případy zatížení a uvedena v Tab. 54.

Zatížení dle ELSA_K hodnoty uváděny v [N]	Provozní		Dodatečné podmínky
	vodorovné přistání	Přistání na tři body	Provozní
Svislá složka v těžišti letounu	15476	15476	0
Vodorovná složka v těžišti letounu	3869	0	0
Svislá složka síly na kola hlavního podvozku	11552	9141	7887
Vodorovná složka síly na kola hlavního podvozku	3869	0	4885
Svislá složka síly na 1 kolo hlavního podvozku	5776	4571	3944
Vodorovná složka síly na 1 kolo hlavního podvozku	1934	0	3178
Boční síla na 1 kolo hlavního podvozku - dovnitř	0	0	2943
Boční síla na 1 kolo hlavního podvozku - ven	0	0	1942
Svislá složka síly na ostruhové kolo	0	2411	940
Složka síly na ostruhové kolo skloněná na 45°	0	0	940
Boční složka síly na ostruhové kolo	0	0	665

**Tab. 54 – Maximální zatížení podvozku**

#### 4.5. Zatížení trupu letounu UL – 60 Brigádýr

V této kapitole následuje určení zatížení trupu letounu ve shodě se stavebním předpisem ELSA\_K.

##### 4.5.1. Stanovení případů zatížení trupu

Trup je konstrukční prvek, který spojuje jednotlivé části letounu. Z tohoto důvodu se na trupu projeví všechny silové účinky, které působí na jednotlivých částech letounu. Seznam případů zatížení, jejich číselné označení, popis a příslušné rychlosti a násobky jsou uvedeny v Tab. 55 a vycházejí z obálky násobků letounu. Zde jsou uvedeny hodnoty platné pro MTOW.

	Č. případu	Popis případu	v	n
Letové případy	1	Vyvažovací případ	$v_A (166,92)$	4
	2	Vyvažovací případ	$v_D (258)$	4
	3	Vyvažovací případ	$v_D (258)$	0
	4	Vyvažovací případ	$v_D (258)$	-2
	5	Vyvažovací případ	$v_G (151,84)$	-2
	6	Vyvažovací případ	$v_{SG} (107,4)$	-1
	7	Vyvažovací případ	$v_A (166,92)$	1
	8	Vyvažovací případ	$v_D (258)$	1
	9	<b>Poryvový případ VOP</b>	$v_C (185)$	4,14
	10	Poryvový případ VOP	$v_D (258)$	3,19
	11	Poryvový případ VOP	$v_D (258)$	-1,19
	12	Poryvový případ VOP	$v_C (185)$	-2,14
	13	Obratové zatížení křídélky	$v_A (166,92)$	2,67
	14	Obratové zatížení křídélky	$v_D (258)$	2,67
	15	Vyvažovací případ	$v_{S0} (71,29)$	1
	16	Vyvažovací případ	$v (100,82)$	2
	17	Vyvažovací případ	$v_F (143)$	2
	18	<b>Obratový případ VOP</b>	$v_D (258)$	1
	19	Poryvový případ SOP	$v_C (185)$	1
	20	Poryvový případ SOP	$v_D (258)$	1
	21	<b>Obratový případ SOP</b>	$v_A (166,92)$	1
	22	Obratový případ SOP	$v_D (258)$	1
	23	<b>Nesymetrické zatížení VOP</b>	$v_D (258)$	1
	24	<b>Kombinované zatížení OP</b>		1
Pozemní případy	25	Přistání na 3 body	v	2,63
	26	Přistání na 2 body	v	2,63
	27	Rotace po přistání	v	2,63

**Tab. 55 – Seznam případů zatížení trupu**

Z této tabulky byly vybrány případy, při kterých dochází k největšímu zatížení trupu. Vybrané případy jsou v Tab. 55 označeny červeně. Vzhledem k násobku 2,63 při přistání, nejsou dále uváděny ani přistávací případy.

#### 4.5.1.1. Vyvažovací případy zatížení

Zatížení trupu vychází z momentové a silové rovnováhy pro ustálený let za daných podmínek. Ve výpočtu je zahrnuto pouze působení setrvačné síly vyvolané translačním zrychlením ve vertikálním směru.

#### 4.5.1.2. Poryvové případy zatížení

Zatížení trupu opět vychází ze silové a momentové rovnováhy pro křídlo i OP zatížené poryvovými případy. Letoun se před začátkem působení poryvu nachází ve vyváženém stavu na násobku  $n = 1$ . Při poryvu se změní zatížení VOP, to vyvolá momentovou nerovnováhu a tím rotaci letounu. Rovnováha je dosažena pomocí setrvačných sil od translačního zrychlení a rotačním zrychlením.

#### 4.5.1.3. Obratové případy zatížení

Opět řešeno jako silová a momentová rovnováha z vyváženého stavu při  $n = 1$  a změna zatížení na VOP je vyvážena setrvačnými účinky do rotačního zrychlení.

#### 4.5.1.4. Boční případy zatížení

Případy zatížení způsobené poryvovým a obratovým zatížením na SOP. Způsob stanovení zatížení je totožný s poryvovým a obratovým zatížením od VOP.

#### 4.5.1.5. Nesymetrické případy zatížení

V souladu s ELSA\_K je určeno za symetrického obratového případu VOP na  $v_D$  a nesymetrie je realizována přerozdělením zatížení na jednotlivé poloviny v poměru 100/70%.

#### 4.5.1.6. Kombinované případy zatížení

Zatížení kombinovaných případů zatížení trupu je rozděleno na dva případy. V prvním se kombinuje větší z vyvažovacího zatížení v bodech 1. a 2. obálky obrátů, spolu s rychlostně příslušným obratovým zatížením SOP. V druhém případě se kombinuje 75% většího z obratových zatížení na VOP spolu s 75% rychlostně příslušného obratového zatížení SOP.

#### 4.5.1.7. Přistávací případy zatížení

Jedná se o stanovení zatížení trupu letounu pohybujícího se ve vyváženém stavu za specifických podmínek s uvážením reakčního zatížení trupu od podvozku.

### 4.5.2. Způsob výpočtu

#### 4.5.2.1. Letové zatížení

Jak je výše uvedeno, zatížení trupu je stanoveno pro následující typy zatížení: Vyvažovací zatížení, vyvažovací zatížení klapkové případy, poryvové zatížení, obratové zatížení na VOP, obratové zatížení SOP, poryvové zatížení SOP a pozemní (přistávací) zatížení. V těchto případech se na konstrukci trupu působí následující síly. Při ustáleném horizontálním pohybu na konstrukci působí síly hmotové (jednak od vlastní hmotnosti konstrukce a pak od hmotnosti vybavení a užitečného zatížení) a dále pak vyvažovací zatížení VOP. Při neustálených pohybech pak na konstrukci působí síly setrvačné, které jsou způsobeny translačními nebo rotačními zrychleními a síly akční (např. obratová zatížení VOP a SOP).



Předpokládá se, že veškeré zatížení hmotového původu (hmotové a setrvačné) působí v těžištích dílčích hmotových elementů a pro potřeby výpočtu zatížení trupu jsou přepočteny do dvou nejbližších kontrolních řezů. Pro stanovení výsledných průběhů zatížení bude použito principu superpozice. Výsledné zatížení bude tedy stanoveno sumací dílčích zatížení působících v jednotlivých kontrolních řezech. Trup letounu bude ve výpočtu nahrazen virtuálním nosníkem o dvou podporách (závěsy křídla). Nosník je pak umístěn v ose letounu. Výškové rozmístění hmot od osy letounu je ve výpočtu zanedbáno.

Znaménka směrů jednotlivých sil je následující. Kladná síla směřuje směrem nahoru a kladný moment způsobí otáčení proti směru hodinových ručiček. Rovnice pro stanovení velikostí reakcí v závěšení jsou následující:

$$\sum F_i + R_1 + R_2 = 0$$

$$\sum (F_i \cdot x_i) + R_1 \cdot x_1 + R_2 \cdot x_2 = 0$$

Odtud pro výpočet reakcí:

$$R_1 = \frac{x_2 \cdot \sum F_i - \sum (F_i \cdot x_i)}{x_1 - x_2}$$

$$R_2 = -R_1 - \sum F_i$$

#### 4.5.2.2. Pozemní zatížení

Pozemní zatížení trupu je stanoveno pro případy zatížení, které mohou nastat při přistání letounu ve shodě s pozemními zatíženími dle předpisu ELSA\_K. Síly vznikající od reakcí podvozku jsou převzata z kapitoly 4.4.

#### 4.5.3. Hmotové vstupy

Zatížení trupu je stanoveno na základě hmotového rozboru uvedeného v kapitole 2. Maximální výpočtová hmotnost pro zatížení trupu je 600 kg. Rozdělení hmotnosti je převzata z Tab. 2 v kapitole 3.4. Souřadnicový systém ve vztažen k těžišti prázdného letounu dle Tab. 3. Do hmotnosti trupu není zahrnuta položka VOP, hodnoty zatížení VOP jsou již stanoveny včetně setrvačných účinků, jak je uvedeno v kapitole 4.2.10. Průběhy posouvajících sil a momentů budou vyšetřovány v kontrolních řezech. Jako akční síly budou na trup působit hlavně zatížení od OP a reakce podvozku. Silové působení jednotlivých hmotnostních položek je přerozděleno vždy na dva sousedící výpočtové řezy. V Tab. 66 jsou uvedeny položky podstatné pro stanovení zatížení trupu a výpočet posouvajících sil a ohybových momentů. Nejsou také zahrnuty položky křídla a paliva, jejich zatížení se do trupu přenáší přes reakce v závěsech křídla a ukotvení vzpěrného systému křídla.

Položka	m [kg]	xT [m]	yT [m]	zT [m]
Trup	82,6	1,942	0	0,635
SOP	4,2	4,883	0	0,414
Podvozek	21,27	0,535	0	-1,261
Motor + Vrtule	97	-0,731	0	-0,19
Řízení	22,05	1,5	0	-0,328
Avionika	7,8	0,3	0	0,207
$\Sigma$	234,92	0,667	0	0,014
Zavazadla	0	1,82	0	0,43
Pilot	100	0,807	0	0,414
$\Sigma$	334,92	0,709	0	0,133

Tab. 56 – Hmotnosti prázdného trupu

#### 4.5.3.1. Rozdělení hmotnosti konstrukce trupu

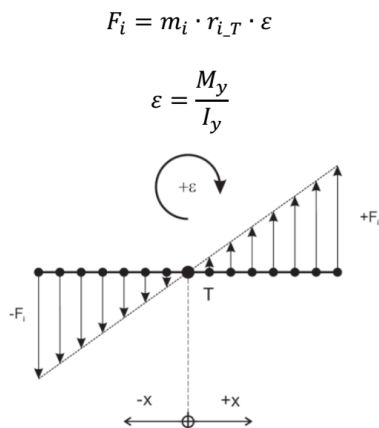
Celý trup je rozdělen do menších dílčích částí. K rozdělení konstrukce je použita metodika uvedená v [15] z důvodů přesnějšího určení setrvačných účinků trupu po jeho délce. Hmotnost konstrukce je rozdělena pomocí pákového pravidla v těžišti předchozího celku. V další úrovni je těžiště vzniklých úseků umístěno vždy ve středu dílčího úseku. Celý trup je rozdělen zjednodušeně do 12 řezů. Tyto řezy a jejich specifikace jsou uvedeny v Tab. 57.

řez č.	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
x [m]	0	0,5	1	1,5	2	2,5	3	3,5	4	4,7	5,4	6,24
mi [kg]	36,42	92,91	17,84	16,59	103,96	14,53	9,95	10,75	10,58	7,23	12,27	1,89

Tab. 57 – Rozdělení hmotnosti trupu

#### 4.5.4. Souřadnicový systém letounu a kladné směry

Definice kladných směrů souřadnicového systému je převzata z kapitoly 2.4. Dále je nutné stanovit kladné směry akčních a reakčních sil a momentů. Pro translační pohyb směřuje kladný smysl směrem nahoru, pro rotační pohyb je stanovení smyslů zobrazeno v Obr. 44.



Obr. 44 – Smysl sil a momentů trupu

Kde:

$m_i$	hmotnost elementu	[kg]
$r_{i,T}$	vzdálenost k těžišti	[m]
$M_y$	moment způsobující rotaci	[Nm]
$J_y$	moment setrvačnosti	[kg.m <sup>2</sup> ]
$\varepsilon$	úhlové zrychlení	[rad <sup>-2</sup> ]

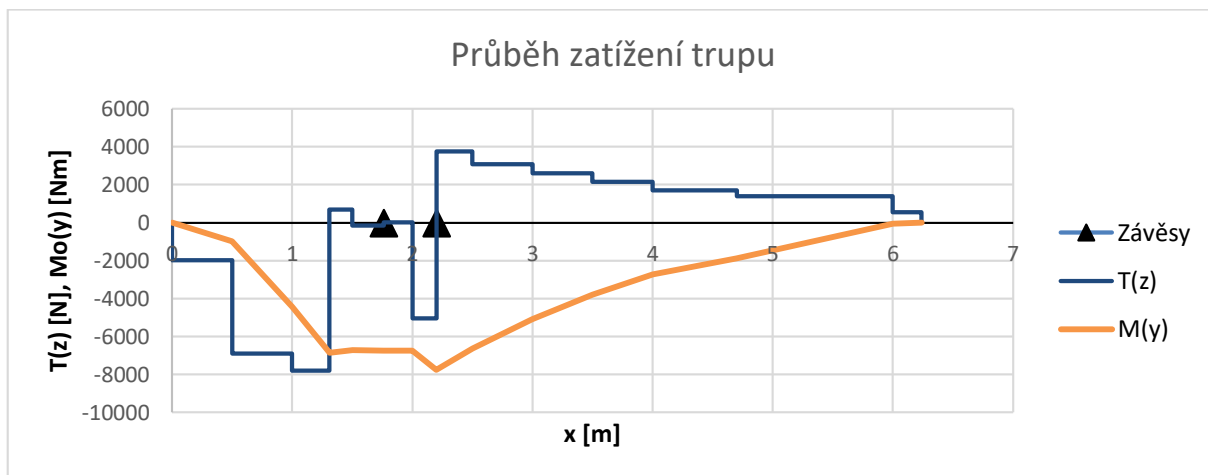
Záporný přírůstek síly na VOP způsobí rotaci kolem těžiště s kladným úhlovým zrychlením ve směru hodinových ručiček (přitažení řídicí páky). Momenty setrvačnosti jsou převzaty z kapitoly 2.7. pro všechny hmotové konfigurace.

#### 4.5.5. Vzorový výpočet

Vzorový výpočet je proveden pro hmotovou konfiguraci č. 1, minimální vzletová hmotnost a pro případ zatížení č. 9, poryvový případ na rychlosti  $v_c$ . V tomto případě se vyskytují obě zmíněná zrychlení, tedy rotační i translační. Translační zrychlení  $n = 5,02$  a rotační zrychlení  $\varepsilon = 2,93 \text{ rad}^{-2}$ . Hmotnost letounu je 406,45 kg, letoun je obsazen pilotem a v nádržích není palivo. Hmotnost VOP a její setrvačné účinky jsou z výpočtu vynechány, protože uváděná vyvažovací síla VOP je stanovena již s ohledem na hmotu VOP. Ostatní hodnoty jsou patrné z Tab. 68. Poslední sloupec zobrazuje superpozici všech zatížení a je z něj sestaveno grafické vyjádření posouvající síly a ohybového momentu trupu v rovině souměrnosti zobrazené v Graf 83.

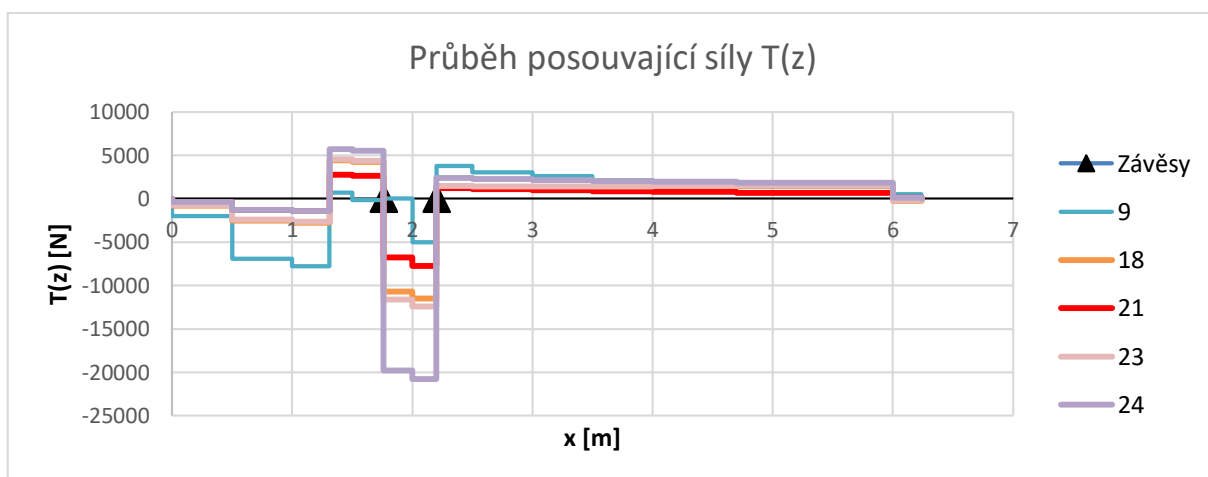
ř.č.	$x_i$ [m]	$m_i$ [kg]	$F_{itransl.}$ [N]	$r_{i,T}$ [m]	$F_{irot}$ [N]	$F_{iakční}$ [N]	$F_{icelk}$ [N]
0	0	0	0	0	0	0	0
1	0	36,42	-1793,55	-1,72	-183,54	0	-1977,09
2	0,5	92,91	-4575,46	-1,22	-332,12	0	-4907,58
3	1	17,84	-878,552	-0,72	-37,64	0	-916,19
4	1,5	16,59	-816,994	-0,22	-10,69	0	-827,69
5	2	103,96	-5119,63	0,28	85,29	0	-5034,35
6	2,5	14,53	-715,547	0,78	33,21	0	-682,34
7	3	9,95	-490	1,28	37,32	0	-452,68
8	3,5	10,75	-529,397	1,78	56,07	0	-473,33
9	4	10,58	-521,025	2,28	70,68	0	-450,35
10	4,7	7,23	-356,05	2,98	63,13	0	-292,92
11	5,4	12,27	-604,251	3,68	132,30	0	-471,95
12	6,24	1,89	-93,0753	4,52	25,03	0	-68,04
Fvop	6					-856,10	-856,10
Fsop	5,34						0
Fvz	1,31					8481	8481,00
R1	1,76						151,45
R2	2,2						8778,16

Tab. 58 – Výpočet zatížení trupu

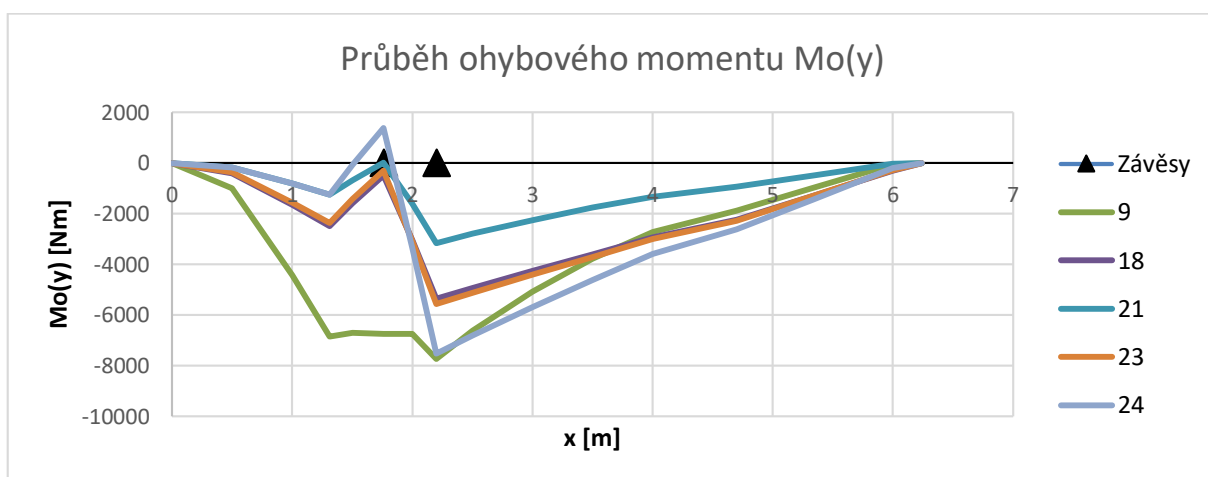


**Graf 82 – Průběh zatížení trupu v rovině symetrie**

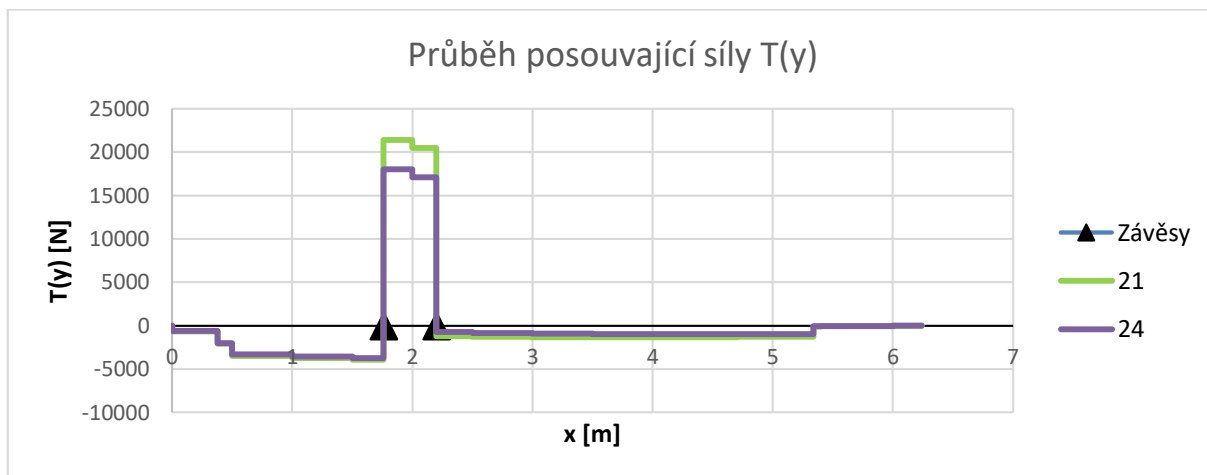
Tímto postupem jsou stanovena zatížení pro všechny vybrané případy z Tab. 55 a zobrazeny v Graf 84 a 85. Tyto jsou platné pro hmotovou konfiguraci č. 1 – minimální vzletovou hmotnost.



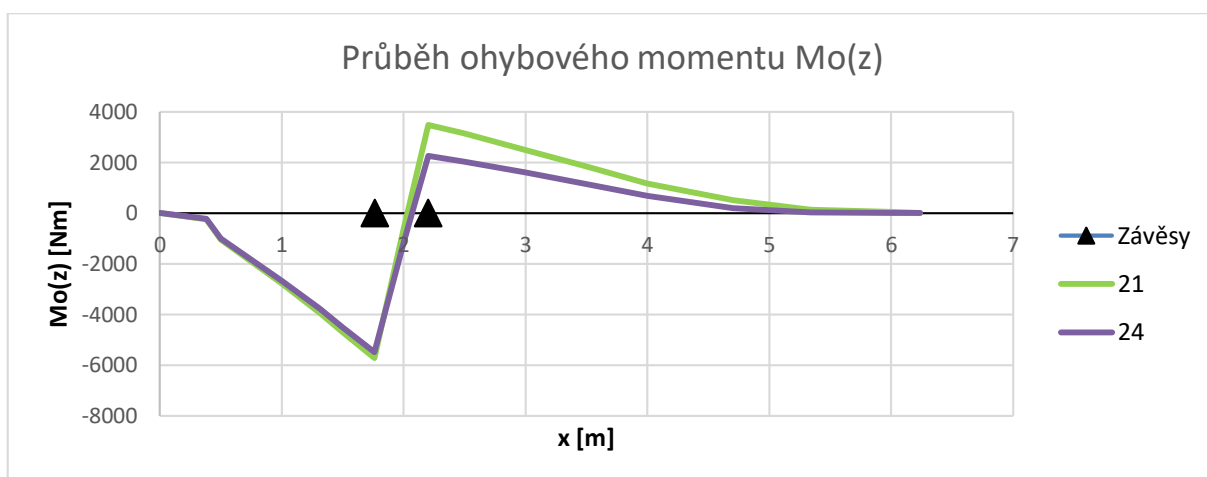
**Graf 83 – Průběh posouvající síly v rovině symetrie**



**Graf 84 – Průběh ohybového momentu v rovině symetrie**



**Graf 85 – Průběh posouvajících sil v rovině XY**



**Graf 86 – Průběh ohybového momentu v rovině XY**

Pro všechny případy zatížení, ve kterých se vyskytne silové působení v rovině jiné, než jen v rovině XZ, tedy v rovině XY, je nutné skládat pro získání výsledného zatížení trupu. Konkrétně z vybraných případů se jedná o případ 21 a 24. Vzhledem k faktu, že tyto případy kombinují zatížení ocasních ploch letounu, je trup také namáhán kroučícím momentem, který je vztahován k ose letounu.

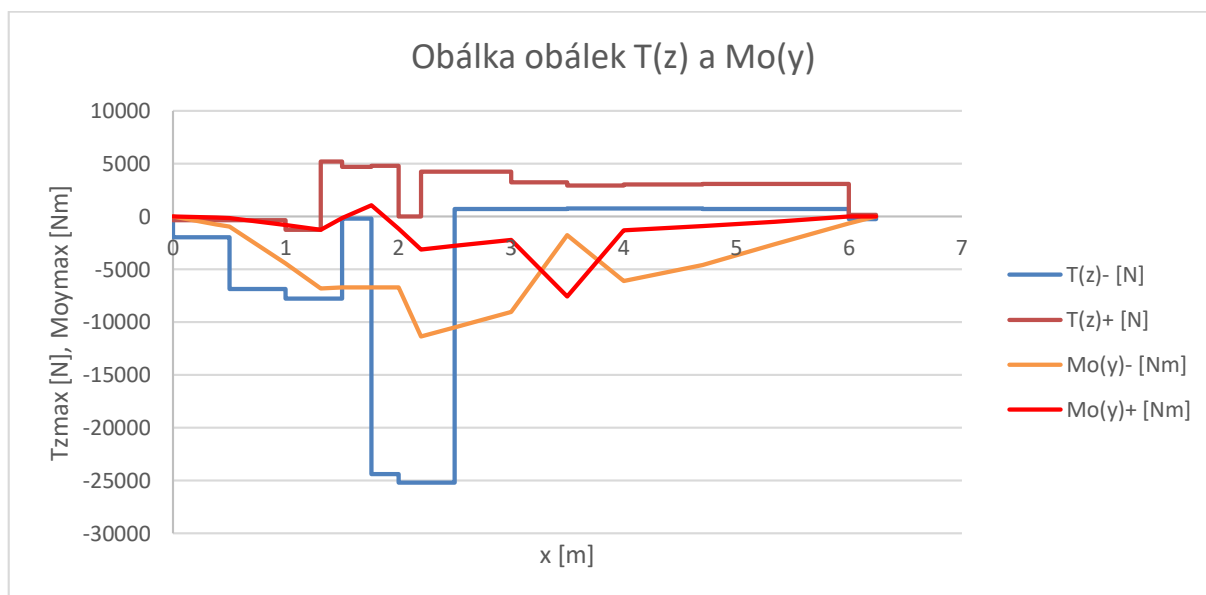
Výše popsaným způsobem je následně stanoveno zatížení trupu pro vybrané letové případy a hmotové konfigurace uvedené v kapitole 3. 5. Jednotlivé grafy jsou součástí přílohy této práce.

#### 4.5.6. Maximální zatížení trupu letounu

Pro stanovené zatížení trupu v jednotlivých řezech a pro jednotlivé hmotové konfigurace a letové případy byly stanoveny maximální zatížení v jednotlivých řezech. Tyto hodnoty jsou zpracovány do Tab. 59 pro rovinu XZ a Tab. 60 pro rovinu XY. Následně jsou hodnoty zpracovány graficky do obálky obálek v Graf 88 pro rovinu XZ a Graf 89 pro rovinu XY.

		Rovina XZ					
ř.č.	xi [m]	T(z)- [N]	Mo(y)- [Nm]	T(z)+ [N]	Mo(y)+ [Nm]	T(z) max	Mo(y) max
0	0	0	0	0	0	0	0
1	0	-1977,09	0	-357,28	0	-1977,09	0
Fmot	0,38	-1977,09	-751,29	-357,28	-135,77	-1977,09	-751,29
2	0,50	-6884	-988,54	-357,28	-178,64	-6884	-988,54
3	1,00	-7800,86	-4430,88	-1268,73	-813	-7800,86	-4430,88
Fvz	1,31	-7800,86	-6849,14	5187,04	-1260,56	-7800,86	-6849,14
4	1,50	-202,11	-6706,32	4691,47	-183,45	4691,47	-6706,32
R1	1,76	-24397,8	-6744,68	4788,85	1043,8	-24397,8	-6744,68
5	2,00	-25214,5	-6743,74	3,9	-1184,02	-25214,5	-6743,74
R2	2,20	-25214,5	-11382,78	4231,3	-3161,9	-25214,5	-11382,78
6	2,50	699,08	-10489,95	4231,3	-2795,53	4231,3	-10489,95
7	3,00	699,08	-9033,63	3205,25	-2256,18	3205,25	-9033,63
8	3,50	744,45	-1765,64	2932,04	-7581,66	2932,04	-7581,66
9	4,00	771,84	-6115,64	2996,63	-1327,83	2996,63	-6115,64
10	4,70	700,91	-4617,32	3076,09	-941,91	3076,09	-4617,32
Fsop	5,34	700,91	-2648,63	3076,09	-493,33	3076,09	-2648,63
Fvop	6,00	-441,55	-671,42	3076,09	-2,17	3076,09	-671,42
12	6,24	0	0	0	0	0	0

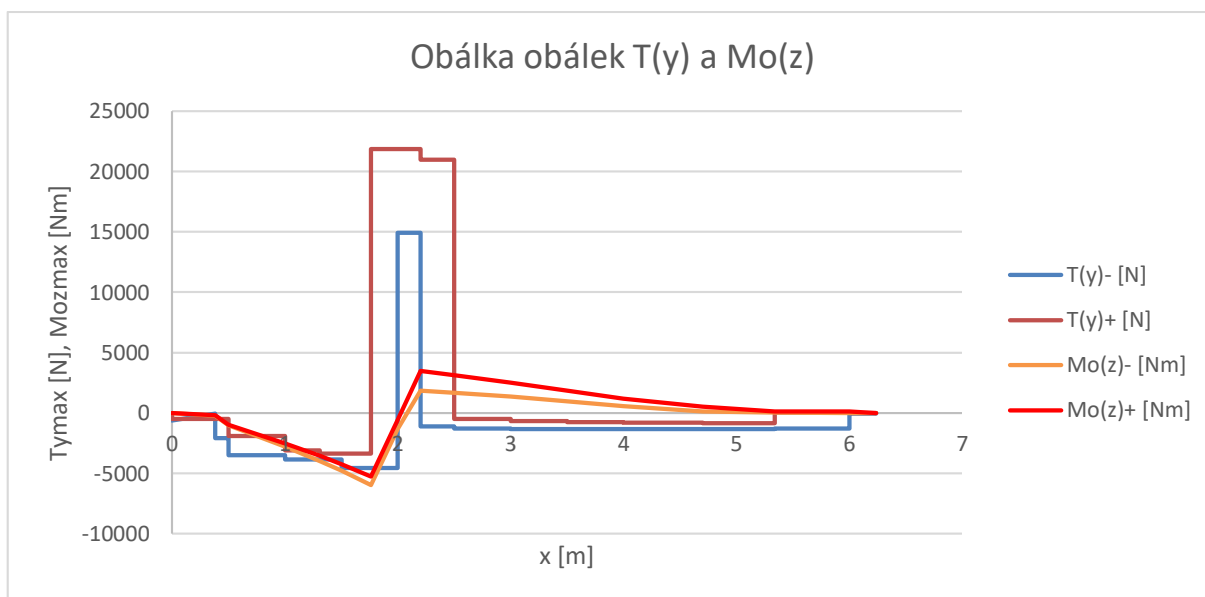
Tab. 59 – Maximální zatížení – rovina XZ



Graf 87 – Obálka obálek – rovina XZ

		Rovina XY					
ř.č.	xi [m]	T(y)- [N]	Mo(z)- [Nm]	T(y)+ [N]	Mo(z)+ [Nm]	T(z) max	Mo(y) max
0	0	0	0	0	0	0	0
1	0	-640,42	0	-501,98	0	-640,42	0
Fmot	0,38	-2067,42	-243,36	-501,98	-190,75	-2067,42	-243,36
2	0,50	-3491,21	-1033,71	-1928,98	-964,492	-3491,21	-1033,71
3	1,00	-3854,28	-2779,32	-3102,27	-2515,63	-3854,28	-2779,32
Fvz	1,31	-3854,93	-3974,35	-3352,84	-3555,01	-3854,93	-3974,35
4	1,50	-4574,39	-4783,88	-3352,84	-4259,11	-4574,39	-4783,88
R1	1,76	-4574,39	-5973,22	21868,75	-5260,05	21868,75	-5973,22
5	2,00	14902,76	-1314,78	21868,75	-598,18	21868,8	-1314,78
R2	2,20	-1128,04	1833,32	20980,47	3495,51	20980,47	3495,51
6	2,50	-1269,63	1685,35	-493,23	3139,6	-1269,63	3139,6
7	3,00	-1317,72	1348,52	-673,65	2500,76	-1317,72	2500,76
8	3,50	-1336,69	970,75	-755,55	1841,89	-1336,69	1841,89
9	4,00	-1336,39	562,34	-816,81	1173,55	-1336,39	1173,55
10	4,70	-1331,45	129,91	-864,87	507,82	-1331,45	507,82
Fsop	5,34	-1304,99	40,7	14,87	127,3	-1304,99	127,3
Fvop	6,00	-53,86	5,15	-1,19	109,83	-53,86	109,83
12	6,24	0	0	0	0	0	0

Tab. 60 – Maximální zatížení – rovina XZ



Graf 88 – Obálka obálek – rovina XZ

#### 4.5.7. Zatížení trupu krouticím momentem

Zatížení trupu krouticím momentem od SOP je dán maximální silou na SOP převzatou z kapitoly 6.17. Jedná se o obratový případ a velikost  $F_{SOP} = 1201,19$  N. Působí síla  $x_{SOP} = 0,72$  m a síla působí rovnoběžně s rovinou XY. Krouticí moment vyvozený touto silou je dán vztahem:

$$Mk_{SOP} = F_{SOP} \cdot x_{SOP} = 1201,19 \cdot 0,72 = 864,86 \text{ Nm}$$

Krouticí moment daný nesymetrickým zatížením VOP vychází z požadavku předpisu ELSA\_K. Pro výpočet nesymetrických případů je vybrán případ uvedený v kapitole 6.6.2. Jedná se o hmotovou konfiguraci č. 7 a rychlost  $V_D$  a jeho velikost je  $L_{VOPobrt} = -3311,98$  N.

$$Mk_{VOP} = (L_{VOPobrt}/2 - 0,7 \cdot L_{VOPobrt}/2) \cdot x_{bSATVOP} = 993,59 \cdot 0,728 = 723,34 \text{ Nm}$$

Nejvyšší zatížení krouticím momentem od pohonné jednotky bylo určeno v kapitole 4. 3. a jeho hodnota je:

$$Mk_{mot} = 591,9 \text{ Nm}$$

Všechny zde určené hodnoty jsou hodnotami provozními.



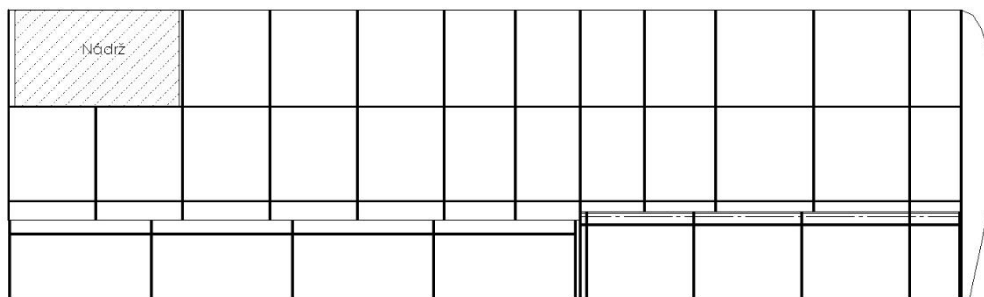
## 5. Konstruktivně pevnostní členění draku letounu

V této kapitole je uveden popis předpokládané konstrukce draku letounu s ohledem na stanovená zatížení. Jedná se tedy o návrh počtu a umístění jednotlivých žeber, nosníků, podélníků, potahových plechů a základních konstrukčních prvků.

### 5.1. Křídlo, křídélko, vztlaková klapka

#### 5.1.1. Křídlo

Křídlo je navrženo jako jedno nosníkové dvou dutinové s pomocným nosníkem a pevným potahem realizovaným duralovým plechem. Hlavní nosník je umístěn v 33% hloubky profilu křídla a skládá se z dvojice pásnic na horní a spodní straně nosníku. Pásnice jsou předběžně stanoveny z L – Profilu 30 x 30 x 3 z materiálu 2024 T3. Stojina nosníku je předběžně stanovena z plechu tl. 0,8 mm opět z materiálu 2024 T3. Pomocný nosník je umístěn v 66% hloubky profilu křídla a je tvořen plechem tl. 0,8 mm materiál 2024 T3 ohnutým do tvaru písmene C. Křídlo je osazeno 13 žebry. Žebra jsou navržena z plechu tl. 0,4 mm materiál 6061 T651. Vzdálenost mezi jednotlivými žebry je stanovena s ohledem na průběh ohybového momentu a posouvající síly vzpěrového křídla, tedy v místě uchycení vzpěry do hlavního nosníku je vzdálenost nejmenší a postupně se zvětšuje směrem od tohoto bodu na obě strany. Potahový plech je volen tl. 0,4 mm z materiálu 2024 T3. Závěsy křídla jsou umístěny na hlavní a pomocný nosník a realizovány pomocí plechu tl. 5 mm z materiálu 42CrMo4S4, tedy vysoko pevnostní oceli. Pro závěsy křídélka a klapky se předpokládá stejný materiál, ale menší tloušťka materiálu. U kořene křídla před hlavním nosníkem je umístěna nádrž s obsahem 60l. Nádrž bude uchycena mezi 1. a 3. žebro křídla a spojena s potahem. Koncový oblouk křídla je uvažován ze skelného kompozitu vyrobený ve formě pomocí mokré laminace. Schematické rozmístění nosníků, žeber, nádrže a hlavních prvků konstrukce křídla je patrné z Obr. 45.



Obr. 45 – Schéma konstrukce křídla, křídélka a klapky

### 5.1.2. Křídélko

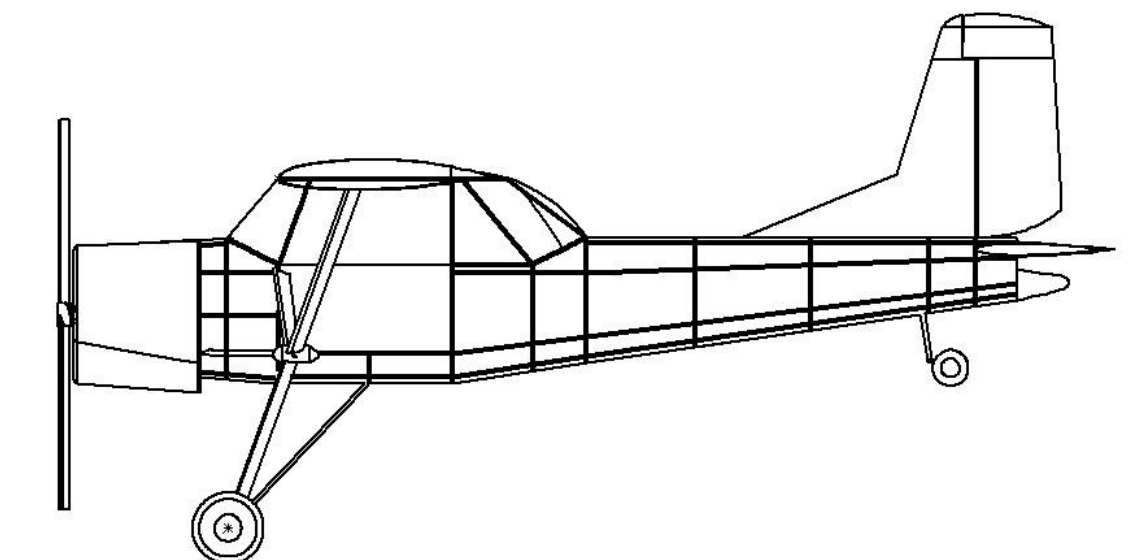
Schéma konstrukce křídélka je opět patrné z Obr. 45. Hlavní nosník křídélka je umístěn do místa největší tloušťky profilu křídélka a je tvořen plechem tl. 0,5 mm z materiálu 2024 T3 ohnutého do tvaru písmene C. Křídélko obsahuje 6 žeber z plechu tl. 0,4 mm z materiálu 6061 T651. Kořenové a 2. žebro tvoří dutinu pro uchycení závěsu křídélka. Druhý závěs křídélka je umístěn na předposlední žebro křídélka. Potah je opět realizován plechem tl. 0,4 mm z materiálu 2024 T3. Táhlo řízení křídélka je pak umístěno na 3. žebro.

### 5.1.3. Vztlaková klapka

Schéma konstrukce vztlakové klapky je stejně, jako v předchozím případě zobrazeno na Obr. 45. Tvary a materiály použité ke konstrukci klapky jsou totožné s křídélkem, jen klapka disponuje pěti žebry. Závěsy klapky jsou umístěny na první a poslední žebro. Táhlo ovládání klapky je umístěno na první žebro klapky společně se závěsem.

## 5.2. Trup

Schématické znázornění konstrukce trupu je zobrazeno na Obr. 46. Celý trup je z hlediska popisu návrhu konstrukce možné rozdělit na dva celky, přední část trupu s kabinou a centroplánem a trupový kornout. Přední část trupu začíná motorovou protipožární přepážkou, která je předběžně určena z materiálu 2024 T3 a předpokládá se její potažení protipožární izolací ze strany motoru. Následně jsou v přední části trupu umístěny 4 přepážky propojené 6 podélníky. V ose symetrie v horní a spodní části jsou podélníky tvořeny dvěma L – Profily 30 x 30 x 3 spojenými jednou stranou, takže tvoří výsledný tvar písmene T. Centroplán je tvořen dvěma duralovými trubkami z materiálu 2024 T3, které jsou zakončeny závěsy křídla a zajišťují přenos tlakového namáhání od křídla. Tyto trubky jsou pomocí ocelových objímek uchyceny do boční konstrukce trupu tvořené již výše zmíněnými přepážkami, podélníky a potahem. Potah přední části trupu je tvořen duralovým plechem tl. 0,5 mm z materiálu 2024 T3. V místech uchycení vzpěrového systému křídla a podvozku je vždy umístěna rozpěrná tyč z čtvercového profilu, která by měla zajistit dostatečnou tuhost konstrukce. Rámeček dveří a dveře samotné jsou uvažovány ze skelného kompozitu pro dosažení dostatečné těsnosti a tvarové stálosti. Nepředpokládá se přenos zatížení těmito prvky. Trupový kornout je tvořen 6 přepážkami a 6 podélníky. Podélníky jsou navrženy stejně, jako to bylo u přední části trupu. Potah trupového kornoutu je tvořen duralovým plechem tl. 0,4 mm z materiálu 2024 T3. Čtvrtá přepážka kornoutu společně s dolním podélníkem slouží pro uchycení ostruhového podvozku. Pátá přepážka je spojena s hlavním nosníkem kýlu směrovky. Na této přepážce jsou také umístěny přední závěsy stabilizátoru výškového kormidla. Zadní závěsy stabilizátoru jsou pak umístěny na poslední přepážce trupového kornoutu. Zakončení trupu je opět plánováno ze skelného kompozitu. V případě instalace vlečného zařízení do zadní části trupu se nahradí právě toto ukončení a bude pravděpodobně nutné zesílení zadní části trupu pomocí přídatných podélníků.



**Obr. 46 – Schéma konstrukce trupu a trupového kornoutu**

### **5.3. Vodorovné ocasní plochy**

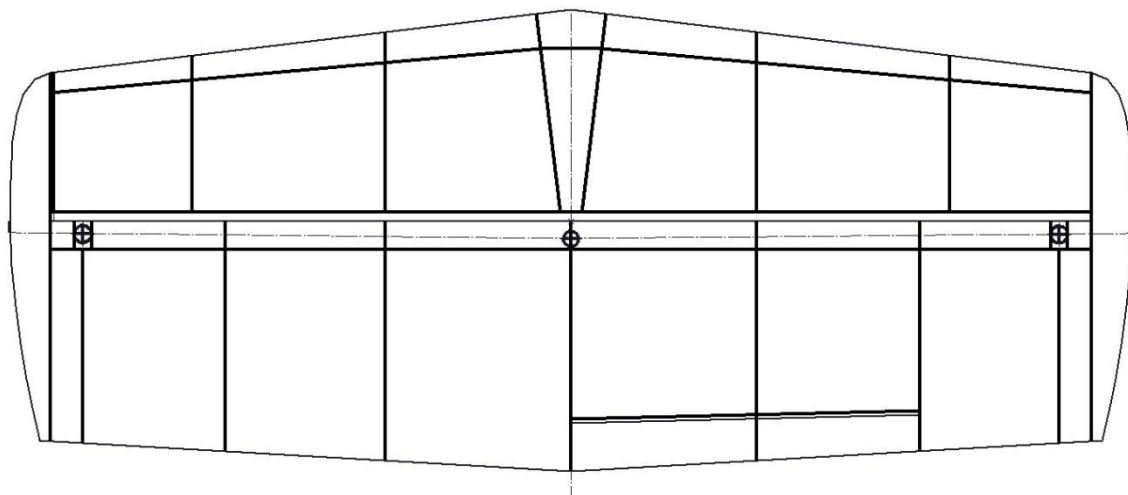
Konstrukce VOP je schematicky zobrazena na Obr. 47. Pro potřeby popisu konstrukce je VOP rozdělena na stabilizátor a výškové kormidlo obdobně, jako při výpočtu zatížení.

#### **5.3.1. Stabilizátor výškového kormidla**

Stabilizátor se skládá z hlavního nosníku z duralového plechu tl. 0,4 mm z materiálu 2024 T3 ohnutého do tvaru písmene C. V přední části stabilizátoru je umístěn pomocný nosník ze stejného materiálu, jako nosník hlavní, ohnutý do tvaru písmene U. Dále je tvořen 8 žebry z plechu tl. 0,4 mm a materiálu 6061 T651. pomocný nosník společně se středovými žebry tvoří prostor pro uložení závěsů stabilizátoru. Hlavní nosník ve středu stabilizátoru také slouží pro středový závěs kormidla. Potah stabilizátoru je opět tvořen duralovým plechem tl. 0,4 mm z materiálu 2024 T3.

#### **5.3.2. Výškové kormidlo**

Konstrukce výškového kormidla je volena jako nedělená. Skládá se z hlavního nosníku opět z duralového plechu tl. 0,4 mm ohnutého do tvaru písmene C, devíti žebry opět z plechu tl. 0,4 mm a materiálu 6061 T651. Koncová žebra jsou prodloužena až k náběžné hraně stabilizátoru a společně se skelným kompozitem tvoří koncové oblouky VOP. Potah je pak opět z duralového plechu tl. 0,4 mm z materiálu 2024 T3. Mezi středovým a třetím žebrem pravé strany kormidla je umístěn pomocný nosník tvaru písmene U určený k zavěšení vyvažovací plošky. V místě vnějších závěsů jsou opět pomocí zdvojení žebor vytvořeny prostory pro jejich umístění. Středový závěs je zastaven přímo na hlavní nosník a slouží zároveň pro připojení náhonu řízení výškového kormidla.



**Obr. 47 – Schéma konstrukce VOP**

#### **5.4. Svislé ocasní plochy**

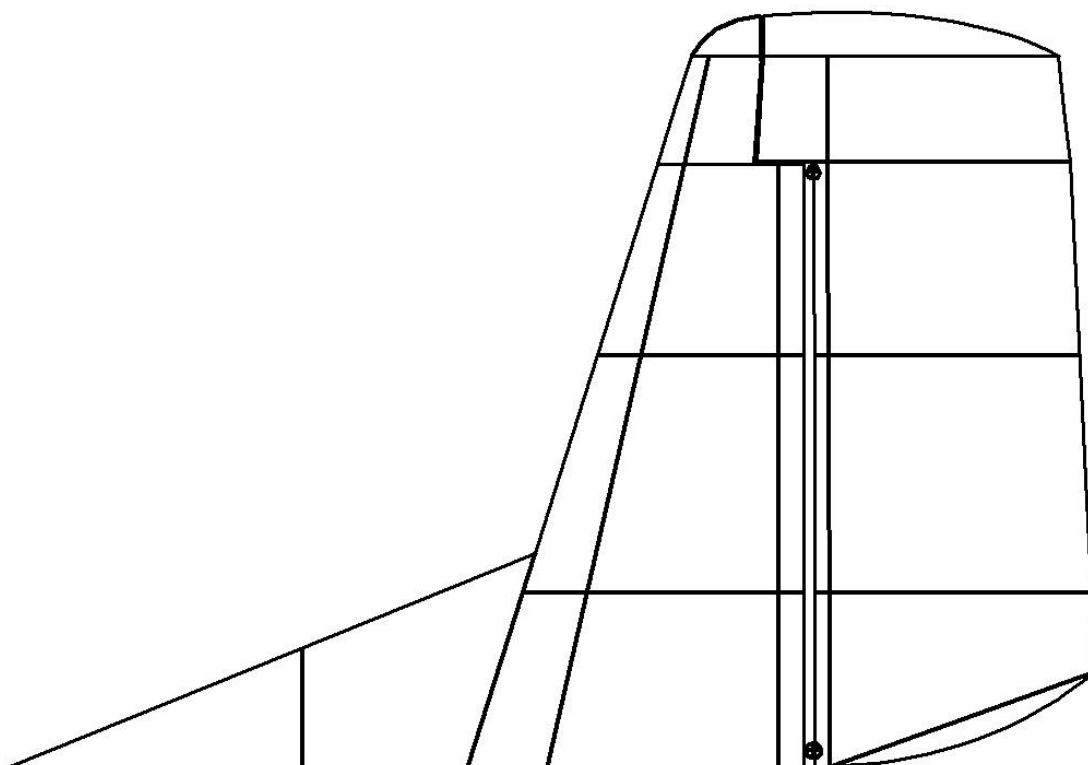
SOP jsou konstrukčně navrženy obdobně, jako VOP. Opět jsou tedy rozděleny na kýl a samotné kormidlo. Schéma konstrukce je vyobrazeno na Obr. 48.

##### **5.4.1. Kýl směrovky**

Základem kýlu je opět hlavní nosník z duralového plechu tl. 0,4 mm z materiálu 2024 T3 ohnutého do tvaru C a nosníku pomocného tvaru U a shodného materiálu. Kýl obsahuje 5 žebér shodného materiálu, jako na VOP. Potah je opět tvořen duralovým plechem 2024 T3 o tl. 0,4 mm. Kořenové a třetí žebro slouží k uchycení závěsů kormidla. Přejechod trup – kýl je tvořen opět plechem tl. 0,4 mm a materiálu 2024 T3 a jedním žebrem. Koncový oblouk kýlu je opět ze skelného kompozitu. Hlavní a pomocný nosník jsou prodlouženy a zakotveny do příslušných přepážek trupového kornoutu.

##### **5.4.2. Směrové kormidlo**

Rovněž i kormidlo je obdobné konstrukce, jako kormidlo výškové. Tvořeno je jedním nosníkem a pěti žebry. Potah, nosník i žebra jsou ze stejných materiálů a stejné konstrukce a tvaru, jako u výškového kormidla. Koncový oblouk kormidla je opět tvořen skelným kompozitem.



**Obr. 48 – Schéma konstrukce SOP**

Závěrem této kapitoly je nutné zdůraznit, že všechny výše uváděné specifikace jednotlivých prvků i rozložení žeber po délce je stanoveno na základě zatížení odhadem a zhruba dle obdobných konstrukcí letounů ultralehké kategorie. Pro definitivní návrh konstrukce je nutné následně na základě zatížení a znalosti materiálových hodnot provést dimenzování jednotlivých prvků.

## **6. Závěr**

Na základě geometrických podkladů získaných od pánů Podešvů byla provedena přestavba letounu L-60. Nejprve jsou uvedeny důvody, proč bylo k přestavbě přistoupeno, následně na základě původní mušky repliky a geometrických rozměrů je zpracován 3D model letounu s novým profilem křídla a již v celokovovém provedení. Dále bylo nutné stanovit hmotnosti jednotlivých dílů letounu k určení předpokládané prázdné hmotnosti a sestavení hmotové obálky. Následně kontrolou statické stability byla ověřena správnost koncepčního návrhu. Poté již následoval aerodynamický výpočet letounu s novým profilem křídla i ocasních ploch. Díky výše popsanému postupu byly získány data pro výpočet zatížení celého letounu včetně vzpěrového podvozku a motorového lože. Podle průběhu zatížení jednotlivých částí draku letounu bylo sestaveno konstrukčně pevnostní schéma draku letounu. Všechny údaje zpracované a získané touto diplomovou prací budou dále využity pro dimenzování konstrukce a konečný návrh konstrukce repliky L-60 v celokovovém provedení určeném pro pohon sedmiválcovým hvězdicovým motorem VERNER SCARLET 7Si. Po dokončení prototypu a letovém ověření jeho vlastností se předpokládá zástavba vlečného zařízení a vytvoření vlečného typu letounu, který bude schopen vleků dvojsedadlových větroňů s dostatečnou rezervou výkonu. Touto prací byly splněny všechny body zadání zpracované v souladu s požadavky stavebního předpisu ELSA\_K.

## 7. Použité zdroje

- [1] Šulženko, M. N.: *Konstrukce letadel*, Státní nakladatelství technické literatury Praha, 1954
- [2] VERNER MOTOR- *Verner Motor Scarlett 7H* [online]. 2017 [Cit. 26.7.2017].  
URL: <http://www.vernermotor.com/>
- [3] Roskam, J.: *Airplane design: Part V: Component Weight Estimation*, The University of Kansas, 1987
- [4] Špunda, J.: *stavebná mechanika a pevnost letadel, Požadavky na dosažení letové způsobilosti podle pevnostních předpisů a výpočet zatížení letounu a jeho částí*, skripta VAAZ, 1961
- [5] Daněk, M.: *Mechanika letu- Letové vlastnosti*, VUT Brno, 1985
- [6] McGhee, R., J., Beasley, W., D., Somers, D., M.: *Low-Speed Aerodynamic Characteristics of a 13-Percent-Thick Airfoil Section Designed for General Aviation Applications*, NASA TM X-72697, NASA Langley Research Center, Hampton, Virginia, 1977 dostupné rovněž URL: <https://ntrs.nasa.gov/>
- [7] Roskam, J.: *Airplane design: Part VI: Preliminary calculation of aerodynamics thrust and power characteristic*, The University of Kansas, 1987
- [8] Torenbeek, E.: *Synthesis of subsonic airplane design*, Delft University Press, 1976
- [9] Olšanský, O.: *Konstrukce a výpočet ultralehkých letounů*, Knihovna LAA ČR, 1999
- [10] Letecká amatérská asociace: *Předpis ELSA\_K*
- [11] Evropská agentura pro bezpečnost v letectví: *Certifikační specifikace pro velmi lehké letouny CS - VLA*
- [12] Filip, R.: *Projekt II*, ČVUT v Praze, Praha 2016
- [13] Filip, R.: *Projekt III*, ČVUT v Praze, Praha 2016
- [14] Filip, R.: *Projekt IV*, ČVUT v Praze, Praha 2017
- [15] Čudin, V. A.: *Pevnostní výpočet trupu letounu*, VTA AZ 1958

## 8. Přílohy