



České vysoké učení technické v Praze

Fakulta strojní

Ústav mechaniky, biomechaniky a mechatroniky

DIPLOMOVÁ PRÁCE

Analýza křídla celokompozitového letounu pro zvýšené zatížení

Analysis of composite aircraft wing for increased load

Bc. Veronika Maloušková

2019

Studijní program: N 3958 Letectví a kosmonautika

Studijní obor: 3906T008 Letadlová a kosmická technika

Vedoucí práce: Ing. Milan Dvořák, Ph.D.

I. OSOBNÍ A STUDIJNÍ ÚDAJE

Příjmení: **Maloušková** Jméno: **Veronika** Osobní číslo: **419946**
Fakulta/ústav: **Fakulta strojní**
Zadávající katedra/ústav: **Ústav mechaniky, biomechaniky a mechatroniky**
Studijní program: **Letectví a kosmonautika**
Studijní obor: **Letadlová a kosmická technika**

II. ÚDAJE K DIPLOMOVÉ PRÁCI

Název diplomové práce:

Analýza křídla celokompozitového letounu pro zvýšené zatížení

Název diplomové práce anglicky:

Analysis of composite aircraft wing for increased load

Pokyny pro vypracování:

Pro vypracování proveďte:

- 1.) seznámení s konstrukcí křídla letounu a senzorickým systémem
- 2.) sestavení výpočetního modelu a jeho verifikace
- 3.) výpočet s uvážením zvýšeného zatížení
- 4.) zhodnocení výsledků, případně návrh nutných úprav

Seznam doporučené literatury:

Dle pokynů vedoucího.

Jméno a pracoviště vedoucí(ho) diplomové práce:

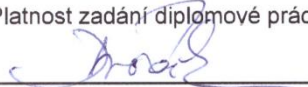
Ing. Milan Dvořák, Ph.D., odbor pružnosti a pevnosti FS

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

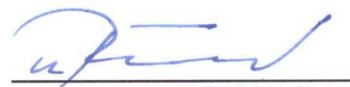
Datum zadání diplomové práce: **30.04.2019**

Termín odevzdání diplomové práce: **16.08.2019**

Platnost zadání diplomové práce:


Ing. Milan Dvořák, Ph.D.
podpis vedoucí(ho) práce

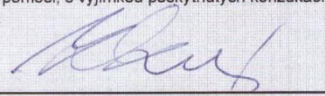

prof. Ing. Milan Ružička, CSc.
podpis vedoucí(ho) ústavu/katedry


prof. Ing. Michael Valášek, DrSc.
podpis děkana(ky)

III. PŘEVZETÍ ZADÁNÍ

Diplomantka bere na vědomí, že je povinna 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.

30.4.2019
Datum převzetí zadání


Podpis studentky

Poděkování

Tímto bych chtěla poděkovat panu Ing. Milanu Dvořákovi, Ph.D. za odborné vedení, cenné rady, a především za čas, který mi věnoval během poskytnutých konzultací souvisejících se zpracováním této práce. Dále bych ráda poděkovala panu Ing. Michalu Bartošákovi, Ph.D., bez kterého bych práci dokončovala daleko obtížněji, za pomoc s programem Abaqus a cenné rady. Chtěla bych velmi poděkovat svým přátelům, kteří mi stáli po boku a věřili ve mě. Můj největší vděk si však zaslouží moje rodina, která mě po celou dobu mých studií naplno podporovala ve všech, nejen akademických, aktivitách, vždy stála při mně a zvedla mi náladu, a to i v časech, kdy nám nikomu nebylo do smíchu.

Prohlášení

Prohlašuji, že jsem svoji diplomovou práci vypracovala samostatně a použila 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

Anotace

Práce se zabývá výpočtem zvýšeného zatížení a následnou pevnostní analýzou křídla letounu Phoenix Air U15. Zvýšené zatížení je způsobeno použitím nového křídlového nástavce, který rozpětí zvětšuje z původní délky 15 m na 17 m. V práci jsou stanoveny letové obálky podle předpisu UL-II. Výpočty jsou porovnány i s variantou při použití nástavce na křídlo pro získání rozpětí 15 m. Teoretická část práce se věnuje popisu letounu a geometrii křídla s FBG senzory, které jsou v letounu instalovány a byly použity při statické zkoušce. Výsledkem práce je MKP model křídla, na který je aplikováno zvýšené zatížení, k jehož kalibraci sloužila data ze statické zkoušky.

Abstract

This project focuses on analyzing the strength of a Phoenix Air UL15 aircraft's wing by modeling increasing wingspan loads. The load increase was gained by using a novel wing-extender, which increased the wingspan from 15 m to 17 m. The flight envelopes were calculated according to the UL-II regulation. Prior to modeling, a static test was conducted to analyze the aircraft and its wings with FBG sensors. Finally, an FEM model utilizing the increased load, calibrated with the static test data, was created to determine how the Phoenix Air UL15 aircraft functions under differing wingspan loads.

Obsah

Seznam obrázků	8
Seznam tabulek	11
Použitá značení	12
Seznam zkratek	15
Úvod.....	16
1. Popis letounu.....	17
1.1. Trup.....	17
1.2. Ocasní plochy.....	17
1.3. Křídlo	18
1.4. Základní údaje o letounu.....	18
2. Popis křídel	20
2.1. Nosník	21
2.2. Potah.....	21
2.3. Uchycení k trupu	21
2.4. Mechanizace na křídle.....	21
2.5. Rušiče vztlaku	22
2.6. Křídlové nástavce.....	22
3. Přestavba křídla.....	23
3.1. Realizace nového nástavce.....	23
4. Fiber Bragg Grating senzory.....	24
4.1. Jednovidová vlákna.....	24
4.2. Porovnání FBG snímačů a tenzometrů	25
4.3. Výhody FBG	25
4.4. Umístění FBG senzorů na letadle Phoenix Air U15 AFL.....	26
5. Letová obálka.....	28
5.1. Výpočty zanedbávající zkroucení křídla.....	28
5.1.1. Výpočet rychlostí pro letovou obálku podle předpisu UL-2-I.....	29
5.1.2. Letová obálka.....	34
5.2. Výpočty pro geometrii se zkroucením křídla.....	39
5.2.1. Výsledky pro rozpětí 10 m.....	41
5.2.2. Výsledky pro rozpětí 15 m.....	44
5.2.3. Výsledky pro rozpětí 17 m.....	47
5.3. Zhodnocení výsledků	50
6. Zatížení křídla	51

6.1.	Výpočet měrných zatížení křídla	55
6.1.1.	Spojité zatížení od aerodynamických sil	55
6.1.2.	Spojité zatížení od hmotových sil	56
6.2.	Posouvající síly po rozpětí	59
6.3.	Ohybový moment po rozpětí	61
6.4.	Krouticí moment po rozpětí	62
6.5.	Porovnání výsledků zatížení	64
7.	Výpočetní model	66
7.1.	Materiálové skladby	66
7.2.	Struktura jednotlivých komponent a tvorba sítě	67
7.3.	Vazby mezi jednotlivými komponentami a okrajové podmínky	74
7.4.	Kalibrace výpočetního modelu	77
7.5.	Aplikace zvýšeného zatížení	82
	Závěr	86
	Bibliografie	87

Seznam obrázků

Obrázek 1 Letoun Phoenix Air [2]	17
Obrázek 2 Rozměry letounu Phoenix Air pro variantu bez nástavců a wingletů [1]	19
Obrázek 3 Schéma připevnění obou polovin křídla letounu Lambada pomocí krakorců [3]	20
Obrázek 4 Rušič vztlaku [1]	22
Obrázek 5 Princip měření za použití FBG snímačů [9].....	24
Obrázek 6 Struktura jednovláknového vlákna: 1. Jádru 2. Plášť 3. Ochranná vrstva 4. Obal [10].....	25
Obrázek 7 Tenzometr [11].....	25
Obrázek 8 Rozmístění snímačů na pravé polovině křídla [3].....	26
Obrázek 9 Průřez hlavním nosníkem levé (vlevo) a pravé (vpravo) poloviny křídla [7].....	27
Obrázek 10 Letová obálka	30
Obrázek 11 Poryvová obálka.....	30
Obrázek 12 Výsledná letová obálka v respektu k poryvům pro rozpětí křídel 10 m bez zkroucení.....	35
Obrázek 13 Výsledná letová obálka v respektu k poryvům pro rozpětí křídel 15 m bez zkroucení.....	37
Obrázek 14 Výsledná letová obálka v respektu k poryvům pro rozpětí křídel 17 m bez zkroucení.....	39
Obrázek 15 Výstup z programu XFLR pro různé hodnoty Reynoldsových čísel	40
Obrázek 16 Vstupy pro program Glauert a polohy řezů křídla pro rozpětí 10 m.....	41
Obrázek 17 Tvar křídla jako výstup z programu Glauert III pro rozpětí 10 m.....	41
Obrázek 18 Rozložení vztlaku na křídle s bodem odtržení proudu pro 10 m	42
Obrázek 19 Letová obálka pro rozpětí 10 m.....	44
Obrázek 20 Vstupy pro program Glauert a polohy řezů křídla pro rozpětí 15 m.....	44
Obrázek 21 Tvar křídla pro rozpětí 15 m	45
Obrázek 22 Rozložení vztlaku na křídle s bodem odtržení proudu pro rozpětí 15 m	45
Obrázek 23 Letová obálka pro rozpětí 15 m.....	47
Obrázek 24 Vstupy pro program Glauert a polohy řezů křídla pro rozpětí 17 m.....	47
Obrázek 25 Tvar křídla pro rozpětí 17 m	48
Obrázek 26 Rozložení vztlaku na křídle s bodem odtržení proudu pro rozpětí 17 m	48
Obrázek 27 Letová obálka pro rozpětí 17 m.....	49
Obrázek 28 Spojité zatížení v bodech letové obálky 15 m – přední i zadní centráž	57
Obrázek 29 Spojité zatížení v bodech letové obálky 17 m – přední i zadní centráž	57
Obrázek 30 Rozložení spojitých zatížení od krutu v bodech letové obálky pro rozpětí 15 m – přední i zadní centráž.....	58
Obrázek 31 Rozložení spojitých zatížení od krutu v bodech letové obálky pro rozpětí 17 m – přední i zadní centráž.....	58
Obrázek 32 Velikost posouvající síly pro různé body letové obálky při rozpětí 15 m – přední i zadní centráž.....	60
Obrázek 33 Velikost posouvající síly pro různé body letové obálky při rozpětí 17 m – přední i zadní centráž.....	60
Obrázek 34 Převod posouvající síly z aerodynamického souřadného systému do souřadného systému křídla [13].....	61

Obrázek 35 Velikost ohybového momentu pro různé body letové obálky při rozpětí 15 m – přední i zadní centráž.....	62
Obrázek 36 Velikost ohybového momentu pro různé body letové obálky při rozpětí 17 m – přední i zadní centráž.....	62
Obrázek 37 Rozložení krouticího momentu pro rozpětí 15 m – přední i zadní centráž .	64
Obrázek 38 Rozložení krouticího momentu pro rozpětí 17 m – přední i zadní centráž .	64
Obrázek 39 Sestava pravé poloviny křídla letounu bez nástavce (Sít')	67
Obrázek 40 Isometrický pohled – horní pásnice	68
Obrázek 41 Isometrický pohled – dolní pásnice.....	68
Obrázek 42 Isometrický pohled – výztuž krakorce	69
Obrázek 43 Isometrický a detailní pohled – I-profil.....	69
Obrázek 44 Isometrický pohled – pěnové jádro	70
Obrázek 45 Isometrický pohled – kořenové žebro	70
Obrázek 46 Isometrický pohled – koncové žebro	71
Obrázek 47 Isometrický pohled – potah	71
Obrázek 48 Isometrický pohled – lepidlo mezi horní pásnicí a I-profilem	72
Obrázek 49 Isometrický pohled – lepidlo mezi horní pásnicí a potahem.....	72
Obrázek 50 Isometrický pohled – lepidlo mezi spodní pásnicí a I-profilem.....	73
Obrázek 51 Isometrický pohled – lepidlo mezi spodní pásnicí a potahem	73
Obrázek 52 Řez nosníkem s popisem povrchů pro Tie vazby.....	74
Obrázek 53 Skica řezů povrchu I-profilu	75
Obrázek 54 Výřez kořenového žebra – vazba Coupling do referenčního bodu nacházejícího se v ose otáčení čepu 1.....	76
Obrázek 55 Stanovené okrajové podmínky úlohy.....	77
Obrázek 56 Poměrná deformace změřená během pozemní zkoušky v horní pásnici na senzorech 09 a 08.....	77
Obrázek 57 Poměrná deformace změřená během pozemní zkoušky v horní pásnici na senzorech 05 a 04.....	78
Obrázek 58 Poměrná deformace změřená během pozemní zkoušky v horní pásnici na senzorech 04 a 03.....	78
Obrázek 59 Poměrná deformace změřená během pozemní zkoušky v horní pásnici na senzorech 03 a 02.....	79
Obrázek 60 Poměrná deformace změřená během pozemní zkoušky v horní pásnici na senzorech 03 a 02.....	79
Obrázek 61 Závislost poměrné deformace na délce rozpětí – střed horní pásnice.....	80
Obrázek 63 Srovnání poměrné deformace MKP modelu s experimentem – náběžná hrana horní pásnice	81
Obrázek 64 Srovnání poměrné deformace MKP modelu s experimentem – odtoková hrana horní pásnice	81
Obrázek 65 Srovnání poměrné deformace MKP modelu s experimentem – náběžná hrana horní pásnice (proloženo polynomem)	82
Obrázek 66 Srovnání poměrné deformace MKP modelu s experimentem – odtoková hrana horní pásnice (proloženo polynomem)	82
Obrázek 67 Křivka poměrné deformace po aplikaci zatížení pro 15 a 17 m – srovnání náběžné a odtokové hrany horní pásnice	83
Obrázek 68 Zdeformovaný tvar křídla po aplikaci zatížení pro rozpětí 17 m.....	84
Obrázek 69 Zdeformovaný tvar křídla po aplikaci zatížení pro rozpětí 15 m.....	84

Obrázek 70 Zdeformovaný tvar křídla bez potahu a žeber po aplikaci zatížení pro rozpětí 17 m	85
Obrázek 71 Zdeformovaný tvar křídla bez potahu a žeber po aplikaci zatížení pro rozpětí 15 m	85

Seznam tabulek

Tabulka 1 Přehled základních údajů o verzích letounu [1]	18
Tabulka 2 Známé aerodynamické hodnoty pro výpočet letové a poryvové obálky letounu s rozpětím 10 m bez zkroucení	28
Tabulka 3 Požadované hodnoty násobků.....	32
Tabulka 4 Rychlosti velkých a malých poryvů definovaných předpisem [12]	34
Tabulka 5 Přehled rychlostí vypočtených pro letovou obálku letounu s rozpětím 10 m bez zkroucení	34
Tabulka 6 Známé aerodynamické hodnoty pro výpočet letové a poryvové obálky letounu s rozpětím 15 m bez zkroucení	35
Tabulka 7 Přehled rychlostí vypočtených pro letovou obálku letounu s rozpětím 15 m bez zkroucení.....	36
Tabulka 8 Známé aerodynamické hodnoty pro výpočet letové a poryvové obálky letounu s rozpětím 17 m bez zkroucení	37
Tabulka 9 Přehled rychlostí vypočtených pro letovou obálku letounu s rozpětím 17 m bez zkroucení.....	38
Tabulka 10 Reálné rychlosti pro rozpětí 10 m před snížením hmotnosti letounu	42
Tabulka 11 Výsledné reálné rychlosti pro rozpětí 10 m po snížení hmotnosti letounu..	43
Tabulka 12 Výsledné reálné rychlosti pro rozpětí 15 m.....	45
Tabulka 13 Výsledné reálné rychlosti pro rozpětí 17 m.....	48
Tabulka 14 Velikosti momentů a vyvažovacích sil působících na letoun při rozpětí 15 m	53
Tabulka 15 Velikosti momentů a vyvažovacích sil působících na letoun při rozpětí 17 m	54
Tabulka 16 Porovnání T, Mo, Mk pro obě polohy centráže a rozpětí 15 a 17 m.....	65
Tabulka 18 Soupis vazeb Tie mezi jednotlivými komponenty modelu.....	74
Tabulka 19 Tie vazby I-profilu	76

Použitá značení

AC		Aerodynamický střed
b	[m]	Místní hloubka křídla po rozpětí, hloubka profilu
b_0	[m]	Hloubka kořenového profilu
b_k	[m]	Hloubka koncového profilu
b_{SAT}	[m]	Hloubka SAT
C_D	[–]	Součinitel odporu
c_l	[–]	Součinitel vztlaku profilu
c_{l0}	[–]	Součinitel vztlaku profilu při $\alpha = 0$
c_L	[–]	Součinitel vztlaku letounu
c_{L0}	[–]	Místní nulový součinitel vztlaku
c_{Ln}	[–]	Místní normální součinitel vztlaku
c_{Ltl}	[–]	Místní součinitel vztlaku od tlumení klonění
c_{LC}	[–]	Celkový součinitel vztlaku
$c_{L G max}$	[–]	Nejvyšší negativní součinitel vztlaku letounu
$c_{l\alpha}$	[$1/^\circ$]	Stoupání vztlakové čáry profilu
$c_{L\alpha}$	[$1/^\circ$]	Stoupání vztlakové čáry letounu
c_{m0}	[–]	Součinitel klopivého momentu při $c_L = 0$
D	[N]	Odporová síla letounu
E	[Pa]	Youngův modul pružnosti
G	[N]	Tíhová síla letounu
g	[m/s^2]	Tíhové zrychlení $g = 9,807 m/s^2$
L	[N]	Vztlaková síla letounu
l	[m]	Rozpětí křídla
L_H	[m]	Vzdálenost mezi AC_H a AC_W
L'_{VOP}	[m]	Vzdálenost mezi AC_H a AC_{Wfu}
M	[kg]	Hmotnost celého letounu
M_0	[$N \cdot m$]	Klopivý moment
M	[$N \cdot m$]	Ohybový moment
M_K	[$N \cdot m$]	Krouticí moment působící v aerodynamické ose křídla
M_{Kcm0}	[$N \cdot m$]	Krouticí moment způsobený klopivým momentem
M_{KHN}	[$N \cdot m$]	Výsledný krouticí moment působící v elastické ose křídla
M_{KpNH}	[$N \cdot m$]	Krouticí moment od hmot paliva v úseku mezi náběžnou hranou a hlavním nosníkem

$m_{K\check{R}}$	[kg]	Hmotnost křídla
M_n	[N · m]	Ohybový moment od posouvající síly ve směru normály
$m_{n\acute{a}stavec}$	[kg]	Hmotnost nástavce na křídlo
$MTOM$	[kg]	Maximální vzletová hmotnost
M_x	[N · m]	Ohybový moment od posouvající síly ve směru x
M_y	[N · m]	Ohybový moment od posouvající síly ve směru y
M_t	[N · m]	Ohybový moment od posouvající síly ve směru tečny
n	[–]	Letový násobek
q_D	[N/m]	Spojité zatížení od odporu
q_k	[N/m]	Spojité krutové zatížení od klopivého momentu
q_m	[N/m]	Spojité zatížení od hmotových sil
q_{m0}	[N · m/m]	Spojité zatížení od klopivého momentu
q_{xA}	[N/m]	Spojité zatížení od aerodynamických sil ve směru osy x
q_{yA}	[N/m]	Spojité zatížení od aerodynamických sil ve směru osy y
T	[N]	Posouvající síla
t	[m]	Tloušťka profilu
T_n	[N/m]	Normálová složka posouvající síly
T_R	[N/m]	Výsledná složka posouvající síly
T_t	[N/m]	Tečná složka posouvající síly
T_{xa}	[N/m]	Posouvající aerodynamická složka síly ve směru x
T_y	[N/m]	Výsledná složka posouvající síly ve směru y
T_{ya}	[N/m]	Posouvající aerodynamická složka síly ve směru y
T_{ym}	[N/m]	Posouvající hmotová složka síly ve směru y
u	[m/s]	Rychlost poryvu
v	[m/s]	Rychlost letu
v_A	[m/s]	Návrhová manévrovací rychlost
v_B	[m/s]	Návrhová rychlost při silném poryvu
v_D	[m/s]	Maximální návrhová rychlost
v_G	[m/s]	Návrhová manévrovací rychlost při záporném násobku
$v_{G\ min}$	[m/s]	Návrhová pádová rychlost při záporném násobku
v_H	[km/h]	Maximální vodorovná rychlost při max. trvalém výkonu
v_{S1}	[m/s]	Návrhová pádová rychlost v letové konfiguraci
x	[m]	Souřadnice v podélném směru
$x_{b\ SAT}$	[m]	Poloha náběžného bodu b_{SAT}
x_{AC}	[–]	Poloha AC vztažená na b_{SAT}

x_{Hn}	$[-]$	Poloha hlavního nosníku a elastické osy
x_{Tmw}	$[m]$	Poloha těžiště křídla
α_0	$[^\circ]$	Úhel nulového vztlaku profilu
α_{max}	$[^\circ]$	Kritický úhel náběhu
δ	$[^\circ]$	Výchylka kormidla
$\Lambda_{1/4}$	$[^\circ]$	Úhel šípku křídla
ε	$[-]$	Poměrná deformace
μ	$[-]$	Relativní hmotnostní poměr letounu
ν	$[-]$	Poissonovo číslo
σ	$[Pa]$	Napětí v tahu
ρ	$[kg/m^3]$	Hustota vzduchu v nulové výšce $\rho = 1,225 \text{ kg/m}^3$
φ	$[^\circ]$	Úhel zkroucení křídla
φ_k	$[^\circ]$	Úhel zkroucení konce křídla

Seznam zkratek

<i>FBG</i>	Fiber Bragg Grating
<i>MKP</i>	Metoda konečných prvků
<i>SAT</i>	Střední aerodynamická tětíva
<i>UL</i>	Ultra Light aircraft
<i>VOP</i>	Vodorovná ocasní plocha

Úvod

Práce pojednává o problematice přestavby křídla ultralehkého letounu Phoenix Air U15 z maximálního rozpětí 15 m na rozpětí délky 17 m za předpokladu použití nového delšího křídlového nástavce. Je zaměřena na výpočet zatížení křídla letounu, stanovení obálek násobků a poryvů podle předpisu UL-II a vytvoření výpočetního modelu za použití MKP, který by měl pevnostně ověřit vhodnost použití delšího nástavce.

V prvních kapitolách je letoun představen z hlediska geometrie a základních výkonnostních parametrů. Podrobněji je popsána geometrie křídla a nástavců modifikujících rozpětí. Dále je popsán systém měřící jednotky a senzorů instalovaných v křídle Phoenix Air U15 FL. Těmito senzory byla měřena napjatost při pozemní kalibrační zkoušce, jejíž výsledky posloužily ke kalibraci MKP modelu.

Cílem práce je vytvoření výpočetního modelu a jeho verifikace a následné aplikování zvýšeného zatížení, které na letoun působí při použití delšího nástavce pro rozpětí 17 m. Při zhodnocení výsledků výpočtu je možné navrhnout úpravy pro dosažení podmínek odpovídajících a realitě.

1. Popis letounu

Phoenix Air U-15 je dvoumístný motorový kluzák s uspořádáním posádky vedle sebe. Letoun je dolnoplošník s pevným ostruhovým podvozkem a je vyroben převážně z uhlíkového kompozitu. Křídlo letounu je samonosné a dělené a jeho rozpětí závisí na zvolené variantě křídlového nástavce. Letoun s použitím nástavců pro rozpětí 15 m je zobrazen na Obrázek 1. Pohonnou jednotkou je pro verzi s prázdnou hmotností od 295 kg motor Rotax 912 nebo Jabiru 2200. Pro verzi o prázdné hmotnosti od 280 kg je pohonnou jednotkou motor HKS 700 E. Letoun je certifikovaný podle předpisu CS-VLA, tedy v kategorii Ultra Lehkých (UL) letounů [1], pro variantu s nástavci je však v plánu jej certifikovat podle předpisu UL-II.



Obrázek 1 Letoun Phoenix Air [2]

1.1. Trup

Trup je nezbytným ramenem pro ocasní plochy a poskytuje prostor pro uložení ostatních hmotových jednotek, jako jsou například motor, posádka, anebo zavazadla. Trup plní funkci přenosu sil od ocasních ploch. Od kabiny se jeho příčný průřez postupně zužuje. Letoun má skořepinový trup tvořený silným potahem s přepážkami, který spolu s pěnou tvoří sendvič. V přední části trupu je umístěna pohonná jednotka dle požadavků zákazníka.

1.2. Ocasní plochy

V zadní části letadla se nachází vodorovná a svislá ocasní plocha. Vodorovná ocasní plocha je průběžná s uspořádáním do T a je složena ze stabilizátoru a výškového kormidla. Výškové kormidlo je jednonosníkové a je potaženo potahem z kompozitního sendviče, stejně jako stabilizátor a celý kýl.

Na svislé ocasní ploše se nachází kýl a směrové kormidlo. Svislá ocasní plocha je taktéž potažena sendvičovým kompozitním potahem.

1.3. Křídlo

Křídlo letounu je jednonosníkové a dělené. Na každý z konců je možnost připevnit nástavce, které umožňují různé velikosti rozpětí. Podrobněji je křídlo popsáno v kapitole 2 (na Obrázek 1 Letoun Phoenix Air [2] je letoun vybaven nástavcem pro rozpětí 15 m).

1.4. Základní údaje o letounu

Základní údaje o letounu jsou uvedeny v Tabulka 1 a jsou doprovázeny Obrázek 2 Rozměry letounu Phoenix Air pro variantu bez nástavců a wingletů [1].

Tabulka 1 Přehled základních údajů o verzích letounu [1]

Rozpětí křídla	10	m	Bez nástavců pro snadné uskladnění.
	11	m	Krátké winglety pro maximální cestovní rychlost.
	15	m	Nástavce pro větší klouzavost.
	17	m	Delší nástavce pro větší klouzavost.
Plocha křídla	9,00	m ²	
	11,82	m ²	
	13,31	m ²	
Délka	6,5	m	
Výška	1,45	m	
Prázdná hmotnost	Od 285	kg	
Maximální vzletová hmotnost	472,5/600	kg	
Nádrže paliva	2 x 50	l	
Maximální provozní násobek	4,5	g	

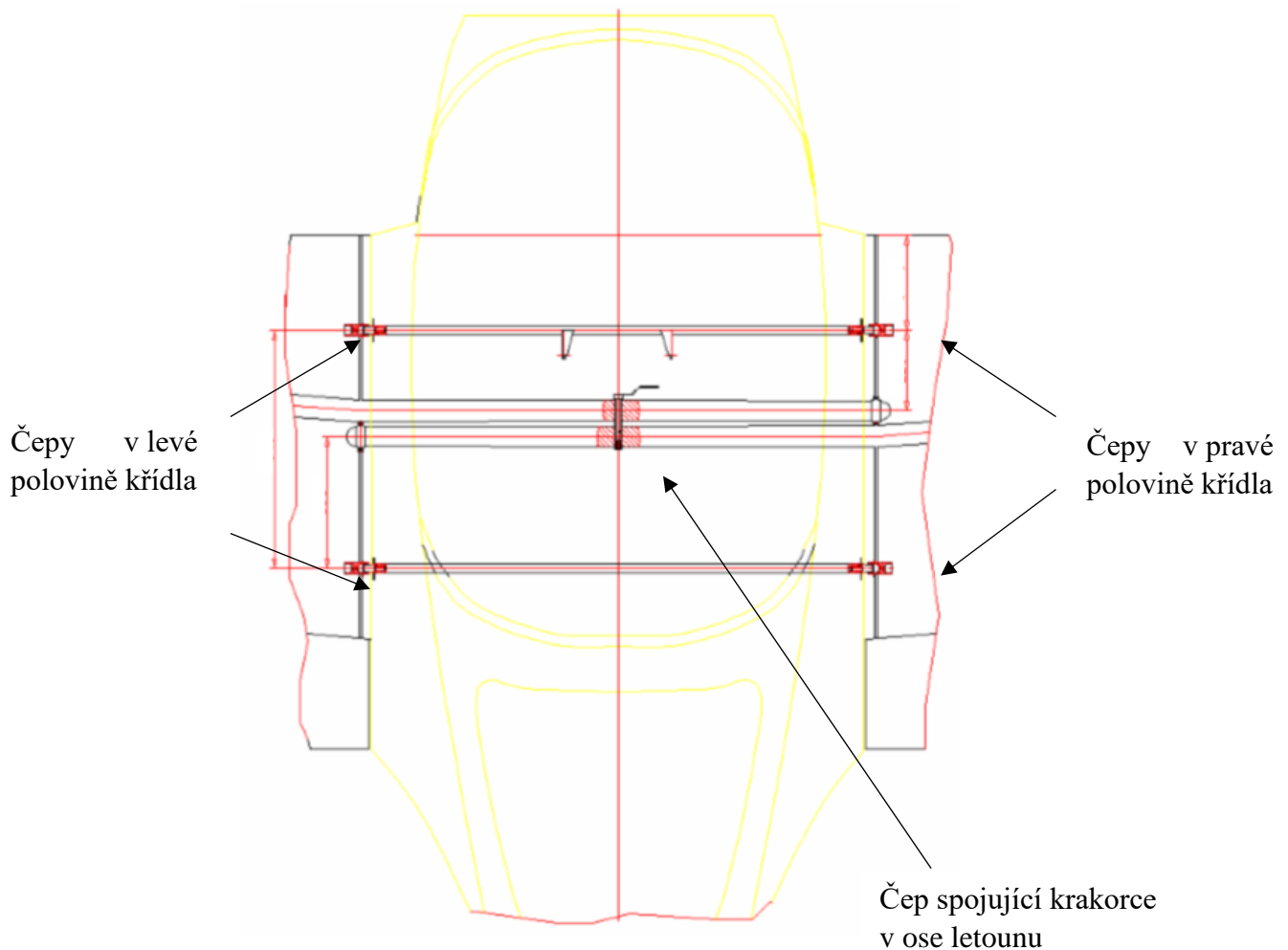


Obrázek 2 Rozměry letounu Phoenix Air pro variantu bez nástavců a wingletů [1]

2. Popis křidel

Konstrukce křídla se skládá z následujících hlavních částí: nosník, kořenové žebro (společně tvoří v trupové části tzv. krakorec), koncové žebro, potah a nástavce podle velikosti rozpětí připevněné malým krakorcem.

Jako profil křídla je použit profil SM 701 s 16 % tloušťkou profilu u kořene, přecházející do 13 % tloušťky profilu na konci křídla (rozpětí 10 m). Křídlo letounu je spojováno pomocí zasunutí krakorců – prodloužených hlavních nosníků do pouzdra v centrolánu trupu, které jsou následně navzájem upevněny čepem v ose letounu orientovaným ve směru letu a procházejícím pouzdrem v obou krakorcích. Spojení čepů i krakorců je zpravidla realizováno jako kloubový spoj. Krakorec simuluje průběžné křídlo, a přitom letounu zachovává jednoduchou rozebíratelnost. Eliminuje tedy působení velkého zatížení do trupu [2]. Ohybový moment je přenášen nosníkem, stejně jako působení posouvající síly.



Obrázek 3 Schéma připevnění obou polovin křídla letounu Lambda pomocí krakorců [3]

Na Obrázek 3 Schéma připevnění obou polovin křídla letounu Lambda pomocí krakorců. V ose letounu je vidět spojení krakorců a propojení obou polovin křídla s trupem spojené dvěma čepy v levé a dvěma čepy v pravé polovině křídla [3].

2.1. Nosník

Hlavní nosník křídla je umístěn zhruba ve 41 % hloubky profilu s efektivní výškou do 85 %. Pásnice nosníku mají za úkol přenos ohybového momentu. Jsou zatíženy dvojicí osových sil vyrovnávajících ohybový moment, zatímco stojina přenáší posouvající síly v křídle [4]. Po většině délky křídla má hlavní nosník průřez tvaru I, v oblasti krakorce má nosník charakter skříně. Stojina je ze sendvičového kompozitu a pásnice nosníku, které jsou laminovány do formy, jsou z uhlíkového rovingu. Stojinu tvoří uhlíková tkanina, do které je zalaminováno pěnové jádro. Následně jsou k sobě i k potahu stojina s pásnicemi přilepeny.

2.2. Potah

Jednonosníkové křídlo má, stejně jako kormidla, potah z kompozitu sendvičového typu z pěny a tkaniny ze skelného vlákna. Potah slouží k přenosu aerodynamického zatížení a určuje aerodynamický tvar křídla. Potah je nosný, v křídle vytváří torzní skřín, která má za úkol přenos krouticího momentu a smykových napětí. Jedná se o dutinu ohraničenou náběžnou hranou a hlavním nosníkem.

2.3. Uchycení k trupu

Pro uchycení křídla k letounu se používá krakorců, tedy prodlouženého hlavního nosníku, který je zasunut do trupu letounu a následně spojen čepem s krakorcem druhé poloviny křídla. Je tedy zvolena stejná metoda jako při uchycení prodlužovacích nástavců ke křídlu letounu, pouze s tím rozdílem, že je křídlo letounu pojištěno zevnitř trupu. Výhodou děleného křídla a upevnění krakorců pomocí čepu je snadná demontáž a manipulace. Uchycení křídla pomocí krakorců eliminuje přenos nežádoucích sil do trupu letounu. Před každým uvedením do provozu musí být provedena předletová kontrola. Krouticí moment je zachycen dvojicí sil mezi čepy, které jsou axiálně zajištěny na kořenovém žebře křídla [2].

2.4. Mechanizace na křídle

Pro zvýšení vzlaku je na odtokové hraně křídla instalován flaperon. Flaperon je kombinace křídélka a vztakové klapky, která bývá umístěna ke konci křídla letounu (narozdíl od klapek, které mají za cíl zvyšování vztakového koeficientu a jsou běžně umístěny blíže ke kořeni a středu letounu). Flaperonem se současně i reguluje úhel klonění letounu, má malý vliv na klopivý moment, který je regulován pomocí výškového kormidla [5]. Na letounu Phoenix Air U-15 je flaperon umístěn po celém polorozpětí křídla a je ovládán táhly.

2.5. Rušiče vztlaku

Jako aerodynamické brzdy se na křídle nachází spoilery. Jedná se o plošky, které jsou vysouvány na sací straně křídla, čímž dochází ke zvýšení součinitele odporu. Spoilery se mohou používat i k regulaci klonivého momentu, který vzniká vysunutím spoileru, a tedy poklesem vztlaku na jedné nebo druhé části křídla [6].



Obrázek 4 Rušič vztlaku [1]

2.6. Křídlové nástavce

Na křídlo je možné připevnit z každé strany nástavec, kterým je určeno rozpětí. Prozatím má zákazník volbu nástavců zajišťujících rozpětí 10 m a druhého typu, umožňujícího rozpětí 15 m. Cílem výrobce je možnost nástavce pro modifikaci rozpětí na 17 m. Pro všechny nástavce je v křídle použit stejný způsob uchycení pomocí zasunutí krakorce do tubusu, který je laminován ve stojině nosníku. Nástavec pro rozpětí 10 m je koncový oblouk s wingletem, zatímco nástavec pro rozpětí 15 m má stejnou koncepci jako křídlo. Nástavec pro zvětšení rozpětí na 17 m vychází z varianty 15 m.

3. Přestavba křídla

Jedním z nejsledovanějších aspektů větroňů je klouzavost. Čím větší klouzavosti větroň dosahuje, tím lépe. V případě zvětšení plochy křídla, a tedy vygenerováním většího vztlaku, lze dosáhnout větší hodnoty klouzavosti. Tento fakt je jedním z hlavních důvodů, proč se společnost Phoenix Air rozhodla pro výrobu křídlových nástavců pro získání většího rozpětí. Klouzavostí se rozumí poměr hodnoty vztlaku vůči odporu. Jedná se tedy o horizontální vzdálenost, kterou je letoun schopen uletět na 1 km vertikální vzdálenosti. Například klouzavost 32 značí, že daný letoun je schopen uletět 32 km vzdálenosti z 1 km výšky.

Jelikož se vztlak rovná poměru hmotnosti letounu vůči ploše křídla, je pro dosažení maximálního vztlaku zapotřebí zajistit co nejlepší hodnoty tohoto poměru. Jelikož hmotnost zvětšením rozlohy křídla nenarůstá v takovém měřítku, jako se zvětšuje plocha křídla, lze zjednodušeně uvažovat, že čím větší plocha křídla bude, tím větší vztlak bude generován. Zvětšení plochy křídla lze bez nutnosti změny konstrukce (použití profilu jiné hloubky, pro který by bylo třeba nové formy) dosáhnout prodloužením rozpětí křídla, které je realizováno pomocí přidavných nástavců na oba koncové profily křídla.

3.1. Realizace nového nástavce

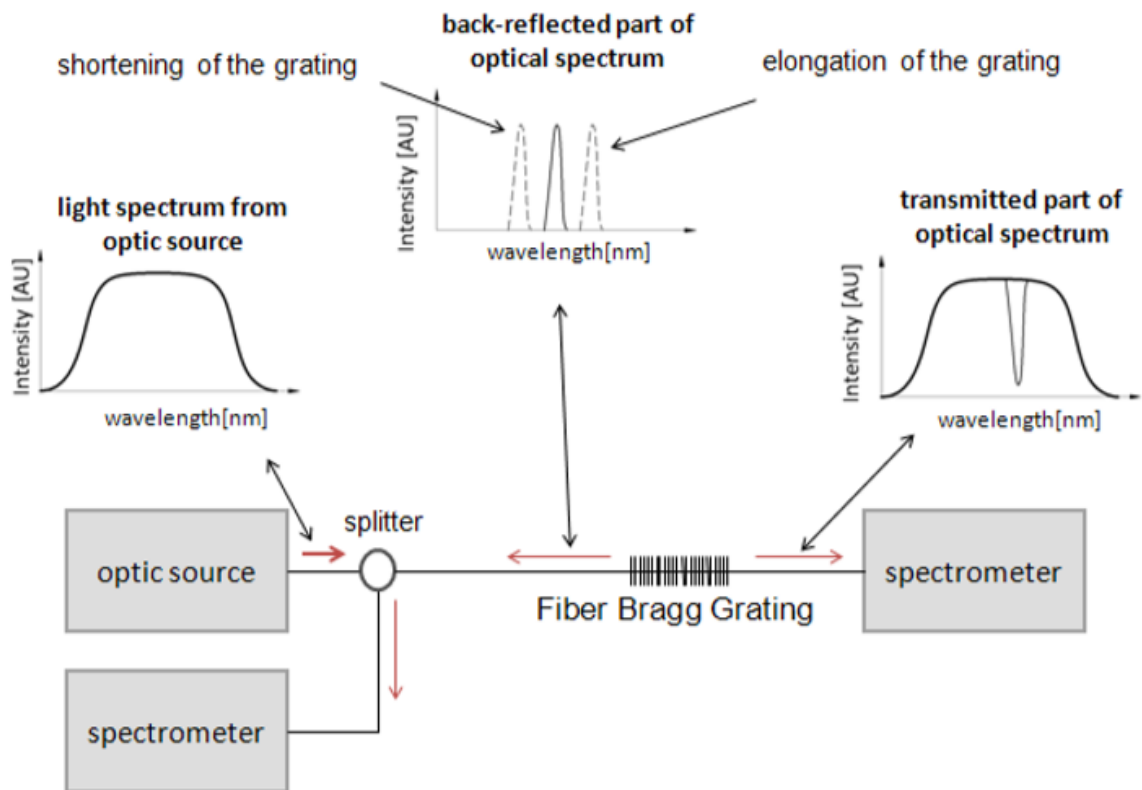
Letoun Phoenix Air má nyní k dispozici prodloužení křídla z rozpětí 10 m na 15 m. Pro lepší letové vlastnosti je však vyvíjen nástavec, který by rozpětí křídla prodloužil až na 17 m. Při nově prodlouženém rozpětí by měl letoun dosahovat klouzavosti hodnoty zhruba 1:33, oproti hodnotě klouzavosti velikosti 1:30, dosahované s nástavcem pro rozpětí 15 m.

Pro vývoj nového nástavce z pevnostního hlediska je za potřebí vědět, jak se změní hodnoty kroutícího a ohybového momentu a posouvající síly v křídle způsobené zvětšením ramene, na které působí. V neposlední řadě je třeba vzít v potaz, jaká bude změna početního zatížení.

4. Fiber Bragg Grating senzory

Systém měření deformací zabudovaný v letounu Phoenix Air U15 AFL je zajištěn pomocí Fiber Bragg Grating (FBG) senzorů, které jsou zalaminovány do vnitřní části obou polovin křídla letounu i vertikálního a horizontálního stabilizátoru [3].

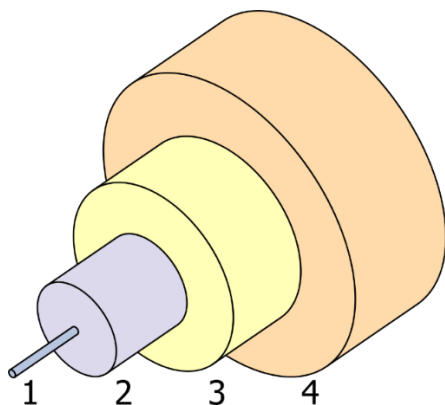
Fiber Bragg Grating je mikrostruktura o běžné délce několika milimetrů, jež je vyrobena v jádru jednovláknového vlákna [7]. Vlákem je vedeno světlo, které je odraženo mřížkou. Při působení deformací, ať už teplotních nebo mechanických, se vlnová délka odraženého paprsku mění. Jedná se tedy o technologii podobnou tenzometrickým měřením, která je aplikovatelná na kompozitní struktury a liší se způsobem přenosu informací i deformací – u FBG dochází k přenosu světlem. Systém měření má menší energetickou náročnost a vyšší odolnost vůči vnějšímu rušení [8]. Princip měření je popsán na Obrázek 5.



Obrázek 5 Princip měření za použití FBG snímačů [9]

4.1. Jednovláknová vlákna

Jednovláknové vlákno (Obrázek 6) je používáno pro vysokorychlostní přenosy především pro své výborné parametry optické přenosové cesty a své dobré vlastnosti, které eliminují vidové disperseze [10].



Obrázek 6 Struktura jednovlákenného vlákna: 1. Jádru 2. Plášť 3. Ochranná vrstva 4. Obal [10]

4.2. Porovnání FBG snímačů a tenzometrů

Mezi nejběžněji používané senzory pro zjišťování deformací patří zcela určitě tenzometry (Obrázek 7). Tenzometry jsou vodičové nebo polovodičové senzory s vinutím mezi dvěma foliemi, které jsou instalované na povrch zkoumaného tělesa. Pro vlastní měření využívají změny odporu způsobené deformací. Změna odporu je přímo úměrná změně délky vodiče a nepřímo úměrná změně průměru vodiče. Pro měření deformací v kompozitních tělesech je však namísto tenzometrů výhodnější použití senzorů s optickými vlákny. Přenos je u optického vlákna realizován opticky, zatímco u tenzometrů se jedná o elektrický přenos. Měření probíhá u FBG snímačů změnou vlnové délky, u tenzometrů změnou odporu.



Obrázek 7 Tenzometr [11]

4.3. Výhody FBG

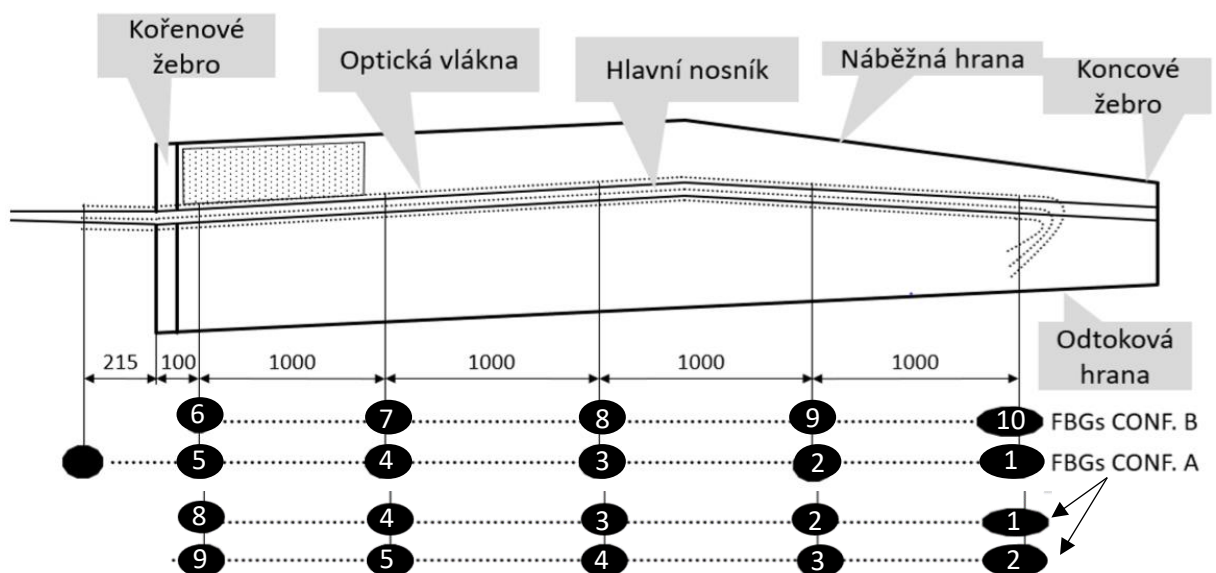
Mezi největší výhody patří vysoká přesnost měření a odolnost vůči rušení elektromagnetickým polem. Dalšími výhodami FBG snímačů jsou jejich nízká hmotnost a vysoká únavová pevnost. Díky malým rozměrům, lze FBG snímače na rozdíl

od tenzometrů umístit do laminátu, aniž by byla narušena struktura. Podstatným kladem je také skutečnost, že se jedná o jeden nebo několik senzorů zakomponovaných v jednom optickém vlákne s rozdílnou vzdáleností od sebe bez nutnosti napájení a nárůstu hmotnosti v podobě těžké kabeláže [8].

4.4. Umístění FBG senzorů na letadle Phoenix Air U15 AFL

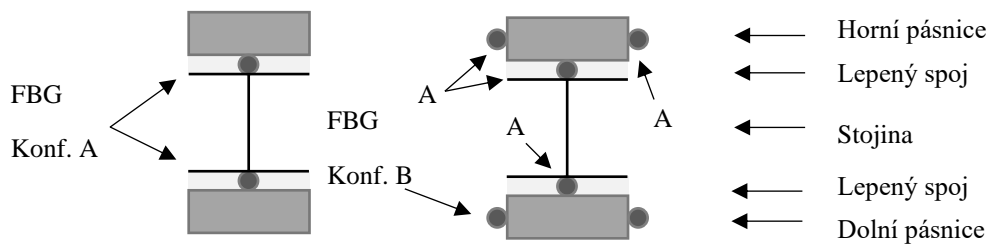
Celkem sto dva FBG senzorů bylo umístěno na obou polovinách křídla, a to v konfiguracích A a B. Sensory byly umístěny především na místa lepených spojů, a to především proto, že tato místa konstrukce mohou být kritickými místy, zejména z důvodu špatného prolepení spojů [3]. Na základě předchozích zkušeností bylo zjištěno, že vlepění optických vláken neovlivňuje pevnostní vlastnosti a únosnost spojů [3].

Na nosník kýlové plochy a ve spoji nosníku s potahem stabilizátoru bylo umístěno po čtyřech senzorech, v levé polovině křídla bylo umístěno celkem dvacet osm snímačů, zatímco v pravé polovině je snímačů šedesát šest. Sensory v křídle snímají jak změny mechanické deformace, tak teplotní změny. V levé polovině křídla bylo umístěno dvacet šest snímačů uvnitř a dva teplotní snímače na potahu. Tyto snímače jsou konfigurace A. V pravé polovině křídla je umístěno padesát dva senzorů uvnitř a čtyři senzory na potahu křídla, všechny tyto senzory jsou opět konfigurace A. Do vnitřní konstrukce bylo dále umístěno deset snímačů konfigurace B. Sensory ve vnitřní konstrukci křídla jsou vedeny podél hlavního nosníku [3].



Obrázek 8 Rozmístění snímačů na pravé polovině křídla [3]

Na Obrázek 9 je znázorněno schéma konfigurací A a B umístění optických vláken v hlavním nosníku. Útvary, zobrazené ve schématu jako body, jsou FBG senzory.



Obrázek 9 Průřez hlavním nosníkem levé (vlevo) a pravé (vpravo) poloviny křídla [7]

Měřicí jednotkou pro zpracování signálu je zařízení Safibra FBGuard 1550 FAST, která po modifikaci dokáže měřit optický signál – s osmi vstupy, a analogový signál – o šestnácti vstupech, přičemž pro každý kanál je možno měřit až čtyřicet FBG signálů [3]. Měřicí jednotka o hmotnosti 4,5 kg se nachází pod zavazadlovým prostorem za sedadly a jako zdroj energie užívá elektrický systém letounu [3]. Následný datový přenos probíhá pomocí Wi-Fi, ethernetu nebo USB kabelu.

5. Letová obálka

Po definování konstrukce křídla a celého letounu je třeba provést analýzu zatížení působícího na letoun. K tomu je zapotřebí vypočítat letovou obálku pro všechny varianty rozpětí a výsledky každého rozpětí porovnat s předpisem UL-2 a případně je upravit tak, aby předpisu vyhovovaly.

Pro výpočet letové obálky bylo potřeba určit základní aerodynamické parametry letounu. Pomocí výkresu křídla pro rozpětí 15 m byly zjištěny délky tětív kořenového (b_0) a koncového profilu (b_K) a střední aerodynamické tětivy (b_{SAT}). Stejným způsobem byla ověřena velikost plochy křídla (S). Stoupání vztlakové čáry bylo odečteno z grafu tunelového měření.

5.1. Výpočty zanedbávající zkroucení křídla

Nejprve byl proveden výpočet pro křídlo, u kterého bylo zanedbáno veškeré kroucení, a to pro rozpětí 10, 15 i 17 m, a pro zjednodušení byl brán profil SM 701, ze kterého geometrie současného profilu vychází. Základní údaje k výpočtům rychlostí jsou uvedeny v Tabulka 2, Tabulka 6 a Tabulka 8.

Tabulka 2 Znamé aerodynamické hodnoty pro výpočet letové a poryvové obálky letounu s rozpětím 10 m bez kroucení

Pádová rychlost	V_S	18,06	m/s
Maximální vzletová hmotnost	M_{TOW}	600,0	kg
Střední aerodynamická tětiva	b_{SAT}	1,028	m
Kořenový profil	b_0	1,098	m
Koncový profil	b_K	0,711	m
Plocha křídla	S	8,996	m^2
Stoupání vztlakové čáry	CL^α	6,875	$1/rad^{-1}$
Gravitační zrychlení	g	9,81	m/s^2
Hustota vzduchu 0 m MSA	ρ	1,225	kg/m^3

Ze známých délek tětív byly vypočteny velikosti Reynoldsova čísla pro koncový a kořenový profil.

$$Re = \frac{v \cdot b}{\nu} \quad (5.1.)$$

$$Re_{b_0} = \frac{v \cdot b_0}{\nu} = \frac{18,0556 \cdot 1,098}{1,46 \cdot 10^{-5}} = 1357876,70$$

$$Re_{bk} = \frac{v \cdot b_K}{\nu} = \frac{18,0556 \cdot 0,71118}{1,46 \cdot 10^{-5}} = 879503,42$$

Parametry profilu SM 701 křídla byly vloženy do programu XFLR5 a následně byly pro dané velikosti tětív (koncového a kořenového profilu) zjištěny vztlakové čáry a z nich odečteny maximální hodnoty vztlakového koeficientu v závislosti na Reynoldsově čísle (viz Obrázek 15).

Maximální hodnota vztlakového koeficientu kořenového profilu pro Reynoldsovo číslo 1357876,70 je $C_{Lmaxb0} = 1,644$. Pro koncový profil a hodnotu Reynoldsova čísla 879503,42 se jedná o velikost $C_{Lmaxbk} = 1,583$. Maximální vztlakový koeficient celého křídla byl vypočten dle vzorce (5.2.).

$$C_{LmaxKŘ} = 0,95 \cdot \frac{C_{Lmaxb0} + C_{Lmaxbk}}{2} \quad (5.2.)$$

$$C_{LmaxKŘ} = 0,95 \cdot \frac{1,644 + 1,583}{2} = 1,5328$$

5.1.1. Výpočet rychlostí pro letovou obálku podle předpisu UL-2-I

Letoun Phoenix Air U-15 byl navržen dle předpisu UL-2 kategorie ultralehkých letounů řízených aerodynamicky. Letecká amatérská asociace vydala v roce 2019 konsolidované znění tohoto předpisu zvyšující maximální letovou hmotnost na 600 kg. V této podkapitole je uvedena část znění tohoto předpisu, konkrétně části III. Letová obálka provozních násobků (V-n diagram), která je potřeba pro následný výpočet zatížení letounu.

III. Letová obálka provozních násobků (V-n diagram) [12]

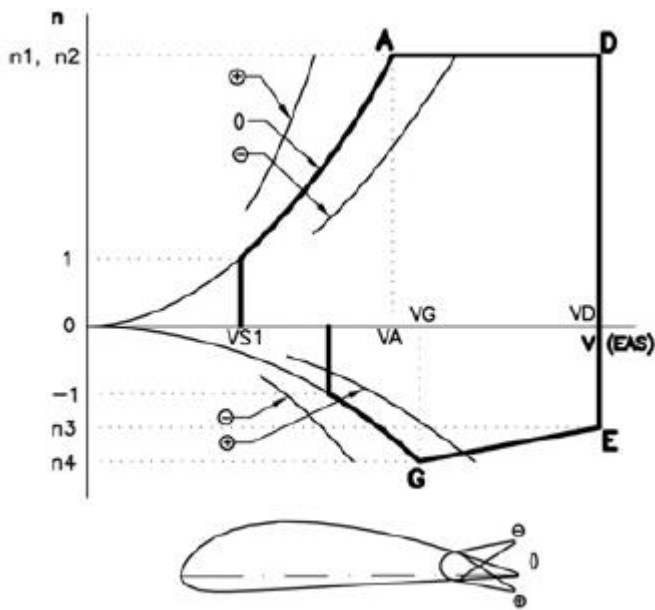
UL 2 § 333 Všeobecně [12]

„1. Splnění požadavků na pevnost konstrukce musí být prokázáno pro všechny kombinace rychlostí letu a násobků zatížení, nacházejících se na hraniční křivce a uvnitř obálek zatížení popsané v odstavci 2. a 3. tohoto paragrafu.

2. Obálka obrátů (viz Obrázek 10 Letová obálka)

Konfigurace:

Vztlakové klapky v letové poloze (viz Obrázek 10 Letová obálka).



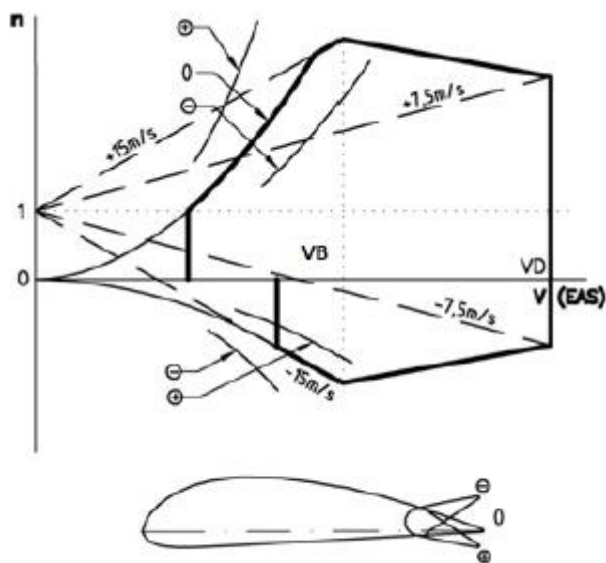
Obrázek 10 Letová obálka

3. Poryvová obálka (viz Obrázek 11 Poryvová obálka)

Konfigurace:

Vztlakové klapky v letové poloze (viz Obrázek 11 Poryvová obálka).

- a. Při návrhové rychlosti V_B musí být UL letoun schopen snést kladný poryv (nahoru) a negativní poryv (dolů) do velikosti 15 m/s, který působí kolmo na dráhu letu.
- b. Při návrhové rychlosti V_D musí být UL letoun schopen snést kladný poryv (nahoru) a negativní poryv (dolů) do velikosti 7,5 m/s, který působí kolmo na dráhu letu.“



Obrázek 11 Poryvová obálka

UL 2 § 335 Návrhové rychlosti letu [12]

„Následující návrhové rychlosti letu jsou rychlosti ekvivalentní (EAS).

1. Návrhová manévrovací rychlost V_A “

kde:

$$V_A = V_{S1} \cdot \sqrt{n1} \quad (5.3.)$$

„ V_{S1} = stanovená návrhová pádová rychlost při maximální návrhové hmotnosti, zasunutých vztlakových klapkách a s motorem ve volnoběhu.“

$$V_{S1} = \sqrt{\frac{2 \cdot n \cdot m \cdot g}{\rho \cdot c_{y\max} \cdot S}} \quad (5.4.)$$

$$V_{S1} = \sqrt{\frac{2 \cdot 1 \cdot 600 \cdot 9,81}{1,225 \cdot 1,533 \cdot 8,996}} = 26,399 \frac{m}{s} = 95,036 \frac{km}{h}$$

$$V_A = 26,399 \cdot \sqrt{4} = 52,7978 \frac{m}{s} = 190,07 \frac{km}{h}$$

„2. Návrhová rychlost letu s vysunutými vztlakovými klapkami V_F

Při všech přistávacích konfiguracích nesmí být V_F menší než větší z obou následujících hodnot:

a. $1,4 V_{S1}$, kde V_{S1} je vypočtená pádová rychlost při zasunutých vztlakových klapkách a při maximální hmotnosti,

b. $1,8 V_{SF}$, kde V_{SF} je vypočtená pádová rychlost s plně vysunutými vztlakovými klapkami a při maximální hmotnosti.“

$$V_F \geq 1,4 \cdot V_{S1} \quad (5.5.)$$

$$V_F \geq 1,4 \cdot 26,399 = 36,95848 \frac{m}{s} = 133,0505 \frac{km}{h}$$

$$V_F \geq 36,95848 \frac{m}{s} = 133,0505 \frac{km}{h}$$

„3. Maximální návrhová rychlost V_D

Maximální návrhová rychlost může být volena navrhovatelem, ovšem nesmí být menší než větší z hodnot:

a. $1,2 V_H$, kde V_H je maximální rychlost vodorovného letu při maximálním trvalém výkonu motoru,

b. $1,5 V_A$ podle odstavce 1. “

$$V_D = 1,2 \cdot V_H \quad (5.6.)$$

$$V_D = 1,5 \cdot V_A \quad (5.7.)$$

$$V_D = 1,5 \cdot 52,7978 = 79,1967 \frac{m}{s} = 285,11 \frac{km}{h}$$

$$V_D = 1,2 \cdot V_H = 1,2 \cdot 61,11 = 73,33 \frac{m}{s} = 264 \frac{km}{h}$$

„4. Návrhová rychlost při silném poryvu V_B

Maximální návrhová rychlost při silném poryvu může být volena navrhovatelem, ovšem:

a. nesmí být menší než V_A , a

b. nemusí být větší než $0,9 V_H$, kde V_H (EAS) je maximální rychlost vodorovného letu při maximálním trvalém výkonu motoru. “

$$V_B \geq V_A = 52,7978 \frac{m}{s} = 190,07 \frac{km}{h}$$

UL 2 § 337 Provozní násobky obrátů [12]

„Provozní násobky obrátů podle obálky obrátů (viz Obrázek 10 Letová obálka) musí mít nejméně tyto hodnoty: “

Tabulka 3 Požadované hodnoty násobků

n1	+ 4,0
n2	+ 4,0
n3	-1,5
n4	-2,0

„Negativní provozní násobky obrátů pro UL letouny s netuhými nosnými plochami, které mají pouze omezenou schopnost udržet za letu negativní zrychlení, musí být konzultovány s odpovědným úřadem.

Deformace netuhých nosných ploch může vést k výrazným změnám použití obálky obrátů tak, že není bod A dosažitelný pod rychlostí V_D . Pokud jsou prokázány takové případy, může být snížen provozní násobek na nejvyšší dosažitelný násobek pod rychlostí V_D .

UL 2 § 341 Poryvové násobky obrátů [12]

„Pokud není k dispozici přesnější, skutečným podmínkám odpovídající výpočet, musí se poryvové násobky počítat následujícím způsobem:“

$$n = 1 \pm \frac{\frac{1}{2} \cdot k \cdot \rho_0 \cdot U \cdot V \cdot a}{\frac{m \cdot g}{S}} \quad (5.1.)$$

„kde:

U = rychlost poryvu [m/s]

V = rychlost letu [m/s]

a = sklon vztlakové čáry letounu [1/rad]

g = gravitační zrychlení [m/s²]

S = plocha křídla [m²]

lm = střední geometrická tětíva [m]

ρ_0 = hustota vzduchu při hladině moře [kg/m³]

$\rho_0 = 1,225$ kg/m³

ρ = hustota vzduchu [kg/m³]

m = hmotnost letounu [kg]

k = zmírňující součinitel, který se určuje takto:“

$$k = \frac{0,88 \cdot \mu}{5,3 + \mu} \quad (5.2.)$$

„kde μ je relativní hmotnostní poměr letounu, který se vypočte jako:“

$$\mu = \frac{2 \cdot \frac{m}{S}}{\rho \cdot lm \cdot a} \quad (5.3.)$$

„Není nutné, aby hodnota n , která je určena výše uvedeným vztahem, byla větší než:“

$$n = 1,25 \cdot \left(\frac{V}{V_{SI}}\right)^2 \quad (5.4.)$$

$$\mu = \frac{2 \cdot \frac{m}{S}}{\rho \cdot l m \cdot a} = \frac{2 \cdot \frac{600}{8,996}}{1,225 \cdot 1,0275 \cdot 6,875} = 15,41492$$

$$k = \frac{0,88 \cdot \mu}{5,3 + \mu} = \frac{0,88 \cdot 15,41492}{5,3 + 15,41492} = 0,6549$$

Tabulka 4 Rychlosti velkých a malých poryvů definovaných předpisem [12]

Poryvy [m/s]	
U ₁	15
U ₂	7,5
U ₃	-7,5
U ₄	-15

Tabulka 5 Přehled rychlostí vypočtených pro letovou obálku letounu s rozpětím 10 m bez kroucení

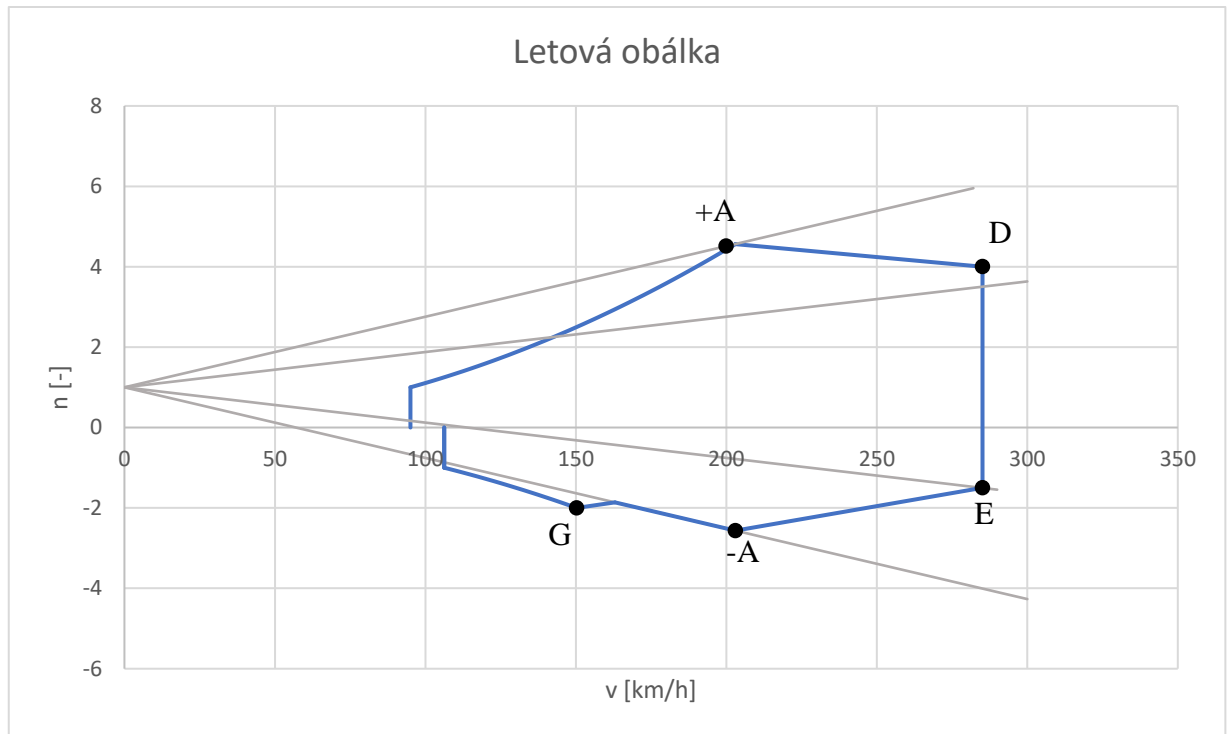
Návrhové rychlosti letu			
slovní název	označení	[m/s]	[km/h]
Manévrovací rychlost	V _A	56,38	203,00
Stanovená pádová rychlost	V _{SI}	26,40	95,04
Rychlost letu s vysunutými vztlakovými klapkami	V _F	36,96	133,05
Maximální rychlost	V _D	79,20	285,11
Rychlost při silném poryvu	V _B	52,80	190,07
Návrhová rychlost pro let na zádech	V _G	41,74	150,27

5.1.2. Letová obálka

Po výpočtu a znázornění násobků poryvů v závislosti na rychlosti letu byl bod A posunut z rychlosti 190,07 km/h při letovém násobku 4 na rychlost 203 km/h pro násobek 4,5626. Rychlost pro průnik poryvu s obálkou letu byla odečtena graficky. Tato rychlost se projevila i do bodu E při záporného násobku. Bod průniku s *velkým* poryvem byl z důvodu nutnosti odolávat poryvu posunut na násobek velikosti -2,5648. Z bodu G byla vedena přímka do bodu E, která byla přerušena v místě průniku s *velkým* poryvem a následně byla vedena po přímce *velkého* poryvu až do navázání na přímku nově vedoucí z bodu E do rychlosti V_D.

Na Obrázek 12 Výsledná letová obálka v respektu k poryvům pro rozpětí křídel 10 m bez zkroucení jsou šedě zaznačeny poryvy, modře je zvýrazněna finální podoba letové obálky pro letoun Phoenix Air s rozpětím 10 m. Všechny návrhové rychlosti

definované předpisem UL-2 pro stanovení letové obálky v případě letounu s rozpětím 10 m bez uvažování kroucení křídla jsou uvedeny v Tabulka 5.



Obrázek 12 Výsledná letová obálka v respektu k poryvům pro rozpětí křídel 10 m bez zkroucení

Stejným způsobem dle předpisu UL 2-I byly vypočteny rychlosti pro letovou obálku letounu s rozpětím 15 m. V Tabulka 6 jsou stanoveny známé aerodynamické hodnoty pro výpočet letové obálky s rozpětím 15 m. Bod A byl opět z důvodu odolnosti proti *velkému* poryvu posunut do rychlosti 193 km/h a velikosti násobku 5,126. Při stejné rychlosti musí být letoun schopný odolat *velkému* poryvu i při záporném násobku, tj. násobku -3,127. Tato konfigurace by však nebyla možná použít, protože nesplňuje požadavky předpisu na maximální pádovou rychlost 83 km/h (viz Tabulka 7 Přehled rychlostí vypočtených pro letovou obálku letounu s rozpětím 15 m bez zkroucení). Letová obálka pro tuto variantu je znázorněna na Obrázek 13 Výsledná letová obálka v respektu k poryvům pro rozpětí křídel 15 m bez zkroucení.

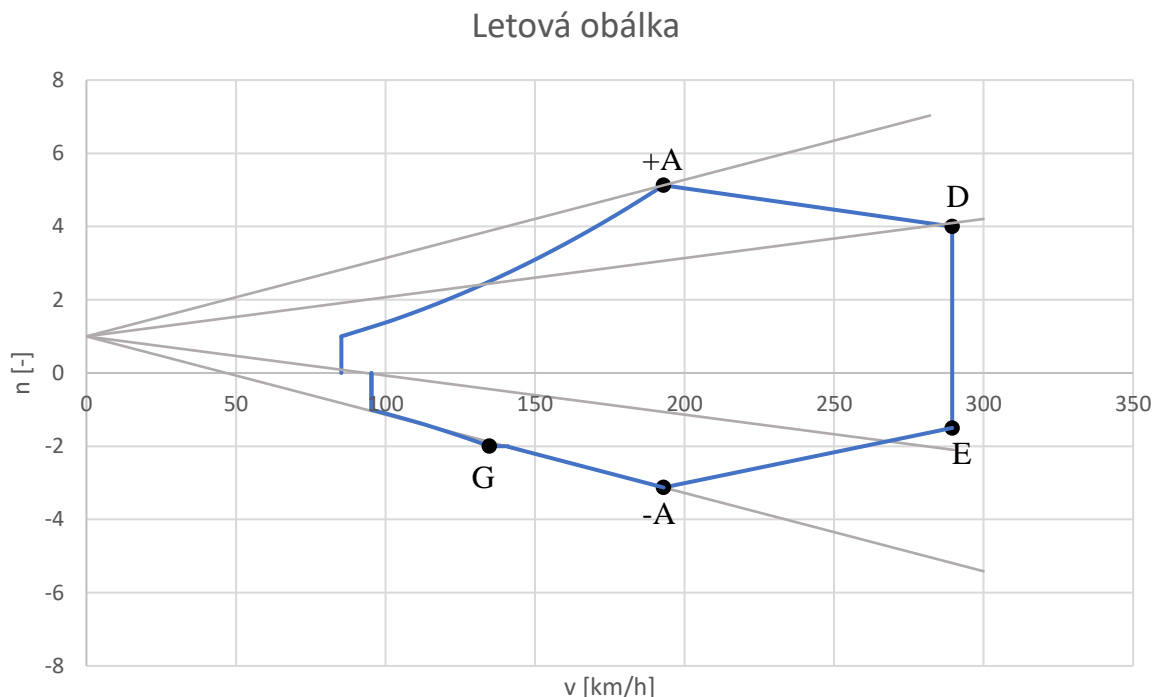
Tabulka 6 Znamé aerodynamické hodnoty pro výpočet letové a poryvové obálky letounu s rozpětím 15 m bez zkroucení

Pádová rychlost	V_{S0}	18,06	m/s
Maximální vzletová hmotnost	M_{TOW}	600	kg
Střední aerodynamická těživa	b_{SAT}	0,89398	m
Kořenový profil	b_0	1,098	m
Koncový profil	b_K	0,71118	m
Reynoldsovo číslo pro kořenový profil	Re_{b0}	1357876,71	

Reynoldsovo číslo pro koncový profil	Re_{bK}	879503,43	
Součinitel vztlaku pro kořenový profil	CL_{maxb0}	1,64	
Součinitel vztlaku pro koncový profil	CL_{maxbK}	1,58	
Součinitel vztlaku křídla	$CL_{maxKŘ}$	1,53	
Plocha křídla	S	11,182	m^2
Stoupání vztlakové čáry	CL^α	6,875	$1/rad^{-1}$
Gravitační zrychlení	g	9,81	m/s^2
Hustota vzduchu 0 m MSA	ρ	1,225	kg/m^3
Součinitel vztlaku křídla pro let na zádech	$CL_{maxKŘ-}$	1,22626	

Tabulka 7 Přehled rychlostí vypočtených pro letovou obálku letounu s rozpětím 15 m bez zkroucení

Návrhové rychlosti letu			
<i>slovní název</i>	<i>označení</i>	<i>[m/s]</i>	<i>[km/h]</i>
Manévrovací rychlost	V_A	53,61	193,00
Stanovená pádová rychlost	V_{SI}	23,68	85,24
Rychlost letu s vysunutými vztlakovými klapkami	V_F	33,15	119,34
Maximální rychlost	V_D	71,04	255,73
Maximální rychlost vodorovného letu při maximálním trvalém výkonu motoru	V_H	61,11	220,00
Rychlost při silném poryvu	V_B	47,36	170,48
Návrhová rychlost pro let na zádech	V_G	37,44	134,78



Obrázek 13 Výsledná letová obálka v respektu k poryvům pro rozpětí křídel 15 m bez zkroucení

Pro úplnost byl proveden výpočet bez vlivu kroucení křídla dle stejného předpisu i pro rozpětí 17 m s parametry uvedenými v Tabulka 8. Bod A byl opět posunut z důvodu nutnosti odolávat *velkému* poryvu, a to na hodnotu 174 km/h při násobku 4,85. Pokud by takovýto letoun letěl stejnou rychlostí na násobku záporném, byla by velikost násobku -2,86. Letoun by v této konfiguraci opět nesplňoval požadavky předpisu na minimální pádovou rychlost 83 km/h (viz Tabulka 9). Z tohoto důvodu je nutné geometrii křídla nebo M_{TOW} letounu upravit. Letová obálka je znázorněna na Obrázek 14 Výsledná letová obálka v respektu k poryvům pro rozpětí křídel 17 m bez zkroucení. Výrobce je požadována maximální vzletová hmotnost 600 kg, proto je nutné upravit geometrii křídla.

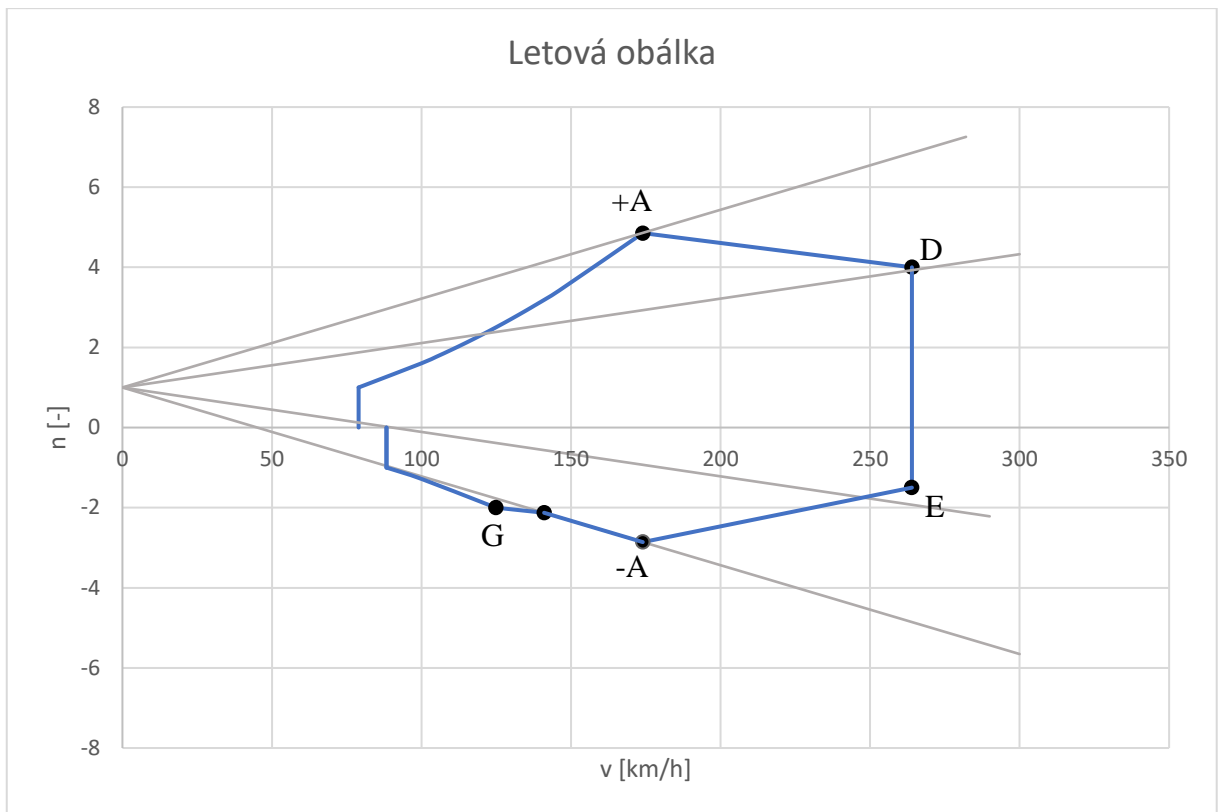
Tabulka 8 Znamé aerodynamické hodnoty pro výpočet letové a poryvové obálky letounu s rozpětím 17 m bez zkroucení

Pádová rychlost	V_{S0}	18,06	m/s
Maximální vzletová hmotnost	M_{TOW}	600	kg
Střední aerodynamická těživa	b_{SAT}	0,889	m
Kořenový profil	b_0	1,098	m
Koncový profil	b_K	0,246	
Reynoldsovo číslo pro kořenový profil	Re_{b0}	1357876,71	
Reynoldsovo číslo pro koncový profil	Re_{bK}	304471,08	

Součinitel vztlaku pro kořenový profil	CL_{maxb0}	1,63	
Součinitel vztlaku pro koncový profil	CL_{maxbK}	1,59	
Součinitel vztlaku křídla	$CL_{maxKŘ}$	1,53	
Plocha křídla	S	13,043	m^2
Stoupání vztlakové čáry	CL^α	6,19	$1/rad^{-1}$
Gravitační zrychlení	g	9,81	m/s^2
Hustota vzduchu 0 m MSA	ρ	1,225	kg/m^3
Součinitel vztlaku křídla pro let na zádech	$CL_{maxKŘ-}$	1,22	

Tabulka 9 Přehled rychlostí vypočtených pro letovou obálku letounu s rozpětím 17 m bez zkroucení

Návrhové rychlosti letu			
slovní název	označení	[m/s]	[km/h]
Manévrovací rychlost	V_A	48,3 3	174,0 0
Stanovená pádová rychlost	V_{SI}	21,9 4	78,97
Rychlost letu s vysunutými vztlakovými klapkami	V_F	30,7 1	110,5 6
Maximální rychlost	V_D	73,3 3	264,0 0
Maximální rychlost vodorovného letu při maximálním trvalém výkonu motoru	V_H	61,1 1	220,0 0
Rychlost při silném poryvu	V_B	48,3 3	174,0 0
Návrhová rychlost pro let na zádech	V_G	34,6 8	124,8 7

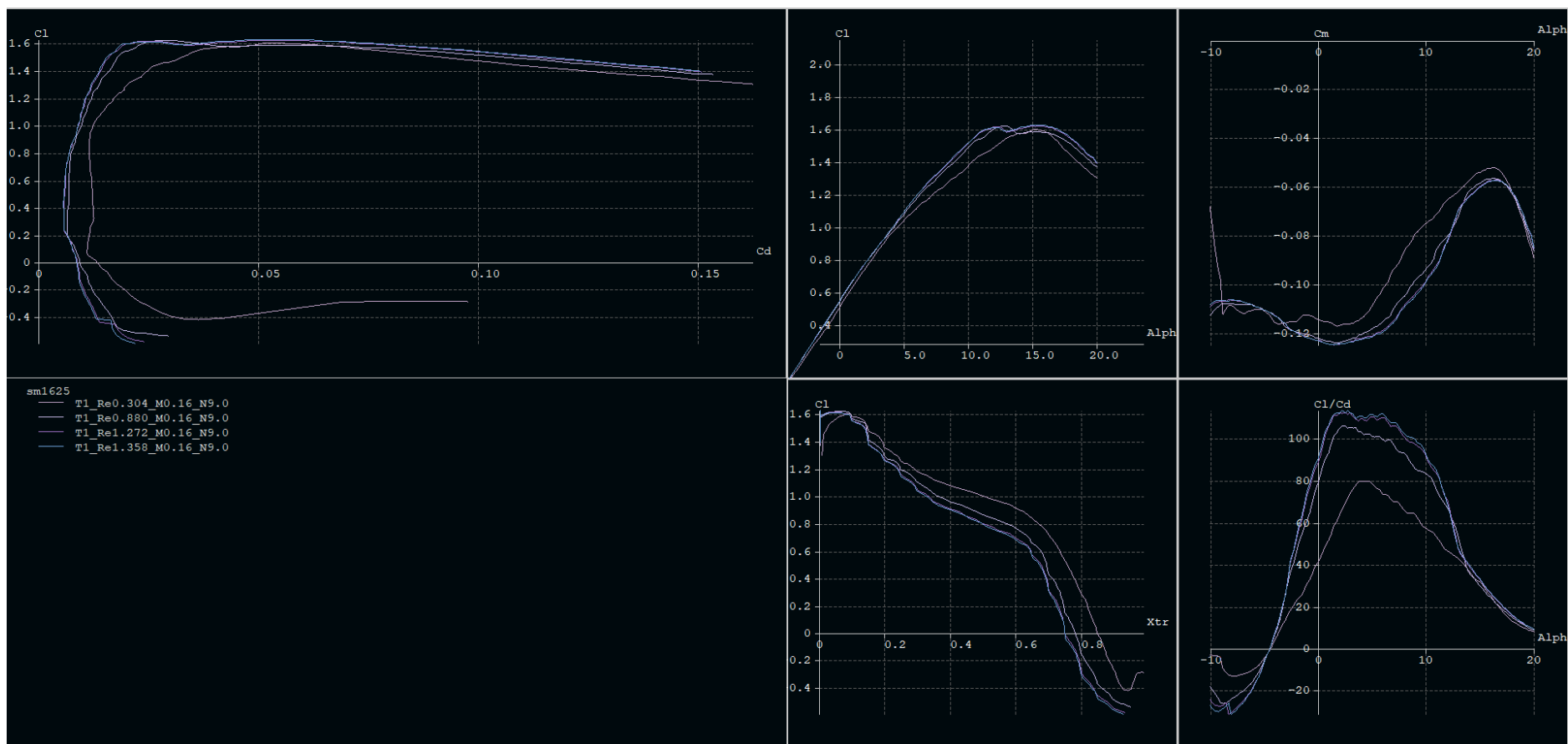


Obrázek 14 Výsledná letová obálka v respektu k poryvům pro rozpětí křídel 17 m bez zkroucení

5.2. Výpočty pro geometrii se zkroucením křídla

Aby bylo dosaženo reálné letové obálky, bylo potřeba výpočtu beroucího ohled na opravdovou kroucenou geometrii křídla použitého pro letoun. Výpočty byly dále provedeny dle stejného předpisu. Jelikož byla známa rychlost V_H , bylo možné ověřit, zda velikost rychlosti V_D odpovídá předpisu, který stanoví, že V_D nesmí být menší než větší z hodnot $1,2 \cdot V_H$ nebo $1,5 \cdot V_A$.

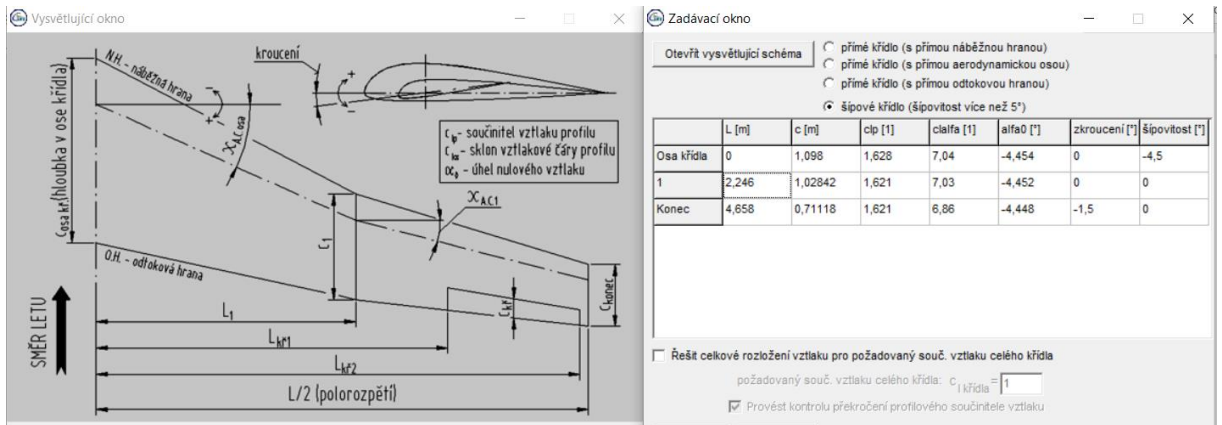
V závislosti na reálné geometrii křídla bylo třeba stanovit velikost Reynoldsova čísla pro každý z daných řezů začátku a konce místa krutu a lomení. Dle zjištění tohoto parametru byly za použití programu XFLR5 (modifikace Xfoilu) vyneseny vztahové čáry a poláry profilu (viz Obrázek 15 Výstup z programu XFLR pro různé hodnoty Reynoldsových čísel), ze kterých byly odečteny hodnoty maximálního vztahového součinitele a velikosti úhlu náběhu při nulovém součiniteli vztaku pro každý definovaný řez. Tyto údaje poté byly zadány do programu Glauert III, který určil maximální vztahový koeficient křídla a stoupání vztahové čáry křídla. Postup byl stejný pro všechny velikosti rozpětí.



Obrázek 15 Výstup z programu XFLR pro různé hodnoty Reynoldsových čísel

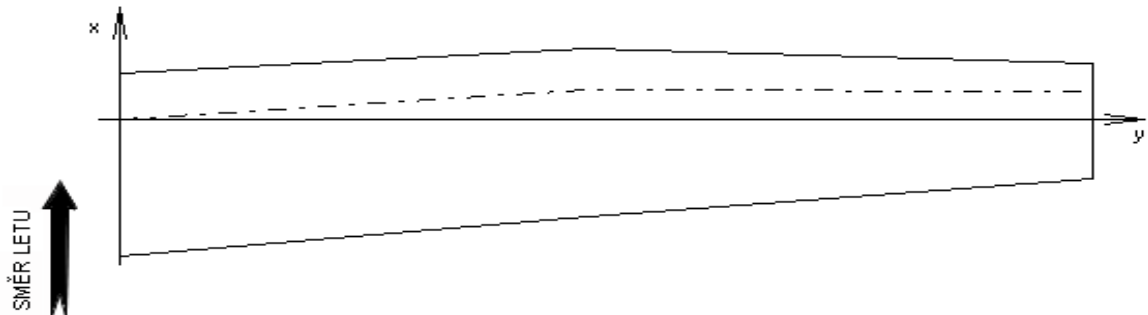
5.2.1. Výsledky pro rozpětí 10 m

Na Obrázek 16 Vstupy pro program Glauert a polohy řezů křídla pro rozpětí 10 m jsou uvedeny vstupní hodnoty zadané do programu Glauert III, které současně programu dávají informaci o geometrii křídla (viz Obrázek 17). Výsledné rozložení vztlaku je zobrazeno na Obrázek 18.

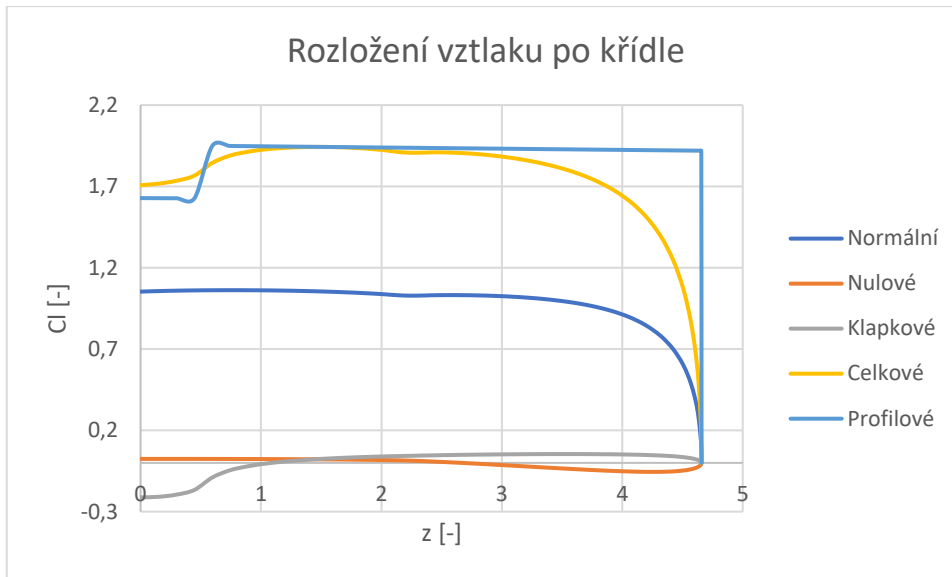


Obrázek 16 Vstupy pro program Glauert a polohy řezů křídla pro rozpětí 10 m

Obrys křídla (výstup program Glauert III)



Obrázek 17 Tvar křídla jako výstup z programu Glauert III pro rozpětí 10 m



Obrázek 18 Rozložení vztlaku na křídle s bodem odtržení proudu pro 10 m

Výsledné velikosti rychlostí letu podle předpisu UL – II jsou pro toto reálné křídlo o rozpětí 10 m uvedeny v Tabulka 10:

Tabulka 10 Reálné rychlosti pro rozpětí 10 m před snížením hmotnosti letounu

Návrhové rychlosti letu			
slovní název	označení	[m/s]	[km/h]
Manévrovací rychlost	V_A	48,73	175,4 2
Stanovená pádová rychlost	V_{SI}	24,36	87,71
Rychlost letu s vysunutými vztlakovými klapkami	V_F	34,11	122,7 9
Maximální rychlost	V_D	73,33	264,0 0
Maximální rychlost vodorovného letu při maximálním trvalém výkonu motoru	V_H	61,11	220,0 0
Rychlost při silném poryvu	V_B	48,73	175,4 2
Návrhová rychlost pro let na zádech	V_G	38,52	138,6 8

Jelikož bylo dáno, že $V_H = 220$ km/h, byla maximální rychlost letu oproti předešlému postupu upravena.

$$V_D = 1,5 \cdot V_A = 1,5 \cdot 48,73 = 73,095 \frac{m}{s} = 263,14 \frac{km}{h}$$

$$V_D = 1,2 \cdot V_H = 1,2 \cdot 61,11 = 73,332 \frac{m}{s} = 263,995 \frac{km}{h}$$

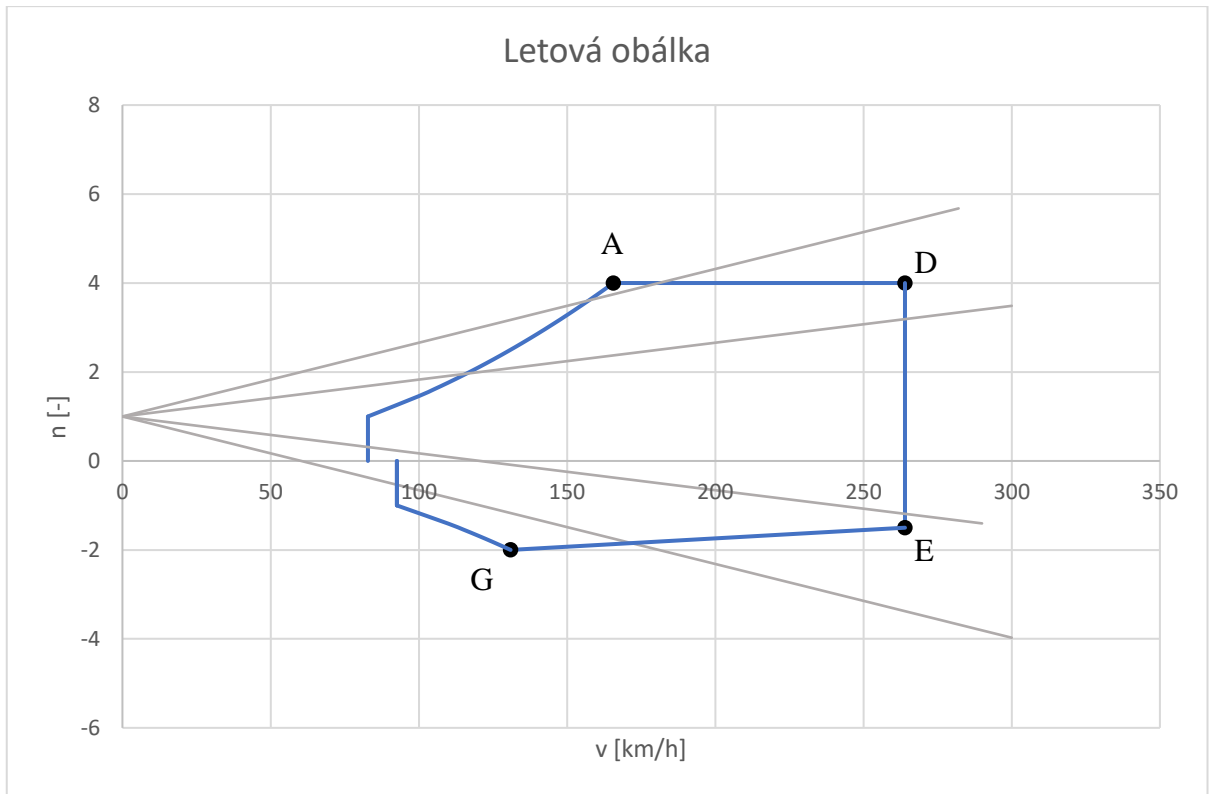
Maximální rychlostí pro rozpětí 10 m křídla s reálnou geometrií je v tomto případě tedy 264 km/h, jelikož se při přenásobení V_H jedná o hodnotu větší velikosti než při přenásobení V_A . Z výše vypočítaných rychlostí byla stanovena nová letová obálka odpovídající rozpětí 10 m.

Předpis však stanoví, že pádová rychlost nesmí být větší než 83 km/h. Při současném výpočtu však pádová rychlost vychází velikosti 87,71 km/h. Jediným faktorem, který lze bez další úpravy geometrie křídla změnit, aby bylo možné pádovou rychlost snížit, je maximální vzletová hmotnost letounu. Nově stanovenou maximální hmotností letounu pro rozpětí 10 m je tedy hmotnost **535 kg**.

Výsledné rychlosti po snížení hmotnosti jsou zaznamenány v Tabulka 11 a letová obálka je znázorněna na Obrázek 19.

Tabulka 11 Výsledné reálné rychlosti pro rozpětí 10 m po snížení hmotnosti letounu

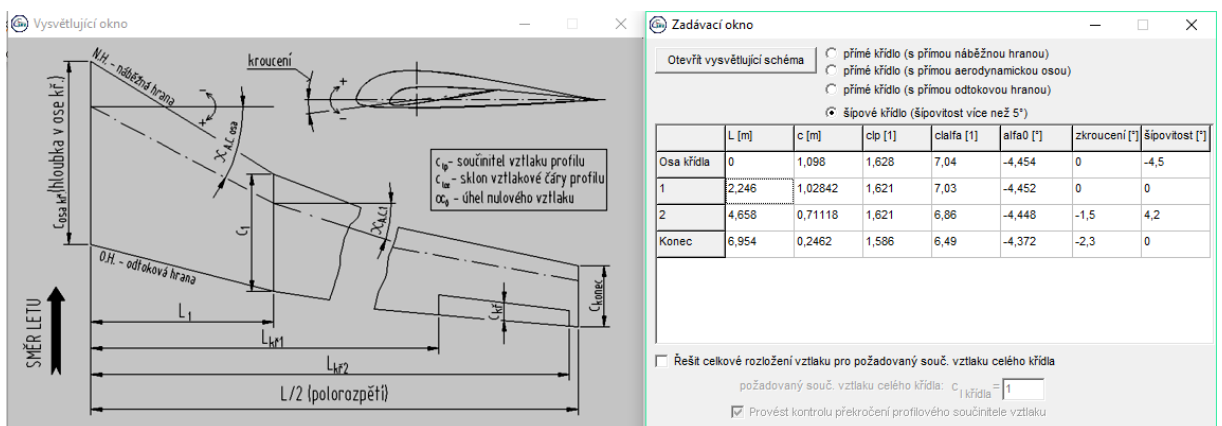
Návrhové rychlosti letu			
<i>slovní název</i>	<i>označení</i>	<i>[m/s]</i>	<i>[km/h]</i>
Manévrovací rychlost	V_A	46,01	165,64
Stanovená pádová rychlost	V_{SI}	23,01	82,82
Rychlost letu s vysunutými vztlakovými klapkami	V_F	32,21	115,95
Maximální rychlost	V_D	73,33	264,00
Maximální rychlost vodorovného letu při maximálním trvalém výkonu motoru	V_H	61,11	220,00
Rychlost při silném poryvu	V_B	46,01	165,64
Návrhová rychlost pro let na zádech	V_G	36,38	130,95



Obrázek 19 Letová obálka pro rozpětí 10 m

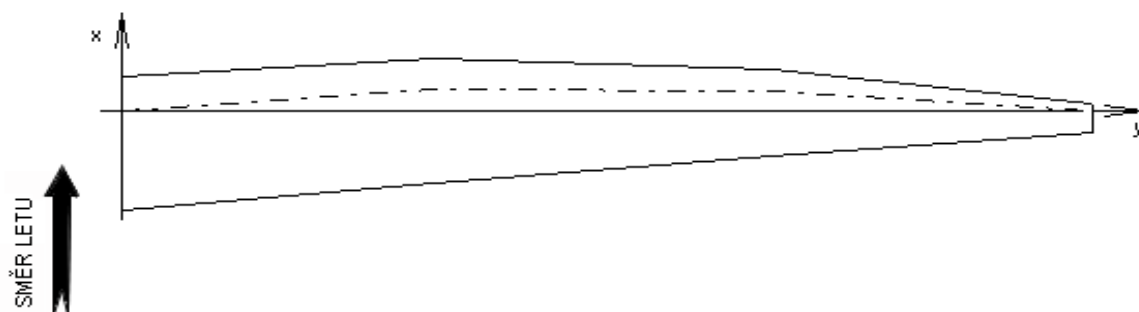
5.2.2. Výsledky pro rozpětí 15 m

Stejně jako pro rozpětí 10 m bylo třeba provést výpočet návrhových rychlostí i pro rozpětí 15 m. Vstupní hodnoty pro program Glauert III jsou uvedeny na Obrázek 20. Výsledné rozložení vztlaku je dle hodnot z programu uvedeno na Obrázek 22 a geometrie křídla s rozpětím křídla 15 m je shodná s tvarem na Obrázek 21.

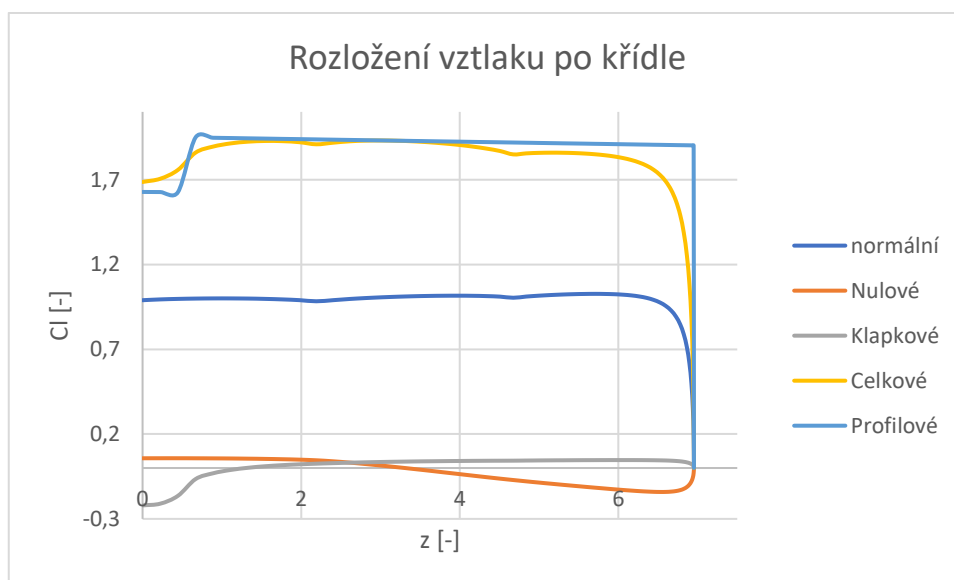


Obrázek 20 Vstupy pro program Glauert a polohy řezů křídla pro rozpětí 15 m

Obrys křídla (výstup programu Glauert III)



Obrázek 21 Tvar křídla pro rozpětí 15 m



Obrázek 22 Rozložení vzlaku na křídle s bodem odtržení proudu pro rozpětí 15 m

Pro výpočet bodů obálky rozpětí délky 15 i 17 m bylo použito hmotnosti 600 kg. Výsledné velikosti rychlostí letu podle předpisu UL-II jsou pro tuto variantu křídla s reálnou geometrií o rozpětí 15 m uvedeny v Tabulka 12 Výsledné reálné rychlosti pro rozpětí 15 m.

Tabulka 12 Výsledné reálné rychlosti pro rozpětí 15 m

Návrhové rychlosti letu			
slovní název	označení	[m/s]	[km/h]
Manévrovací rychlost	V _A	45,28	163,00
Stanovená pádová rychlost	V _{SI}	21,44	77,19

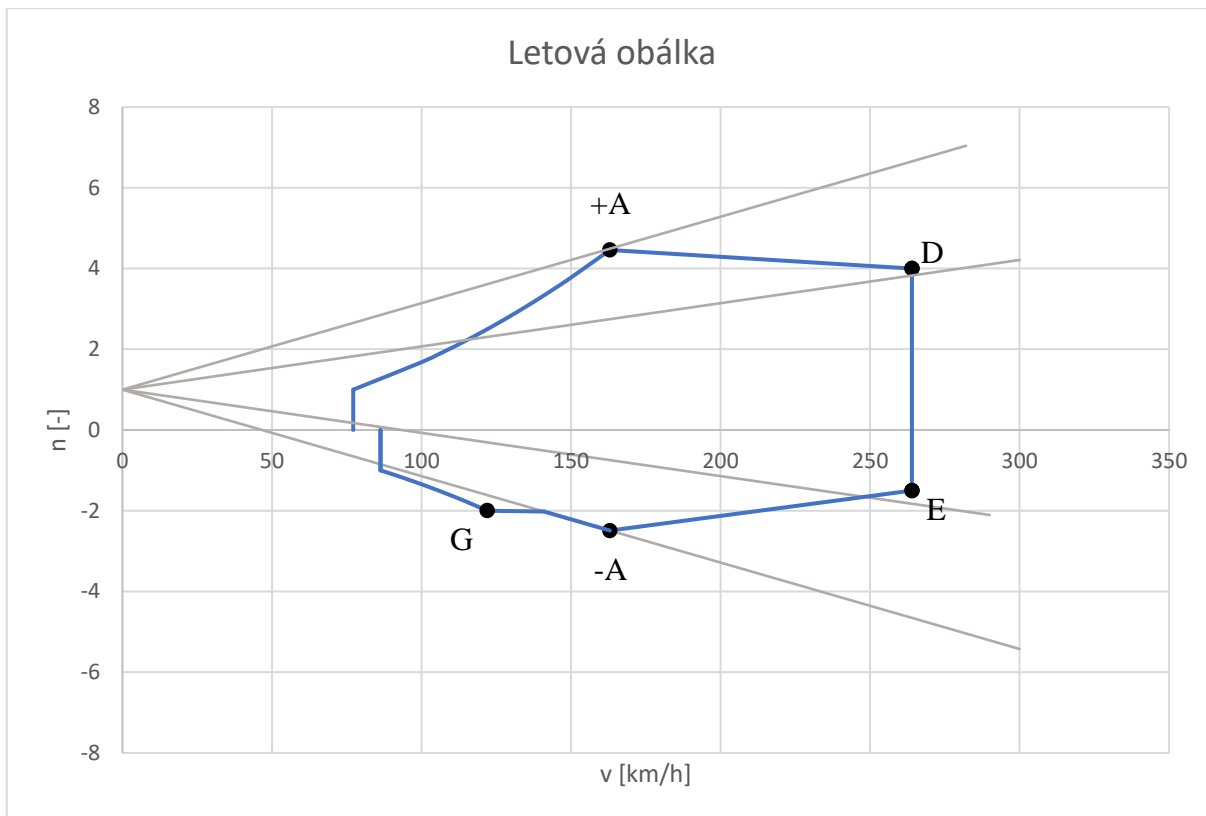
Rychlost letu s vysunutými vztlakovými klapkami	V_F	30,02	108,0 6
Maximální rychlost	V_D	73,33	264,0 0
Maximální rychlost vodorovného letu při maximálním trvalém výkonu motoru	V_H	61,11	220,0 0
Rychlost při silném poryvu	V_B	45,28	163,0 0
Návrhová rychlost pro let na zádech	V_G	33,90	122,0 4

Stejně jako pro rozpětí délky 10 m byla přepočítána velikost rychlosti V_D za použití hodnoty V_H . Bod A letové obálky se vzhledem k nutnosti odolnosti při poryvu posune na hodnotu násobku 4,46 a rychlost V_A 163 km/h.

$$V_D = 1,5 \cdot V_A = 1,5 \cdot 45,28 = 73,33 \frac{m}{s} = 264,00 \frac{km}{h}$$

$$V_D = 1,2 \cdot V_H = 1,2 \cdot 61,11 = 73,332 \frac{m}{s} = 263,995 \frac{km}{h}$$

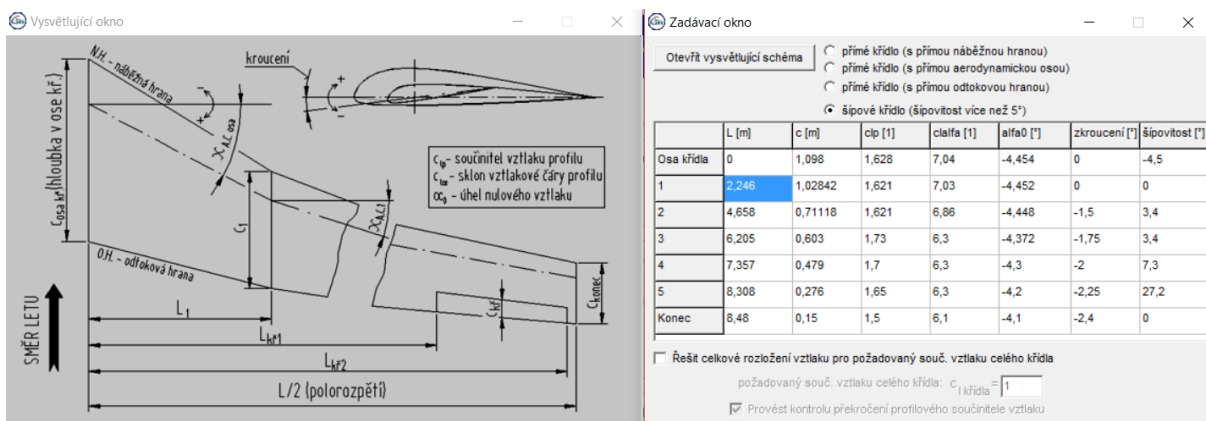
Jelikož se rychlost V_H v závislosti na délce rozpětí křídla nemění a výsledek pro rychlost V_A je pro tuto rychlost větší než pro rychlost V_D , hodnota rychlosti V_D je rozdílná, než v případě rozpětí 10 m. Narozdíl od kratšího rozpětí však bylo pomocí obou variant výpočtů dosaženo téměř stejné rychlosti V_D , tedy 264,00 km/h.



Obrázek 23 Letová obálka pro rozpětí 15 m

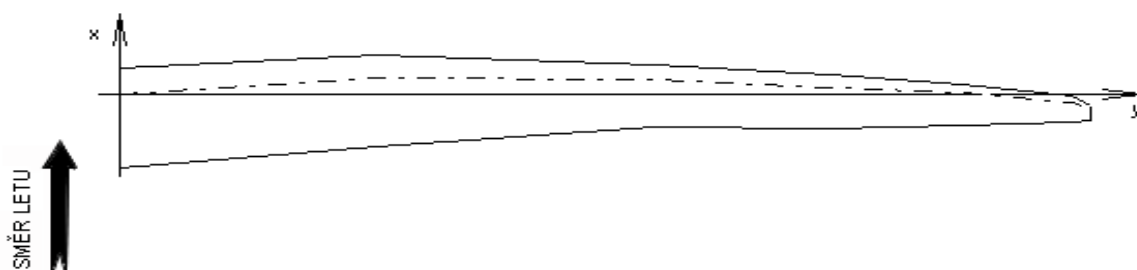
5.2.3. Výsledky pro rozpětí 17 m

Stejně jako v předchozích případech bylo třeba nastavit program Glauert III pro největší rozpětí, tedy 17 m. Vstupní data jsou na Obrázek 24. Obrázek 25 ověřuje správnost zadaných dat, jelikož se výstup shoduje s geometrií výkresové dokumentace. Na Obrázek 26 jsou zobrazeny jednotlivé složky rozložení vztlaku po délce křídla pro toto rozpětí.

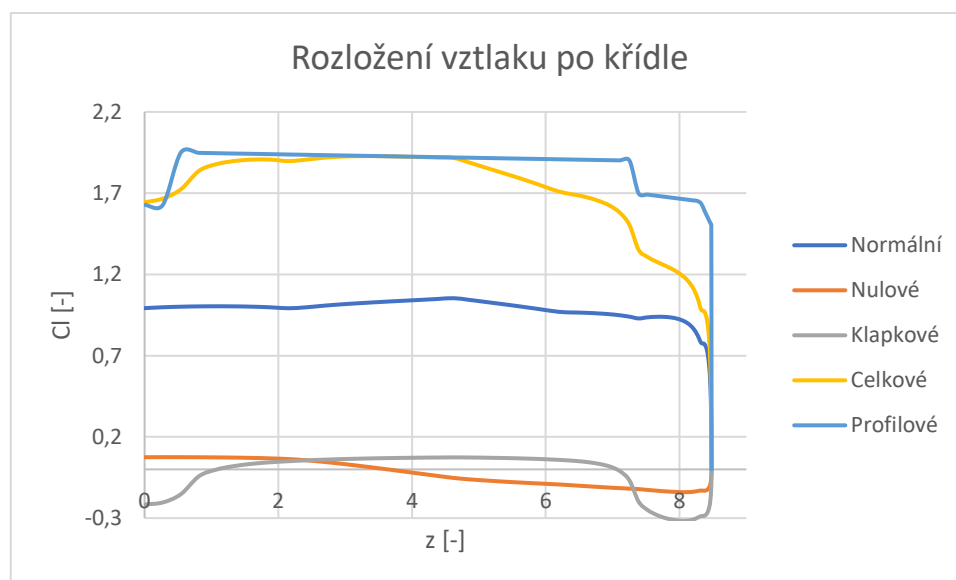


Obrázek 24 Vstupy pro program Glauert a polohy řezů křídla pro rozpětí 17 m

Obrys křídla (výstup programu Glauert III)



Obrázek 25 Tvar křídla pro rozpětí 17 m



Obrázek 26 Rozložení vztlaku na křídle s bodem odtržení proudu pro rozpětí 17 m

Pro rozpětí 17 m byly dle předpisu UL-II vypočteny rychlosti potřebné pro stanovení letové obálky. Manévrovací rychlost byla z původních 40,47 m/s = 145,7 km/h při násobku 4 posunuta na rychlost 42,22 m/s, tedy 152,0 km/h při násobku 4,35 z důvodu nutnosti odolávat *velkému* poryvu větru.

Tabulka 13 Výsledné reálné rychlosti pro rozpětí 17 m

Návrhové rychlosti letu			
slovní název	označení	[m/s]	[km/h]
Manévrovací rychlost	V_A	42,22	152,00
Stanovená pádová rychlost	V_{SI}	20,24	72,85
Rychlost letu s vysunutými vztlakovými klapkami	V_F	28,33	101,99

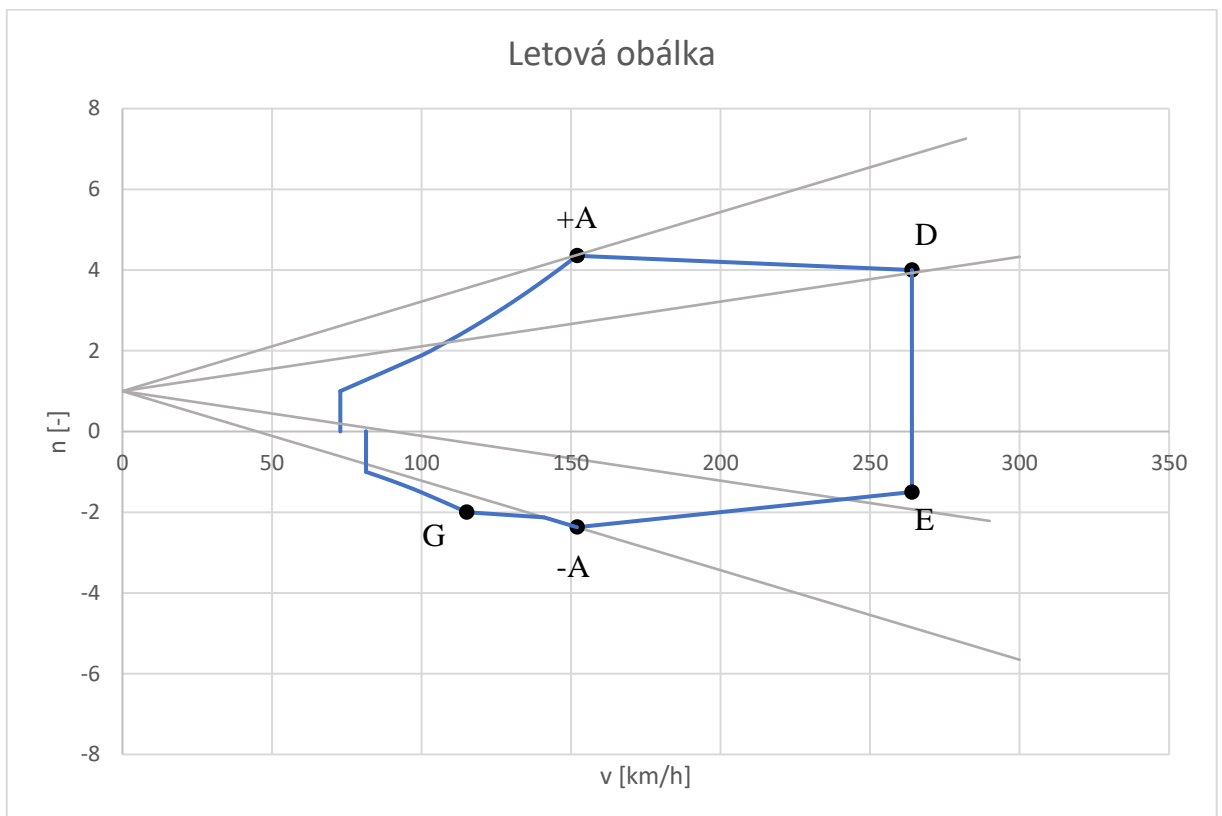
Maximální rychlost	V_D	73,33	264,00
Maximální rychlost vodorovného letu při maximálním trvalém výkonu motoru	V_H	61,11	220,00
Rychlost při silném poryvu	V_B	42,22	152,00
Návrhová rychlost pro let na zádech	V_G	32,00	115,19

Maximální rychlost letu je opět vyšší v případě počítání s maximální rychlostí vodorovného letu při maximálním trvalém výkonu motoru než při násobení manévrovací rychlosti konstantou 1,5. Rychlost V_D bude tedy stejná jako v obou předchozích případech. Výsledné návrhové rychlosti jsou uvedeny v Tabulka 13 Výsledné reálné rychlosti pro rozpětí 17 m.

$$V_D = 1,5 \cdot V_A = 1,5 \cdot 42,22 = 63,33 \frac{m}{s} = 228 \frac{km}{h}$$

$$V_D = 1,2 \cdot V_H = 1,2 \cdot 61,11 = 73,332 \frac{m}{s} = 263,995 \frac{km}{h}$$

Pro rozpětí délky 17 m vznikne z výše vypočtených rychlostí letu následující letová obálka zobrazena na Obrázek 27:



Obrázek 27 Letová obálka pro rozpětí 17 m

5.3. Zhodnocení výsledků

Byly získány velikosti maximálních rychlostí a násobků letové obálky definované předpisem UL-II. Při porovnání výsledků totožného letounu s rozdílnými rozpětími křídla (10 m, 15 m, 17 m) je patrné, že se zvětšujícím se rozpětím se zároveň snižuje schopnost letounu odolávat vyšším rychlostem a větším hodnotám povolených násobků.

Pro rozpětí 15 m má letoun stanovenou pádovou rychlost 77,19 km/h, zatímco pro rozpětí 17 m se jedná o rychlost 72,85 km/h. Manévrovací rychlost je pro rozpětí 15 m o velikosti 163,00 km/h při násobku 4,46. Pro rozpětí 17 m je manévrovací rychlost 152,00 km/h při násobku 4,35. Násobek povolený v bodě A letové obálky je zároveň maximálním kladným násobkem, jakého má letoun povoleno dosáhnout.

Maximální rychlost letounu je pro všechny varianty stejná, tedy 264 km/h, protože závisí na rychlosti V_H – maximální rychlost při vodorovném letu při maximálním trvalém výkonu motoru, který je neměnný. Těchto hodnot je možno dosáhnout při maximální hmotnosti stanovené předpisem UL-II, tedy 600 kg. Pokud by však měl letoun být certifikován i pro rozpětí 10 m, bylo by třeba upravit hmotnost letounu na 535 kg – nejvyšší hmotnost, pro kterou je možné splnit požadavky předpisu na pádovou rychlost. Hmotnost by musela být upravena pro všechny konfigurace rozpětí.

6. Zatížení křídla

Po stanovení návrhových rychlostí je možné přistoupit k výpočtu samotného zatížení křídla, a to od aerodynamických i hmotových účinků sil působících na křídlo. Výpočty jsou provedeny pro hraniční body letové obálky a krajní centráže letounu. Po stanovení silové a momentové rovnováhy letounu je vypočteno samotné zatížení působící na letoun, a to pro rozpětí 15 m a 17 m. Toto zatížení později poslouží jako porovnávací zatížení pro MKP model.

Pro analytický výpočet zatížení křídla je třeba určit momentovou a silovou rovnováhu letounu. Vyvážený stav vztlakové síly se počítá jako rovnováha sil působících v těžišti letounu a sil působících na ocasní plochy. Následující výpočty budou počítány pouze pro varianty rozpětí 15 m a 17 m. Pro rozpětí 10 m zatížení není počítáno, protože se neuvažuje s certifikací v kategorii UL-2 (viz 5.2.1).

Vstupními hodnotami pro výpočty jsou údaje vycházející z Výsledky pro rozpětí 15 m pro bod A, ve kterém má letoun povoleno dosáhnout nejvyšších násobků. Rychlost dosazovaná do výpočtů je V_A 163,00 km/h při maximálním kladném násobku 4,46.

Výpočet momentu působícího na křídlo bez VOP [13]:

$$M_{z0w} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_{+A}^2 \cdot m_{z0KR} \cdot S \cdot b_{SAT} \quad (6.1)$$

$$M_{z0w} = \frac{1}{2} \cdot 1,225 \cdot \left(\frac{163}{3,6}\right)^2 \cdot (-0,1) \cdot 11,182 \cdot 0,888 = -1247,7 \text{ Nm}$$

Součinitel momentu křídla při nulovém vztlaku: $m_{z0KR} = 0,1$ [-]

Vztlaková síla působící na vodorovné ocasní plochy:

Kde

M_{z0w} moment k AC letounu bez VOP

L_H vyvažovací síla VOP

L'_{VOP} vzdálenost AC VOP od AC letounu bez VOP

x_{CG} poloha těžiště letounu

x_{ACwf} poloha AC letounu bez VOP

$$L_H = \frac{1}{L'_{VOP}} \cdot (M_{z0KR} + m \cdot n_{+B} \cdot g \cdot (x_{CG} - x_{ACwf}) \cdot b_{SAT}) \quad (6.2)$$

$$L_{H_PC} = \frac{1}{4,066} \cdot (-1247,7 + 600 \cdot 4,46 \cdot 9,81 \cdot (0,24 - 0,25) \cdot 0,8886) = -365,61 \text{ N}$$

Vzdálenost AC VOP od AC letounu bez VOP:	$L'_{VOP} = 4,066 \text{ m}$
Poloha těžiště letounu při přední centráži:	$x_{CG_PC} = 0,24 \% b_{sat}$
Poloha těžiště letounu při zadní centráži:	$x_{CG_ZC} = 0,30 \% b_{sat}$
Poloha AC letounu bez VOP:	$x_{ACwf} = 0,25 \% b_{sat}$

Vztlaková síla působící na letoun vychází ze silové rovnováhy:

$$L_{wf} = n_{+B} \cdot m_{TOW} \cdot g - L_H \quad (6.3)$$

$$L_{wf} = 4,46 \cdot 600 \cdot 9,81 - (-365,61) = 26615,122 \text{ N}$$

Součinitel vztlaku křídla je potom:

$$C_{LW} = \frac{L_{wf} \cdot 2}{S \cdot \rho \cdot v_{+B}^2} \quad (6.4)$$

$$C_{LW} = \frac{26615,122 \cdot 2}{11,182 \cdot 1,225 \cdot \left(\frac{163}{3,6}\right)^2} = 1,896$$

Dále je třeba určit úhel náběhu křídla dle následujícího vzorce, kde C_{LW}^α je stoupání vztlakové čáry bez klapek a α_{0w} je úhel náběhu při nulovém součiniteli vztlaku.

$$C_{LW} = C_{LW}^\alpha \cdot (\alpha_w - \alpha_{0w}) \quad (6.5)$$

Z toho plyne:

$$\alpha_w = \frac{1}{C_{LW}^\alpha} \cdot (C_{LW} + C_{LW}^\alpha \cdot \alpha_{0w}) \quad (6.6)$$

$$\alpha_w = \frac{1}{6,875} \cdot \left(1,896 + 6,875 \cdot \frac{-4,5 \cdot \pi}{180} \right) = 0,197 \text{ rad} = 11,30^\circ$$

Veškeré výpočty jsou provedeny analogicky pro body D, E, A- a G letové obálky násobků dle dat v Tabulka 12 Výsledné reálné rychlosti pro rozpětí 15 m a v Tabulka 13 Výsledné reálné rychlosti pro rozpětí 17 m, a to pro krajní přední i krajní zadní centráž.

Tabulka 14 Velikosti momentů a vyvažovacích sil působících na letoun při rozpětí 15 m

PRO 15 m						
A	přední centráž			zadní centráž		
	M _{Z0}	-1247,695729	Nm		M _{Z0}	-1247,7
L _H	-365,6090264	N		L _H	-21,4033	N
L _{wf}	26615,12246	N		L _{wf}	26270,92	N
C _{Lw}	1,895538809	-		C _{Lw}	1,871024	-
α _w	0,19717492	rad		α _w	0,193609	rad
α _w	11,29729072	°		α _w	11,09299	°
A-	přední centráž			zadní centráž		
	M _{Z0}	-1247,695729	Nm	M _{Z0}	-1247,7	Nm
L _H	-274,0468648	N		L _H	-466,303	N
L _{wf}	-14387,62088	N		L _{wf}	-14195,4	N
C _{Lw}	-1,02469165	-		C _{Lw}	-1,011	-
α _w	-0,227585875	rad		α _w	-0,22559	rad
α _w	-13,03971009	°		α _w	-12,9256	°
E	přední centráž			zadní centráž		
	M _{Z0}	-3272,964791	Nm	M _{Z0}	-3272,96	Nm
L _H	-785,199432	N		L _H	-900,973	N
L _{wf}	-8043,800568	N		L _{wf}	-7928,03	N
C _{Lw}	-0,572882434	-		C _{Lw}	-0,56464	-
α _w	-0,16186817	rad		α _w	-0,16067	rad
α _w	-9,274363004	°		α _w	-9,20565	°
D	přední centráž			zadní centráž		
	M _{Z0}	-3272,964791	Nm	M _{Z0}	-3272,96	Nm
L _H	-857,6525309	N		L _H	-548,924	N
L _{wf}	24401,65253	N		L _{wf}	24092,92	N
C _{Lw}	0,66250751	-		C _{Lw}	0,654125	-
α _w	0,017824912	rad		α _w	0,016606	rad

	α_w	1,021292248 °		α_w	0,951437 °	
G	přední centráž			zadní centráž		
	M _{Z0}	-699,4355417 Nm	M _{Z0}	-699,436 Nm		
	L _H	-158,8472557 N	L _H	-236,029 N		
	L _{wf}	156,4320337 N	L _{wf}	231,199 N		
	C _{Lw}	0,019874257 -	C _{Lw}	0,029373 -		
	α_w	-0,075649015 rad	α_w	-0,07427 rad		
	α_w	-4,334369305 °	α_w	-4,25521 °		

Tabulka 15 Velikosti momentů a vyvažovacích sil působících na letoun při rozpětí 17 m

PRO 17 m						
A	přední centráž			zadní centráž		
	M _{Z0}	-1265,548117 Nm	M _{Z0}	-1265,54812 Nm		
	L _H	-368,5963188 N	L _H	-32,6129027 N		
	L _{wf}	26408,36069 N	L _{wf}	25655,0871 N		
	C _{Lw}	1,88081316 -	C _{Lw}	1,80138994 -		
	α_w	0,22549878 rad	α_w	0,2126598 rad		
	α_w	12,92012837 °	α_w	12,1845089 °		
A-	přední centráž			zadní centráž		
	M _{Z0}	-1265,548117 Nm	M _{Z0}	-1265,54812 Nm		
	L _H	-280,0100184 N	L _H	-463,052852 N		
	L _{wf}	-13679,04292 N	L _{wf}	-14198,6149 N		
	C _{Lw}	-0,960483593 -	C _{Lw}	-0,9969657 -		
	α_w	-0,233804618 rad	α_w	-0,23970205 rad		
	α_w	-13,39601787 °	α_w	-13,7339159 °		
E	přední centráž			zadní centráž		
	M _{Z0}	-3817,678391 Nm	M _{Z0}	-3817,67839 Nm		
	L _H	-919,1673612 N	L _H	-1034,94063 N		
	L _{wf}	-7909,832639 N	L _{wf}	-7794,05937 N		
	C _{Lw}	-0,555394447 -	C _{Lw}	-0,54726535 -		
	α_w	-0,168320849 rad	α_w	-0,16700676 rad		
	α_w	-9,644074255 °	α_w	-9,56878236 °		
D	přední centráž			zadní centráž		
	M _{Z0}	-3817,678391 Nm	M _{Z0}	-3817,67839 Nm		
	L _H	-991,6204601 N	L _H	-682,891745 N		
	L _{wf}	24535,62046 N	L _{wf}	24226,8917 N		
	C _{Lw}	0,571097956 -	C _{Lw}	0,5639119 -		
	α_w	0,013779732 rad	α_w	0,01261809 rad		
	α_w	0,789520464 °	α_w	0,72296307 °		

		přední centráž		zadní centráž	
G	M _{Z0}	-1402,269381	Nm	M _{Z0}	-1402,26938 Nm
	L _H	-331,7035862	N	L _H	-408,885765 N
	L _{wf}	329,2883642	N	L _{wf}	404,055321 N
	C _{Lw}	0,040259782	-	C _{Lw}	0,04940101 -
	α _w	-0,072031712	rad	α _w	-0,07055401 rad
	α _w	-4,127113107	°	α _w	-4,04244684 °

6.1. Výpočet měrných zatížení křídla

Výpočet měrných zatížení křídla je proveden v určených řezech křídla, které jsou rovnoměrně rozprostřeny po polorozpětí. K výpočtům jsou užitá data z programu Glauert III použitá v kapitole 5.2. Tyto výpočty jsou provedeny pro všechny body letové obálky při obou rozpětích.

6.1.1. Spojité zatížení od aerodynamických sil

Spojité zatížení po rozpětí od aerodynamických sil lze vypočítat následujícím způsobem [13]:

$$q_{yA}(z) = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot Cl_c(z) \cdot b(z) \text{ N/m} \quad (6.7)$$

$$q_{xA}(z) = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot C_D(z) \cdot b(z) \text{ N/m} \quad (6.8)$$

Kde:

$q_{yA}(z)$ složka spojitěho zatížení od aerodynamických sil ve směru osy y

$q_{xA}(z)$ složka spojitěho zatížení od aerodynamických sil ve směru osy x

$b(z)$ hloubka profilu po rozpětí

C_D součinitel odporu

C_l součinitel vztlaku

Hodnota místního součinitele odporu se vypočte dle vztahu:

$$C_d(z) = C_{tn}(z) \cdot C_{aw} \quad (6.9)$$

Kde:

$C_d(z)$ místní součinitel odporu

$C_{ln}(z)$ normálové rozložení vztlaku v daném řezu

C_{dw} součinitel odporu zjištěný podle odečtení z poláry o velikosti 0,006

6.1.2. Spojité zatížení od hmotových sil

Zatížení od hmotových sil závisí na hmotnosti křídla. Hmotnost paliva se v tomto případě neuvažuje, bere se v úvahu případ, kdy letounu dojde při letu palivo (dle informací provozovatele). Výpočet bez uvažování vlivu paliva je tedy na *bezpečné* straně. Předpokládá se, že zatížení od hmotových sil je rovnoměrné a velikost tohoto zatížení je přímo úměrná hloubce křídla v definovaném řezu se zohledněním lomení křídla. Dle této úvahy jsou určena měrná zatížení u kořene a na konci křídla q_{m0} a q_{mk} .

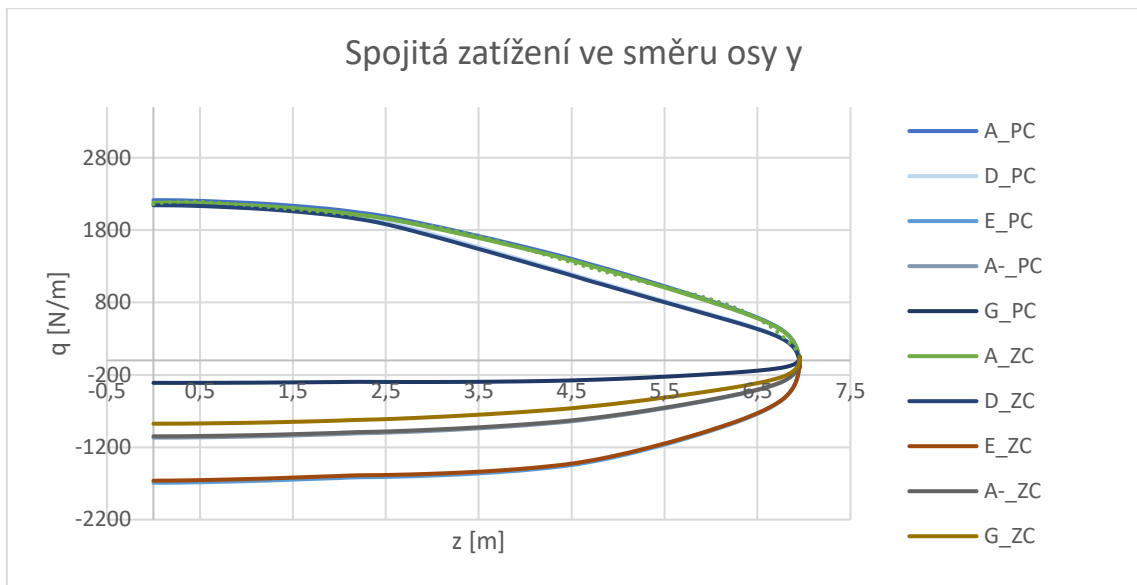
Hmotnost křídla je 90 kg (45 kg na jednu polovinu) bez nástavců prodloužení, o které je však třeba tuto hmotnost navýšit. Hmotnost jednoho nástavce pro rozpětí křídla 15 m je 7,5 kg, pro rozpětí křídla na 17 m je hmotnost jednoho nástavce 12 kg.

$$q_m(z) = \frac{n \cdot m_{K\check{R}} \cdot g}{S} \cdot b(z) \text{ N/m} \quad (6.10)$$

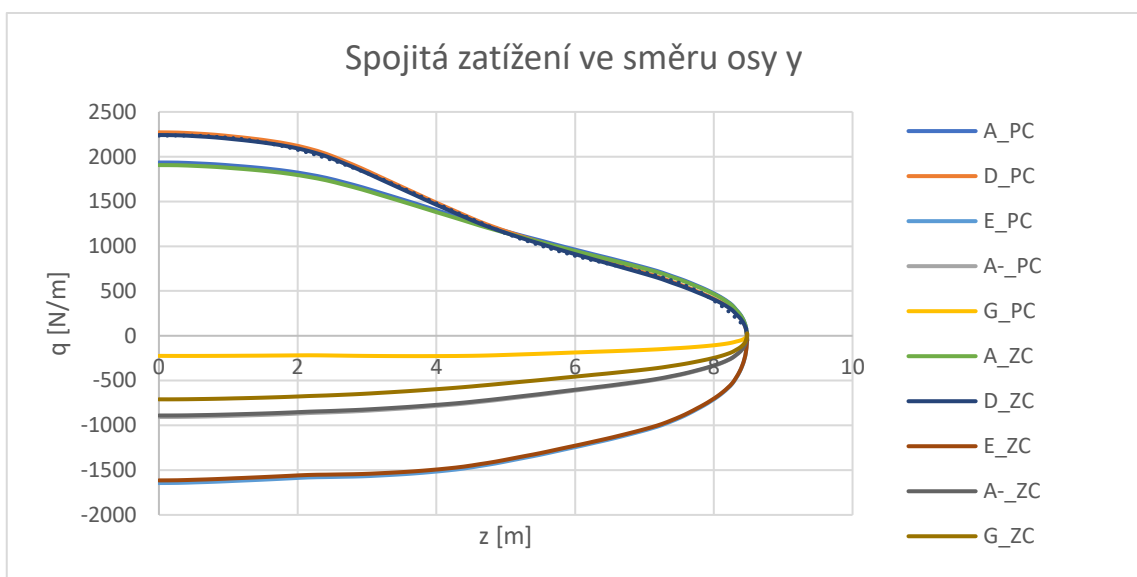
$m_{K\check{R}}$ celková hmotnost křídla včetně daných nástavců

Výsledné měrné zatížení q_y je vyjádřeno vztahem (6.11), ze kterého vyplývá, že tíha křídla částečně kompenzuje zatížení od aerodynamický sil.

$$q_y(z) = q_A(z) - q_m(z) \text{ N/m} \quad (6.11)$$



Obrázek 28 Spojité zatížení v bodech letové obálky 15 m – přední i zadní centráž



Obrázek 29 Spojité zatížení v bodech letové obálky 17 m – přední i zadní centráž

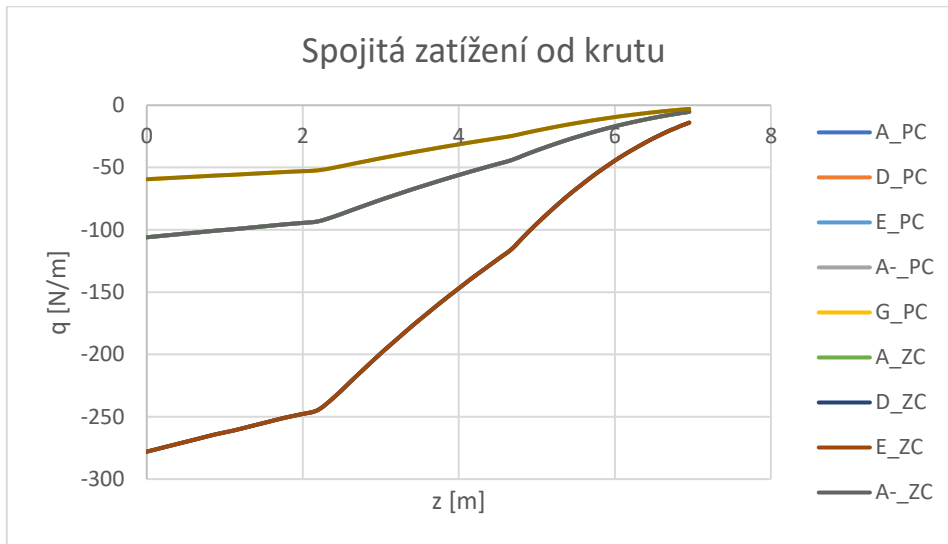
Na Obrázek 28 a Obrázek 29 jsou data pro zadní a přední centráž vynesena společně, aby bylo možné porovnat vliv centráží na velikost zatížení. Z těchto grafů je patrné, že v případě spojitých zatížení q umístění centráže letounu příliš velký vliv nemá a zatížení v jednotlivých bodech letové obálky je pro každý z případů víceméně stejné.

Maximálního spojitého zatížení q_y ve směru osy y dosahuje letoun v bodech A a D letové obálky, tedy v bodě, kde má letoun odolávat nejvyššímu násobku. Pro rozpětí 15 m dosahuje maximální hodnota zhruba 2143 N/m. Pro rozpětí 17 m je maximální hodnota spojitého zatížení ve směru osy y 2241 N/m. Maximálních hodnot je v těchto případech dosaženo v rovině kořenového žebra.

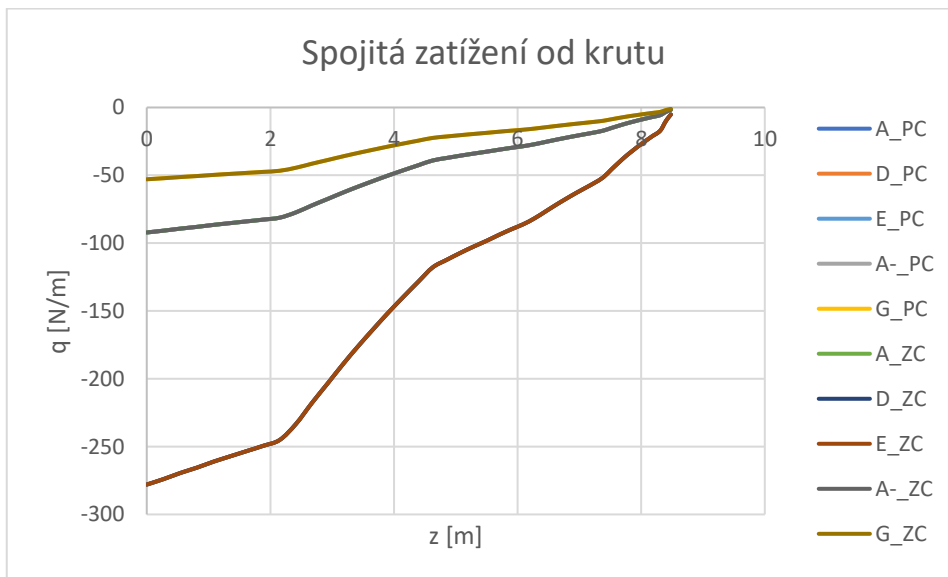
Dle základní momentové rovnováhy (k aerodynamické ose) na profilu křídla je vypočteno měrné krutové zatížení q_k , které vzniká působením měrného krouticího momentu C_{m0} .

$$q_k(z) = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot C_{m0} \cdot b(z)^2 \text{ [Nm/m]} \quad (6.12)$$

$$C_{m0} = -0,07$$



Obrázek 30 Rozložení spojitých zatížení od krutu v bodech letové obálky pro rozpětí 15 m – přední i zadní centráž



Obrázek 31 Rozložení spojitých zatížení od krutu v bodech letové obálky pro rozpětí 17 m – přední i zadní centráž

Při zatížení krutem je křídlo v obou případech namáháno nejvíce pro body D a E, ve kterých má letoun povoleno letět nejvyšší rychlostí. Pro rozpětí délky 15 m i 17 m je hodnota maximálního namáhání přibližně -275 N/m. Pozice centráže na toto rozložení nemá vliv (viz Obrázek 30 Rozložení spojitých zatížení od krutu v

bodech letové obálky pro rozpětí 15 m – přední i zadní centráž a Obrázek 31 Rozložení spojitých zatížení od krutu v bodech letové obálky pro rozpětí 17 m – přední i zadní centráž).

6.2. Posouvající síly po rozpětí

Pro určení posouvajících sil je potřeba spojitá zatížení integrovat dle následujících vzorců [13]:

$$T_{xa}(z) = \int_0^{\frac{l}{2}} q_{xa}(z) \cdot dz [N] \quad (6.13)$$

$$T_{ya}(z) = \int_0^{\frac{l}{2}} q_{ya}(z) \cdot dz [N] \quad (6.14)$$

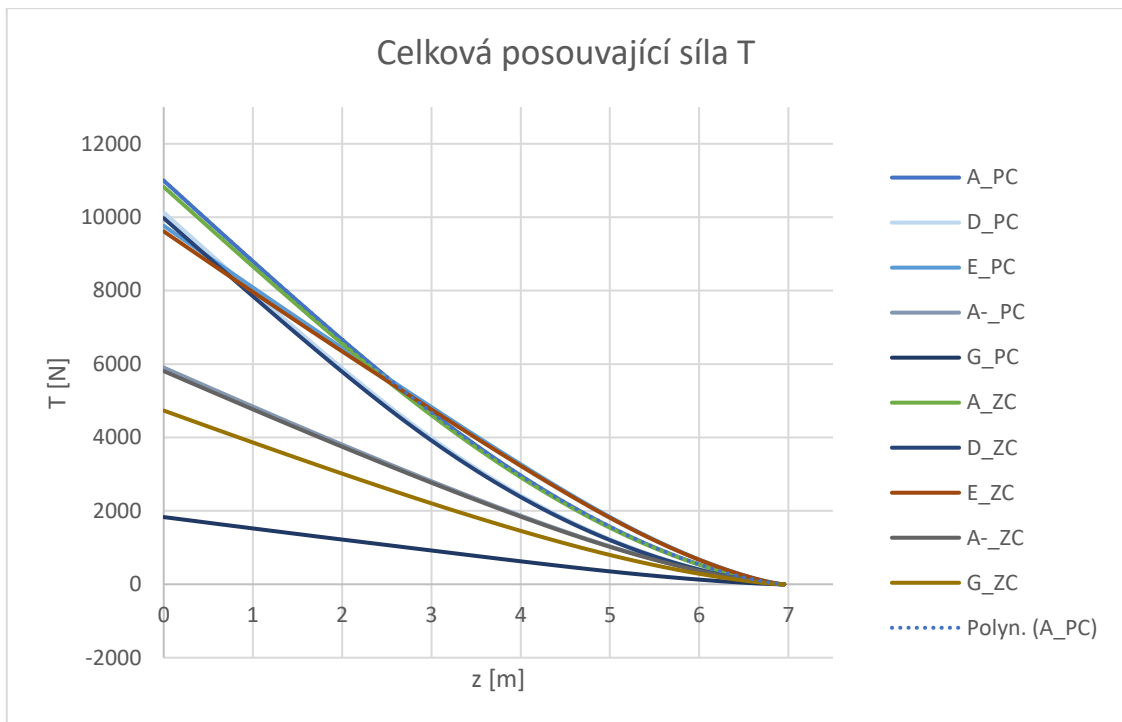
$$T_{ym}(z) = \int_0^{\frac{l}{2}} q_{ym}(z) \cdot dz [N] \quad (6.15)$$

Celková síla působící ve směru y se vypočte jako součet složek od aerodynamických sil a hmotových sil v daném řezu, tedy:

$$T_y(z) = T_{ya}(z) + T_{ym}(z) [N] \quad (6.16)$$

Výslednou posouvající silou působící na křídlo je:

$$T_R(z) = \sqrt{T_x^2(z) + T_y^2(z)} [N] \quad (6.17)$$

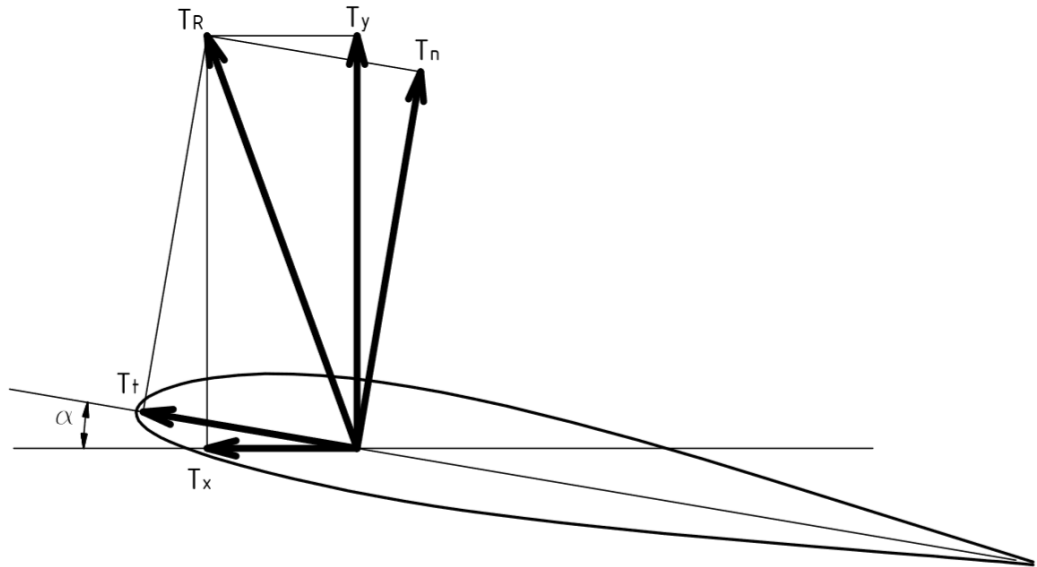


Obrázek 32 Velikost posouvající síly pro různé body letové obálky při rozpětí 15 m – přední i zadní centráž



Obrázek 33 Velikost posouvající síly pro různé body letové obálky při rozpětí 17 m – přední i zadní centráž

Nejvyšších hodnot posouvající síly dosahuje letoun v bodech D a A letové obálky, nepatrně vyšších pro přední polohu centráže, jak je zobrazeno na Obrázek 32 a Obrázek 33. Maximální hodnota celkové posouvající síly T při rozpětí 15 m je 15413 N. Pro rozpětí 17 m je tato hodnota 16284 N. Na Obrázek 34 Převod posouvající síly z aerodynamického souřadného systému do souřadného systému křídla. Výsledné složky tečných a normálových sil jsou uvedeny v příloze.



Obrázek 34 Převod posouvající síly z aerodynamického souřadného systému do souřadného systému křídla [13]

$$T_n = T_y \cdot \cos\alpha - T_x \cdot \sin\alpha \quad (6.18)$$

$$T_t = T_y \cdot \sin\alpha + T_x \cdot \cos\alpha \quad (6.19)$$

6.3. Ohybový moment po rozpětí

Rozložení ohybového momentu je vypočítáno integrací posouvající síly po polorozpětí. Nejprve jsou vypočítány složky ohybového momentu v osách x a y, a poté je spočten výsledný ohybový moment složený z obou složek a následně je proveden převod do souřadného systému křídla.

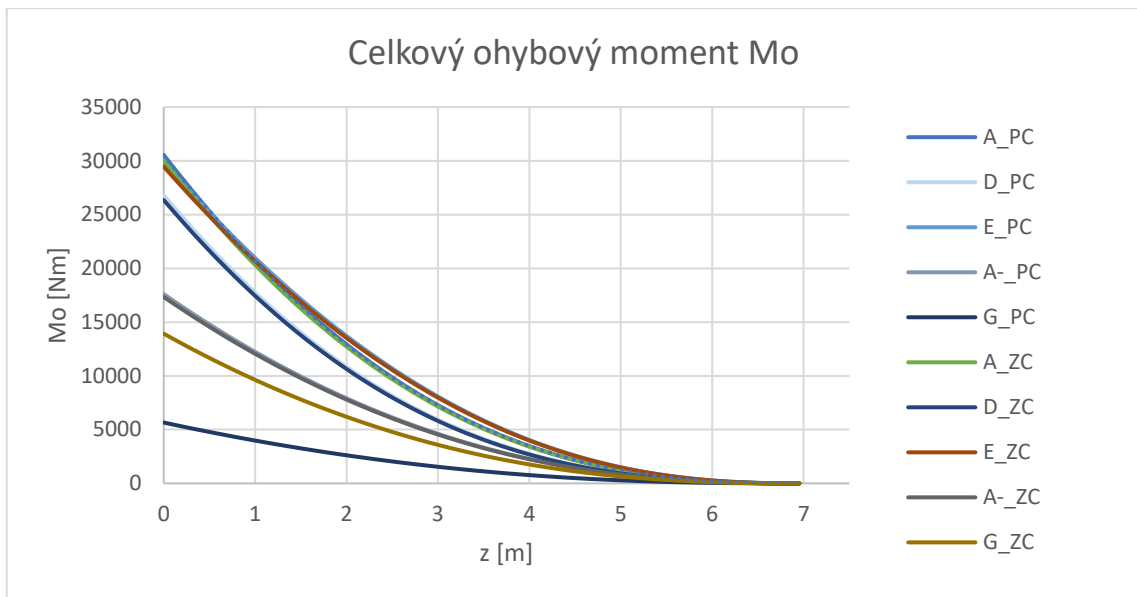
$$M_x(z) = \int_0^{\frac{l}{2}} T_x(z) \cdot dz \quad [Nm] \quad (6.20)$$

$$M_y(z) = \int_0^{\frac{l}{2}} T_y(z) \cdot dz \quad [Nm] \quad (6.21)$$

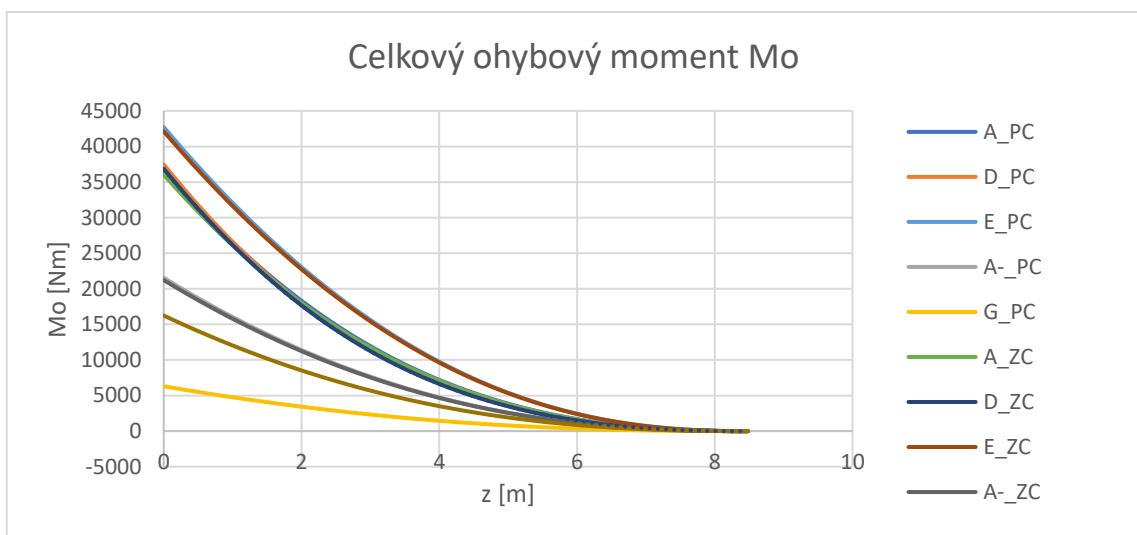
$$M(z) = \sqrt{M_x^2(z) + M_y^2(z)} \quad [Nm] \quad (6.22)$$

$$M_t = M_y \cdot \sin\alpha + M_x \cdot \cos\alpha \quad (6.23)$$

$$M_n = M_y \cdot \cos\alpha - M_x \cdot \sin\alpha \quad (6.24)$$



Obrázek 35 Velikost ohybového momentu pro různé body letové obálky při rozpětí 15 m – přední i zadní centráž



Obrázek 36 Velikost ohybového momentu pro různé body letové obálky při rozpětí 17 m – přední i zadní centráž

Ohybový moment dosahuje nejvyšších hodnot v bodech A a E. Při konfiguraci letounu se zadní centráží jsou hodnoty ohybového momentu nepatrně vyšší než při centráži přední. Maximální ohybový moment je 30053 Nm pro rozpětí 15 m a 42118 Nm pro rozpětí 17 m (viz Obrázek 35, Obrázek 36).

6.4. Krouticí moment po rozpětí

Krouticí moment je opět sumou vlivu momentů od sil aerodynamických a hmotových v daném směru. Pro výpočet celkového krouticího momentu vzhledem

k aerodynamickému středu je použit vzorec (6.25). Ze vzorce (6.26) vychází vzorec (6.27). Pro celkový kroučící moment je třeba zahrnout i *posunutí* působišť sil do elastické osy, u které se předpokládá, že je u těchto typů křídel totožná s osou hlavního nosníku.

$$M_K(z) = M_{K_{Cm0}}(z) + M_{K_m}(z) - M_{K_{pNH}}(z) \quad (6.25)$$

$$M_{K_{Cm0}}(z) = \int_0^{\frac{l}{2}} q_k(z) \cdot dz [Nm] \quad (6.26)$$

$$M_{K_{Cm0}}(z) = \int_0^{\frac{l}{2}} q_k(z) \cdot (x_{Tmw} - x_{HN}) \cdot \cos \alpha \cdot dz [Nm] \quad (6.27)$$

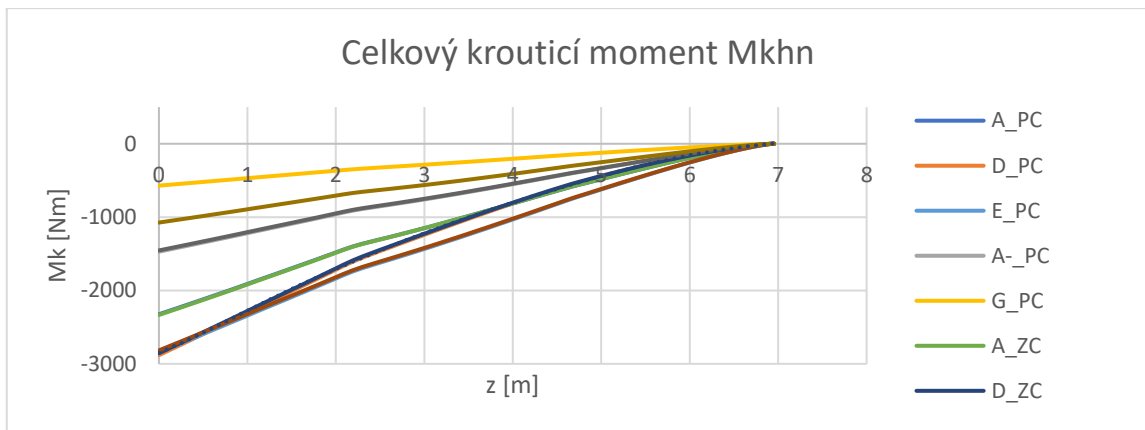
$$\Delta M_K(z) = T(z) \cdot (x_{HN} - x_{AC}) \quad (6.28)$$

$$M_{K_{HN}}(z) = M_K(z) - \Delta M_K(z) \quad (6.29)$$

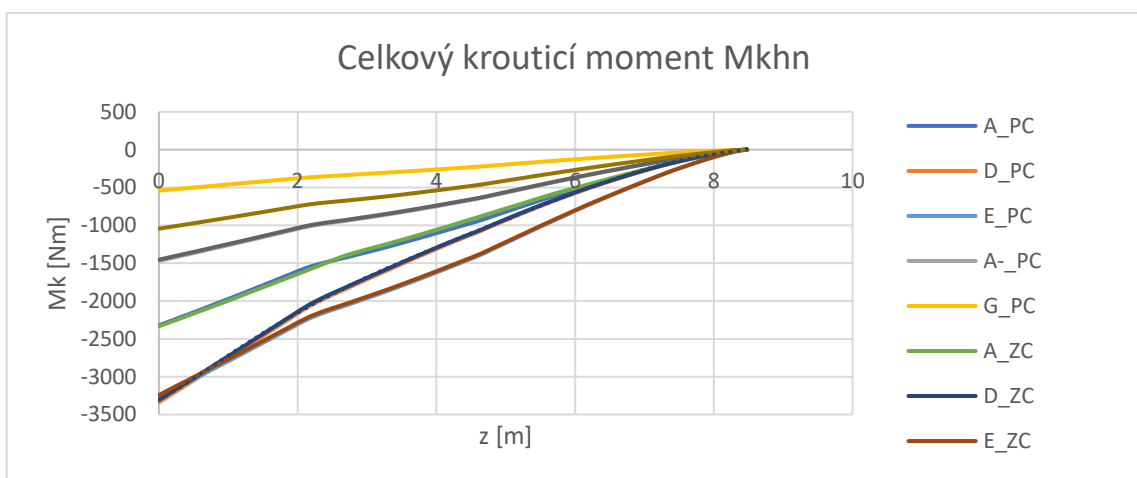
Kde:

$M_K(z)$	místní kroučící moment působící v aerodynamické ose křídla
$M_{K_{Cm0}}(z)$	místní kroučící moment způsobený klopivým momentem
$M_{K_m}(z)$	místní kroučící moment od hmot křídla
$M_{K_{pNH}}(z)$	místní kroučící moment od hmot paliva v úseku mezi náběžnou hranou a hlavním nosníkem
$M_{K_{HN}}(z)$	výsledný místní kroučící moment působící v elastické ose křídla
X_{AC}	poloha aerodynamického středu
X_{Tmw}	poloha těžiště křídla
X_{HN}	poloha hlavního nosníku a elastické osy

V tomto případě však není uvažován vliv paliva, tudíž $M_{K_{pNH}}$ je rovno 0.



Obrázek 37 Rozložení krouticího momentu pro rozpětí 15 m – přední i zadní centráž



Obrázek 38 Rozložení krouticího momentu pro rozpětí 17 m – přední i zadní centráž

Největší krouticí moment je na křídlo vyvíjen při dosažení bodu D letové obálky. Pro rozpětí 15 m je maximální krouticí moment velikosti -2854 Nm a pro rozpětí 17 m -3338 Nm (viz Obrázek 37 a Obrázek 38).

6.5. Porovnání výsledků zatížení

V Tabulka 16 jsou zeleně vyznačeny extrémy posouvající síly, ohybového momentu a krouticího momentu pro dané rozpětí a poloha centráže, tučně jsou pak označeny větší (při záporné hodnotě menší) z hodnot dané veličiny pro konkrétní polohu centráže. Posouvající síla se v porovnání s ohybovým momentem se zvětšením rozpětí příliš nemění – pro rozpětí 17 m stoupne asi o 4 % . Ohybový moment se naopak pro rozpětí 17 m zvýší asi o 40 % v porovnání s ohybovým momentem působícím při rozpětí 15 m. Krouticí moment se zvětší pro delší rozpětí opět asi o 16 %.

Tabulka 16 Porovnání T, Mo, Mk pro obě polohy centráže a rozpětí 15 a 17 m

		A			D			E			A-					G				
		T [N]	Mo [Nm]	Mk [Nm]	T [N]	Mo [Nm]	Mk [Nm]	T [N]	Mo [Nm]	Mk [Nm]	q _y [N/m]	q _k [N/m]	T [N]	Mo [Nm]	Mk [Nm]	q _y [N/m]	q _k [N/m]	T [N]	Mo [Nm]	Mk [Nm]
přední centráž	15 m	10997,28	30543,16	-2323,50	9765,94	29891,57	-2881,51	9765,94	29891,57	-2842,96	-1066,85	-105,97	5903,55	17607,04	-1470,65	45,32	-59,40	1831,23	5658,03	-570,64
	17 m	11060,74	36622,82	-2321,32	11464,55	42725,03	-3338,31	11464,55	42725,03	-3273,35	-906,24	-92,15	5968,92	21550,55	-1470,39	25,72	-52,92	1658,39	6305,12	-540,51
zadní centráž	15 m	10825,39	30053,40	-2333,34	9614,29	29459,46	-2854,76	9614,29	29459,46	-2816,64	-1048,17	-105,97	5807,54	17333,49	-1453,99	45,32	-59,40	4732,01	13923,11	-1073,92
	17 m	10886,23	36025,31	-2291,04	11287,49	42118,81	-3307,08	11287,49	42118,81	-3242,63	-889,94	-92,15	5871,45	21216,81	-1453,48	25,72	-52,92	4561,87	16246,19	-1044,26

7. Výpočetní model

Po stanovení letové obálky a zatížení pro varianty rozpětí 15 m a 17 m bylo možné sestavit výpočetní model, který byl sestaven na základě prvků geometrie 3D modelu, který byl výsledkem bakalářské práce [14]. Prvky vznikly z reálné geometrie křídla a výsledný 3D model má co nejvíce odpovídat realitě. Model má sloužit k ověřování zvýšeného zatížení, přičemž z pevnostních zkoušek tohoto typu krakorcového křídla je známo, že k poruše dochází na tlačené pásnici blízko kořenového žebra při maximálním ohybovém zatížení křídla. Kalibrace modelu je prováděna vůči síti FBG snímačů na pásnicích. Příkladem takového zjednodušení modelu je například vynechání lemů otvorů v žebrech, jež nemají vliv na ohybovou tuhost křídla a byly by zajímavé pouze při výpočtech lokálních napjatostí. Ke stanovení výpočetního modelu bylo použito programu Abaqus 6.14.

7.1. Materiálové skladby

Výrobce letounu byly dodány podklady pro stanovení materiálové skladby kompozitních prvků včetně materiálových charakteristik¹. Skladby z technologických výrobních plánů s množstvím lokálních výztuh nebo naopak odlehčení byly zjednodušeny, se zachováním průběžných vrstev a podstatných (z hlediska ohybové tuhosti křídla) výztužných vrstev. Kompozitní struktury byly v modelu nastaveny použitím funkce Composite Layup s normálou vedenou směrem *dovnitř* dílu (potah, kořenové žebro, koncové žebro, výztuž krakorce). Pro stojinu byly normály vedeny směrem *dovnitř* pro části 1, 2, 3, 4, 5, 6, 11, 12 a části 7, 8, 9, 10 měly normálu směrem k dalšímu bližšímu povrchu. (viz Obrázek 53).

Potah je složen ze dvou vrstev skelné tkaniny, jedné vrstvy pěny (Herex) a další vrstvy skleněné tkaniny. Stojinu nosníku tvoří z každé strany dvě vrstvy uhlíkové tkaniny a pěnové jádro. Pěna byla modelována zvlášť a je do stojiny přidána jako další díl.

Koncové i kořenové žebro jsou složeny z několika vrstev uhlíkové tkaniny – koncové i kořenové žebro tvoří pět průběžných vrstev, kořenové má navíc ještě dvě vrstvy výztuhy. Podobnou skladbu má i výztuha/skříň krakorce, která má k průběžným vrstvám po stranách tři pruhy uhlíkového rovingu pro vyztužení ve svislém směru (ve směru T).

Jelikož byly dříve na pásnicích nosníku prováděny pevnostní zkoušky a byly získány materiálové vlastnosti tohoto jednosměrného uhlíkového kompozitu, bylo možné prohlásit strukturu pásnic za kvaziizotropní materiál, ke kterému je znám Youngův modul pružnosti (E) i Poissonovo číslo (ν) ve směru zatížení, předpokládaná chyba vznikající zanedbáním vlastností kompozitu v dalších směrech je tudíž malá. Velikost E modulu je pro každou z pásnic mírně odlišná, odpovídá hodnotě získané zkouškou.

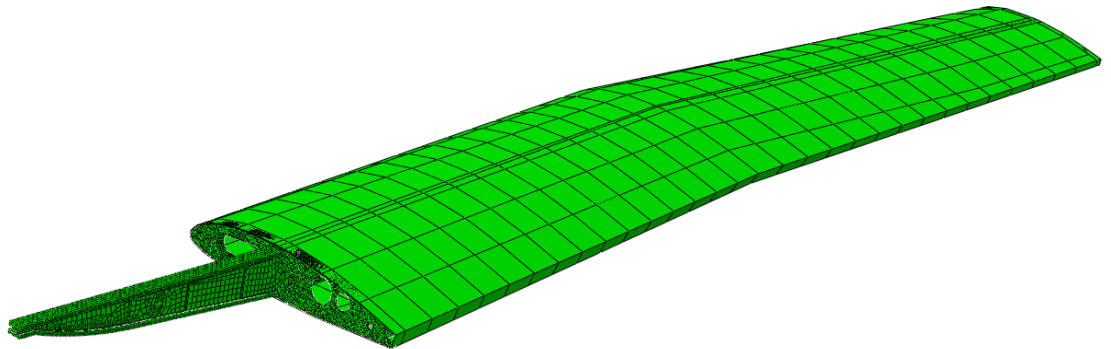
¹ Z důvodu ochrany dat společnosti Phoenix Air, s.r.o. nejsou v textu blíže specifikovány hodnoty potřebné pro pevnostní výpočty a přesné typy tkanin použité na komponentech letounu.

Materiálové vlastnosti zahuštěné pryskyřice, tvořící lepené spoje, byly zvoleny podle dostupných údajů v katalozích prodejců, přesné materiálové charakteristiky konkrétního lepidla však nejsou známy. Youngův modul pružnosti byla proměnnou hodnotou pro kalibraci modelu k reálným výsledkům poměrných deformací z FBG snímačů.

7.2. Struktura jednotlivých komponent a tvorba sítě

Jak bylo uvedeno v úvodu této kapitoly, byla z několika důvodů snaha vytvořit co nejjednodušší model. Jedním z nich je i eliminace chyb při tvorbě sítě. V modelu jsou použity objemové (solid) a skořepinové (shell) prvky. Objemová tělesa jsou zde definována jako tělesa s izotropním materiálem, tedy: horní a dolní pásnice, všechny vrstvy lepidla a pěna vyztužující stojinu. Všechna ostatní tělesa jsou skořepiny.

Pro horní a dolní pásnici a lepené spoje bylo použito objemových prvků sítě, aby bylo dosaženo co možná nejpřesnějšího řešení v těchto místech úlohy, resp. možnosti detailnější analýzy rozložení napjatosti. Pro ostatní komponenty sestavy byly zvoleny plošné elementy sítě. Síť je v celém modelu čtvercová, pouze u kořenového žebra byla zvolena síť tvořená z trojúhelníků, a to z důvodu příliš komplikované geometrie dílu. Vzdálenosti uzlů a velikosti elementů jsou pro každý prvek sestavy jiné, hustota sítě se liší v závislosti na náročnosti geometrie a předpokládané deformace každého z těles. Na Obrázek 39 je zobrazena sestava pravé poloviny křídla, na níž je aplikovaná síť. Celková velikost modelu je 27009 elementů s 90735 uzly.



Obrázek 39 Sestava pravé poloviny křídla letounu bez nástavce (Síť)

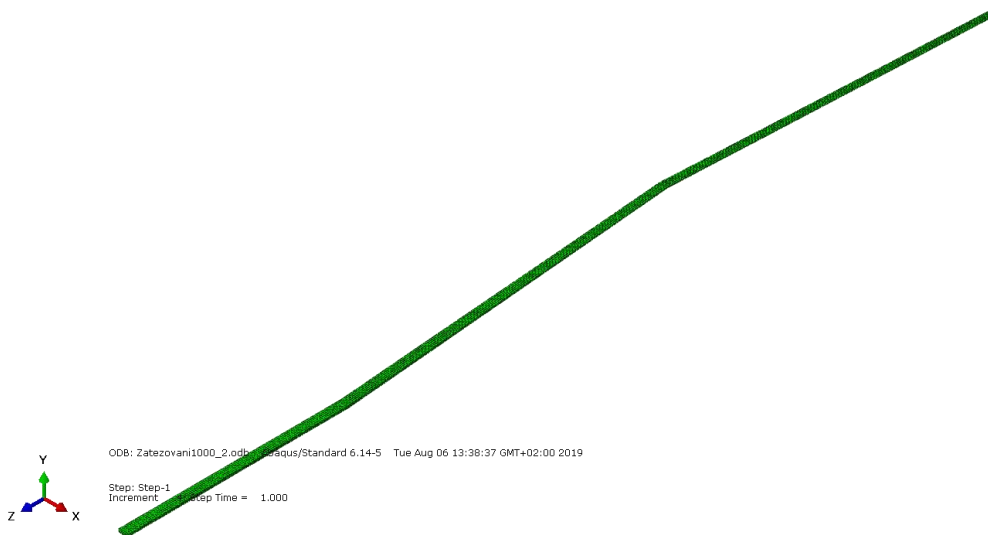
Samotný výpočetní model sestavený v programu Abaqus verze 6.14 se skládá z těchto dílů:

Pásnice horní (Obrázek 40)

Typ tělesa: Solid

Síť: čtvercová, objemové elementy

Počet elementů: 5770



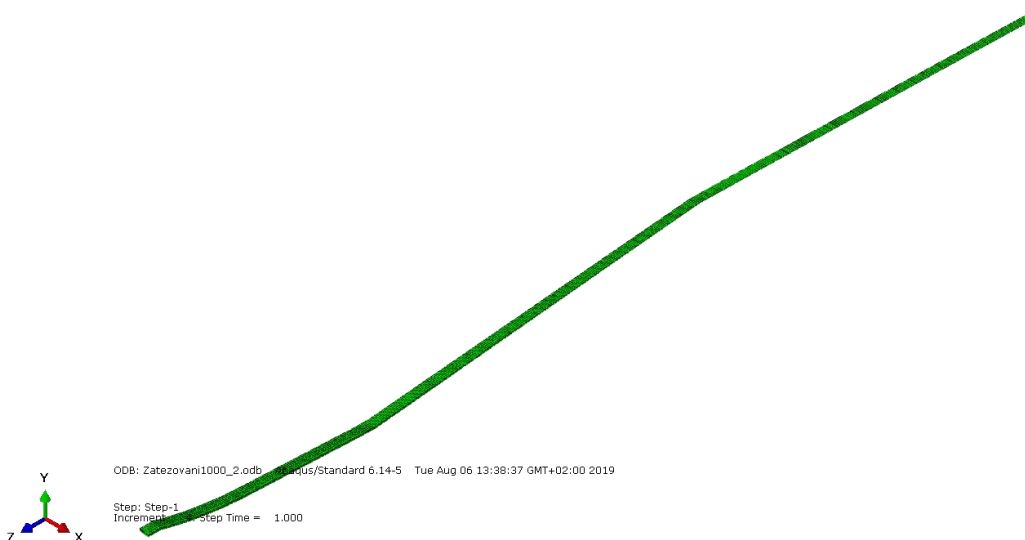
Obrázek 40 Isometrický pohled – horní pásnice

Pásnice dolní (Obrázek 41)

Typ tělesa: Solid

Síť: čtvercová, objemové elementy

Počet elementů: 5780



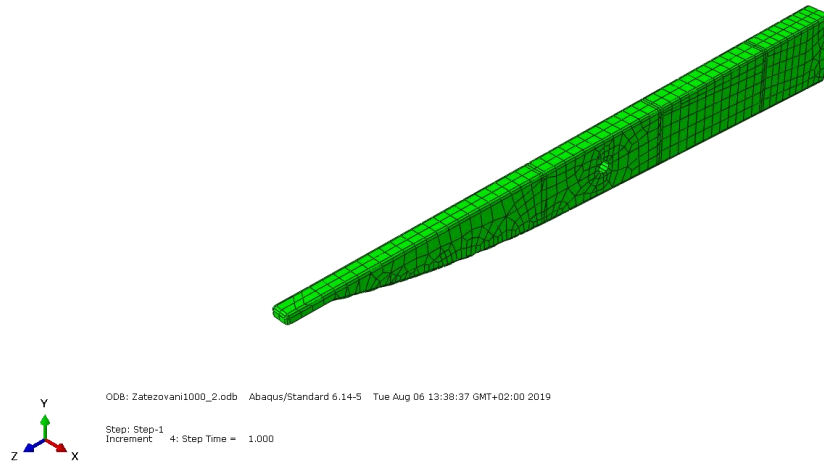
Obrázek 41 Isometrický pohled – dolní pásnice

Výztuž krakorce (Obrázek 42)

Typ tělesa: Shell

Síť: čtvercová, plošné elementy

Počet elementů: 1811



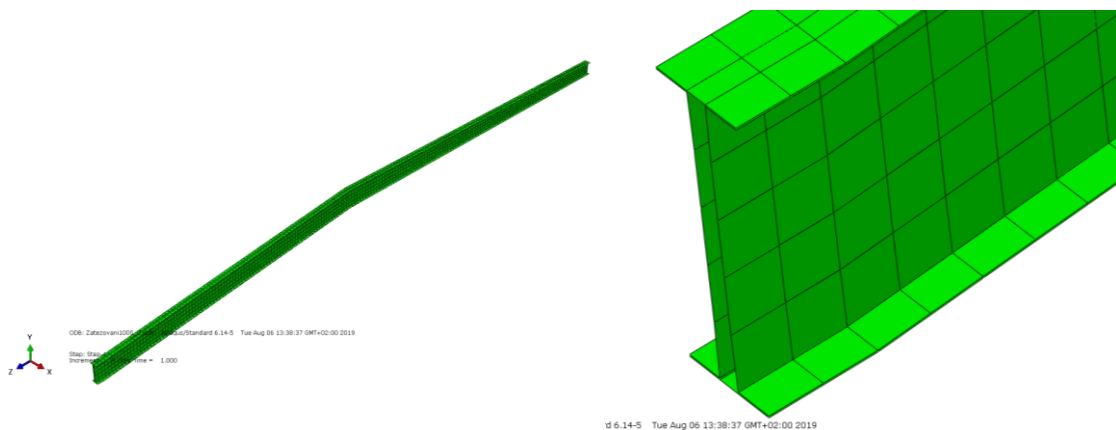
Obrázek 42 Isometrický pohled – výztuž krakorce

I-profil (Obrázek 43)

Typ tělesa: Shell

Síť: čtvercová, plošné elementy

Počet elementů: 3700



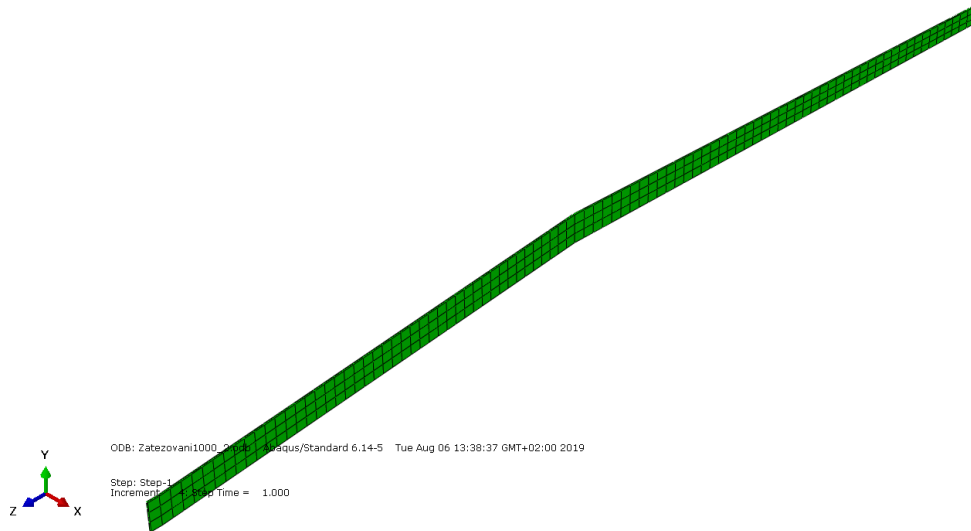
Obrázek 43 Isometrický a detailní pohled – I-profil

Pěnové jádro stojiny (Obrázek 44)

Typ tělesa: Solid

Sít': čtvercová, plošné elementy

Počet elementů: 558



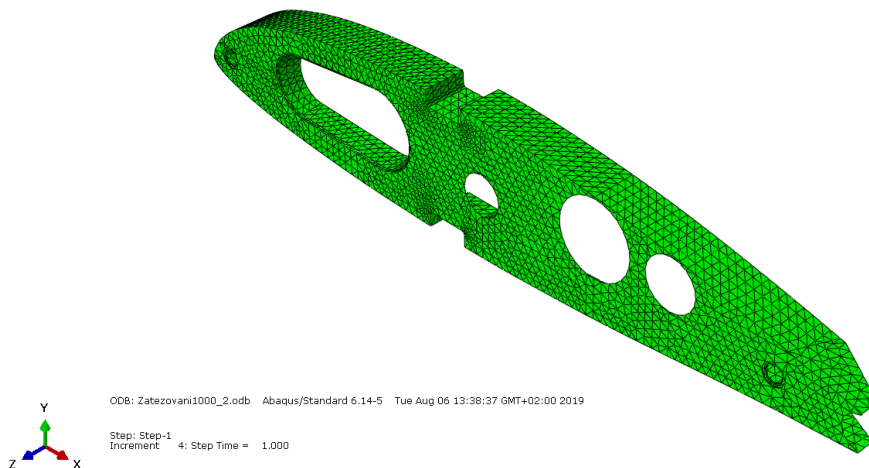
Obrázek 44 Isometrický pohled – pěnové jádro

Kořenové žebro (Obrázek 45)

Typ tělesa: Shell

Sít': čtvercová, plošné elementy

Počet elementů: 4736



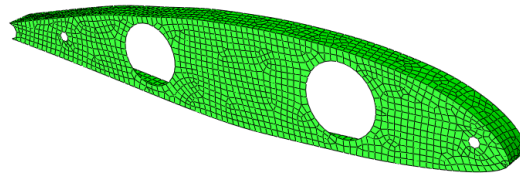
Obrázek 45 Isometrický pohled – kořenové žebro

Koncové žebro (Obrázek 46)

Typ tělesa: Shell

Síť: čtvercová, plošné elementy

Počet elementů: 1973



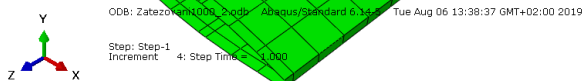
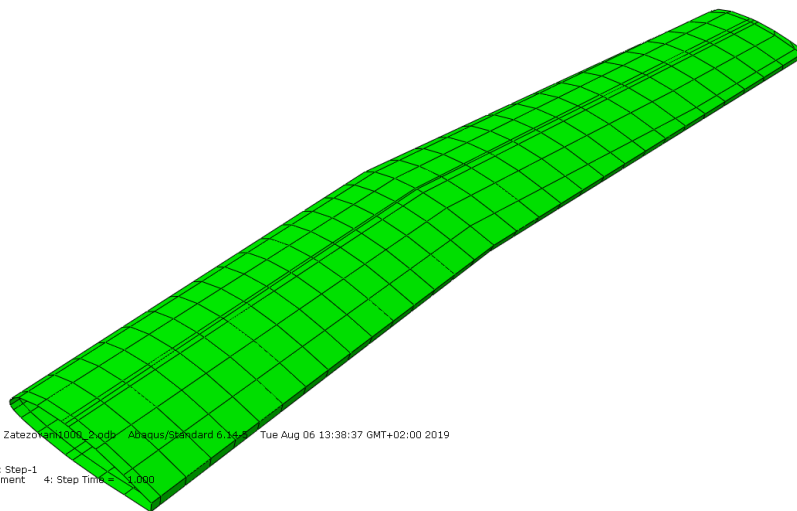
Obrázek 46 Isometrický pohled – koncové žebro

Potah (Obrázek 47)

Typ tělesa: Shell

Síť: čtvercová, plošné elementy

Počet elementů: 613



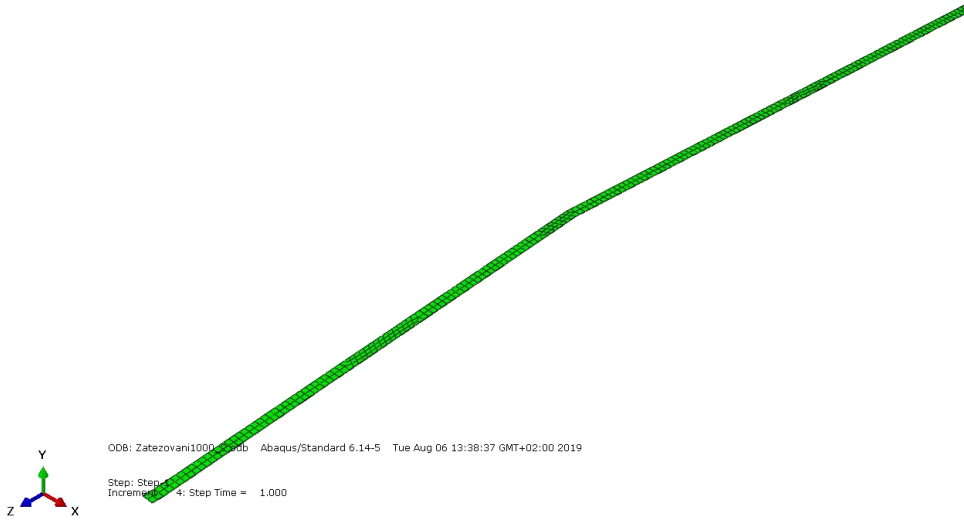
Obrázek 47 Isometrický pohled – potah

Lepidlo mezi horní pásnicí a I-profilem (Obrázek 48)

Typ tělesa: Solid

Síť: čtvercová, plošné elementy

Počet elementů: 403



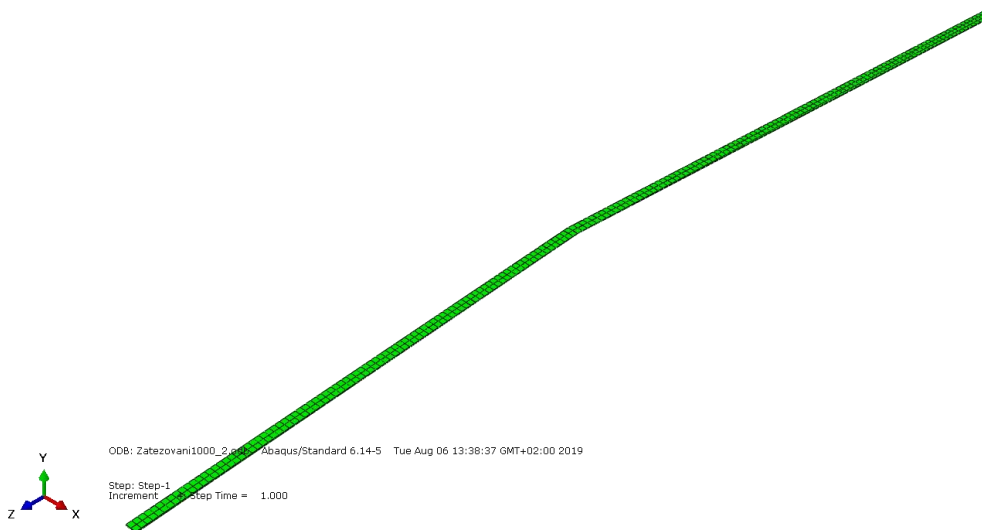
Obrázek 48 Isometrický pohled – lepidlo mezi horní pásnicí a I-profilem

Lepidlo mezi horní pásnicí a potahem (Obrázek 49)

Typ tělesa: Solid

Síť: čtvercová, plošné elementy

Počet elementů: 925



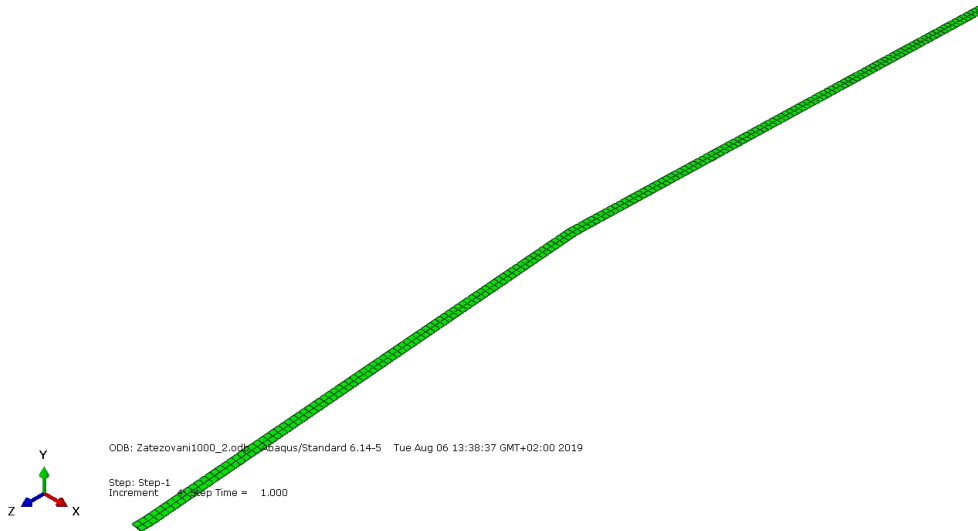
Obrázek 49 Isometrický pohled – lepidlo mezi horní pásnicí a potahem

Lepidlo mezi spodní pásnicí a I-profilem (Obrázek 50)

Typ tělesa: Solid

Síť: čtvercová, plošné elementy

Počet elementů: 370



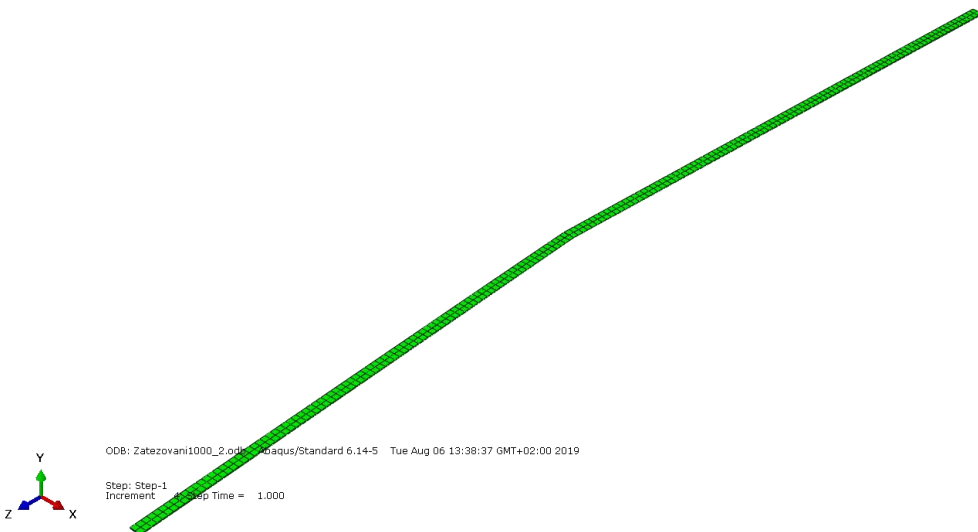
Obrázek 50 Isometrický pohled – lepidlo mezi spodní pásnicí a I-profilem

Lepidlo mezi spodní pásnicí a potahem (Obrázek 51)

Typ tělesa: Solid

Síť: čtvercová, plošné elementy

Počet elementů: 370

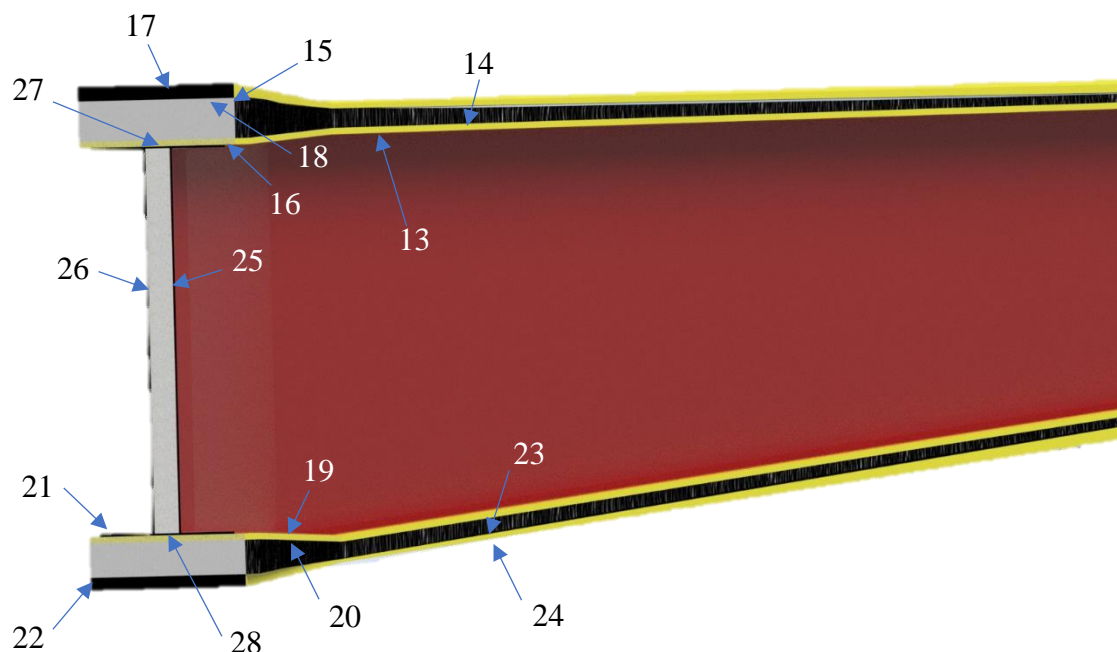


Obrázek 51 Isometrický pohled – lepidlo mezi spodní pásnicí a potahem

Ostatní podpůrné prvky, které obsahoval 3D model, zde ale nejsou jmenovány, jako např. čepy a pouzdra, nebyly pro výpočetní model použity z důvodu snahy o co nejjednodušší model. Tyto prvky nebyly důležité vzhledem k výpočtu, anebo byly nahrazeny okrajovými podmínkami. Stanovení co možná nejméně náročné početní úlohy velmi snížilo výpočetní čas.

7.3. Vazby mezi jednotlivými komponentami a okrajové podmínky

V modelu bylo použito vazby „Tie“, která má za úkol k sobě *svázat* blízké uzly z povrchu označeného jako „Slave“ k povrchu označeného typem „Master“. Tato vazba byla použita ve všech případech dotyku ploch. Pro lepší orientaci jsou čísla povrchů Tie vazeb vyznačena na Obrázek 52 a Obrázek 53.



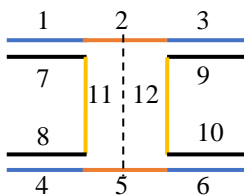
Obrázek 52 Řez nosníkem s popisem povrchů pro Tie vazby

Přehled vazeb:

Tabulka 17 Soupis vazeb Tie mezi jednotlivými komponenty modelu

Master element	Povrch č.	Slave element	Povrch č.
I-profil	(1-12) u koncového žebra	Koncové žebro	Přední
I-profil	(1-12) u kořenového žebra	Kořenové žebro	Přední
I-profil	(1+2+3)	Horní lepidlo	13

I-profil	(4+5+6)	Spodní lepidlo	9
I-profil	5	Pěna	28
I-profil	2	Pěna	27
Kořenové žebro	Spodní (výřez pro stojinu)	I-profil	(4+5+6)
Kořenové žebro	Horní (výřez pro stojinu)	I-profil	(1+2+3)
Kořenové žebro	Lepená plocha (obvodová, neobsahující plochy výřezů pro stojinu)	Potah	Obvodová plocha odpovídající lepené ploše kořenového žebra
Kořenové žebro	Přední	Výztuž krakorce	Zadní
Pěna	26	I-profil	11
Pěna	25	I-profil	12
Horní pásnice	16	Lepidlo horní pásnice k I-profilu	14
Horní pásnice	15	Lepidlo horní pásnice k potahu	24
Výztuž krakorce	Horní (vodorovná plocha)	Horní pásnice	15
Výztuž krakorce	Spodní	Spodní pásnice	21
Potah	Horní (výřez plochy v úrovni pásnice)	Lepidlo horní pásnice k potahu	17
Potah	Spodní (výřez plochy v úrovni pásnice)	Lepidlo spodní pásnice k potahu	24
Potah	Obvodová plocha odpovídající lepené ploše koncového žebra	Koncové žebro	Lepená plocha (obvodová)
Spodní pásnice	21	Lepidlo spodní pásnice k I-profilu	19
Spodní pásnice	22	Lepidlo spodní pásnice k potahu	23



Obrázek 53 Skica řezů povrchu I-profilu

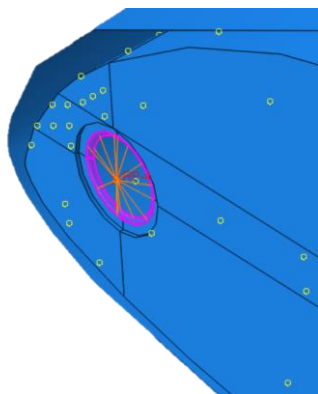
Jak bylo zmíněno v kapitole Materiálové skladby 7.1 je jednou z komponentů sestavy modelu I-profil, který je, jako většina komponent, skořepinou. Tato skořepina je tvořena dvěma C-profilů a dvěma vodorovnými plochami. Tyto plochy bylo potřeba rozdělit na sekce a následně je Tie vazbou spojit. Rozdělení na sekce je schematicky znázorněno na Obrázek 53 a pro lepší orientaci je číselně označeno. Části 2, 5, 11, 12 jsou popsány ve vazbách výše.

Přehled Tie vazeb struktur I-profilu je uveden v Tabulka 18:

Tabulka 18 Tie vazby I-profilu

Master element	Číslo sekce	Slave element	Číslo sekce
I-profil	4	I-profil	8
I-profil	1	I-profil	7
I-profil	6	I-profil	10
I-profil	3	I-profil	9

Dále bylo použito vazby typu Coupling, a to pro válcové otvory v kořenovém žebře, ve kterých by měly být umístěny čepy (viz Obrázek 54). Vazba Coupling je přípravou pro nadcházející okrajové podmínky.

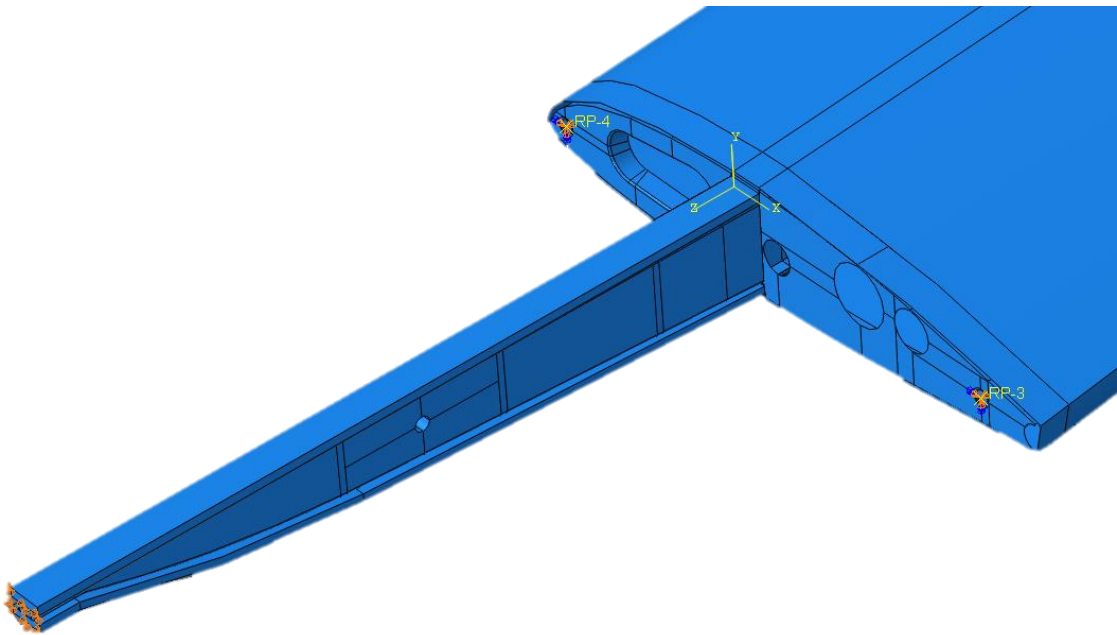


Obrázek 54 Výřez kořenového žebra – vazba Coupling do referenčního bodu nacházejícího se v ose otáčení čepu 1

Okrajové podmínky byly stanoveny následující:

V místě čepů 1 a 2 (RP-4, RP-3) byl zakázán pohyb ve všech třech osách a rotace kolem os x a y, na čele krakorce a pásnic byl zakázán pohyb v osách x a y (v realitě

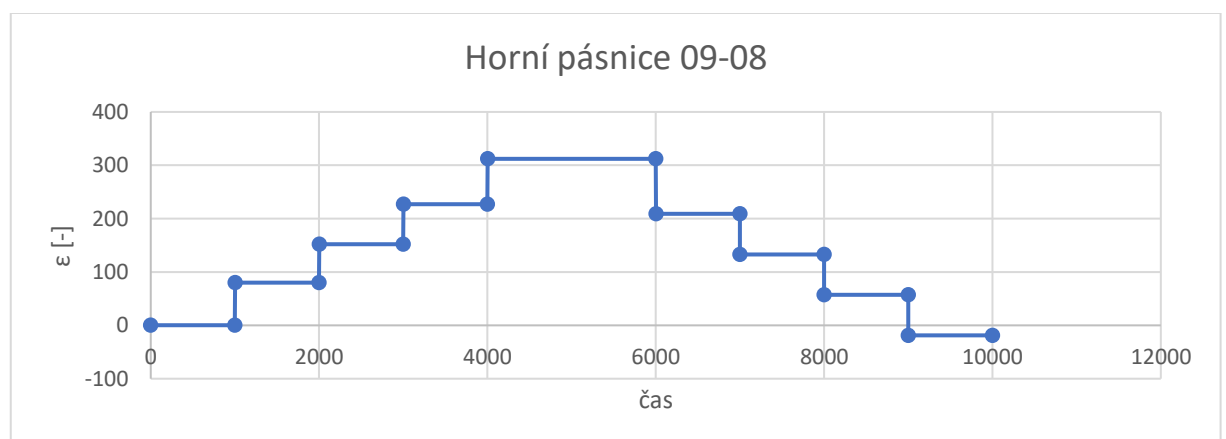
se jedná o kloubové uložení). Místa okrajových podmínek jsou znázorněna na Obrázek 55.



Obrázek 55 Stanovené okrajové podmínky úlohy

7.4. Kalibrace výpočetního modelu

Před aplikováním zatížení vypočítaného v kapitole 6. bylo zapotřebí provést kalibraci a verifikaci funkčnosti výpočetního modelu. Kalibrace byla provedena na základě statické zatěžovací zkoušky provedené v minulosti [3]. Zkouška byla provedena na zemi na letounu s křídlem bez nástavců. Křídlo bylo postupně zatěžováno závažím o hmotnosti 25 kg, a to do celkové hmotnosti 100 kg aplikované na každou polovinu křídla. Podrobný popis zkoušky je uveden v [3].

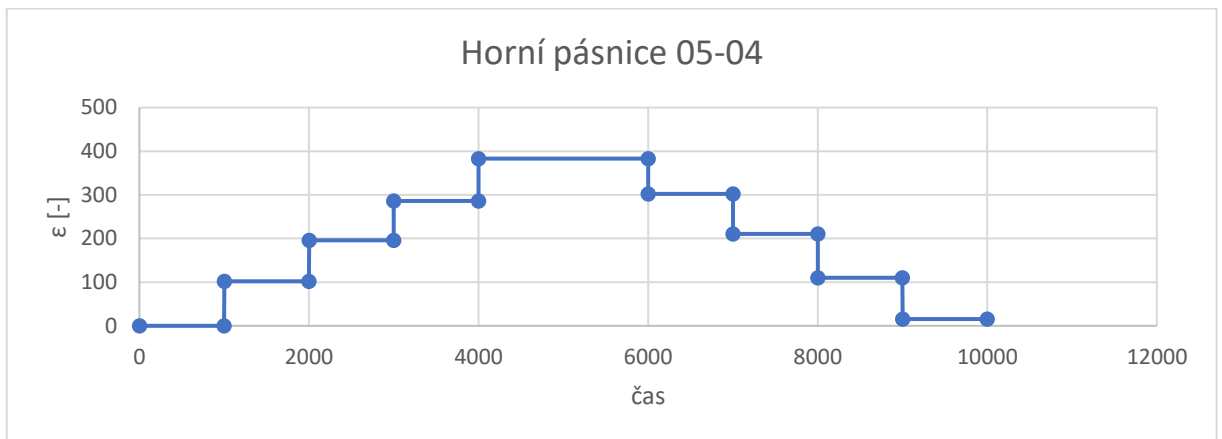


Obrázek 56 Poměrná deformace změřená během pozemní zkoušky v horní pásnici na senzorech 09 a 08

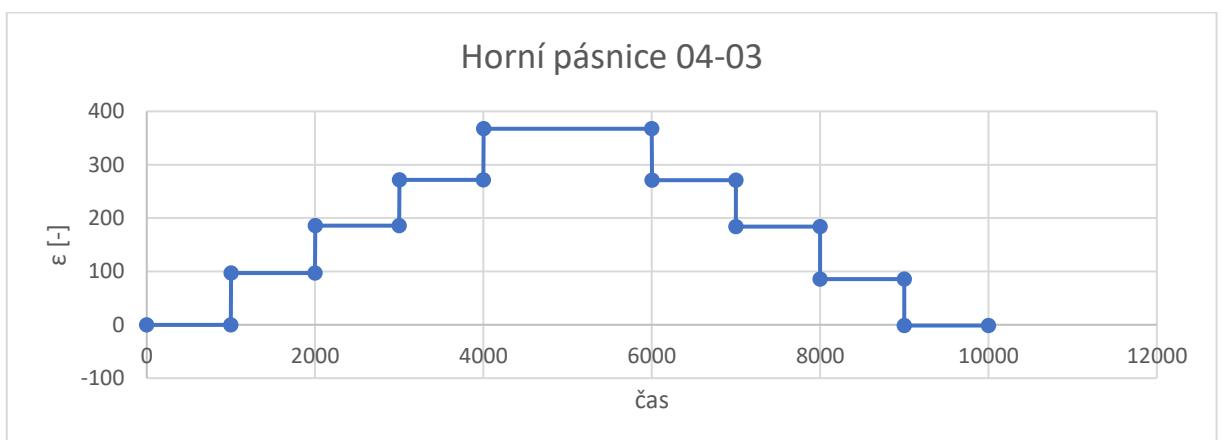
Na Obrázek 56 je vynesena křivka poměrné deformace v průběhu zatěžování a odlehčování křídla. Schody v grafu znamenají postupné přidávání a odebrání zátěže (*schody dolů*) – 25 kg, 50 kg, 75 kg, 100 kg. Výsledná delta poměrné deformace, tedy změna ϵ v $\mu\text{m/m}$ od polohy 0 kg až do polohy 100 kg je pro případ senzorů 09 a 08 umístěných po stranách horní pásnice (viz Obrázek 8) je 312.

Pro všechny kombinace tohoto uspořádání jsou změny poměrné deformace při zatěžování těchto velikostí (viz Obrázek 57, Obrázek 58, Obrázek 59):

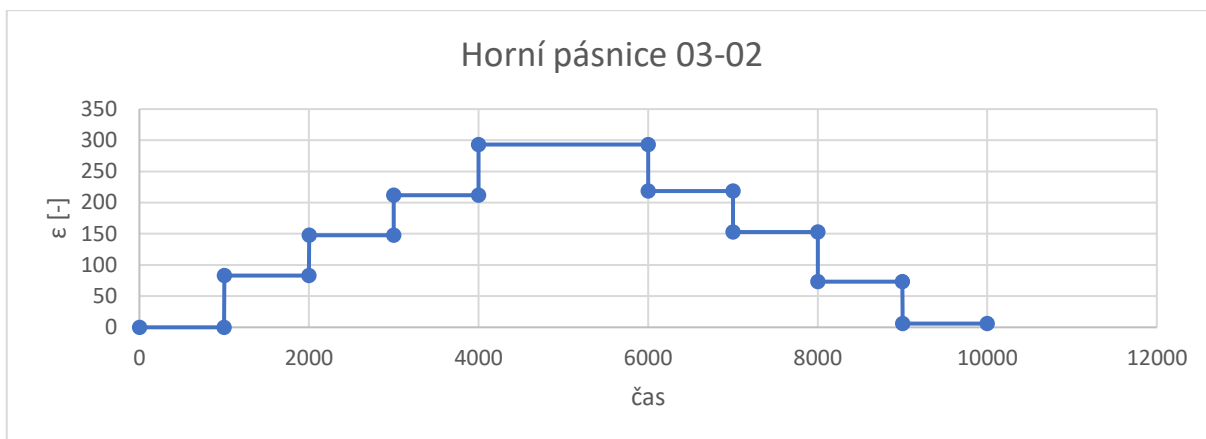
Senzory:	09 a 08	ϵ μstrain :	312
	05 a 04		383
	04 a 03		367
	03 a 02		293
	02 a 01		106



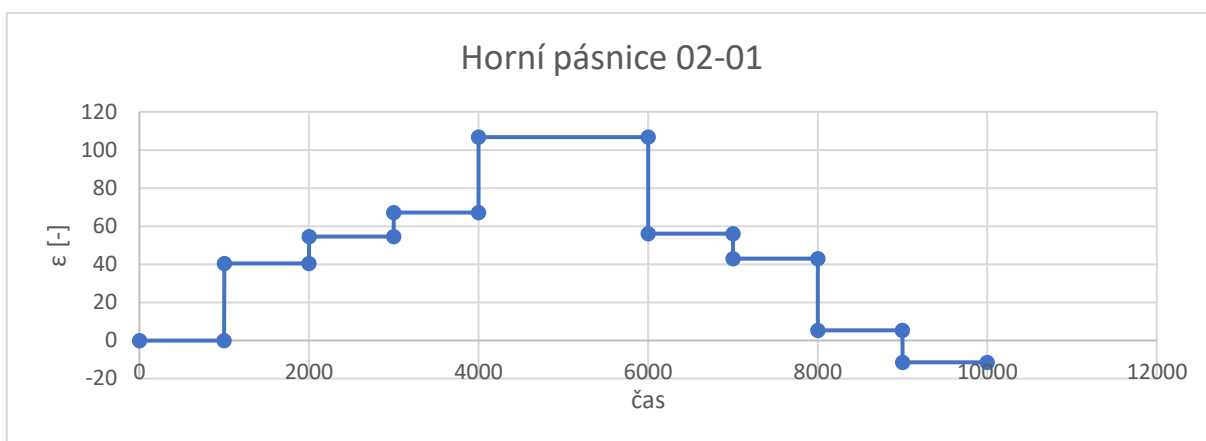
Obrázek 57 Poměrná deformace změřená během pozemní zkoušky v horní pásnici na senzorech 05 a 04



Obrázek 58 Poměrná deformace změřená během pozemní zkoušky v horní pásnici na senzorech 04 a 03



Obrázek 59 Poměrná deformace změřená během pozemní zkoušky v horní pásnici na senzorech 03 a 02



Obrázek 60 Poměrná deformace změřená během pozemní zkoušky v horní pásnici na senzorech 03 a 02

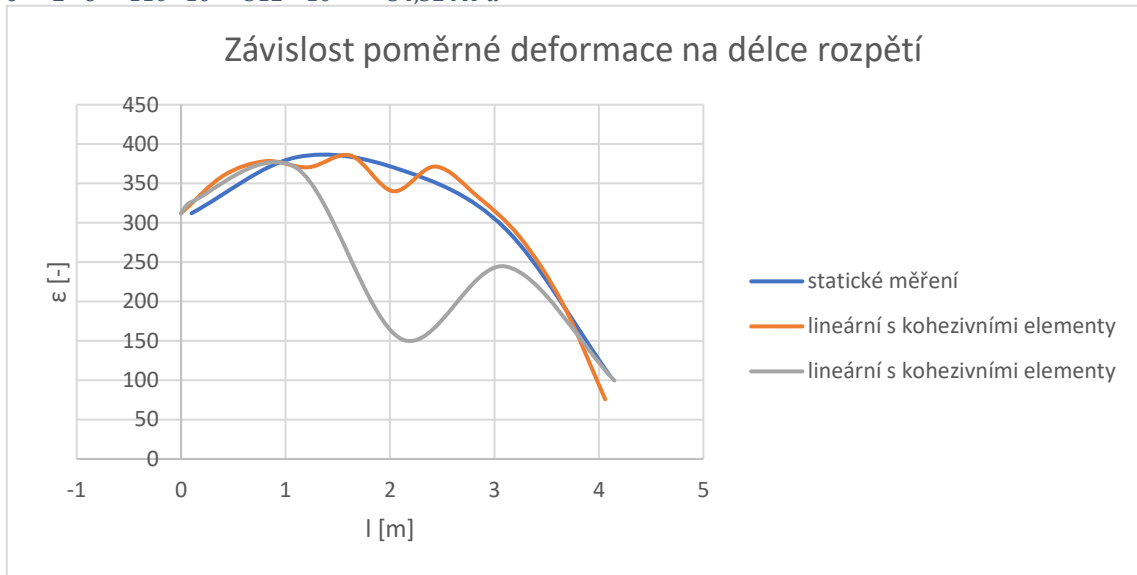
Ke kalibraci bylo na model aplikováno zatížení 1000 N, a to do místa, na které bylo na reálný letoun při statické zkoušce pokládáno závaží. Po provedení simulace zatížení byly z programu odečteny výsledky napětí (von Mises) v daných řezech, za předpokladu, že je v pásnici napětí v podélném směru, a za použití Hookova zákona (7.1.) byla zvolena vhodná hodnota E modulu lepidla, aby bylo možné model nastavit co nejrealističtěji a hodnota výsledného napětí odpovídala napětí, které bylo v řezu během statické zkoušky.

$$\sigma = E \cdot \varepsilon [Pa] \quad (7.1.)$$

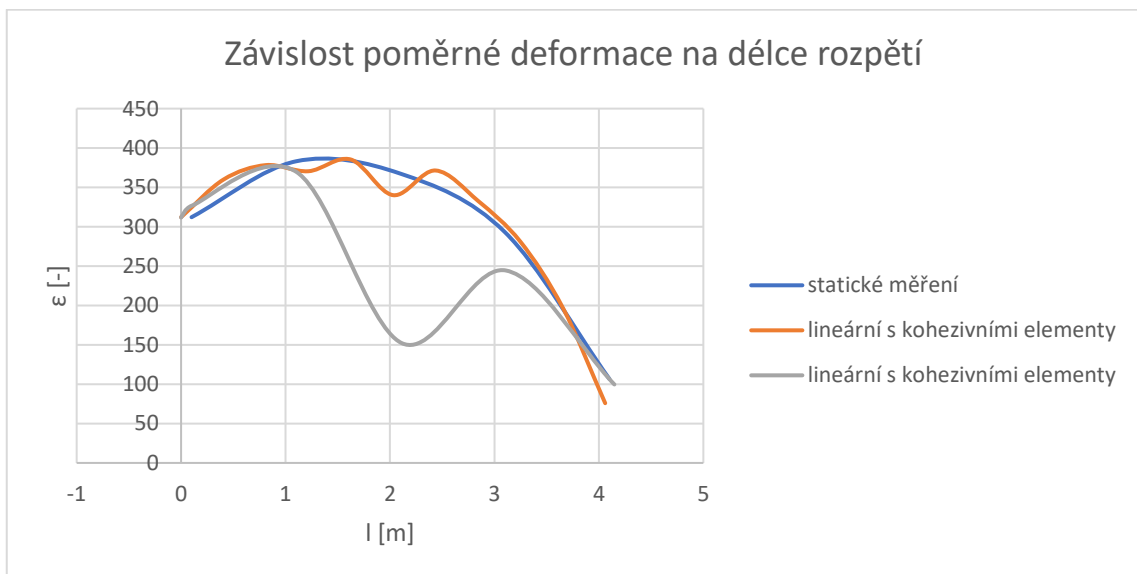
Jelikož byly hodnoty E modulu pásnice i ε pro daný řez známy, bylo potřeba získat z MKP modelu v daném řezu právě takové napětí v pásnici, jaké by odpovídalo výpočtu.

Např. pro řez vzdálený 100 mm od kořenového žebra:

$$\sigma = E \cdot \varepsilon = 110 \cdot 10^9 \cdot 312 \cdot 10^{-6} = 34,32 \text{ MPa}$$



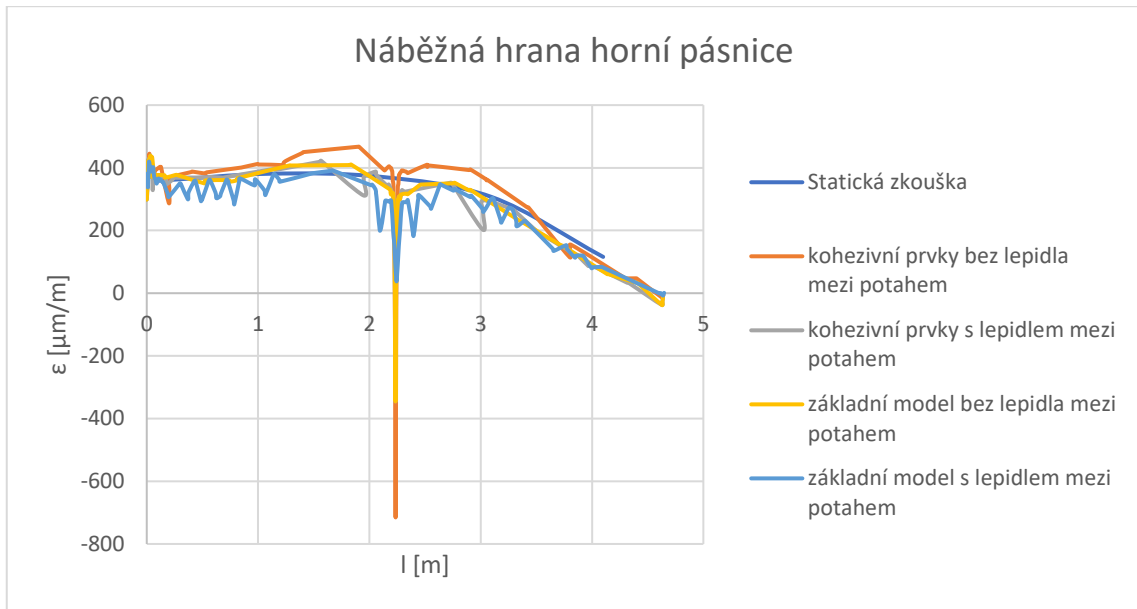
Obrázek 61 Závislost poměrné deformace na délce rozpětí – střed horní pásnicejsou znázorněny křivky poměrné deformace pro průměrnou hodnotu mezi náběžnou a odtokovou hranou, která by měla odpovídat poměrné deformaci ve středu pásnice, a to z dat získaných měřením FBG snímači, základnímu modelu s objemovými elementy a modelu, ve kterém jsou použity kohezivní elementy.



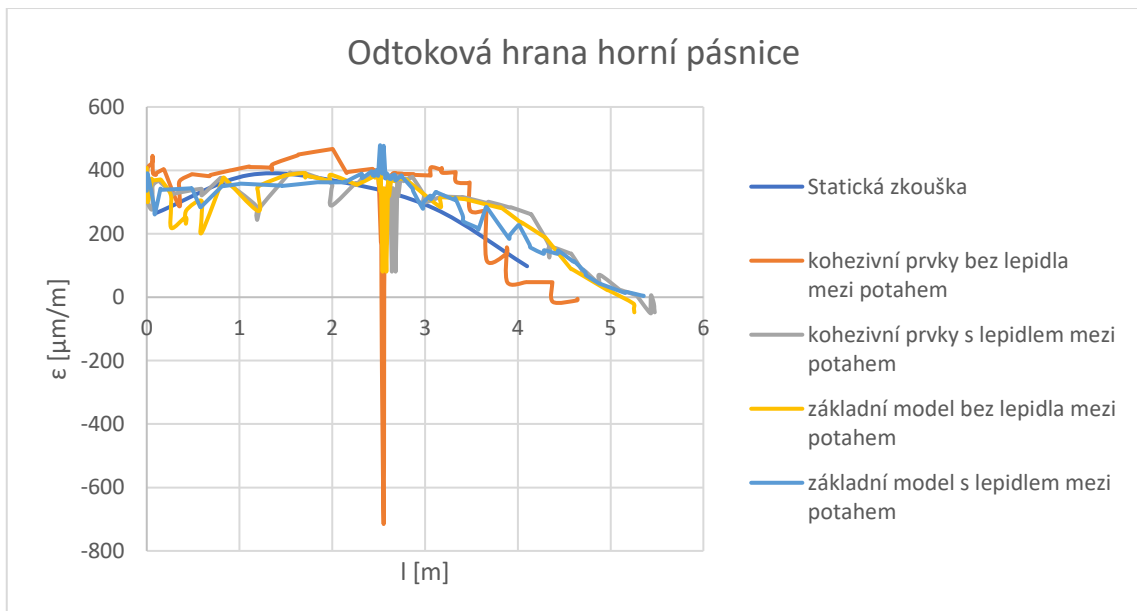
Obrázek 61 Závislost poměrné deformace na délce rozpětí – střed horní pásnice

Dalšími variantami pro kalibraci a srovnání modelu bylo odebrání vrstev lepidla spojující pásnice s potahem. Lepené spoje byly nahrazeny Tie vazbou. Tyto varianty byly provedeny, protože místa dotyku potah-lepidlo-pásnice jsou místa, ve kterých dochází ke skokovému rozdílu tuhosti (E modulu), což může být příčinou přílišných deformací elementů měkkých komponent. Srovnání výsledků simulace v podobě poměrné podélné deformace vykreslené podél pásnice nosníku při zatížení hmotností 100 kg je pro všechny

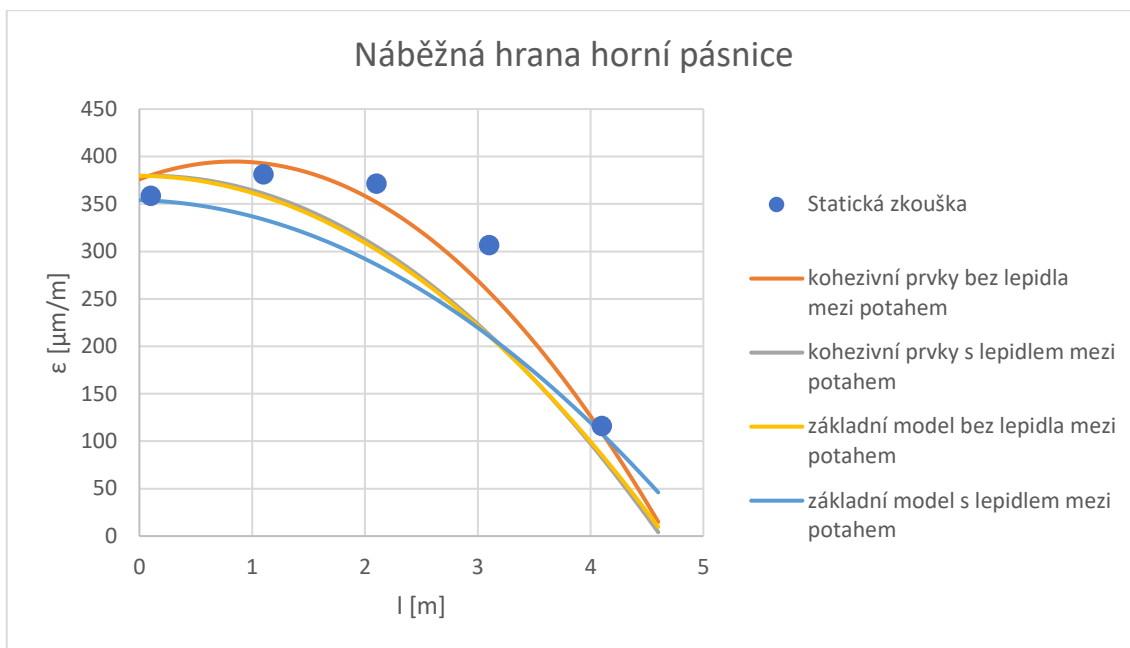
popisované varianty modelu porovnáno s experimentálním měřením a je znázorněno na Obrázek 62 a Obrázek 63. U datové řady s názvem „Statická zkouška“ se jedná o data naměřená FBG snímači. Na Obrázek 64 a oObrázek 65 jsou vyneseny křivky poměrné deformace stejných dat jako na Obrázek 62 a Obrázek 63, jsou však proloženy polynomem šestého stupně pro lepší srovnání.



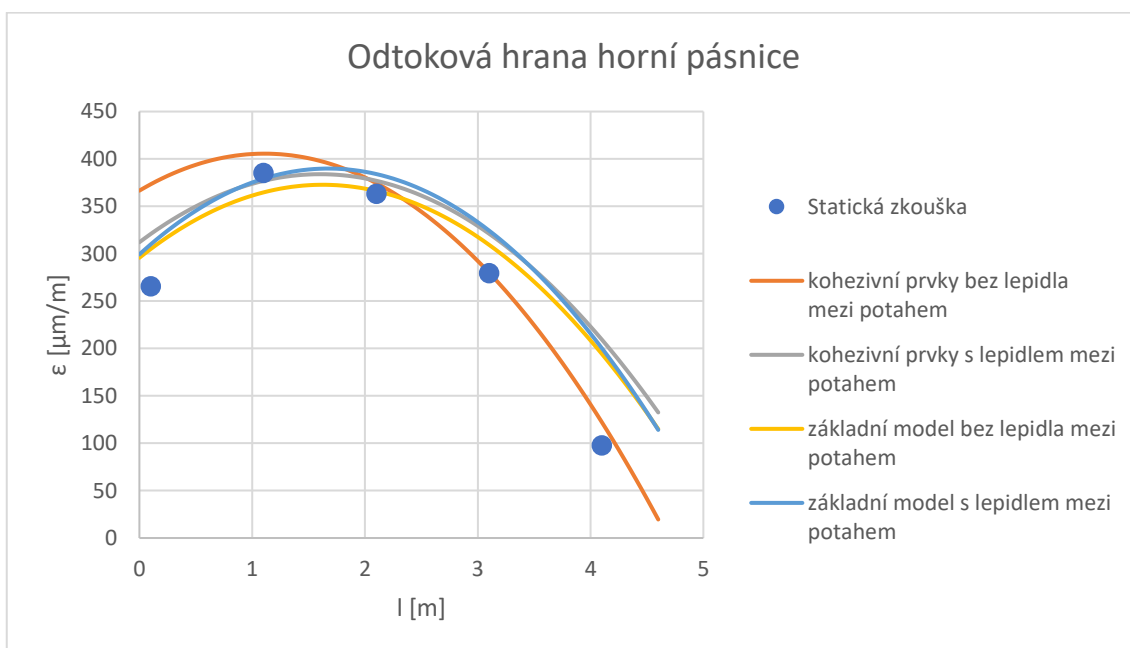
Obrázek 62 Srovnání poměrné deformace MKP modelu s experimentem – náběžná hrana horní pásnice



Obrázek 63 Srovnání poměrné deformace MKP modelu s experimentem – odtoková hrana horní pásnice



Obrázek 64 Srovnání poměrné deformace MKP modelu s experimentem – náběžná hrana horní pásnice (proloženo polynomem)

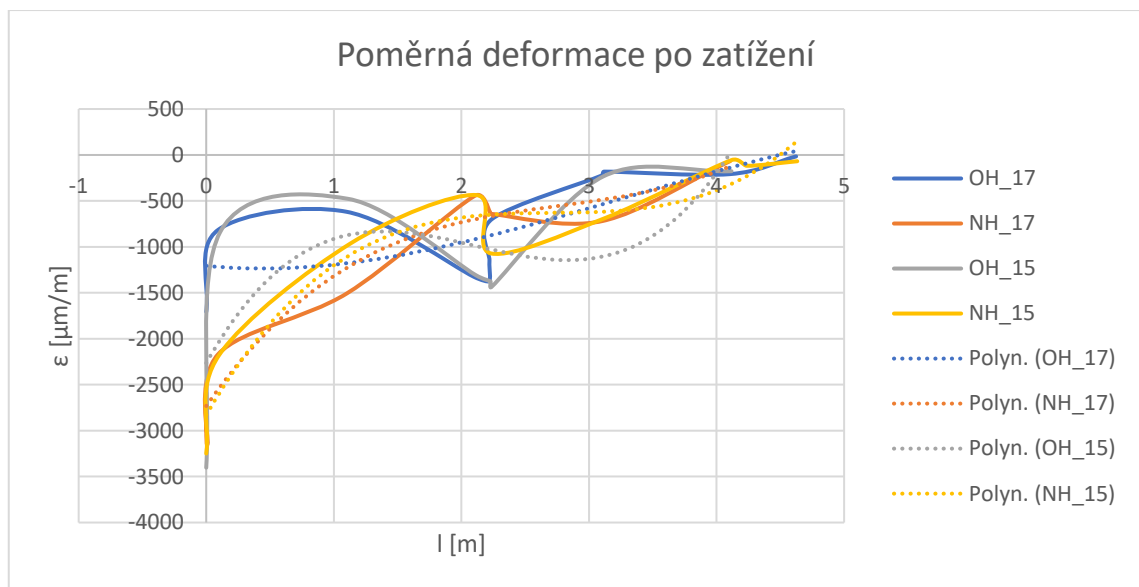


Obrázek 65 Srovnání poměrné deformace MKP modelu s experimentem – odtoková hrana horní pásnice (proloženo polynomem)

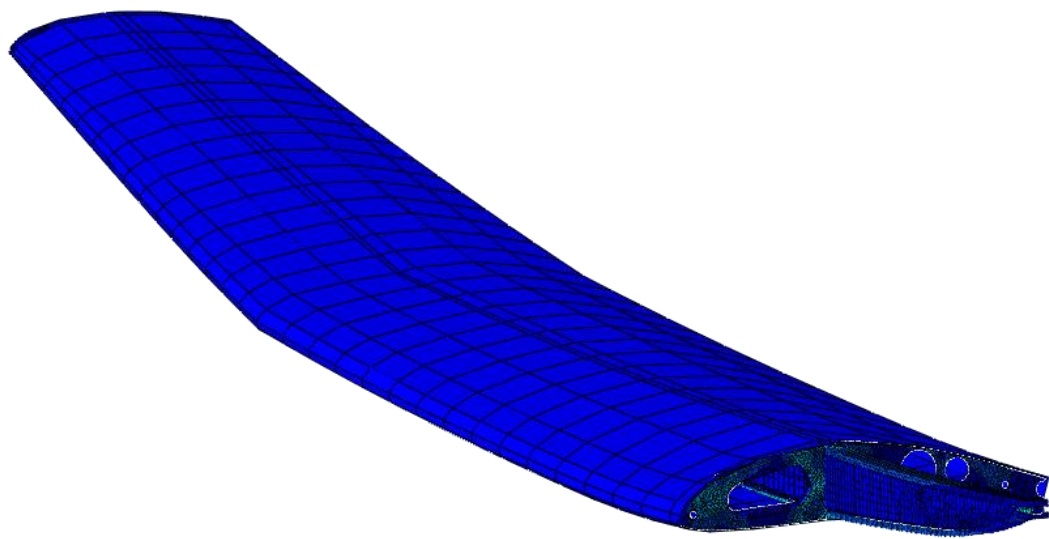
7.5. Aplikace zvýšeného zatížení

Z dat z kalibrace modelu podle experimentu vyplývá, že nejlépe se shodující variantou s chováním, které lze předpokládat u reálného křídla, je případ modelu s kohezivními elementy lepidla a ze kterého je vyjmuto lepidlo mezi pásnicemi

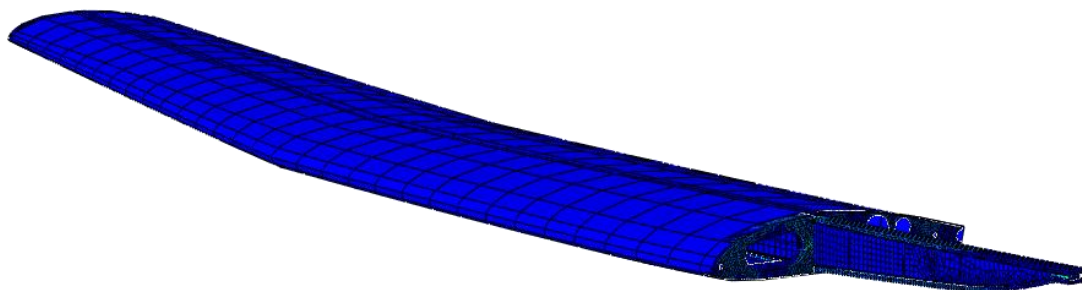
a potahem. Křivka poměrné deformace po aplikování zatížení je vyzobrazena na Obrázek 66, ve kterém je srovnání hodnot poměrných deformací způsobených po aplikování zatížení pro rozpětí 15 m a 17 m, vykreslené podél pásnice na straně odtokové a náběžné hrany křídla. Z obrázku je patrné, že v místě vzdáleném asi 2,3 m od kořenového žebra, kde se nachází lom nosníku, dochází ke zvýšení hodnot poměrné deformace. Zdeformovaný tvar dané poloviny křídla po aplikaci zatížení pro rozpětí 17 m je zobrazen na Obrázek 67 a Obrázek 69 Zdeformovaný tvar křídla bez potahu a žeber po aplikaci zatížení pro rozpětí 17 m. Na Obrázek 68 a Obrázek 70 je zobrazen zdeformovaný tvar křídla a nosníku křídla po aplikaci zatížení pro rozpětí 15 m.



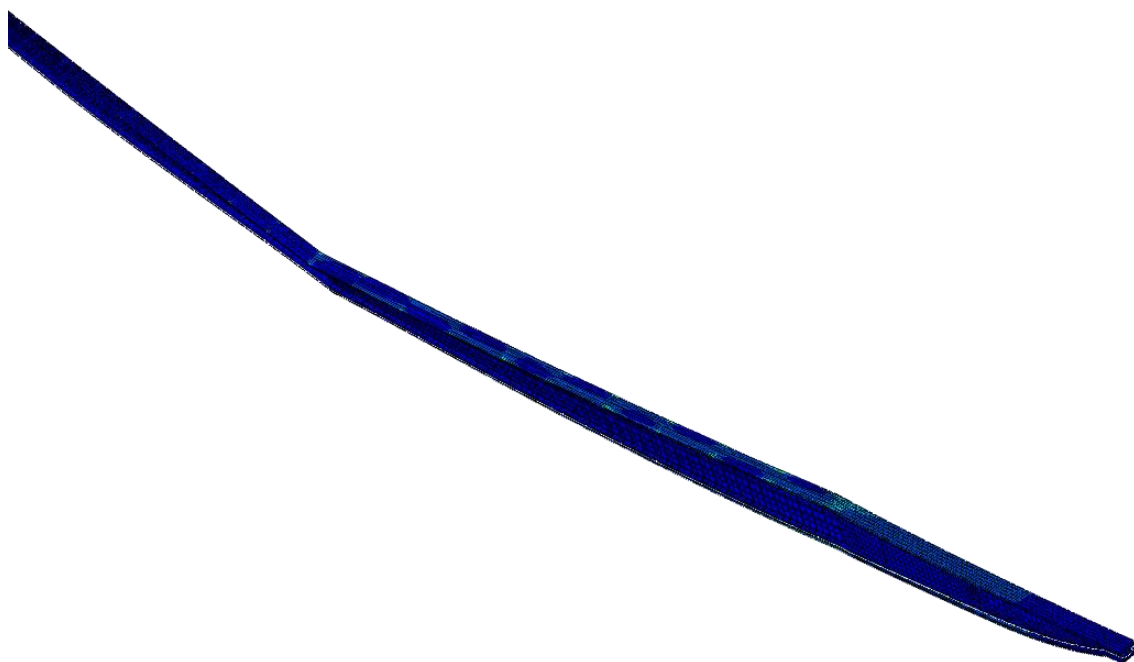
Obrázek 66 Křivka poměrné deformace po aplikaci zatížení pro 15 a 17 m – srovnání náběžné a odtokové hrany horní pásnice



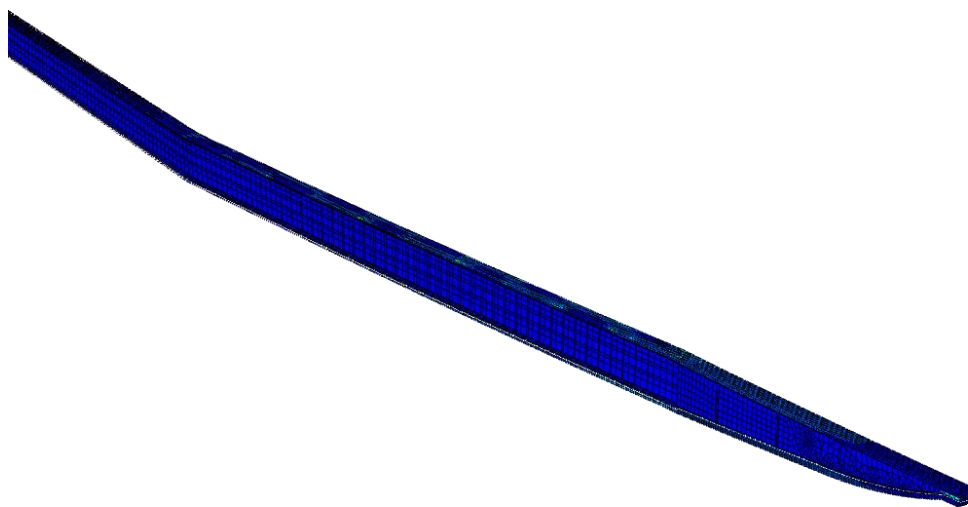
Obrázek 67 Zdeformovaný tvar křídla po aplikaci zatížení pro rozpětí 17 m



Obrázek 68 Zdeformovaný tvar křídla po aplikaci zatížení pro rozpětí 15 m



Obrázek 69 Zdeformovaný tvar křídla bez potahu a žeber po aplikaci zatížení pro rozpětí 17 m



Obrázek 70 Zdeformovaný tvar křídla bez potahu a žeber po aplikaci zatížení pro rozpětí 15 m

Závěr

Cílem práce bylo stanovit zatížení, které na křídlo letounu Phoenix Air působí při rozpětí 17 m ve srovnání se zatížením při konfiguraci rozpětí 15 m a sestavit výpočetní model za použití MKP. Tento model byl nejprve verifikován na základě analýzy dat získaných v rámci předešlé zatěžovací zkoušky, při které se na křídlo postupně aplikovala zátěž až do hmotnosti 100 kg.

Pro výpočet zatížení působícího na křídlo letounu bylo nejprve třeba stanovit obratovou a poryvovou obálku násobků, a to pro varianty při použití křídlového nástavce pro rozpětí 15 m, nového křídlového nástavce pro rozpětí 17 m a variantu za použití nástavce křídlového oblouku s wingletem pro nejkratší rozpětí 10 m. Z těchto výpočtů vyšlo najevo, že při použití nejkratšího křídlového nástavce by bylo třeba snížit hmotnost letounu, což není v souladu s přáním zákazníka. Z tohoto důvodu byly další výpočty a konfigurace provedeny pouze pro letoun s rozpětím 15 m a 17 m.

V závěru práce je na již ověřený MKP model aplikováno zatížení vypočítané pro obě varianty rozpětí. Vzhledem ke složitosti a velikosti modelu nebylo možné výpočty této úlohy realizovat za použití funkcí nelineární geometrie. Proto byly sestaveny různé varianty lineárního modelu s modifikacemi směřujícími ke stavbě nelineárního modelu, například pro vrstvy lepidla bylo nastaveno využití elementů s kohezivními vlastnostmi, které dovolují velké deformace a jsou tedy vhodné pro stavbu geometricky nelineárních modelů. Další modifikací byla eliminace částí modelu se skokovými změnami tuhosti, o nichž je známo že v podmínkách výpočtu s nelineární geometrií selhávají. Pro další použití modelu k výpočtům by bylo vhodné zajistit funkčnost použití nelineární geometrie. Z konstrukčního hlediska by mohlo být žádoucí aplikování výztuh na stojinu v oblasti lomu nosníku křídla, kde se projevila skokově zvýšená poměrná deformace. Po prodloužení rozpětí z 15 m na 17 m se poměrná deformace v místě vzdáleném 0,1 m od roviny kořenového žebra změnila asi o 4 % na odtokové hraně, na náběžné zůstala téměř stejná, o 30 % vzrostla ve vzdálenosti 1,1 m na odtokové hraně a o 56 % na náběžné hraně. Od vzdálenosti 3,1 m od roviny kořenového žebra je křivka poměrné deformace pro obě rozpětí více méně stejná.

Bibliografie

- [1] Phoenix Air [Online]. Dostupné z:
http://www.phoenixair.cz/phoenix_air_advantages.htm. [vid 15 03 2019].
- [2] KÁBRT, Miroslav. Letecké kompozitové konstrukce.[prezentace]
- [3] VOBORA, Ladislav. Bakalářská práce; Deformační analýza části draku ultralehkého letounu. Praha, 2018.
- [4] O letadlech [Online]. Dostupné z:
<http://www.slavetind.cz/stavba/konstrukce/kridlo/Kridlanosnikova.aspx>
[vid 20 03 2019]
- [5] Open TX [Online]. Dostupné z:
https://www.opentx.cz/index.php/Z%C3%A1kladn%C3%AD_pojmy:_Ailerony,_elevony,_flaperony [15 03 2019].
- [6] SLAVÍK, Svatomír. Stavba letadel. Praha: Vydavatelství ČVUT, 1997. ISBN 80-01-01671-4.
- [7] HBM [Online]. Dostupné z: <https://www.hbm.com/en/4596/what-is-a-fiber-bragg-grating/>. [vid 27 03 2019].
- [8] Boteg [Online]. Dostupné z: <https://www.boteg.cz/cz/fiber-bragg-grating/>. [vid 31 03 2019].
- [9] RŮŽIČKA, Milan a DVOŘÁK, Milan a DOUBRAVA, Karel, 50th Annual Conference on Experimental Stress Analysis „Strain measurement with the Fiber Bragg Grating optical sensors,“ 2012.
- [10] Wikipedia [Online]. Dostupné z:
] https://cs.wikipedia.org/wiki/Jednovidov%C3%A9_optick%C3%A9_vl%C3%A1kno. [vid 27 03 2019].
- [11] Static1 TME [Online]. Dostupné z:
] https://static1.tme.eu/products_pics/c/8/d/c8d2e04e2e9168942a0ce1c31836bacd/482843.jpg. [vid 27 03 2019]
- [12] L. ČR, Požadavky letové způsobilosti SLZ UL 2 - I, Na základě pověření
] Ministerstvem dopravy ČR vydala Letecká amatérská asociace ČR, Ke Kablu 289, 102 00, Praha 10 , 2019, pp. 21-25.
- [13] TATAREVIČOVÁ, Alena. Diplomová práce; Rekonstrukce křídla pro větší
] vzletovou hmotnost, Praha, 2018.
- [14] TOMÁŠ, Filip. Bakalářská práce; Tvorba 3D modelu křídla části draku letounu
] podle skutečných tvarů a rozměrů, Praha: ČVUT, 2019.

[15 Phoenix Air [Online]. Dostupné z:

] <http://www.phoenixair.cz/images/Why%20kopie.jpg>. [vid 08 03 2019].

[16 ROSKAM, Jan. Airplane design. Lawrence, Kan: DARcorporation, 2000. ISBN

] 1884885527.