



VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING

LETECKÝ ÚSTAV

INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

KONSTRUKČNÍ USPOŘÁDÁNÍ KŘÍDLA SOUTĚŽNÍHO LETOUNU

WING SYSTEM DESIGN OF COMPETITION AIRCRAFT

BAKALÁŘSKÁ PRÁCE

BACHELOR'S THESIS

AUTOR PRÁCE

AUTHOR

Vít Mahdal

VEDOUCÍ PRÁCE

SUPERVISOR

Ing. Tomáš Katrňák

BRNO 2016

Zadání bakalářské práce

Ústav: Letecký ústav
Student: **Vít Mahdal**
Studijní program: Strojírenství
Studijní obor: Základy strojního inženýrství
Vedoucí práce: **Ing. Tomáš Katrňák**
Akademický rok: 2015/16

Ředitel ústavu Vám v souladu se zákonem č.111/1998 o vysokých školách a se Studijním a zkušebním řádem VUT v Brně určuje následující téma bakalářské práce:

Konstrukční uspořádání křídla soutěžního letounu

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Navrhněte uspořádání a konstrukční řešení křídla jednomotorového bezpilotního soutěžního letounu podle pravidel platných pro studentskou soutěž Air Cargo Challenge 2015.

Cíle bakalářské práce:

Cílem bakalářské práce je navržení uspořádání a konstrukční řešení křídla letounu dle pravidel soutěže.

- Určete zatížení křídla letounu s maximálním uvažovaným platícím zatížením při letovém obratu. Za letový obrat uvažujte manévr provedený při otočce kolem letové báze.
- Analytickými metodami dimenzujte vnitřní konstrukční uspořádání křídla letounu. Vycházejte z konstrukčního uspořádání současného modelu.
- Proveďte návrh vnitřního uspořádání křídla, kde box na platící zatížení bude umístěn uvnitř centroplánu křídla.
- Porovnejte obě návrhové varianty s provedeným řešením

Seznam literatury:

Mertl, V. (2000): Konstrukce a projektování letadel, VUT-FSI, Brno.

Daněk, V. (2000): Projektování letadel, VUT-FSI, Brno.

Torenbeek, E. (1976): Synthesis of Subsonic Airplane Design, Delft University.

Roskam, J. (1989): Airplane Design (Parts), University of Kansas.

Malinowski, M. (2015): Unmanned aerial system design competition, VUT-FSI, Brno.

Předpis soutěže Air Cargo Challenge 2015, version 1.00, Euroavia, 2015.

Další literatura dle doporučení vedoucího práce.

Termín odevzdání bakalářské práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2015/16

V Brně, dne

L. S.

doc. Ing. Jaroslav Juračka, Ph.D.
ředitel ústavu

doc. Ing. Jaroslav Katolický, Ph.D.
děkan fakulty

ABSTRAKT

Tato bakalářská práce se zabývá konstrukčním uspořádáním křídla soutěžního letounu.

Práce se skládá z pěti hlavních částí. První část popisuje soutěž Air Cargo Challenge, pro kterou je daný letoun navrhován. Dále je proveden výpočet letových obálek a zatížení, které působí na letadlo. V navazující kapitole je provedena pevnostní kontrola stávajícího modelu FabricK. Následující část bakalářské práce je věnována návrhu nového uspořádání nosníků. Poslední část porovnává výhody a nevýhody se starší verzí.

KLÍČOVÁ SLOVA

Letoun, soutěž, křídlo, zatížení, nosník, konstrukce.

ABSTRACT

This bachelor's thesis deals with the wing system design of competition aircraft.

The thesis consists of five main parts. The first part is an introduction to the competition – Air Cargo Challenge, and the mission of UAV. The second part details the compilation of flight envelope and loads acting on the aircraft. Part three describes stress analysis of the old fabric method of wing construction. Part four of the thesis gives suggestions of a new wing system design, and its stress analysis. The final part of this bachelor's thesis describes the advantages and disadvantages of the new system design, and compares them to the old version.

KEY WORDS

Aircraft, competition, wing, load, beam, structure.

BIBLIOGRAFICKÁ CITACE

MAHDAL, V. Konstrukční uspořádání křídla soutěžního letounu. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2016. 63 s. Vedoucí bakalářské práce Ing. Tomáš Katrňák.

ČESTNÉ PROHLÁŠENÍ

Prohlašuji, že jsem bakalářskou práci na téma „Konstrukční uspořádání soutěžního letounu“ zpracoval samostatně s použitím odborné literatury a pramenů uvedených v seznamu na konci této práce.

V Brně dne 26. 5. 2016

.....

Vít Mahdal

PODĚKOVÁNÍ

Touto cestou bych chtěl poděkovat své rodině a známým za podporu během celého studia. Dále bych chtěl poděkovat svému vedoucímu bakalářské práce Ing. Tomášovi Katrňákovi za vedení, množství času, trpělivosti a spousty rad, které mi poskytnul.

OBSAH

1	ÚVOD	- 12 -
2	SOUTĚŽ AIR CARGO CHALLENGE (ACC).....	- 13 -
2.1	Technická omezení	- 13 -
2.2	Průběh soutěžního letu.....	- 16 -
3	PŮVODNÍ LETOUN FABRICK	- 17 -
3.1	Geometrie letounu.....	- 18 -
3.2	Technické parametry a konstanty	- 19 -
4	OBÁLKY ZATÍŽENÍ	- 20 -
4.1	Obratová obálka zatížení	- 20 -
4.1.1	Násobky dané předpisem CS22.....	- 20 -
4.1.2	Návrhové rychlosti	- 20 -
4.2	Poryvová obálka	- 21 -
4.2.1	Násobky dané předpisem CS22.....	- 22 -
4.3	Klapková obálka	- 23 -
4.4	Zhodnocení obálky zatížení	- 24 -
5	VÝPOČET ZATÍŽENÍ KŘÍDLA	- 25 -
5.1	Definice případů zatížení po rozpětí	- 25 -
5.2	Výpočet rozložení zatížení po rozpětí.....	- 25 -
5.2.1	Výstupní hodnoty programu GLAUERT III	- 26 -
5.3	Výpočty zatížení	- 27 -
5.4	Zhodnocení výsledného zatížení.....	- 29 -
5.5	Rozhodující případy zatížení	- 32 -
6	PEVNOSTNÍ KONTROLA.....	- 33 -
6.1	Početní zatížení	- 33 -
6.2	Konstrukce křídla.....	- 33 -
6.2.1	Materiály.....	- 34 -
6.2.2	Vstupní parametry	- 35 -
6.2.3	Uložení nosníků.....	- 36 -
6.2.4	Kvadratické momenty nosníků.....	- 36 -
7	NOVÉ USPOŘÁDÁNÍ KŘÍDLA.....	- 41 -
7.1	Nové složení jednotlivých částí křídla.....	- 42 -
8	ZÁVĚR.....	- 46 -
	SEZNAM POUŽITÝCH ZDROJŮ.....	- 47 -

SEZNAM OBRÁZKŮ	- 48 -
SEZNAM TABULEK	- 49 -
SEZNAM PŘÍLOH	- 50 -
SEZNAM OZANČENÍ VELIČIN A JEDNOTEK.....	- 51 -

1 ÚVOD

Cílem bakalářské práce je navržení uspořádání a konstrukční řešení křídla soutěžního letounu dle pravidel soutěže Air Cargo Challenge. Letadlo nazvané FABRICK se účastnilo soutěže již v roce 2015 a tato bakalářská práce se zabývá vylepšením jeho křídla.

Jedná se o jednomotorový bezpilotní letoun určený pro co nejrychlejší průlet bázi s co nejtěžším závažím. Výpočet parametrů probíhá podle předpisu CS – 22 pro kluzáky a motorové kluzáky.

Na letoun během průletu bázi působí zatížení, které musí konstrukce přenést bez porušení a trvalých deformací. Proto je potřeba navrhnout ji dostatečně pevnou, ale ne příliš těžkou. K tomuto použití jsou velmi vhodné kompozitní materiály, pro jejich vysokou pevnost a nízkou hmotnost.

2 SOUTĚŽ AIR CARGO CHALLENGE (ACC)

Soutěž Air Cargo Challenge (dále ACC) je určená studentům vysokých škol z celého světa, která spojuje teoretické znalosti školy s praxí. Vznikla za účelem vzbudit zájem o letectví. Studenti vytvoří tým, jehož úkolem je navrhnout a postavit rádiem řízené letadlo dle pravidel ACC, které má nejlepší poměr rychlosti a obratnosti letu s maximální hmotností nákladu, který může přepravit. Podmínkou účasti je i podrobná technická dokumentace. Každá část soutěže je náležitě bodově ohodnocena, má striktní pravidla a časy odevzdání. [6]

2.1 Technická omezení

Přesné technické požadavky a omezení na vyvíjený letoun jsou shrnuty v pravidlech soutěže. [6]

- **Uspořádání letounu**

Letadlo může být jakékoliv konfigurace s výjimkou letounů s pohyblivými nosnými plochami a letounů lehčích než vzduch.

Je zakázáno použití jakékoliv pomocné síly při startu. Všechna energie potřebná pro vzlet musí pocházet ze zdroje napětí umístěného na palubě. Jediná povolená pohonná jednotka je motor popsáný níže.

- **Motor**

Dle pravidel musí být použit motor AXI Gold 2826/10. K regulaci otáček může být využit jakýkoliv regulátor.

- **Baterie**

Je dovoleno použít lithiové akumulátory (LiFe, LiPo, LiIon) s vybíjecím proudem maximálně 45A. Hlavní parametry baterie musí být uvedeny na obalu.

- **Vrtule**

Předpisy ACC umožňují závodit pouze s nemodifikovanou vrtulí APC 13×17 inches Sport, jejíž výrobní kód je LP 13070.

- **Převody**

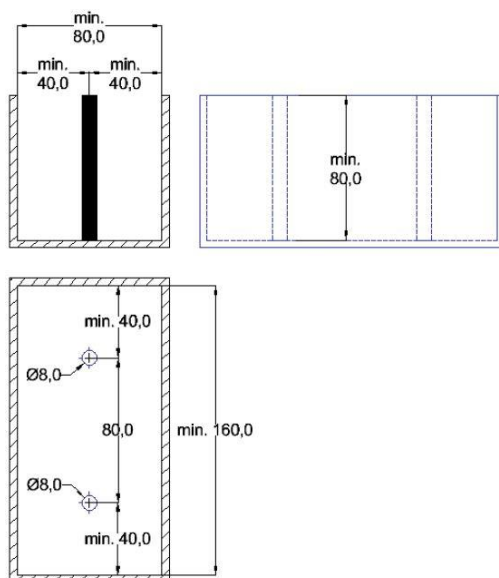
Pro přenos síly může být použito jak převodových kol, řetězů, tak i kloubových hřídelí, ale pouze za předpokladu že převodový poměr mezi motorem a vrtulí zůstane 1:1.

- **Rozměry letounu**

Jediné omezení rozměrů sestaveného UAV (z anglického Unmanned Aerial Vehicle – bezpilotní letoun) je plocha 2,5×2,5 m, do které se musí vejít, pokud stojí na svém vlastním podvozku.

- **Nákladový prostor**

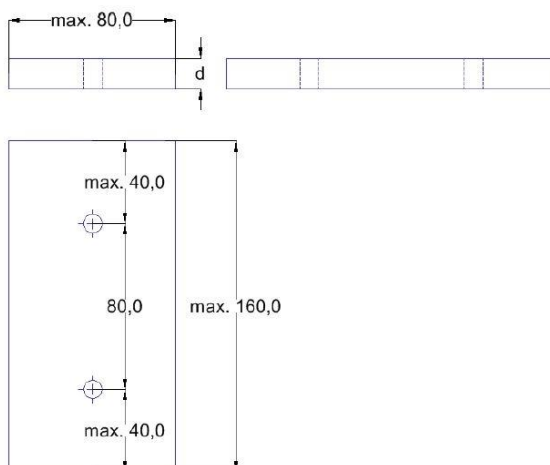
Náklad musí být umístěn v nákladovém prostoru, který má definované minimální rozměry 160×80×80mm (Obr. 2-1) a je pevně spojený s drakem letounu. Jeho velikost je kontrolována komisí za pomoci pěnového přípravku, který nahrazuje proporce zátěže.



Obr. 2-1 Minimální rozměry nákladního prostoru [6]

- **Užitečné zatížení**

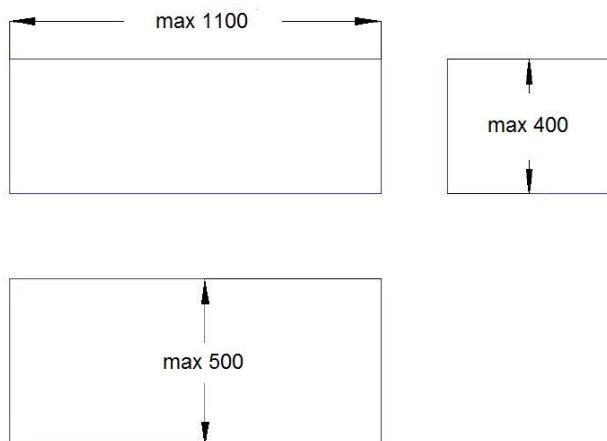
Předběžný výpočet maximální hmotnosti nákladu musí být uveden jako funkce hustoty vzduchu. Jako zátěž slouží ocelové pláty dané velikosti (Obr. 2-3), které jsou umístěné vně nebo uvnitř letounu. Musí být ukotveny dvěma šrouby o průměru 8mm ve vzdálenosti 80 mm, aby nedošlo k jejich samovolnému pohybu během soutěžního letu.



Obr. 2-2 Rozměry jednotlivých ocelových plátů [6]

- **Přepravní box**

Všechny týmy jsou povinny k přepravě letadla použít přepravní box daných rozměrů (Obr. 2-3). To ovlivňuje konstrukci letadla, protože musí být dělené křídlo i trup. Společně s letounem se do kufru musí vejít všechny komponenty potřebné pro závod.



Obr. 2-3 Vnitřní rozměry přepravního boxu [6]

- **Identifikace letounu**

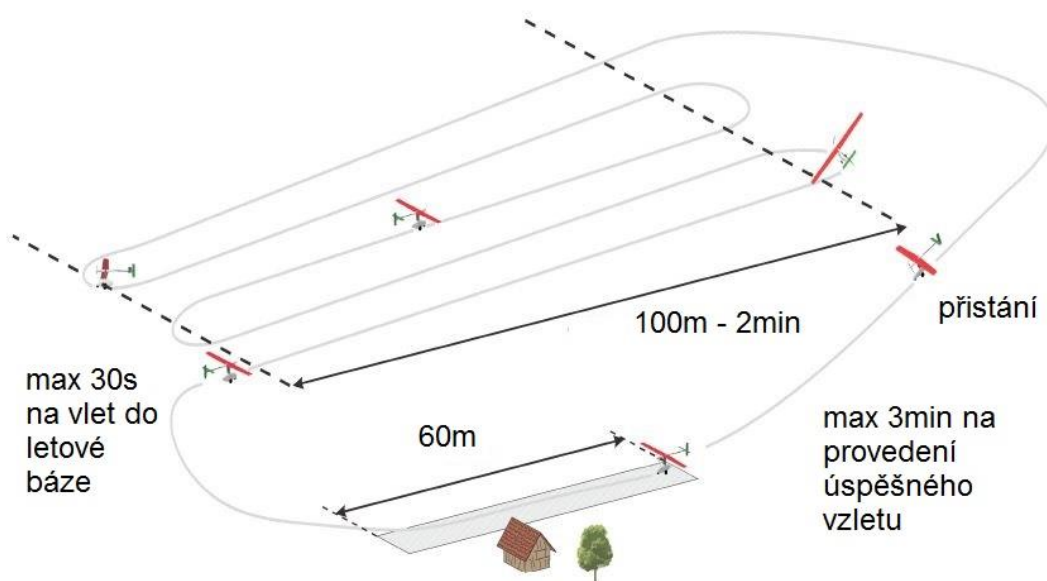
Letoun musí mít specifické označení, které slouží k jeho identifikaci. Toto označení se skládá z čísla týmu a jména univerzity. Pravidla dovolují umístění log sponzorů. Nejméně 10 cm jasným číslem musí být označen trup i křídlo.

- **Požadavky na vysílač a ovládací systém**

Je doporučeno použít ovládací soupravu s frekvencí 2,4 GHz. Povinností je mít nezávislé baterie pro RX (externí přijímač) a to s kapacitou minimálně 600mAh. Jelikož soutěžní let bude probíhat nezávisle na počasí, musíme to zohlednit při umístění elektroniky. Serva musí odolat aerodynamickému zatížení působící na dron. Není povolena žádná asistenční soustava, jakou je gyroskop a další umělé stabilizační systémy.

2.2 Průběh soutěžního letu

Na vzlet letounu má pilot vyhrazené 3 minuty a délku vzletové dráhy 60m, na které musí letoun bezpodmínečně vzlétnout, jinak je pokus neplatný. Po úspěšném vzletu má pilot 30 sekund na nabrání libovolné letové výšky a poté 2 minuty, ve kterých se pilot snaží o co největší počet průletů 100 metrových koridorů. Po uplynutí stanovených 2 minut musí letadlo bezpečně přistát na vyznačené přistávací ploše. Za letu a během přistání nesmí z letounu odpadnout jakákoliv jeho součást, jinak je let neplatný. Po úspěšném přistání se vyhodnotí počet průletů bází a pomocí rovnice se vypočítá počet získaných bodů v závislosti na hmotnosti nákladu.



Obr. 2-4 Průběh soutěžního letu [6]

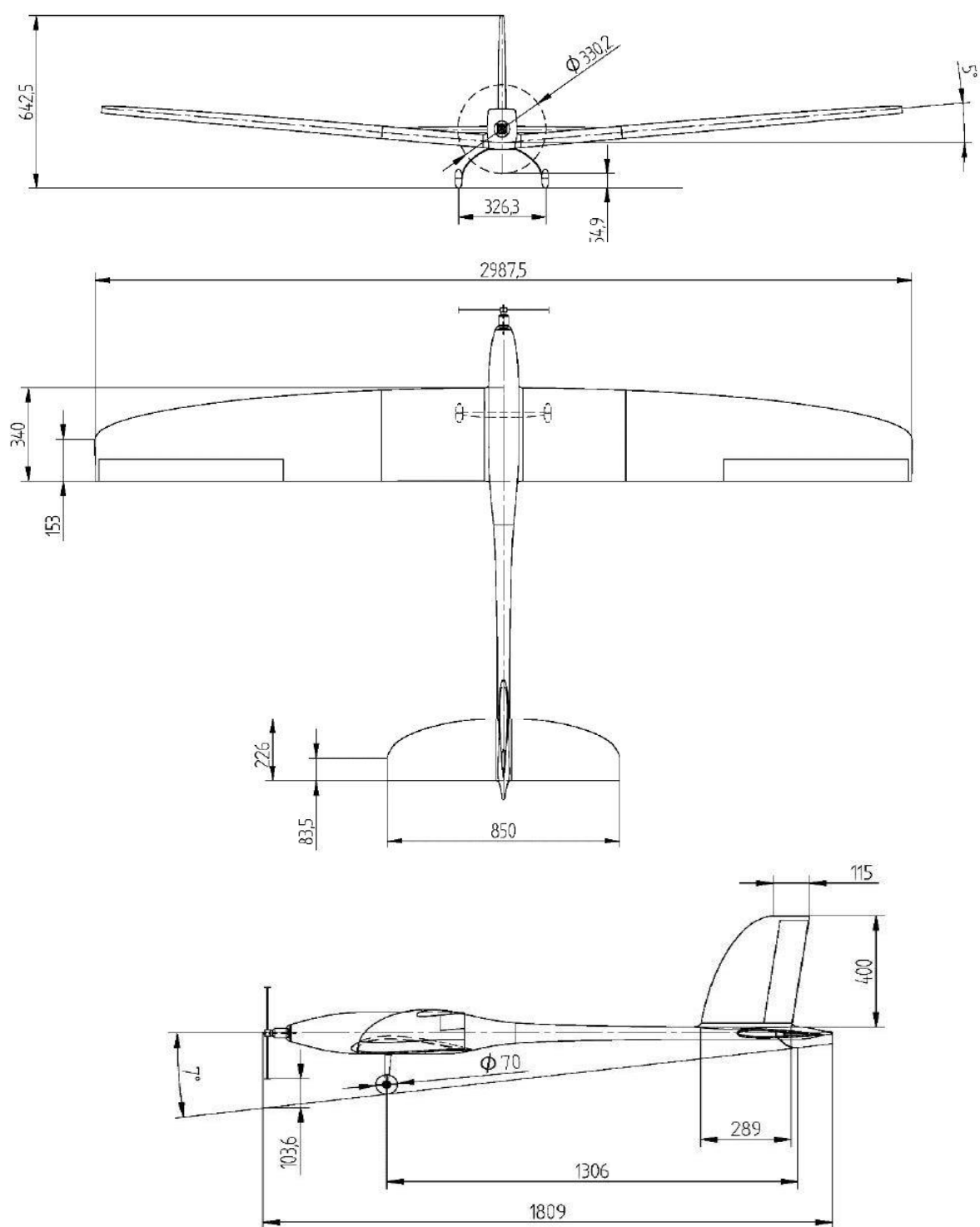
3 PŮVODNÍ LETOUN FABRICK

Vychází se z letadla FabricK, které bylo vytvořeno pro soutěž Air Cargo Challenge 2015. Jedná se o jednomotorový bezpilotní letou. Je to klasický dolnoplošník s vodorovnými ocasními plochami umístěnými na zádi letounu za křídlem. Letadlo je vyfoceno na obrázku 3-1.



Obr. 3-1 FabricK během cvičného letu [10]

3.1 Geometrie letounu



Obr. 3-2 Geometrie letounu FABRICK [3]

3.2 Technické parametry a konstanty

Rozměry:

Rozpětí křídla	l	$= 3$	m
Plocha křídla	S	$= 0,89961$	m^2
Štíhlost křídla	AR	$= 10,004$	-
Hloubka křídla v ose	C_0	$= 0,340$	m
Hloubka křídla koncového profilu	C_k	$= 0,153$	m
Maximální součinitel vztlaku	C_{Lmax}	$= 1,387$	-
Minimální součinitel vztlaku	C_{Lmin}	$= 0,55$	-
Nejnižší součinitel aerodynamického odporu	C_{Dmin}	$= 0,015$	-
Maximální vzletová hmotnost	m_{TOW}	$= 10.5$	kg
Minimální vzletová rychlost	V_{LOF}	$= 12,668$	$m \cdot s^{-1}$
Maximální rychlost horizontálního letu	V_H	$= 30,95$	$m \cdot s^{-1}$
Délka střední geometrické tětiny	C_{SGT}	$= 0,29987$	m
Délka střední aerodynamické tětiny	C_{SAT}	$= 0,30568$	m
Poloha náběžné hrany	X_{SAT}	$= 0,34321$	m
Poloha SAT po rozpětí	Y_{SAT}	$= 0,694469$	m
Úhel vzepětí	ψ	$= 5$	$^\circ$
Geometrické kroucení křídla	ε	$= -3$	$^\circ$
Úhel nastavení křídla vůči trupu	φ	$= 0,255$	$^\circ$
Vztlaková čára křídla	C_L^∞	$= 5,0423$	rad^{-1}
Vztlaková čára profilu	C_{Lp}^∞	$= 6,136$	rad^{-1}

Křídélka:

Délka	l_A	$= 0,675$	m
Hloubka	C_A	$= 0,079$	m
Plocha	S_A	$= 0,053325$	m^2
Relativní plocha	S_A'	$= 0,11855$	-
Vychýlení	γ	$= -30/+20$	$^\circ$
Pozice osy křídélek	$\%C_{sat}$	$= 0,74156$	%

Konstanty:

Tíhové zrychlení	g	$= 9,80665$	$m \cdot s^{-2}$
Hustota vzduchu	ρ	$= 1,225$	kg/m^3

4 OBÁLKY ZATÍŽENÍ

Obálka ohraničuje všechny možné kombinace rychlosti a násobku, které mohou během provozu nastat. Konstrukce letounu musí být schopná odolat bez porušení tomuto zatížení s předepsaným součinitelem bezpečnosti. Obálka zatížení je tvořena obratovou, klapkovou a poryvovou obálkou. [7]

4.1 Obratová obálka zatížení

Zahrnuje v sobě provozní násobky a rychlosti od manévrů.

4.1.1 Násobky dané předpisem CS22

Násobky jsou předpisem dané pro kategorie „Aerobatic“ (A) a „Utility“ (U). Výpočet je proveden pro kategorii Utility, pro kterou jsou násobky uvedeny v tab. 4-1.

n ₁	5,3
n ₂	4
n ₃	-1,5
n ₄	-2,65

Tab. 4-1 Manévrové násobky

4.1.2 Návrhové rychlosti

Návrhové rychlosti vychází z rovnováhy vztlakové a tíhové síly. [1]

$$L = G$$

$$\rho \cdot \frac{V_S^2}{2} \cdot c_{LMAX} \cdot S = m \cdot g$$

- Pádová rychlost

$$V_S = \sqrt{\frac{2 \cdot m_{TOW} \cdot g}{c_{LMAX} \cdot \rho \cdot S}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 10,5 \cdot 9,80665}{1,4 \cdot 1,225 \cdot 0,89961}}$$

$$V_S = 41,8 \text{ km/h}$$

- **Pádová rychlost na zádech**

$$V_{SG} = \sqrt{\frac{2 \cdot m_{TOW} \cdot g}{c_{Lmin} \cdot \rho \cdot S}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 10,568 \cdot 9,80665}{0,55 \cdot 1,225 \cdot 0,89961}}$$

$$V_{SG} = 66,4 \text{ km/h}$$

- **Maximální rychlost horizontálního letu**

Rychlost byla určena z rovnosti využitelného a potřebného výkonu. [3]

$$V_H = 111,4 \text{ km/h}$$

- **Obratová rychlost**

$$V_A = V_S \cdot \sqrt{n_1} = 41,8 \cdot \sqrt{5,3}$$

$$V_A = 96,2 \text{ km/h}$$

- **Obratová rychlost na zádech**

$$V_G = V_{SG} \cdot \sqrt{n_2} = 18,43 \cdot \sqrt{2,65}$$

$$V_G = 108 \text{ km/h}$$

- **Rychlost strmého sestupného letu V_D**

Dle předpisu CS 22.335 nesmí být nižší než:

$$V_{D1} = 18 \cdot \sqrt[3]{\left(\frac{W}{S}\right) \cdot \left(\frac{1}{C_{Dmin}}\right)} = 18 \cdot \sqrt[3]{\frac{10,5 \cdot 9,80665}{0,89961 \cdot 10} \cdot \frac{1}{0,015}} = 164,5 \text{ km/h}$$

Pro motorové větroně nesmí být rychlost nižší než:

$$V_{D2} = 1,35 \cdot V_H = 1,35 \cdot 30,95 = 150,417 \text{ km/h}$$

Rychlost strmého sestupného letu volím **$V_D = 165 \text{ km/h}$**

4.2 Poryvová obálka

Zahrnuje provozní násobky a rychlosti od vzdušných proudů-poryvů.

4.2.1 Násobky dané předpisem CS22

Při návrhové rychlosti poryvu V_B musí být letoun schopen odolávat poryvům $U = 15$ m/s.

Při rychlosti V_D musí odolat poryvu $U = 7,5$ m/s.

Návrhová rychlost $V_B \geq V_A$

voleno $V_B = V_A = 96,2$ km/h

- **Hmotnostní poměr letounu**

$$\mu_g = \frac{\frac{2 \cdot m_{TOW}}{S}}{\rho \cdot C_{SAT} \cdot C_L^\alpha} = \frac{\frac{2 \cdot 10,5}{0,89961}}{1,225 \cdot 0,30568 \cdot 5,043} = 11,36$$

- **Zmírňující součinitel poryvu**

$$K_g = \frac{0,88 \cdot \mu_g}{5,3 + \mu_g} = \frac{0,88 \cdot 11,25}{5,3 + 11,25} = 0,616$$

- **Poryv při V_B**

$$n = 1 \pm \frac{0,5 \cdot \rho \cdot V_B \cdot C_L^\alpha \cdot K_g \cdot U_{DE}}{\frac{g \cdot m_{TOW}}{S}} = 1 \pm \frac{0,5 \cdot 1,225 \cdot 26,6 \cdot 5,543 \cdot 0,616 \cdot 15}{\frac{9,80665 \cdot 10,5}{0,89961}}$$

$$n = 1 \pm 6,66$$

Hodnota n nesmí překročit

$$n = 1,25 \cdot \left(\frac{V_B}{V_S}\right)^2 = 1,25 \cdot \left(\frac{96,2}{41,8}\right)^2 = 6,625$$

Zvoleno $n = + 6,625$

- 5,66

- **Poryv při VD**

$$n = 1 \pm \frac{0,5 \cdot \rho \cdot v_D \cdot C_L^\alpha \cdot K_g \cdot U_{DE}}{\frac{g \cdot m_{TOW}}{S}} = 1 \pm \frac{0,5 \cdot 1,225 \cdot 45,8 \cdot 5,543 \cdot 0,598 \cdot 7,5}{\frac{9,80665 \cdot 10,5}{0,89961}}$$

$$n = 1 \pm 5,713$$

Hodnota n nesmí překročit

$$n = 1,25 \cdot \left(\frac{v_D}{v_s}\right)^2 = 1,25 \cdot \left(\frac{165}{41,8}\right)^2 = 19,41$$

Zvoleno n = + 6,71

- 4,71

4.3 Klapková obálka

- **Maximální rychlost klapkové obálky**

Nesmí být nižší než:

$$V_{F1} = 2,7 \cdot v_s = 2,7 \cdot 41,8 = 112,8 \text{ km/h}$$

$$V_{F2} = 1,05 \cdot v_A = 1,05 \cdot 96,2 = 101 \text{ km/h}$$

Voleno V_F = 113 km/h

- **Pádová rychlost s klapkovou mechanizací**

$$V_{SF} = \sqrt{\frac{2 \cdot m_{TOW} \cdot g}{c_{LFMAX} \cdot \rho \cdot S}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 10,5 \cdot 9,80665}{2,1 \cdot 1,225 \cdot 0,89961}}$$

V_{SF} = 33,96 km/h

Kladný maximální provozní násobek zatížení při obratech s vysunutými vztlačovými klapkami je roven 4,0. [7]

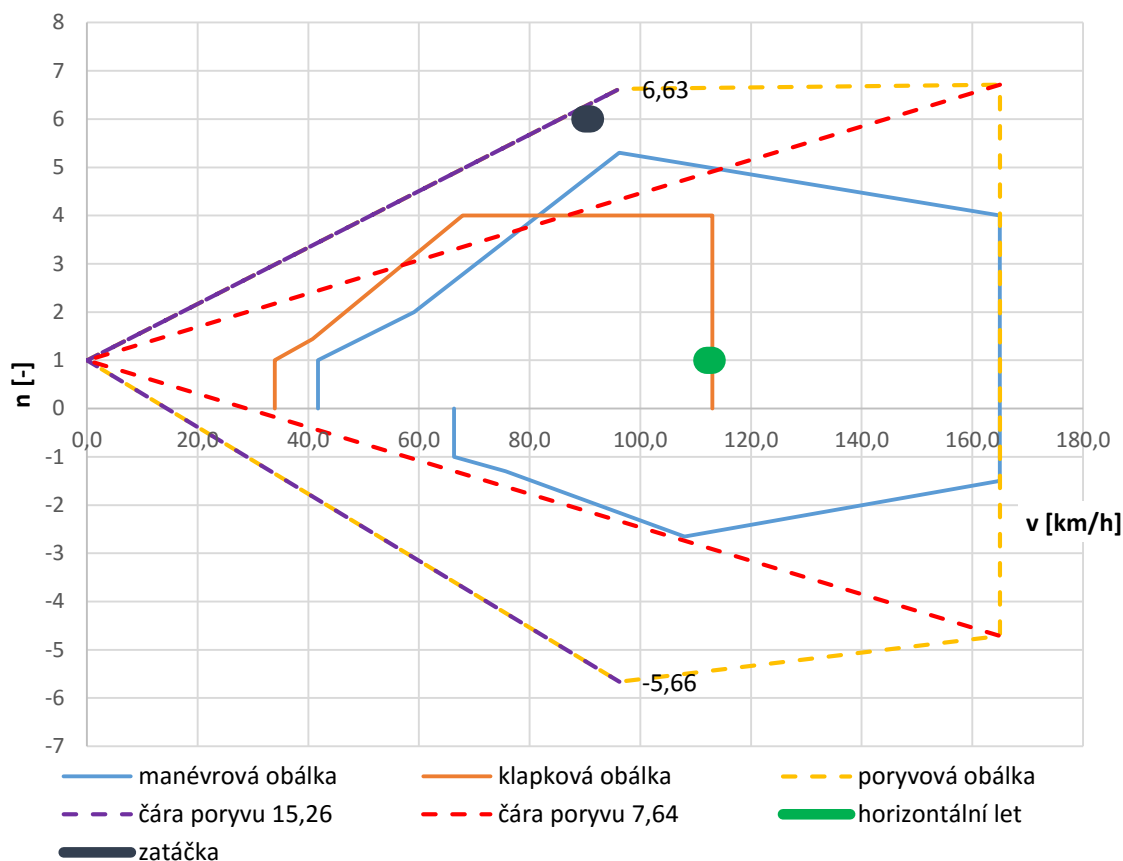
- **Pádová rychlost s klapkovou mechanizací při n=4**

$$V_{SFn=4} = \sqrt{\frac{2 \cdot m_{TOW} \cdot g \cdot n}{c_{LFMAX} \cdot \rho \cdot S}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 10,5 \cdot 9,80665 \cdot 4}{2,1 \cdot 1,225 \cdot 0,89961}}$$

V_{SFn=4} = 67,92 km/h

4.4 Zhodnocení obálky zatížení

Během měřených letů byly zjištěny hodnoty násobků a rychlostí při horizontálního letu a taktéž při obratu v letové bázi. Na začátku letové báze byla naměřena rychlost $V_H = 112 \text{ km/h}$, v zatáčce $V_Z = 90 \text{ km/s}$ a násobek $n = 5,81$. Násobek byl naměřený vyšší, protože zatáčka nebyla provedena vodorovně, ale se změnou výšky, neboť pilot urychlil zatáčku přetočením a pádem po křídle do strany. Z tohoto důvodu je pro větší bezpečnost zatížení letounu počítáno s násobkem $n = 6$. Letové obálky jsou vykresleny na obrázku níže (Obr. 4-1).



Obr. 4-1 Letové obálky

název rychlosti	označení	rychlost [km/h]	násobek [-]
Návrhová manévrovací rychlost	va	96,2	5,3
Maximální návrhová rychlost	vd	165	4
Maximální návrhová rychlost	vd	165	-1,5
Manévrovací rychlost při letu na zádech	vg	108,0	-2,65
Kladný poryv pro rychlost	vb	96,20	6,63
Záporný poryv pro rychlost	vd	165	6,71
Kladný poryv pro rychlost	vd	165	-4,71
Záporný poryv pro rychlost	vb	96,20	-5,66
Pádová rychlost s klapkovou mechanizací	vsf	33,96	1
Pádová rychlost s klapkovou mechanizací	vsfn4	33,96	4
Maximální rychlost klapkové obálky	vf	113	4
Maximální rychlost klapkové obálky	vf	113	1

Tab. 4-2 Výsledné rychlosti a násobky

5 VÝPOČET ZATÍŽENÍ KŘÍDLA

Letové násobky zatížení představují poměr složky aerodynamické síly (která působí kolmo k dráze letu kluzáku) k hmotnosti letounu. Jestliže aerodynamická síla působí vzhledem k letounu směrem vzhůru, je brán tento letový násobek jako kladný.

Požadavky na zatížení musí být prokázány pro všechny kombinace hmotnosti a užitečného zatížení v každé kritické nadmořské výšce a v rozsahu, ve kterém bude letoun provozován. [7]

5.1 Definice případů zatížení po rozpětí

- **Symetrické případy zatížení**

Dle předpisu CS 22.333 musí konstrukce křídla splňovat pevnostní požadavky ve všech bodech letové obálky.

- **Nesymetrické případy zatížení**

Předpis CS 22.349 prikazuje, aby byl kluzák navržen pro zatížení při plných výchylkách křidélek za rychlosti V_A při maximálním násobku odpovídající dvou třetinám násobků uvedených v tabulce 4-1. a třetinové výchylce křídélka během rychlosti V_D .

V této bakalářské práci jsou počítány pouze případy zatížení, které nastanou během průletu bází. Souhrnné parametry jsou uvedeny níže v tabulce (Tab. 5-1).

	m_{TOW}	v	n
	[kg]	[km/h]	[-]
horizontální let - H	10,5	112	1
zatáčka - Z	10,5	90	6

Tab. 5-1 Případy zatížení

5.2 Výpočet rozložení zatížení po rozpětí

Výpočet rozložení vztlaku byl proveden programem GLAUERT III v1.1.

Pro každý případ byl vypočítán součinitel vztlaku křídla z rovnováhy sil [5]

$$L = G \cdot n$$

$$\rho \cdot \frac{V_S^2}{2} \cdot c_L \cdot S = m \cdot g \cdot n$$

- Součinitel vztlaku křídla

$$C_{LH} = \frac{2 \cdot m_{TOW} \cdot g \cdot n}{V_H^2 \cdot \rho \cdot S} = \frac{2 \cdot 10,5 \cdot 9,80665 \cdot 1}{31^2 \cdot 1,225 \cdot 0,89961}$$

$$C_{LH} = 0,194$$

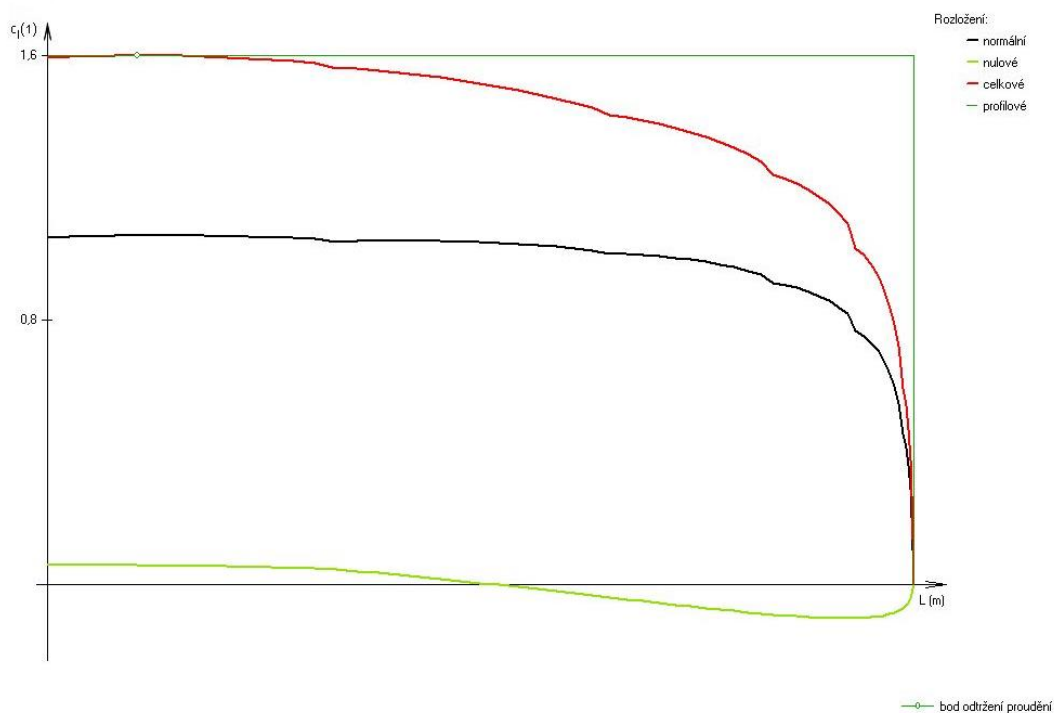
$$C_{LZ} = \frac{2 \cdot m_{TOW} \cdot g \cdot n}{V_Z^2 \cdot \rho \cdot S} = \frac{2 \cdot 10,5 \cdot 9,80665 \cdot 6}{25^2 \cdot 1,225 \cdot 0,89961}$$

$$C_{LZ} = 1,794$$

Vstupní hodnoty do programu GLAUERT III jsou pro oba případy zatížení uvedeny v příloze A-1.

5.2.1 Výstupní hodnoty programu GLAUERT III

- Horizontální let



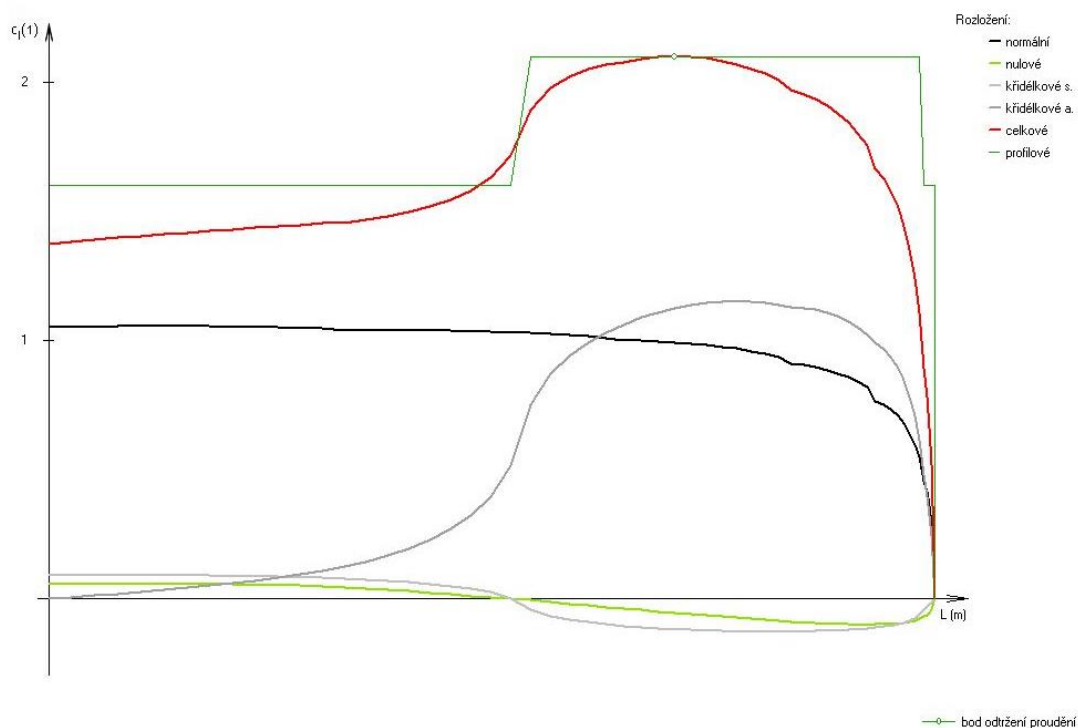
Obr. 5-1 Rozložení vztlaku po křídle - horizontální let

Max. součinitel vztlaku křídla je $C_{LkřídlaMax} = 1,4597$

Sklon vztlakové čáry křídla = $5,0423 \text{ rad}^{-1}$

Úhel nulového vztlaku křídla (v ose křídla) $\alpha_{křídla}^0 = -3,4322^\circ$ (bez uvažování vlivu vztlakové mechanizace)

- **Zatáčka**



Obr. 5-2 Rozložení vztlaku po křídle - zatáčka

Všechny výstupní hodnoty jsou v **příloze A-2**.

5.3 Výpočty zatížení

V bakalářské práci je počítáno tak zvané jednotkové řešení složek zatížení od hmotových a vzdušných sil. [5]

Symetrické případy

$$C_{LC}(y) = C_{Lkř}(y) \cdot C_{Ln}(y) + C_{L0}(y)$$

Křídélkové případy

$$C_{LC}(y) = C_{Lkř}(y) \cdot C_{Ln}(y) + C_{L0}(y) + C_{LkřSYM}(y) \pm C_{LkřANTI}(y)$$

Kde

$C_{Lkř}(y)$ je součinitel vztlaku křídla a odpovídá danému případu

$C_{Ln}(y)$ normální součinitel vztlaku

$C_{L0}(y)$ nulový součinitel vztlaku

$C_{LkřSYM}(y)$ symetrický součinitel vztlaku od výchylky křídélka

$C_{LkřANTI}(y)$ antisymetrický součinitel vztlaku od výchylky křídélka

- **Liniová zatížení**

Liniové zatížení od vzdušné posouvající síly

$$q_V = C_{LC} \cdot c \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2$$

Liniové zatížení od hmotových sil

$$q_m = k \cdot c^2 \cdot n$$

Kde

$$k = \frac{G_{kř}}{\int c^2 dz}$$

Liniové zatížení od krouticího momentu

$$q_{Mk} = C_m \cdot c^2 \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2$$

Kde

$$C_m = C_{m0} + c_m^\delta \cdot \delta_{křidélka}$$

Dle CS 22.439

$$c_m^\delta = -0,01$$

- **Silová zatížení**

Posouvající vzdušná síla

$$T_v = \int_{l/2}^0 q_v(z) dz$$

Setrvačná hmotová síla

$$T_m = \int_{l/2}^0 q_m(z) dz$$

- **Momentová zatížení**

Ohybový moment od vzdušných sil

$$M_{ov} = \int_{l/2}^0 T_v(z) dz$$

Ohybový moment od hmotových sil

$$M_{om} = \int_{l/2}^0 T_m(z) dz$$

Krouticí moment

$$M_k = \int_{l/2}^0 q_{Mk}(z) dz$$

- **Celková zatížení**

Celková posouvající síla

$$T_c = T_v + T_m$$

Celkový ohybový moment

$$M_{oc} = M_{ov} + M_m$$

5.4 Zhodnocení výsledného zatížení

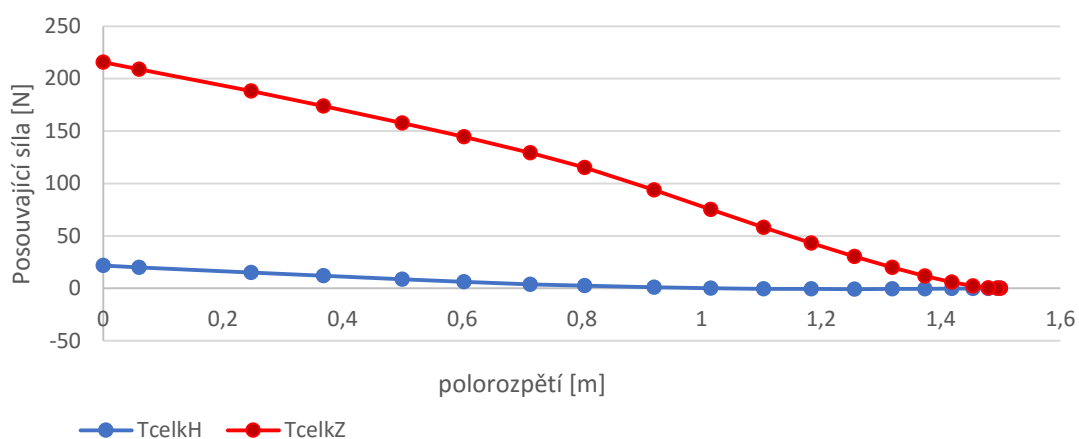
Výpočty byly provedeny v programu Excel pomocí lichoběžníkové metody. Souhrnné výsledky jsou uvedeny v tabulce (Tab. 5-2) a zakresleny do grafů (Obr. 5 - 3 ÷ 5 - 5). Hodnoty jednotlivých zatížení od hmotových a vzdušných sil jsou uvedeny v **příloze A-3** včetně celkových zatížení působících na letoun.

Tabulka udávající výsledné hodnoty zatížení.

z	horizontální let				zatáčka			
	q_{celk} [N/m]	T_{celk} [N]	Mo_{celk} [Nm]	Mk_{celk} [Nm]	q_{celk} [N/m]	T_{celk} [N]	Mo_{celk} [Nm]	Mk_{celk} [Nm]
1,5	0,0	0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
1,495	-4,0	0,0	0,0	-1,2	13,9	0,0	0,0	-0,9
1,48	-4,7	-0,1	0,0	-1,3	47,1	0,5	0,0	-1,1
1,454	-3,8	-0,2	0,0	-1,7	89,9	2,3	0,0	-1,3
1,419	-3,9	-0,3	0,0	-2,0	115,6	5,9	0,1	-1,5
1,374	-2,8	-0,5	0,0	-2,4	140,3	11,6	0,5	-1,8
1,319	-1,8	-0,6	-0,1	-2,7	158,2	19,8	1,3	-2,0
1,256	-0,7	-0,7	-0,1	-3,0	170,6	30,2	2,7	-2,2
1,104	4,4	-0,4	-0,2	-3,7	193,5	58,1	9,1	-2,6
1,016	7,1	0,1	-0,2	-4,0	196,8	75,3	14,7	-2,8
0,805	14,7	2,4	0,0	-4,6	169,7	115,2	35,4	-3,2
0,714	18,4	3,9	0,3	-4,9	142,6	129,4	45,1	-3,3
0,603	21,8	6,1	0,9	-5,1	130,1	144,5	61,0	-3,4
0,5	24,6	8,5	1,6	-5,3	125,1	157,6	73,8	-3,6
0,368	26,0	11,9	3,0	-5,5	119,8	173,8	96,9	-3,7
0,247	27,0	15,1	4,6	-5,6	118,7	188,3	110,1	-3,7
0,06	25,7	20,0	7,9	-5,7	103,4	209,0	166,9	-3,8
0	28,6	21,6	9,1	-5,9	119,5	215,7	190,1	-3,8

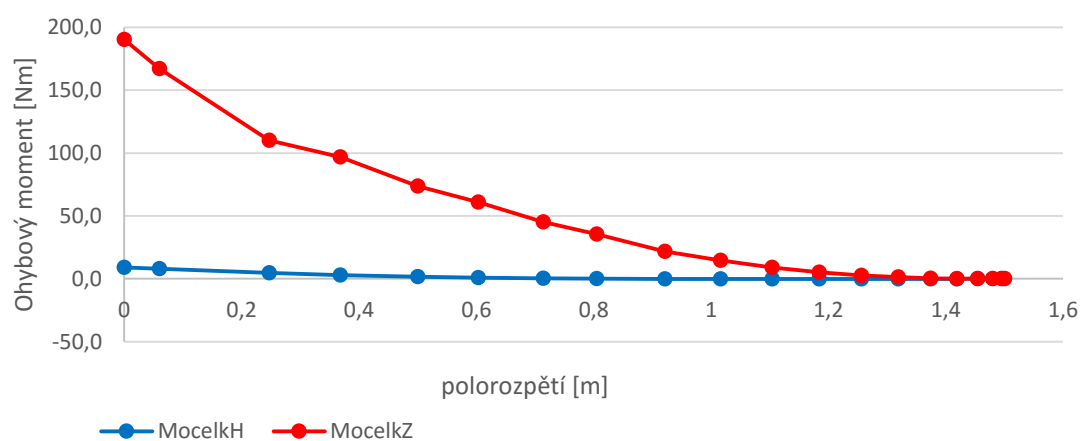
Tab. 5-2 Celková zatížení působící na letoun

Výsledná posouvající síla T_n



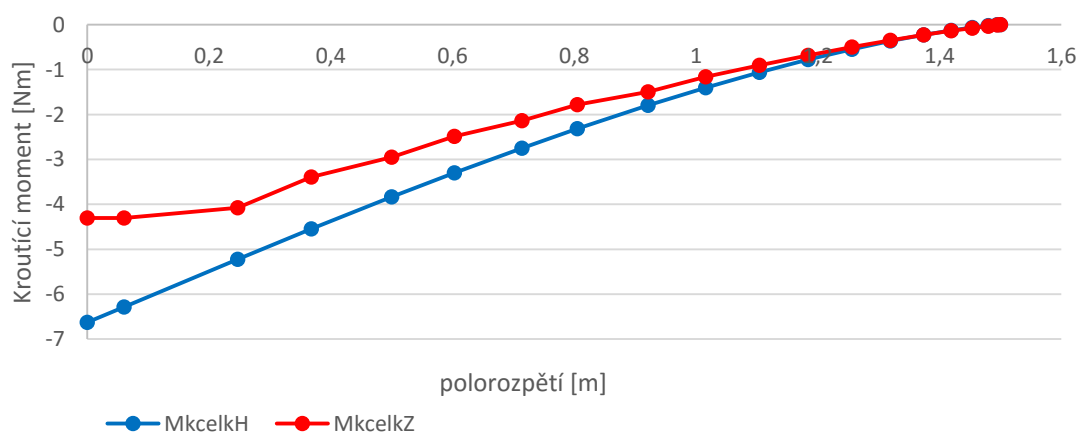
Obr. 5-3 Výsledná posouvající síla T_n

Výsledný ohybový moment M_o_n



Obr. 5-4 Výsledný ohybový moment M_o_n

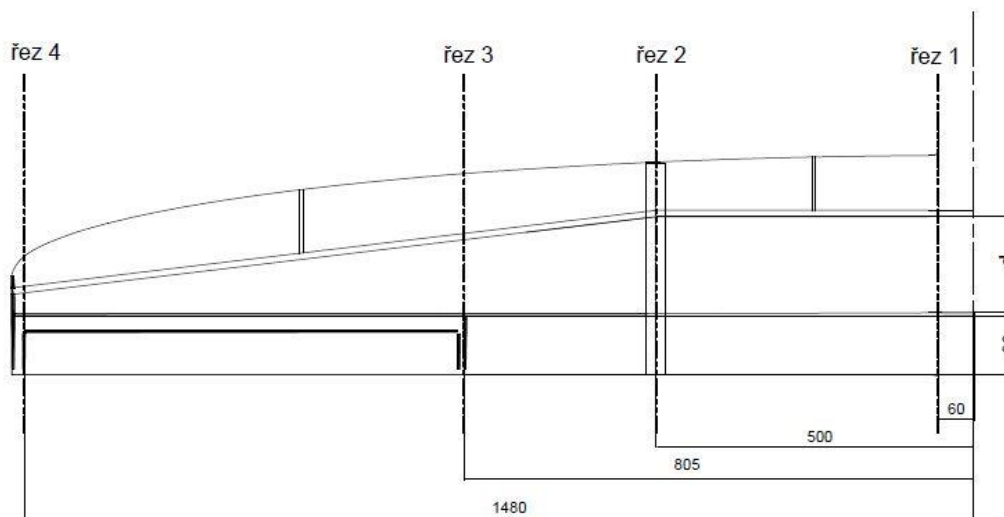
Výsledný krouticí moment



Obr. 5-5 Výsledný krouticí moment

5.5 Rozhodující případy zatížení

Rozhodující případ zatížení je složen z maximálních a minimálních hodnot jednotlivých zatížení. Pro pevnostní výpočet byly vybrány čtyři řezy – v místě spojení křídla s trupem (řez 2), spojení centroplánu s vnějším křídlem (řez 3), na začátku (řez 4) a na konci křídélka (řez 5). Tato provozní zatížení jsou shrnuta na další stránce v tabulce (Tab. 6-3).



Obr. 5-3 Polohy řezů křídla po polorozpětí

Tabulka provozního zatížení působící na letoun

	z	c	Tmax [N]	Tmin [N]	Momax [Nm]	Momin [Nm]	Mkmax [Nm]	Mkmin [Nm]
řez 4	1,48	0,184	0,50	-0,1	0,00	-0,01	-0,02	-0,03
řez 3	0,81	0,31	115,10	2,4	35,36	6,04	-1,78	-2,32
řez 2	0,50	0,33	125,04	8,5	73,73	1,64	-2,95	-3,84
řez 1	0,06	0,34	209,03	20,0	166,94	7,90	-4,30	-6,28

Tab. 5-3 Provozní zatížení

6 PEVNOSTNÍ KONTROLA

6.1 Početní zatížení

Reálné zatížení, které působící na letou se nazývá provozní. Z důvodu bezpečnosti se toto zatížení přenásobuje součinitelem bezpečnosti a dalšími zvyšujícími součiniteli, čímž dostaneme početní zatížení (Tab. 6-1). [4]

Používá se součinitel bezpečnosti jako u kovových materiálů $f_0 = 1,5$ nebo $f_0 = 1,25$. Pro kompozitní díly se tento součinitel pronásobuje dalším zvyšujícím koeficientem f_k . [5]

$$f = f_{vz} \cdot f_0$$

$$f_{vz} = k_1 \cdot k_2$$

Kde

k_1 – zvyšující součinitel udávaný pro kompozitní materiály

$$k_1 = 1,25$$

k_2 - vliv teploty na kompozitní materiál

$$k_2 = 1,2$$

V této bakalářské práci je využit součinitel bezpečnosti $f_0 = 1,5$. Poté výsledný součinitel bezpečnosti $f = 2,25$.

$$F_{početní} = F_{provozní} \cdot f = F_{provozní} \cdot 2,25$$

Výsledné početní zatížení je uvedeno v tabulce (Tab. 6-1).

	z	c	Tmax [N]	Tmin [N]	Momax [Nm]	Momin [Nm]	Mkmax [Nm]	Mkmin [Nmm]
řez 4	1,48	0,184	1,13	-0,23	0,00	-0,02	-0,05	-0,07
řez 3	0,805	0,31	258,98	5,40	79,59	13,59	-4,01	-5,21
řez 2	0,5	0,33	281,34	19,13	165,88	3,68	-6,64	-8,63
řez 1	0,06	0,34	485,1	45,01	375,61	17,77	-9,68	-14,13

Tab. 6-1 Početní zatížení

6.2 Konstrukce křídla

Křídlo letounu je dvounosníková dvoudutinová konstrukce. Ovšem pro zjednodušení je počítáno jako jednodutinová konstrukce, kdy torzní skříň je mezi dvěma nosníky. Protože jsou pásnice pouze na předním nosníku, zadní nosník je zde pouze na uzavření dutiny a přenáší pouze minimální zatížení, což je dokázáno ve výpočtu uvedeném na další straně.

6.2.1 Materiály

Materiálové charakteristiky jsou shrnuty níže v tabulce (Tab. 6-2)

Název	Označení	Hodnota [MPa]
E uhlík600	EII600	105000
E uhlík200	EII200	39500
E uhlík 93	Ex93	10170
E uhlík 55	Ex55	10170
E pěna	E _{pěna}	21
E sklo	E _{sklo}	16600
G sklo	G _{sklo}	3800
G uhlík 55	Gx55	15950
G pěna	G _{pěna}	17
Rm tah uhlík II	RmII	1000
Rm tlak uhlík II	RmII	-690
Rm tah sklo	Rm	95
Rm tlak sklo	Rm	-95

Tab. 6-2 Materiálové charakteristiky [11]

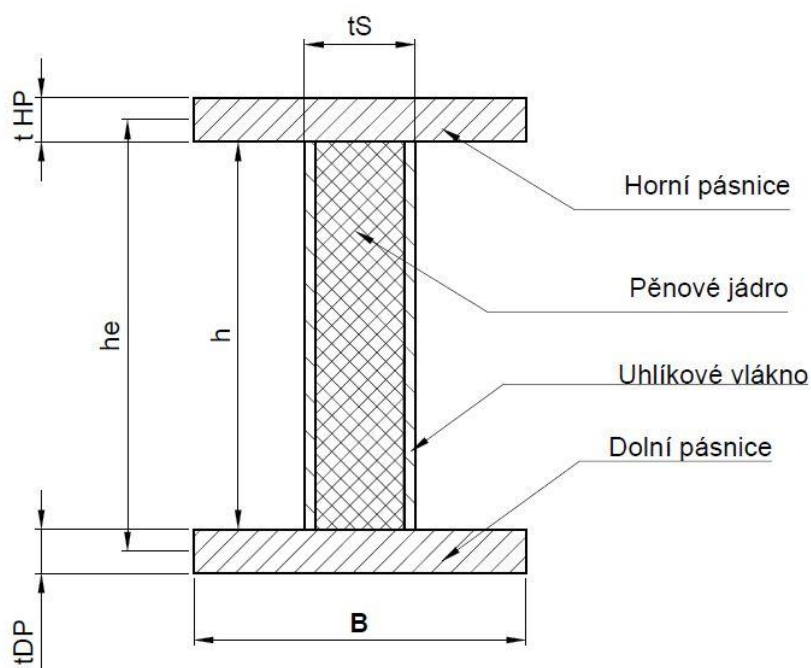
Složení potahu je na celém křídle konstantní. Stojiny jsou po rozpětí neměnné, ovšem pásnice jsou po délce křídla různé. Skladba jednotlivých částí včetně tloušťky jednotlivých vrstev je podrobně popsána v tabulce (Tab. 6-3). [3]

		řez1 [mm]	řez 2 [mm]	řez 3 [mm]	řez 4 [mm]
Potah	sklo	0,032	0,032	0,032	0,032
	uhlík 55	0,1	0,1	0,1	0,1
	pěna 2	2	2	2	2
	uhlík 55	0,1	0,1	0,1	0,1
Stojina1	uhlík 93	0,15	0,15	0,15	0,15
	pěna 10	10	10	10	10
	uhlík 93	0,15	0,15	0,15	0,15
Stojina2	uhlík 93	0,15	0,15	0,15	0,15
	pěna 5	5	5	5	5
	uhlík 93	0,15	0,15	0,15	0,15
Pásnice	uhlík 600	0,75	0,75	-	-
	uhlík 600	0,75	0,75	-	-
	uhlík 600	0,75	0,75	-	-
	uhlík 600	0,75	0,75	-	-
	uhlík 600	0,75	0,75	-	-
	uhlík 200	-	-	0,32	0,32
	uhlík 200	-	-	0,32	-
	uhlík 200	-	-	0,32	-

Tab. 6-3 Skladba nosné konstrukce křídla

6.2.2 Vstupní parametry

- Hlavní nosník



Obr. 6-1 Rozměry nosníků v jednotlivých řezech

tS – tloušťka stojiny

tHP – tloušťka horní pásnice

tDP – tloušťka dolní pásnice

he – efektivní výška

h – výška stojiny

B – šířka pásnice

U – plocha torzní skříně

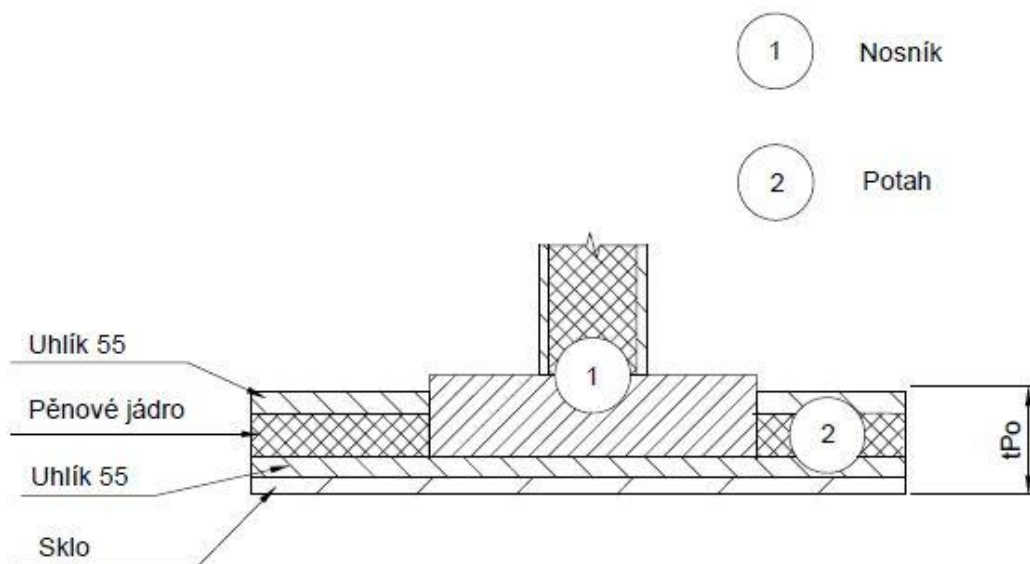
Rozměry obou nosníků v řezech jsou shrnuty v tabulce 6-4.

	$h1$ [mm]	$tS1$ [mm]	$h2$ [mm]	$tS2$ [mm]	$tHP=tDP$ [mm]	B [mm]	tPo [mm]
řez1	35,4	10,3	14,5	5,3	3,8	30,0	2,2
řez2	33,8	10,3	14,5	5,3	3,8	30,0	2,2
řez3	33,5	10,3	14,6	5,3	1,0	30,0	2,2
řez4	19,7	10,3	15,2	5,3	0,3	30,0	2,2

Tab. 6-4 Rozměry nosníků v řezech

6.2.3 Uložení nosníků

Část potahu byla vyřezána a do této mezery byl vložen nosník. Uložení nosníku můžete vidět na obrázku 6-2. Totožným způsobem je uložen i druhý nosník, který neobsahuje pásnice.



Obr. 6-2 Uložení nosníku v potahu křídla

6.2.4 Kvadratické momenty nosníků

Pro rozpočítání zatížení na jednotlivé nosníky je potřeba vypočítat jejich kvadratické momenty. K tomu byly využity vzorce pro axiální momenty setrvačnosti a Steinerova věta. [2] Jelikož nosníky nejsou homogenní, je potřeba dané momenty přenásobit modulem pružnosti E.

- **Moment setrvačnosti obdélníku**

$$J_{xT} = \frac{b \cdot h^3}{12}$$

- **Steinerova věta**

$$J_{xn} = J_{xT} + S \cdot z^2$$

- **Moment setrvačnosti celého nosníku**

$$J_x = \sum J_{xn}$$

Kvadratické momenty setrvačnosti vynásobené modulem pružnosti označujeme jako tuhost konstrukce. Tato tuhost je uvedena v tabulce 6-5.

	E·J_{x1} [MPa·mm ⁴]	E·J_{x2} [MPa·mm ⁴]	Σ(E·J_x) [MPa·mm ⁴]
řez 1	9081390874,2	807775,2	9082198649,4
řez 2	8354330369,3	807775,2	8355138144,4
řez 3	1717499834,2	824561,3	1718324395,5
řez 4	187103641,1	922876,5	188026517,6

Tab. 6-5 Tuhost jednotlivých nosníků

Jelikož zadní nosník nemá pásnici, může přenášet pouze minimální – téměř zanedbatelné zatížení v porovnání s předním nosníkem. Toto zatížení se také potřeba rozpočítat pomocí tuhosti konstrukce.

$$T_1 = T_{max} \cdot \frac{E \cdot J_{x1}}{\sum E \cdot J_x}$$

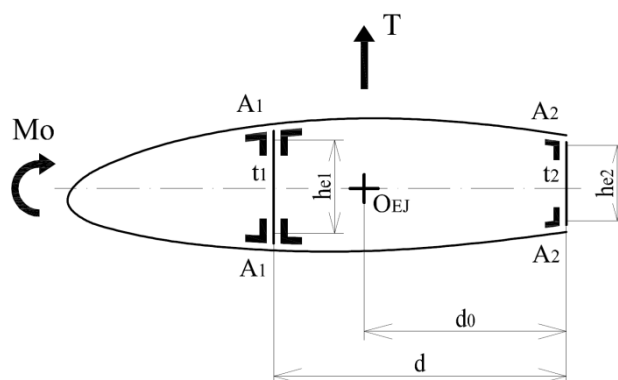
$$Mo_1 = Mo_{max} \cdot \frac{E \cdot J_{x1}}{\sum E \cdot J_x}$$

Výsledné zatížení na jednotlivé nosníky je uvedeno v tabulce (Tab.6-6).

	T1 [N]	T2 [N]	Mo1 [Nm]	Mo2 [Nm]
řez 1	470,3	0,0086	375,6	0,033
řez 2	281,3	0,0056	165,9	0,016
řez 3	258,7	0,1264	79,5	0,082
řez 4	1,1	0,0121	0,0	0,000

Tab. 6-6 Zatížení na jednotlivé nosníky

Obrázek 7-3 zobrazuje geometrické parametry průřezu křídla potřebné k dalším výpočtům [5]



Obr. 6-3 Geometrické parametry

- Poloha ohybové elastické osy d_0

$$d_0 = d \cdot \frac{E \cdot J_{x1}}{\sum E \cdot J_x}$$

- Efektivní výška nosníku h_e

$$h_e = H_{max} - 2 \cdot t_{Po} - \frac{t_{HP}}{2} - \frac{t_{DP}}{2}$$

Hodnoty geometrických parametrů pro jednotlivé řezy křídla (Tab. 6-7).

	d [mm]	d0 [mm]	Hmax1 [mm]	Hmax2 [mm]	he1 [mm]	he2 [mm]	U [mm ²]
řez1	157,8	157,8	47,4	19,0	39,2	14,5	5427
řez2	157,8	157,8	45,8	19,0	37,6	14,5	5383
řez3	121,8	121,8	42,5	19,1	35,8	14,6	3702
řez4	39,8	39,6	25,6	19,6	20,4	15,2	736

Tab. 6-7 Doplnující rozměry

- Redukce ploch

Metoda redukce ploch je založena na přepočítání poměru tlouštěk materiálu s nejvyššími hodnotami modulu pružnosti v tahu E a smykovým modulem G. Potah přenáší pouze krut.

$$t_{HredPás} = \sum_1^5 t_{600II} \cdot \frac{E_{600II}}{E_{600II}}$$

$$t_{DredPás} = \sum_1^5 t_{600II} \cdot \frac{E_{600II}}{E_{600II}}$$

$$t_{Sred} = t_{93X} \cdot \frac{E_{93X}}{E_{93X}} + t_{pěna} \cdot \frac{E_{pěna}}{E_{93X}} + t_{93X} \cdot \frac{E_{93X}}{E_{93X}}$$

$$t_{Potahred} = t_{sklo} \cdot \frac{G_{sklo}}{G_{55X}} + t_{55X} \cdot \frac{G_{55X}}{G_{55X}} + t_{pěna} \cdot \frac{G_{pěna}}{G_{55X}} + t_{55X} \cdot \frac{G_{55X}}{G_{55X}}$$

Redukované plochy jsou uvedeny v tabulce 6-8.

	t _{Hredpás} [mm]	t _{Dredpás} [mm]	t _{S1red} [mm]	t _{S2red} [mm]	t _{Potahred} [mm]
řez1	3,75	3,75	0,32	0,31	0,21
řez2	3,75	3,75	0,32	0,31	0,21
řez3	2,25	2,25	0,32	0,31	0,21
řez4	0,75	0,75	0,32	0,31	0,21

Tab. 6-8 Redukované tloušťky dílů

- **Síla do pásnic**

$$F_H = -F_D = \frac{M_o}{h_e}$$

Horní pásnice je namáhána na tlak a spodní na tah.

- **Redukované napětí v pásnicích**

$$\sigma_{Hredpás} = \frac{F_H}{B \cdot t_{Hredpás}}$$

$$\sigma_{Dredpás} = \frac{F_D}{B \cdot t_{Dredpás}}$$

- **Smykový tok**

Smykový tok od krouticího momentu se určuje z Bredtova vztahu [8].

$$q_{Mk} = \frac{M_k}{2 \cdot U}$$

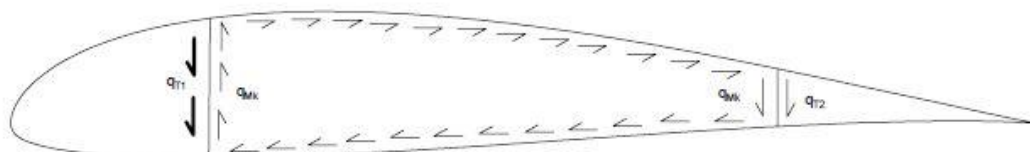
- **Smykový tok vyjádřený z Žuravského vztahu**

$$q_T = \frac{T}{h_e}$$

	-F _H [N]	F _D [N]	σ _{Hredpás} [MPa]	σ _{Dredpás} [MPa]	q _{T1} [N/mm]	q _{T2} [N/mm]	q _{Mk} [Nmm]
řez1	-9585,2	9585,2	-85,2	85,2	13,3	0,0029	1,3
řez2	-4413,4	4413,4	-39,2	39,2	8,3	0,0019	0,8
řez3	-2222,3	2222,3	-32,9	32,9	7,7	0,0085	0,7
řez4	-0,0	0,0	0,0	0,0	0,1	0,0004	0,1

Tab. 6-9 Zatížení nosníků

Na obrázku 6-4 jsou znázorněny smykové toky od posouvající síly i od krouticího momentu. Je vidět, že smykové toky na stojině 1 se od sebe odečítají a na stojině 2 sčítají. [5]



Obr. 6-4 Smykové toky působící na křídlo

$$\tau_{S1} = \frac{q_{T1} - q_{Mk}}{t_{Sred}}$$

$$\tau_{S2} = \frac{q_{T2} + q_{Mk}}{t_{Sred}}$$

$$\tau_{Potah} = \frac{q_{Mk}}{t_{Potahred}}$$

Smyková napětí působící na stojiny potah jsou uvedeny v tabulce 6-10.

	τ_1 [MPa]	τ_2 [MPa]	τ_{potah} [MPa]
řez1	37,33	4,2	6,2
řez2	23,43	2,6	3,8
řez3	21,88	2,3	3,4
řez4	0,03	0,2	0,2

Tab. 6-10 Smyková napětí

V tabulce 7-1 jsou vyčísleny součinitele rezervy, což je podíl únosnosti a početního zatížení. Tento součinitel musí obsahovat každý pevnostní výpočet letecké konstrukce.

$$RF = \frac{\sigma_D}{\sigma}$$

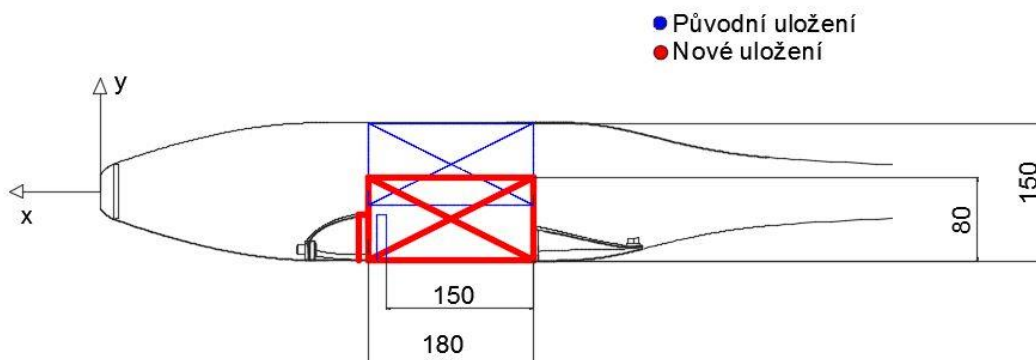
$$RF = \frac{\tau_D}{\tau}$$

	RFhp [-]	RFdp [-]	RFs1 [-]	RFs2 [-]	Rfpotah [-]
řez1	8,1	11,7	2,5	22,6	15,3
řez2	17,6	25,5	4,1	36,7	24,9
řez3	21,0	30,4	4,3	41,4	28,3
řez4	> 50	> 50	> 50	> 50	> 50

Tab. 6-11 Součinitele rezervy

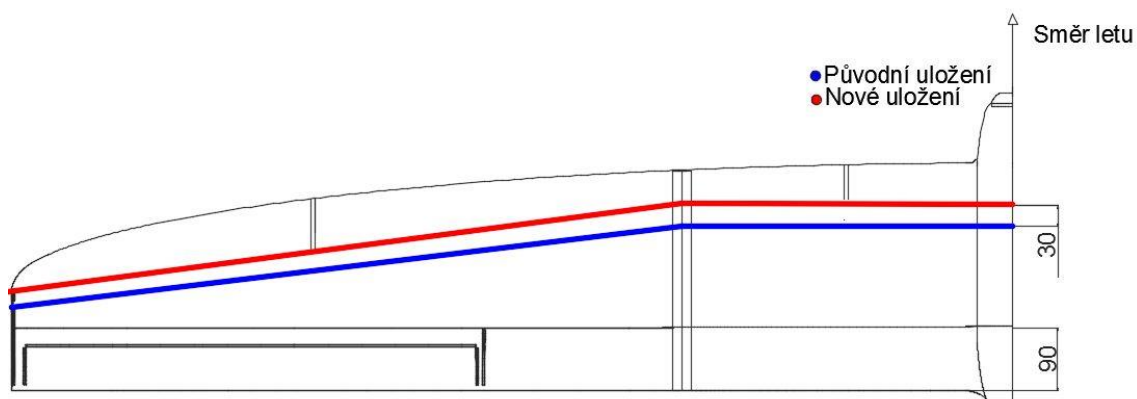
7 NOVÉ USPOŘÁDÁNÍ KŘÍDLA

Cílem nového uspořádání je zlepšení letových vlastností a parametrů letounu. Konstrukce na původním modelu je uzpůsobena tak, že box na zátěž je umístěn celý v trupu letadla a nezasahuje do centroplánu. Při novém uspořádání se počítá s nákladem uloženým ve střední části křídla. Kvůli takové úpravě je potřeba přesunout hlavní nosník směrem k náběžné hraně, jak je vidět na obrázcích 7-1 a 7-2.



Obr. 7-1 Porovnání starého a nového uspořádání – pohled zleva

Zadní nosník zůstal ve vzdálenosti 90 mm od odtokové hrany křídla a přední nosník se posunul o 30 mm směrem dopředu.



Obr. 7-2 Porovnání starého a nového uspořádání – pohled shora

Dále je vše rozpočítáno dle nových vstupních parametrů, jako v kapitole 6. Posunutím nosníku se změnila plocha torzní skříně a výšky jednotlivých stojin. Z důvodu vysokých součinitelů rezervy bylo zvoleno jiné složení pásnic, stojin i potahu (Tab. 7-1).

7.1 Nové složení jednotlivých částí křídla

		řez1	řez 2	řez 3	řez 4
Potah	sklo	0,032	0,032	0,032	0,032
	pěna 2	2	2	2	2
	sklo	0,032	0,032	0,032	0,032
Stojina1	uhlík 93	0,15	-	-	-
	sklo 17	-	0,17	0,17	0,17
	pěna 5	5	5	5	5
	sklo 15	-	0,17	0,17	0,17
	uhlík 93	0,15	-	-	-
Stojina2	sklo	0,032	0,032	0,032	0,032
	pěna 2	2	2	2	2
	sklo	0,032	0,032	0,032	0,032
Pásnice	uhlík 600	0,75	0,75	-	-
	uhlík 160	-	-	0,26	0,26

Tab. 7-1 Nové složení jednotlivých částí křídla

V potahu byla odebrána jedna vrstva uhlíku a druhá nahrazena skelnou tkaninou. Šířka pásnic se v průběhu polorozpětí mění. V centropláně zůstala 30mm, ale na vnějším křídle byly zvoleny pásnice o šířce pouhých 20 mm.

	h1 [mm]	tS1 [mm]	h2 [mm]	tS2 [mm]	tHP=tDP [mm]	B [mm]	tPo [mm]
řez1	40,50	5,30	14,94	2,06	0,75	30,00	2,06
řez2	37,61	5,34	15,03	2,06	0,75	20,00	2,06
řez3	37,32	5,34	15,26	2,06	0,75	20,00	2,06
řez4	20,04	5,34	15,61	2,06	0,32	20,00	2,06

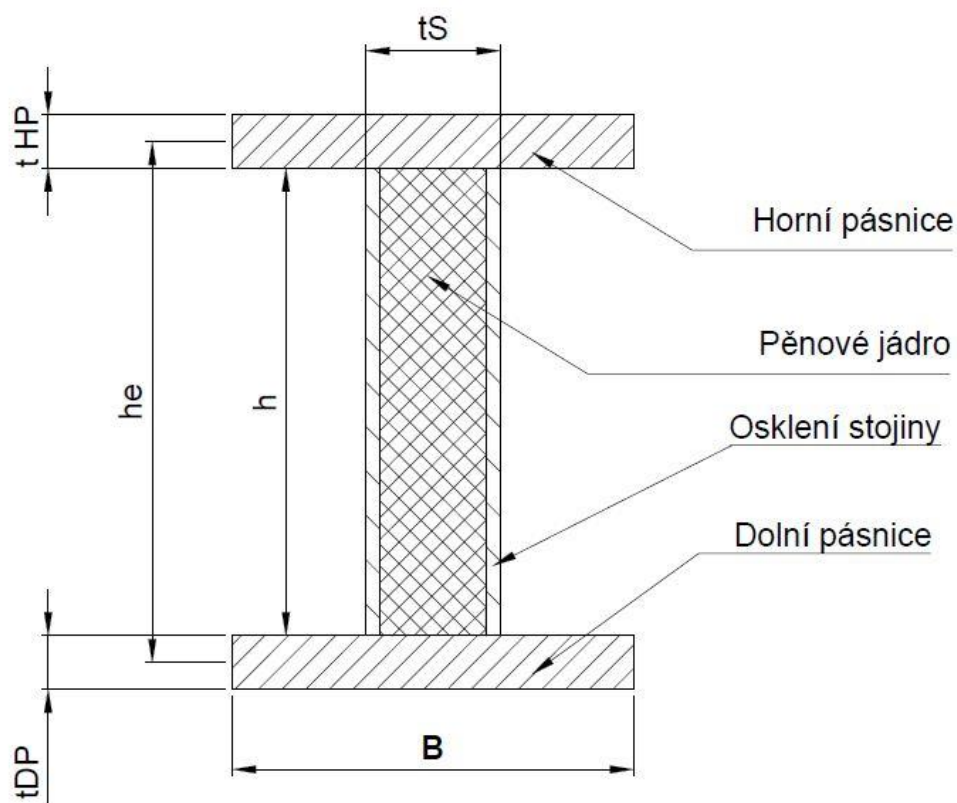
Tab. 7-2 Charakteristické rozměry nosníku

Pomocí kvadratických momentů se podle vzorce uvedeného v 6. kapitole přepočítali tuhosti konstrukce, které jsou uvedeny v **příloze A-4**, díky kterým je možné rozložit celkové zatížení na každý nosník zvlášť (Tab. 7-2).

	T1 [N]	T2 [N]	Mo1 [Nmm]	Mo2 [Nmm]
řez 1	470,11	0,20	375,45	0,16
řez 2	281,11	0,23	165,75	0,13
řez 3	258,75	0,22	79,49	0,07
řez 4	1,10	0,02	0,00	0,00

Tab. 7-3 Zatížení na jednotlivé nosníky

Na obrázku 7-3 jsou popsány charakteristické rozměry nového nosníku.



Obr. 7-3 Charakteristické rozměry nového nosníku

t_S – tloušťka stojiny

t_{HP} – tloušťka horní pásnice

t_{DP} – tloušťka dolní pásnice

he – efektivní výška

h – výška stojiny

B – šířka pásnice

U – plocha torzní skříně

Rozměry nosníku po použití nových materiálů jsou uvedeny v tabulce 7-4.

	d [mm]	d0 [mm]	Hmax1 [mm]	Hmax2 [mm]	he1 [mm]	he2 [mm]	U [mm ²]
řez1	183,68	183,60	46,13	19,07	41,25	14,94	6841
řez2	183,70	183,55	43,24	19,16	38,36	15,03	6744
řez3	148,70	148,57	42,95	19,39	38,07	15,26	4896
řez4	65,70	64,47	24,81	19,74	20,36	15,61	1313

Obr. 7-4 Rozměry nového nosníku

Opět byla provedena redukce tloušťky všech částí křídla. Dané hodnoty jsou uvedeny v příloze A-4.

Posunutím hlavního nosníku směrem k náběžné hraně křídla došlo také ke změně smykových toků od posouvající síly a to jeho poklesem na hlavním nosníku a nárůstem na zadní stojně. Tato změna je zaznamenána v tabulce 7-4.

	-Fh [N]	Fd [N]	$\sigma_{Hredpás}$ [MPa]	$\sigma_{Dredpás}$ [MPa]	qT1 [N/mm]	qT2 [N/mm]	qMk [Nm]
řez1	9101,48	9101,48	-404,51	404,51	11,61	0,01	1,03
řez2	4320,66	4320,66	-288,04	288,04	7,47	0,02	0,64
řez3	2087,87	2087,87	-139,19	139,19	6,93	0,01	0,53
řez4	0,00	0,00	0,00	0,00	0,06	0,00	0,03

Tab. 7-4 Zatížení nových nosníků

V tabulce 7-5 jsou vypočítány smykové napětí působící na obě stojiny a potah křídla.

	τ_1 [MPa]	τ_2 [MPa]	τ_{potah} [MPa]
řez1	34,07	15,73	14,16
řez2	19,73	9,84	8,77
řez3	18,48	8,22	7,30
řez4	0,08	0,43	0,38

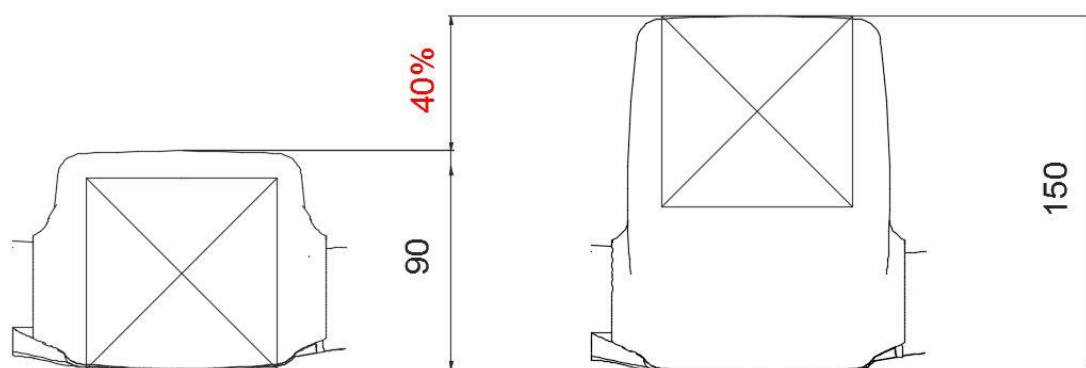
Tab. 7-5 Smyková napětí

Pevnostní kontrolou byly zjištěny výsledné součinitele rezervy (Tab. 7-6). Z důvodu velmi malého zatížení je v řezu 4 vysoká bezpečnost, ovšem úpravy konstrukce pro snížení součinitelů by byly složité a nepřinesly by velké výhody.

	RFhp [-]	RFdp [-]	RFs1 [-]	RFs2 [-]	RFpotah [-]
řez1	1,7	1,7	2,8	6,0	6,7
řez2	2,4	2,4	4,8	9,7	10,8
řez3	5,0	5,0	5,1	11,6	13,0
řez4	> 50	> 50	> 50	> 50	> 50

Tab. 7-6 Součinitele rezervy

Na obrázku 7-3 je vyobrazen čelní pohled na trup letounu s umístěným boxem na platíci zatížení. Vlevo je nové umístění nákladu v centropłánu křídla a na pravé straně je jeho původní pozice



Obr. 7-5 Čelní pohled na trup letounu s nákladem

Změnou uspořádání se podařilo snížit výšku trupu až o 40%, což velmi pozitivně ovlivní odpor vzduchu a sníží hmotnost celého letounu.

Náhrada uhlíkové tkaniny za sklenou tkaninu, způsobí redukci finančních nákladů na stavbu letounu a taky uspoří důležitou část hmotnosti celého křídla a to při dostačující bezpečnosti, která dosahuje 1,7.

8 ZÁVĚR

Cílem bakalářské práce bylo navrhnout vnitřní uspořádání křídla soutěžního letou, který je označován jako FabricK dle pravidel platných pro studentskou soutěž Air Cargo Challenge. Před návrhem samotným bylo potřeba zjistit, jaké zatížení působí na letoun během obratu kolem letové báze. Pro vytvoření letových obálek se vypočítaly návrhové rychlosti letounu, které ve skutečnosti odpovídaly naměřeným rychlostem během cvičných letů.

Aerodynamické hodnoty křídla se zjistily pomocí programu GLAUERT III pro horizontální let bez vztlakové mechanizace a taky pro let kolem letové báze s plně vychýlenými křídélky. Zkontrolovalo se, zda nedojde k odtržení proudu vzduchu v okolí křidélek.

Vypočítalo se zatížení od hmotových i vzdušných sil působících na letoun. Byla provedena pevnostní kontrola stávajícího modelu, kdy bylo zjištěno, že nosná konstrukce letounu je značně předimenzována. To umožnilo použití jiných materiálů, ze kterých jsou složeny pásnice a stojiny. Tato změna povede ke snížení hmotnosti a finančních nákladů na materiál při výrobě nového křídla.

Nové uspořádání bylo uzpůsobeno tomu, aby se dal box na platící zatížení umístit do centroplánu mezi nosníky křídla. Z tohoto důvodu bylo potřeba posunout přední nosník směrem k náběžné hraně letounu. Díky této úpravě může dojít ke snížení trupu letounu až o 40%, což významně sníží odpor vzduchu, hmotnost celku, zlepší letové vlastnosti a zvýší tak konkurenceschopnost v soutěži. Bezpečnostní požadavky jsou zkontrolovány pevnostní analýzou. Potah, pásnice i stojiny jsou stále lehce naddimenzovány, ovšem další změny materiálů a úpravy nosníků už nepřinesou kýžený účinek s ohledem na složitost konstrukce. S přihlédnutím na vyšší součinitele rezervy může být voleno těžší závaží pro soutěžní let a tím získáno více bodů v závěrečném hodnocení soutěže.

SEZNAM POUŽITÝCH ZDROJŮ

- [1] DANĚK, Vladimír. Mechanika letu I: letové výkony. Brno : Akademické nakladatelství CERM, 2009. ISBN 978-80-7204-659-1.
- [2] JANÍČEK, Přemysl. Mechanika těles: pružnost a pevnost I. Brno : Akademické nakladatelství CERM, 2004. ISBN 80-214-2592-X.
- [3] MALINOWSKI, Matěj. Unmanned aerial system design competition. Brno: Brno University of Technology, Faculty of Mechanical Engineering, 2015. 103 p. Supervised by Ing. Jan Pejchar.
- [4] MERTL, Vlastimil. Konstrukce a projektování letadel. Vyd. 1. Brno : PC-DIR Real,s.r.o., 2000. ISBN 80-214-1789-7.
- [5] PIŠTĚK, Antonín; GRÉGR Oldřich; KAHÁNEK, Václav; BÖHM, Rudolf; Pevnost a životnost letadel I, Brno: Vysoké učení tehnické v Brně v ČS. redakci VN MON, 1988.
- [6] ACC 2015. Regulations. [online]. [cit. 2016-02-02]. Dostupné z: <http://www.acc2015.com/?p=regulation>.
- [7] CS-22. Úřad pro civilní letectví. [online]. [2011] [cit. 2016-03-22]. Dostupné z: <http://www.caa.cz/predpisy/cs-22>.
- [8] SLAVĚTÍNSKÝ, Dušan. Konstrukce křídla. O letadlech. [online]. 25.4.2010 [cit. 2016-04-22]. Dostupné z:<http://www.slavetind.cz/stavba/konstrukce/Konstrukcekridla.asp>
- [9] Letadla - Konstrukce a pevnost, Brno: Letecký ústav, 2003.
- [10] PEJCHAR, Jan; Osobní fotogalerie, Brno, 2016.
- [11] IDAFLIEG, Dimensionierungsrichtwerte für den Segel – und Motorsegelflugzeugbau, 1988

SEZNAM OBRÁZKŮ

Obr. 2-1 Minimální rozměry nákladního prostoru [6].....	- 14 -
Obr. 2-2 Rozměry jednotlivých ocelových plátů [6].....	- 14 -
Obr. 2-3 Vnitřní rozměry přepravního boxu [6].....	- 15 -
Obr. 2-4 Průběh soutěžního letu [6]	- 16 -
Obr. 3-1 FabricK během cvičného letu [10].....	- 17 -
Obr. 3-2 Geometrie letounu FABRICK [3].....	- 18 -
Obr. 4-1 Letové obálky.....	- 24 -
Obr. 5-1 Rozložení vztlaku po křídle - horizontální let.....	- 26 -
Obr. 5-2 Rozložení vztlaku po křídle - zatáčka	- 27 -
Obr. 5-3 Výsledný kroučící moment.....	- 31 -
Obr. 5-4 Výsledná posouvající síla T_n	- 31 -
Obr. 5-5 Výsledný ohybový moment M_{on}	- 31 -
Obr. 5-6 Polohy řezů křídla po polorozpětí.....	- 32 -
Obr. 6-1 Rozměry nosníků v jednotlivých řezech.....	- 35 -
Obr. 6-2 Uložení nosníku v potahu křídla	- 36 -
Obr. 6-3 Geometrické parametry.....	- 37 -
Obr. 6-4 Smykové toky působící na křídlo.....	- 39 -
Obr. 7-1 Porovnání starého a nového uspořádání – pohled zleva	- 41 -
Obr. 7-2 Porovnání starého a nového uspořádání – pohled shora	- 41 -
Obr. 7-3 Charakteristické rozměry nového nosníku.....	- 43 -
Obr. 7-4 Rozměry nového nosníku	- 43 -
Obr. 7-5 Čelní pohled na trup letounu s nákladem.....	- 45 -

SEZNAM TABULEK

Tab. 4-1 Manévrové násobky	- 20 -
Tab. 4-2 Výsledné rychlosti a násobky	- 24 -
Tab. 5-1 Případy zatížení.....	- 25 -
Tab. 5-2 Celková zatížení působící na letoun.....	- 30 -
Tab. 5-3 Provozní zatížení.....	- 32 -
Tab. 6-1 Početní zatížení	- 33 -
Tab. 6-2 Materiálové charakteristiky [11].....	- 34 -
Tab. 6-3 Skladba nosné konstrukce křídla.....	- 34 -
Tab. 6-4 Rozměry nosníků v řezech.....	- 35 -
Tab. 6-5 Tuhost jednotlivých nosníků	- 37 -
Tab. 6-6 Zatížení na jednotlivé nosníky	- 37 -
Tab. 6-7 Doplnující rozměry	- 38 -
Tab. 6-8 Redukované tloušťky dílů	- 38 -
Tab. 6-9 Zatížení nosníků.....	- 39 -
Tab. 6-10 Smyková napětí.....	- 40 -
Tab. 6-11 Součinitele rezervy.....	- 40 -
Tab. 7-1 Nové složení jednotlivých částí křídla	- 42 -
Tab. 7-2 Charakteristické rozměry nosníku	- 42 -
Tab. 7-3 Zatížení na jednotlivé nosníky	- 42 -
Tab. 7-4 Zatížení nových nosníků	- 44 -
Tab. 7-5 Smyková napětí.....	- 44 -
Tab. 7-6 Součinitele rezervy.....	- 44 -

SEZNAM PŘÍLOH

A-1 Vstupní hodnoty do Glauert	- 20 -
A-2 Výstupní hodnoty	- 20 -
A-3 Zatížení.....	- 20 -
A-4 Výpočty nového uspořádání.....	- 20 -

SEZNAM OZNAČENÍ VELIČIN A JEDNOTEK

<u>Veličina</u>	<u>Jednotka</u>	<u>Význam</u>
AR	-	štíhlost křídla
B	mm	šířka pásnice
b	mm	rozměr průřezu
%C _{sat}	%	pozice osy křidélek
c	mm	hloubka křídla v řezu
C _{L0} (y)	-	nulový součinitel vztlaku
C _{LFMAX}	-	maximální součinitel vztlaku s klapkami
C _{LH}	-	součinitel vztlaku při horizontálním letu
C _{Lkř} (y)	-	je součinitel vztlaku křídla a odpovídá danému případu
C _{LkřANTI} (y)	-	antisymetrický součinitel vztlaku od výchylky křídélka
C _{LkřSYM} (y)	-	symetrický součinitel vztlaku od výchylky křídélka
C _{Ln} (y)	-	normální součinitel vztlaku
C _{Lp} [∞]	rad ⁻¹	vztaková čára profilu
C _{LZ}	-	součinitel vztlaku při vychýlených křídélkách
C _L ^α	-	vztaková čára křídla
C _{SAT}	-	délka střední aerodynamické tětiny
C ₀	m	hloubka křídla v ose letounu
C _A	m	délka křidélek
C _{Dmin}	-	nejnižší součinitel aerodynamického odporu
C _k	m	hloubka křídla koncového profilu
C _{Lmax}	-	maximální součinitel vztlaku
C _{Lmin}	-	minimální součinitel vztlaku
C _{SAT}	m	délka střední aerodynamické tětiny
C _{SGT}	m	délka střední geometrické tětiny
d	-	vzdálenost nosníků
d ₀	-	poloha ohybové elastické osy
EII	MPa	modul pružnosti v tahu jednosměrného uhlíku
Epěna	MPa	modul pružnosti v tahu (Youngův modul) herexové pěny

Esklo	MPa	modul pružnosti v tahu (Youngův modul) skleněné tkaniny
Ex	MPa	modul pružnosti v tahu (Youngův modul) tkaniny uhlíku
f	-	výsledný součinitel bezpečnosti
f_0	-	součinitel bezpečnosti u kovových materiálů
FD	N	síla do spodní pásnice
FH	N	síla do horní pásnice
$F_{\text{početní}}$	N	početní síla
$F_{\text{provozní}}$	N	provozní síla
f_{vz}	-	zvyšující součinitel bezpečnosti
$G_{\text{kř}}$	N	tíhová síla
g	$\text{m} \cdot \text{s}^{-2}$	tíhové zrychlení
Gpěna	MPa	modul pružnosti ve smyku herexové pěny
Gsklo	MPa	modul pružnosti ve smyku skleněné tkaniny
h	mm	rozměr průřezu
h1	mm	výška stojiny předního nosníku
h2	mm	výška stojiny zadního nosníku
he1	mm	efektivní výška předního nosníku
he2	mm	efektivní výška zadního nosníku
Hmax1	mm	výška předního nosníku a potahu
Hmax2	mm	výška zadního nosníku a potahu
J_{xT}	mm^4	kvadratický moment k těžišti průřezu
k_1	-	zvyšující součinitel bezpečnosti pro kompozitní materiály
k_2	-	zvyšující součinitel bezpečnosti vlivem teploty
K_g	-	zmírňující součinitel poryvu
L	N	vztlačková síla
l	m	rozpětí křídla
l_A	m	rozpětí křidélek
M_k	Nmm	krouticí moment
$M_{k_{\text{max}}}$	Nmm	maximální krouticí moment
M_{oc}	Nm	celkový ohybový moment

M_{om}	Nm	ohybový moment od hmotových sil
$M_{o_{max}}$	Nm	maximální ohybový moment
$M_{o_{min}}$	Nm	minimální ohybový moment
M_{on}	Nm	normální ohybový moment
M_{ov}	Nm	ohybový moment od vzdušných sil
M_{o1}	Nm	ohybový moment na přední nosník
M_{o2}	Nm	ohybový moment na zadní nosník
m_{TOW}	kg	hmotnost celého letounu
q_m	N/mm	liniové zatížení od hmotových sil
q_{Mk}	N/mm	smykový tok od kroutícího momentu
q_T	N/mm	smykový tok od posouvající síly
q_v	N/mm	liniové zatížení od vzdušné posouvající síly
RF	-	součinitel rezervy
R_m	MPa	mez pevnosti skla
R_{mII}	MPa	mez pevnosti jednosměrného uhlíku
S	m ²	plocha křídla
SA	m ²	plocha křidélek
SA'	m ²	relativní plocha
T1	N	posouvající síla na přední nosník
T2	N	posouvající síla na zadní nosník
T_c	N	celková posouvající síla
tDP	mm	tloušťka horní pásnice
$t_{DredPás}$	mm	redukovaná tloušťka dolní pásnice
tHP	mm	tloušťka horní pásnice
$t_{HredPás}$	mm	redukovaná tloušťka horní pásnice
$M_{k_{min}}$	Nmm	minimální krouticí moment
T_m	N	setrvačná hmotová síla
T_{max}	N	maximální posouvající síla
T_{min}	N	minimální posouvající síla
T_n	N	normální posouvající síla

t_{Po}	mm	tloušťka potahu
$t_{Potahred}$	mm	redukovaná tloušťka potahu
t_{S1}	mm	tloušťka stojiny předního nosníku
t_{S2}	mm	tloušťka stojiny zadního nosníku
t_{S1red}	mm	redukovaná tloušťka stojiny předního nosníku
t_{S2red}	mm	redukovaná tloušťka stojiny zadního nosníku
T_v	N	posouvající vzdušná síla
U	mm^2	plocha torzní skříně
V_A	$m \cdot s^{-1}$	obratová rychlost
V_B	$m \cdot s^{-1}$	návrhová rychlost poryvu
V_D	$m \cdot s^{-1}$	rychlost strmého sestupného letu
V_F	$m \cdot s^{-1}$	rychlost s klapkami
V_H	$m \cdot s^{-1}$	rychlost horizontálního letu
V_{LOF}	$m \cdot s^{-1}$	minimální vzletová rychlost
V_{SF}	$m \cdot s^{-1}$	pádová rychlost s klapkovou mechanizací
$V_{SFn=4}$	$m \cdot s^{-1}$	pádová rychlost s klapkovou mechanizací při $n=4$
V_Z	$m \cdot s^{-1}$	rychlost průletu zatáčkou
X_{SAT}	m	poloha náběžné hrany
Y_{SAT}	m	poloha střední aerodynamické tětiny po rozpětí
Z	m	vzdálenost od osy letounu
$\alpha_{křídla}^0$	°	úhel nulového vztlaku křídla
μ_g	-	hmotnostní poměr letounu
σ_D	MPa	dovolené napětí
$\sigma_{Dredpás}$	MPa	redukované napětí ve spodní pásnici
$\sigma_{Hredpás}$	MPa	redukované napětí v horní pásnici
τ_D	MPa	dovolené smykové napětí
τ_{Potah}	MPa	smykové napětí působící na potah
τ_{S1}	MPa	smykové napětí působící na stojinu předního nosníku
τ_{S2}	MPa	smykové napětí působící na stojinu zadního nosníku
ε	°	geometrické kroucení křídla

γ	$^{\circ}$	vychýlení křidélek
ρ	kg/m^3	hustota vzduchu
φ	$^{\circ}$	úhel nastavení křídla vůči trupu
ψ	$^{\circ}$	úhel vzepětí

PŘÍLOHY

A-1 Vstupní hodnoty do Glauert

Otevřít vysvětlující schéma

☐ přímé křídlo (s přímou náběžnou hranou)
☐ přímé křídlo (s přímou aerodynamickou osou)
☒ přímé křídlo (s přímou odtokovou hranou)
☐ šípové křídlo (šípovitost více než 5°)

	L [m]	c [m]	clp [1]	clalfa [1]	alfa0 [°]	zkroucení [°]
Osa křídla	0	0,34	1,6	6,136	-4,2227	0
1	0,5	0,33	1,6	6,136	-4,2227	0
2	0,95	0,3	1,6	6,136	-4,2227	-1,35
3	1,25	0,262	1,6	6,136	-4,2227	-2,25
4	1,4	0,225	1,6	6,136	-4,2227	-2,7
5	1,48	0,185	1,6	6,136	-4,2227	-2,94
Konec	1,5	0,153	1,6	6,136	-4,2227	-3

Obrázek 1. Definice křídla

☒ Výchylka křídélka
☐ Výchylka klapky
☐ Kontrola odtržení proudění na křídélku

Počet řádků matice řešení: N = 60 (max. 250)

Řešit tlumení: ☐ pro bezrozměrnou úhlovou rychlost 1 ☐ pro skutečnou úhlovou rychlost klonění

Normální

Počet zalomení křídla: n = 5 (max. 49)

Polorozpětí: l/2 = 1,5 m

Geometricky zkroucení: Ano

Otevřít okno zadávání geometrie: Zadat geometrii

Počet řezů ve výpisu výsledků: 20 (max. 100) Polohy...

Křídélko

☒ zjednodušené zadání (pomocí hloubky křídélka)
☐ přímé zadání (pomocí derivace)

Hloubka křídélka: $c_{kř} = 28$ %

Výchylka křídélka: nahoru $\delta_h = -30$ ° (záporná)
 dolů $\delta_d = 20$ ° (kladná)

Součinitel vztaku profilu s výchylkou křídélka: dolů

počátek $c_{kř1} = 2,1$
 konec $c_{kř2} = 2,1$

Počátek křídélka od osy křídla: $L_{kř1} = 0,805$ m
 Konec křídélka od osy křídla: $L_{kř2} = 1,48$ m

Obrázek 2. Vstupní data do programu Glauert

A-2 Výstupní hodnoty

Z	C	C _{LN}	C _{LO}	C _{LP}	C _{LC}
1,5	0,153	0	0	1,6	0
1,495	0,161	0,3	-0,0458	1,6	0,0125
1,48	0,184	0,4776	-0,0739	1,6	0,019
1,454	0,198	0,6596	-0,0935	1,6	0,0347
1,419	0,216	0,7456	-0,1018	1,6	0,0432
1,374	0,231	0,8361	-0,1034	1,6	0,0591
1,319	0,245	0,8868	-0,1001	1,6	0,0723
1,256	0,26	0,9151	-0,0915	1,6	0,0864
1,184	0,27	0,9627	-0,0802	1,6	0,1069
1,104	0,281	0,9859	-0,0656	1,6	0,1261
1,016	0,292	0,9987	-0,0486	1,6	0,1456
0,921	0,302	1,0157	-0,0297	1,6	0,1677
0,805	0,31	1,031	-0,0059	1,6	0,1945
0,714	0,316	1,0374	0,012	1,6	0,2138
0,603	0,323	1,0403	0,0319	1,6	0,2342
0,5	0,33	1,0386	0,0463	1,6	0,2483
0,368	0,333	1,0519	0,0545	1,6	0,259
0,247	0,335	1,0553	0,058	1,6	0,2632
0,06	0,34	1,0534	0,0599	1,6	0,2647
0	0,34	1,0506	0,0599	1,6	0,2642

Tabulka 1. Výstupní hodnoty pro horizontální let

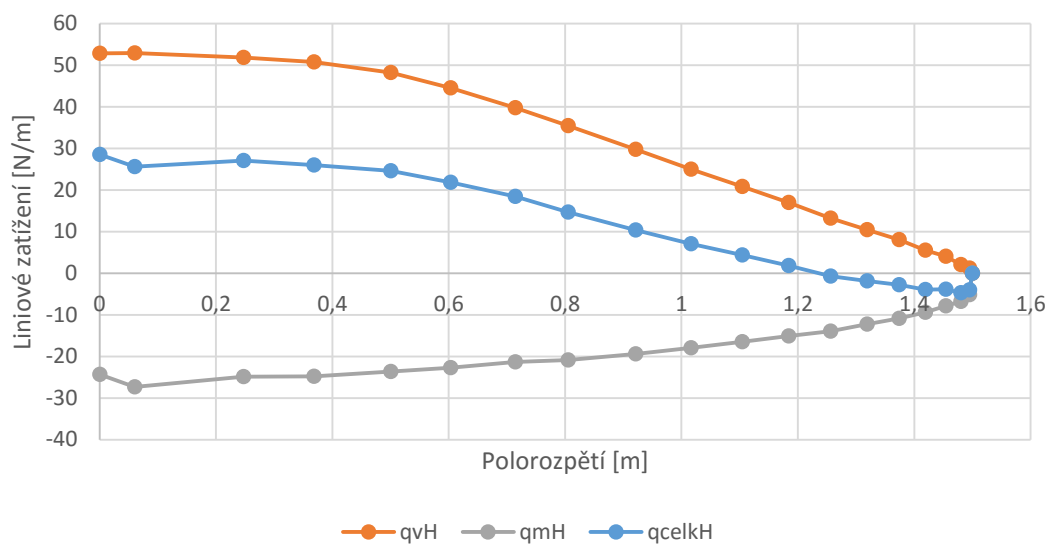
Z	C	C _{LN}	C _{LO}	C _{LKRSYM}	C _{LKRANTIS}	C _{LP}	C _{LC}
1,5	0,153	0	0	0	0	1,6	0
1,495	0,161	0,3	-0,0458	-0,0181	0,256	1,6	0,7301
1,48	0,184	0,4776	-0,0739	-0,048	0,5116	2,1	1,2464
1,454	0,198	0,6596	-0,0935	-0,0913	0,8124	2,1	1,8108
1,419	0,216	0,7456	-0,1018	-0,1097	0,9553	2,1	2,0814
1,374	0,231	0,8361	-0,1034	-0,1206	1,0462	2,1	2,322
1,319	0,245	0,8868	-0,1001	-0,1274	1,1081	2,1	2,4714
1,256	0,26	0,9151	-0,0915	-0,1291	1,1316	2,1	2,5526
1,184	0,27	0,9627	-0,0802	-0,1294	1,1504	2,1	2,6677
1,104	0,281	0,9859	-0,0656	-0,1255	1,1419	2,1	2,7194
1,016	0,292	0,9987	-0,0486	-0,1156	1,098	2,1	2,7254
0,921	0,302	1,0157	-0,0297	-0,0962	1,0037	2,1	2,6999
0,805	0,31	1,031	-0,0059	-0,0282	0,6681	2,1	2,4836
0,714	0,316	1,0374	0,012	0,0409	0,3222	1,6	2,2363
0,603	0,323	1,0403	0,0319	0,0668	0,1894	1,6	2,1544
0,5	0,33	1,0386	0,0463	0,0785	0,1252	1,6	2,1132
0,368	0,333	1,0519	0,0545	0,0873	0,0765	1,6	2,1054
0,247	0,335	1,0553	0,058	0,0918	0,0457	1,6	2,0887
0,06	0,34	1,0534	0,0599	0,0943	0,0102	1,6	2,0541
0	0,34	1,0506	0,0599	0,0942	0	1,6	2,0389

Tabulka 2. Výstupní hodnoty - zatáčka

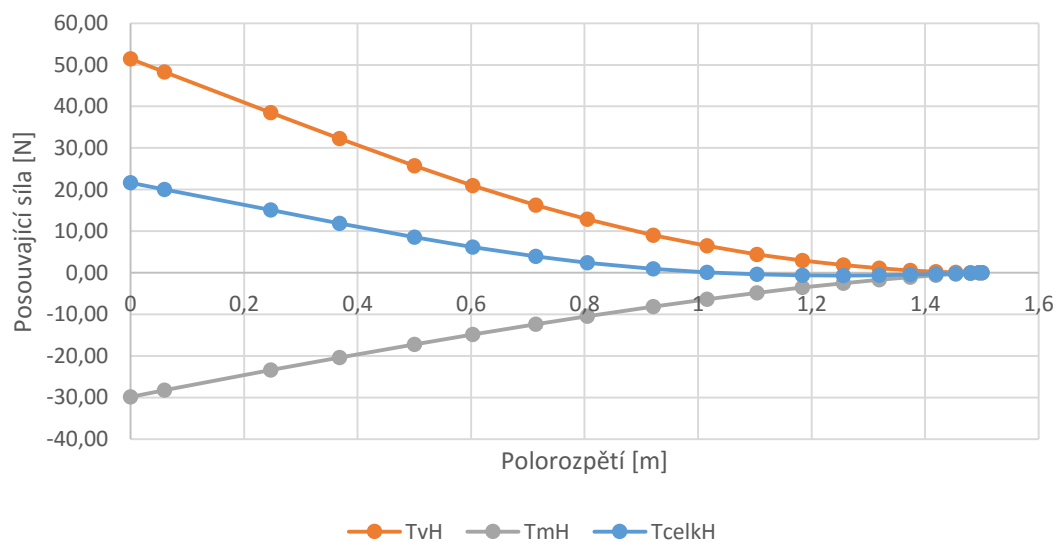
A-3 Zatížení

Z	Q_{VH} [N/m]	T_{VH} [N]	M_{OVH} [Nm]	Q_{MH} [N/m]	T_{MH} [N]	M_{OMH} [Nm]	Q_{MKH} [N/m]	MK_{CEKXH} [Nm]
1,5	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
1,495	1,2	0,0	0,0	-5,2	0,0	0,0	-1,2	0,0
1,48	2,1	0,0	0,0	-6,8	-0,1	0,0	-1,3	0,0
1,454	4,0	0,1	0,0	-7,9	-0,3	0,0	-1,7	-0,1
1,419	5,5	0,3	0,0	-9,4	-0,6	0,0	-2,0	-0,1
1,374	8,0	0,6	0,0	-10,8	-1,1	-0,1	-2,4	-0,2
1,319	10,4	1,1	0,1	-12,3	-1,7	-0,1	-2,7	-0,4
1,256	13,2	1,8	0,2	-13,9	-2,5	-0,3	-3,0	-0,5
1,184	17,0	2,9	0,3	-15,1	-3,6	-0,5	-3,4	-0,8
1,104	20,9	4,4	0,6	-16,5	-4,8	-0,8	-3,7	-1,1
1,016	25,0	6,5	1,1	-18,0	-6,3	-1,3	-4,0	-1,4
0,921	29,8	9,1	1,8	-19,4	-8,1	-2,0	-4,3	-1,8
0,805	35,5	12,8	3,1	-20,8	-10,4	-3,1	-4,6	-2,3
0,714	39,8	16,3	4,4	-21,3	-12,4	-4,1	-4,9	-2,7
0,603	44,5	20,9	6,5	-22,7	-14,8	-5,6	-5,1	-3,3
0,5	48,2	25,7	8,9	-23,6	-17,2	-7,3	-5,3	-3,8
0,368	50,8	32,3	12,7	-24,8	-20,4	-9,7	-5,5	-4,5
0,247	51,9	38,5	17,0	-24,9	-23,4	-12,4	-5,6	-5,2
0,06	53,0	48,3	25,1	-27,3	-28,3	-17,2	-5,7	-6,3
0	52,9	51,4	28,1	-24,3	-29,8	-19,0	-5,9	-6,6
1,5	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0

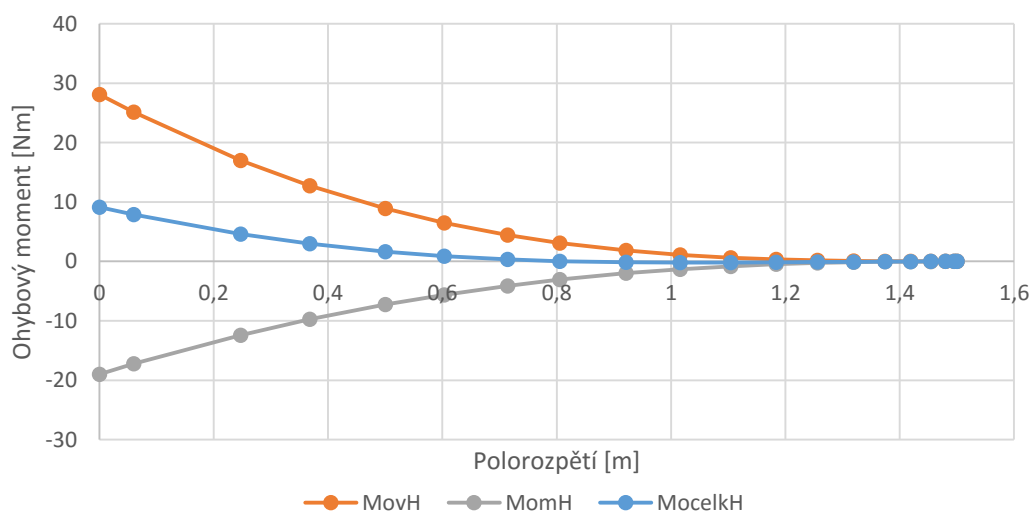
Tabulka 3. Jednotlivá zatížení - horizontální let



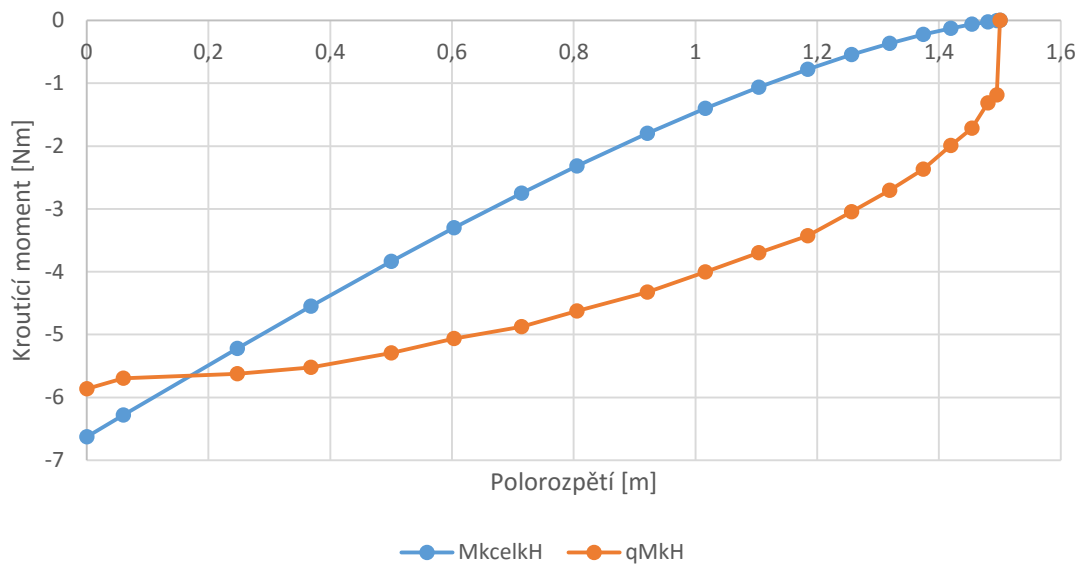
Obrázek 3 Liniové zatížení při horizontálním letu



Obrázek 4. Posouvající síla při horizontálním letu



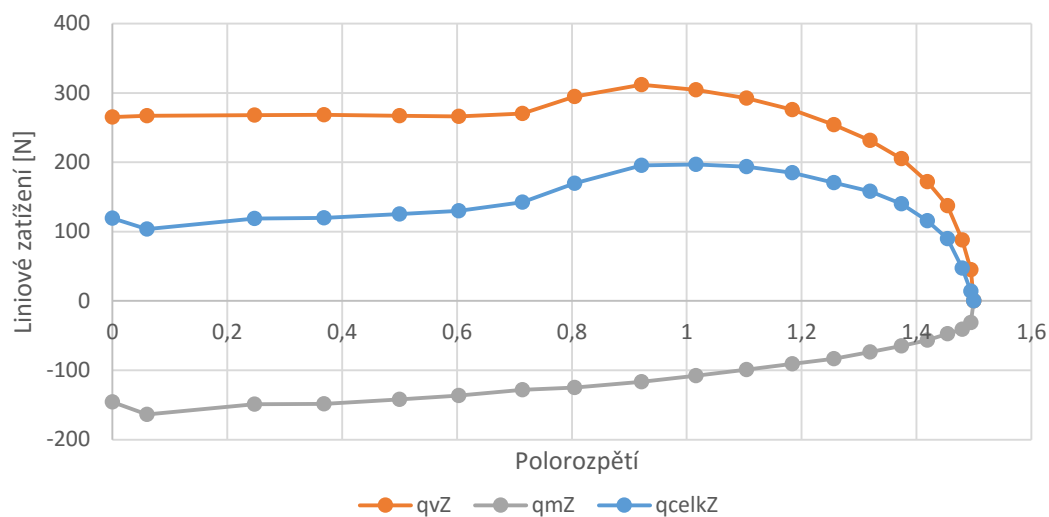
Obrázek 5. Ohybový moment při horizontálním letu



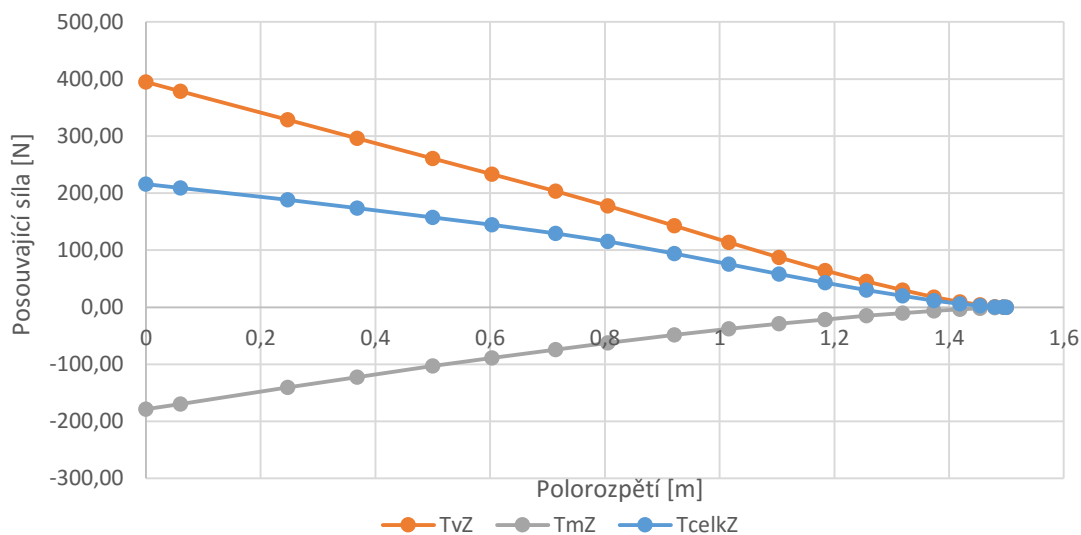
Obrázek 6. Kroucí moment při horizontálním letu

Z	Q_{VZ} [N/m]	T_{VZ} [N]	M_{OVZ} [Nm]	Q_{MZ} [N/m]	T_{MZ} [N]	M_{OMZ} [Nm]	Q_{MKZ} [N/m]	M_{KCELKZ} [Nm]
1,500	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
1,495	45,0	0,1	0,0	-31,1	-0,1	0,0	-0,9	0,0
1,480	87,8	1,1	0,0	-40,7	-0,6	0,0	-1,1	0,0
1,454	137,3	4,0	0,1	-47,3	-1,8	-0,1	-1,3	-0,1
1,419	172,1	9,4	0,3	-56,5	-3,6	-0,2	-1,5	-0,1
1,374	205,3	17,9	0,9	-65,0	-6,3	-0,4	-1,8	-0,2
1,319	231,8	30,0	2,2	-73,6	-10,1	-1,0	-2,0	-0,3
1,256	254,1	45,3	4,6	-83,4	-15,1	-1,9	-2,2	-0,5
1,184	275,7	64,3	8,6	-90,7	-21,3	-3,3	-2,4	-0,7
1,104	292,5	87,1	14,6	-99,0	-28,9	-5,5	-2,6	-0,9
1,016	304,6	113,3	23,4	-107,8	-38,0	-8,7	-2,8	-1,2
0,921	312,1	142,6	35,6	-116,4	-48,7	-13,7	-3,0	-1,5
0,805	294,7	177,8	54,2	-125,0	-62,7	-18,8	-3,2	-1,8
0,714	270,5	203,6	71,5	-128,0	-74,2	-26,4	-3,3	-2,1
0,603	266,4	233,4	95,8	-136,2	-88,9	-34,8	-3,4	-2,5
0,500	267,0	260,8	121,2	-141,8	-103,2	-47,5	-3,6	-3,0
0,368	268,4	296,2	158,0	-148,6	-122,3	-61,1	-3,7	-3,4
0,247	267,9	328,6	195,8	-149,1	-140,3	-85,7	-3,7	-4,1
0,06	267,4	378,6	261,9	-163,9	-169,6	-95,0	-3,8	-4,3
0	265,4	394,6	285,1	-145,9	-178,9	-95,0	-3,8	-4,3

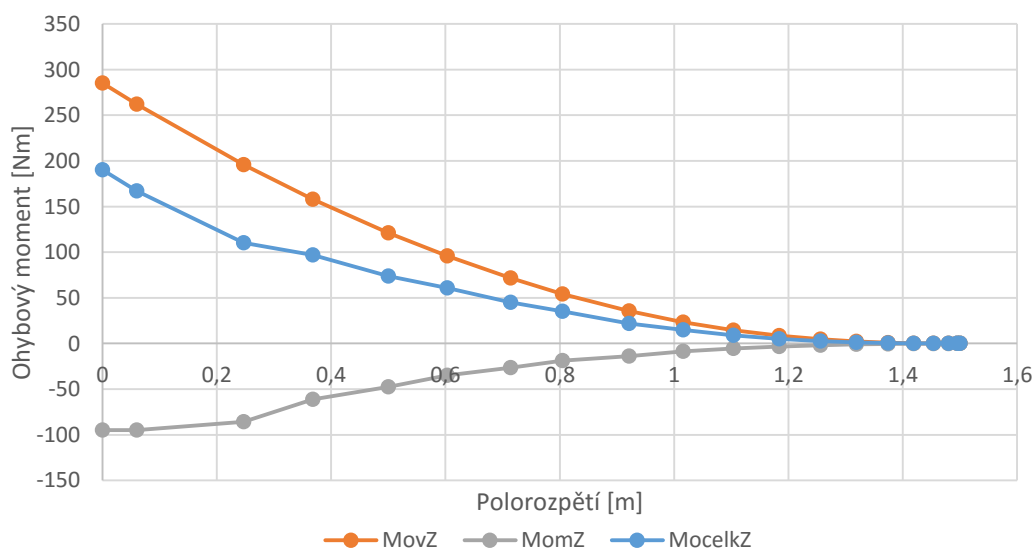
Tabulka 4. Jednotlivá zatížení - zatáčka



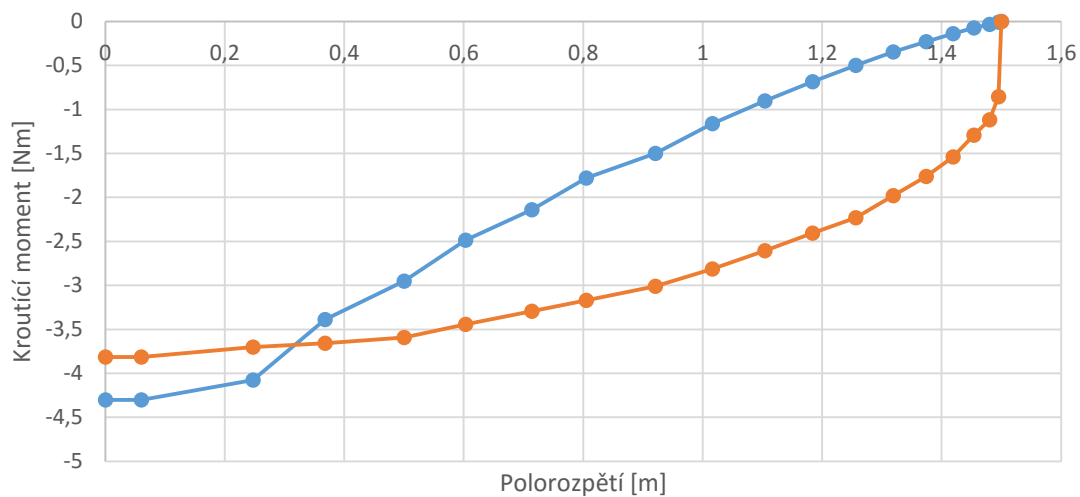
Obrázek 4. Liniové zatížení během zatáčky



Obrázek 5. Posouvající síla při zatáčce



Obrázek 6. Ohybový moment při zatáčce



Obrázek 7. Kroucí moment během zatáčky

A-4 Výpočty nového uspořádání

	E·Jx1 [MPa·mm4]	E·Jx2 [MPa·mm4]	Σ(E·Jx) [MPa·mm4]
řez 1	2,03E+09	851569,9	2,029E+09
řez 2	1,18E+09	961024,4	1,185E+09
řez 3	1,17E+09	1005816	1,167E+09
řez 4	56265856	1076613	57342470

Tabulka 5. Tuhosti nosné konstrukce

	tHredpás [mm]	tDredpás [mm]	tS1red [mm]	tS2red [mm]	tpotahred [mm]
řez1	0,75	0,75	0,31	0,07	0,07
řez2	0,75	0,75	0,35	0,07	0,07
řez3	0,75	0,75	0,35	0,07	0,07
řez4	0,32	0,32	0,35	0,07	0,07

Tabulka 6. Redukované plochy