



**FAKULTA
STROJNÍ
ČVUT V PRAZE**

Ústav letadlové techniky

**Nákladový prostor letounu soutěžní
kategorie SAE – Regular class**

**Cargo compartment of the SAE – Regular
class aircraft**

Bakalářská práce

2020

Jakub Szekely

Studijní program: B2342 Teoretický základ strojního inženýrství

Studijní obor: 2301R000 bez oboru

Vedoucí práce: Ing. Karel Barák



ZADÁNÍ BAKALÁŘSKÉ PRÁCE

I. OSOBNÍ A STUDIJNÍ ÚDAJE

Příjmení: **Szekely** Jméno: **Jakub** Osobní číslo: **473522**
Fakulta/ústav: **Fakulta strojní**
Zadávající katedra/ústav: **Ústav letadlové techniky**
Studijní program: **Teoretický základ strojního inženýrství**
Studijní obor: **bez oboru**

II. ÚDAJE K BAKALÁŘSKÉ PRÁCI

Název bakalářské práce:

Nákladový prostor letounu soutěžní kategorie SAE - Regular class

Název bakalářské práce anglicky:

Cargo compartment of the SAE regular class aircraft

Pokyny pro vypracování:

Pro vypracování proveďte:

- 1) Rešerše soutěžních pravidel kategorie SAE Aero Design - Regular class
- 2) Konstrukční návrh nákladového prostoru
- 3) Pevnostní kontrolu nákladového prostoru

Seznam doporučené literatury:

Dle pokynů vedoucího.

Jméno a pracoviště vedoucí(ho) bakalářské práce:

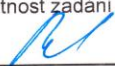
Ing. Karel Barák, ústav letadlové techniky FS

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

Datum zadání bakalářské práce: **30.04.2020**

Termín odevzdání bakalářské práce: **07.08.2020**

Platnost zadání bakalářské práce:


Ing. Karel Barák
podpis vedoucí(ho) práce


Ing. Róbert Theiner, Ph.D.
podpis vedoucí(ho) ústavu/katedry


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

III. PŘEVZETÍ ZADÁNÍ

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

Datum převzetí zadání

Podpis studenta

Čestné prohlášení

Prohlašuji, že jsem bakalářskou práci na téma: „Nákladový prostor letounu soutěžní kategorie SAE – Regular class“ vypracoval samostatně s použitím odborné literatury a pramenů, uvedených v seznamu zdrojů, jenž tvoří poslední kapitulu této práce.

V Praze dne:

.....

Jakub Szekely

Poděkování

Rád bych poděkoval všem z ústavu letadlové techniky a materiálové inženýrství, kteří mi pomohli jak konzultacemi a výrobou tak i se statickými zkouškami. Poté kolegům, bez kterých by soutěž nebyla realizovatelná. Nakonec vedoucímu bakalářské práce za nekonečnou kreativitu a mamince za bezmeznou podporu.

Anotační list

Jméno autora:	Jakub Szekely
Název BP:	Návrh a stavba nákladového prostoru letounu soutěžní kategorie SAE – Regular class
Anglický název:	Design and manufacturing of cargo compartment of unmanned aircraft for SAE – Regular class
Rok:	2020
Studijní program:	B2342 Teoretický základ strojího inženýrství
Obor studia:	2301R000 bez oboru
Ústav:	Ústav letadlové techniky
Vedoucí BP:	Ing. Karel Barák
Konzultant:	Ing. Karel Barák (Bc. Ondřej Uher)
Bibliografické údaje:	
Počet stran	153
Počet obrázků	94
Počet tabulek	34
Počet příloh	6
Klíčová slova:	bezpilotní letoun, podvozek, nákladová gondola, SAE 2020, statická zkouška, 3D tisk
Keywords:	unmanned aircraft, RC plane, landing gear, cargo hold, SAE 2020, static test, 3D print
Abstrakt:	Bakalářská práce nejdříve popisuje rozbor pravidel SAE Aero Design 2020 pro Regular class. Podle něhož se volí koncept, na jehož základě vzniká řešerše možných konstrukčních řešení nákladového prostoru s podvozkem. Zvolená verze je dále navrhována, postavena a některé volené součásti jsou podrobeny statickým zkouškám.
Abstract: (EN)	This bachelor thesis first describes the analysis of SAE Aero design competition rules of the Regular class. On chosen concept, which is based on this analysis, is researched an overview of possible configurations of landing gear and cargo hold. Selected configuration is then designed and manufactured. Selected parts of this configuration are further submitted to stress tests.

Seznam použitých zkratek a symbolů

Ohodnocení letU	FS	[-]
Celkové hodnocení letů	FFS	[-]
Počet míčů	S	[-]
Hmotnost plátů	W_{steel}	[lbs]
Rozpětí křídel	L_{WS}	[in]
Délka nákladového prostoru	L_{CS}	[in]
Bonus za odhad nákladu	PPB	[-]
Odhadnutý náklad	P	[lbs]
Skutečný náklad	A	[lbs]
Maximální vzletová hmotnost	m_{MTO}	[kg]
Výška těžiště nákladu	T_1	[mm]
Výška těžiště letadla	T_2	[mm]
Výsledná výška těžiště	T_k	[mm]
Maximální hmotnost nákladu	m_{CA}	[kg]
Koeficient pro rozchod dle těžiště	k_{chT}	[-]
Rozchod spočtený dle těžiště	ROZ_T	[mm]
Koeficient pro rozchod dle rozpětí	k_{chR}	[-]
Rozchod spočtený dle rozpětí	ROZ_L	[mm]
Rozchod	ROZ	[mm]
Délka letadla	L_{DelLet}	[mm]
Koeficient výpočtu rozvoru z délky letadla	k_{DelLet}	[-]
Rozvor	$ROZV$	[mm]
Vyložení hlavního podvozku	e	[mm]
Přistávací násobek	n_{pr}	[-]
Klesací rychlost	ws	[m/s]
Tíhové zrychlení	g	[m/s ²]
Tíha Letadla při maximální vzletové hmotnosti	G	[N]
Síla působící na hl. podvozek při vodo. přistání	F_{3SviHL}	[N]
Síla působící na předový podvozek při v. přistání	F_{FLG}	[N]
Síla působící na hl. podvozek při přistání na něj	Q_{MLG}	[N]
Rameno nosníku	R	[mm]
Bezpečnost	sf	[-]
Poloměr trubky hl. nosníku	r	[mm]
Maximální ohybový moment	$M_{o_{max}}$	[N/m]
Průřezová charakteristika	W_o	[-]
Vnější průměr	D	[mm]
Vnitřní průměr	d	[mm]
Tloušťka stěny	t	[mm]
Maximální ohybové napětí	σ_{max}	[MPa]
Hmotnost nosníku	m_n	[g]
Obsah průřezu	S_{tr}	[mm ²]
Hustota	ρ	[Kg/m ³]
Rameno předního nosníku	R_{FLG}	[mm]
Ohybový moment předového kola	$M_{o_{FLGmax}}$	[N/m]

Délka nosníku předového kola	L_{FLG_T}	[mm]
Odsazení předového kola od trubky	$L_{WA-FLGTE}$	[mm]
Letový násobek	n	[-]
Hmotnost gondoly s podvozkem	m_{CH}	[kg]
Síla působící na přepážky.	F_n	[N]
Reynoldsovo číslo	Re	[-]
Cestovní rychlost	v_{cruise}	[m/s]
Charakteristický rozměr	l_{Re}	[m]
Kinematická viskozita	$\nu_{20^\circ C}$	[$m^2 \cdot s^{-1}$]
Koeficient odporu	C_D	[-]
Odpor vzduchu	F_{Drag}	[N]
Referenční oblast	A_{Sf}	[m^2]
Plocha křídla	S_w	[m^2]
Svislá deformace	v_{MLG}	[mm]
Ohybová průřezová charakteristika	W_{o_SH}	[m^4]
Napětí na hřídelce	σ_{SH1}	[MPa]
Bezpečnost mna hřídelce	b_{SH}	[in]
Modul pružnosti	E	[-]
Celkový pokles těžiště	y_{cg}	[m]
Účinná dráha tlumení	y_{ef}	[m]
Stlačení pneumatiky	y_{PN}	[m]
Stlačení pružinového tlumiče	y_{PT}	[m]
Smykové napětí	$\tau_{D_{2024}}$	[MPa]
Statické zatížení předového podvozku	P_{st}	[N]
Statické zatížení hlavního podvozku	H_{st}	[N]
Svislá síla ze statického zatížení před. podvozku	P_y	[N]
Nejistota A	u_{xA}	[-]

Obsah

1. Úvod.....	1
1.1 Soutěž SAE 2020 - EAST	2
1.2 Pravidla pro Regular class	2
1.2.1 Obecné požadavky (General Aircraft Requirements)	2
1.2.2 Požadavky na let a hodnocení (Mission requirements and scoring)	3
1.2.3 Požadavky specifické pro třídu Regular	4
1.2.4 Hodnocení	4
1.2.5 Shrnutí a důsledky	5
2. Koncepce letadla	7
2.1 Možnosti uspořádání nosných a řídicích ploch.....	7
2.1.1 Dvouplošník	7
2.1.2 Samokřídlo	7
2.1.3 Hornoplošník s přechodem.....	9
2.2 Výsledná koncepce	10
3. Nákladový prostor	13
3.1 Konfigurace nákladu	13
3.2 Vstupní parametry podvozku.....	15
3.3 Vstupní parametry gondoly	15
4. Návrh podvozku	17
4.1 Rozvor, rozchod a vyložení podvozku	19
4.2 Koncepce podvozku.....	22
4.2.1 Kolmo připevněný podvozek	22
4.2.2 Ke gondole připevněný podvozek 1	23
4.2.3 Ke gondole připevněný podvozek 2	24

4.2.4	Specifikace vybraného řešení	25
5.	Návrh gondoly	26
5.1	Vnitřní uspořádání gondoly	26
5.2	Vnější tvar gondoly.....	27
6.	Konstrukční řešení podvozku	28
6.1	Návrh a dimenzování podvozkové nohy hlavního podvozku	28
6.1.1	Výpočet zatížení	29
6.1.2	Dimenzování trubek EN AW 6060 T66	31
6.1.3	Dimenzování trubek podle EN AW 2024	34
6.1.4	Návrh hřídelky hlavního podvozku.....	34
6.2	Konstrukce a dimenzování příďového podvozku.....	35
6.2.1	Dimenzování nosníku	36
6.2.2	Uložení příďového kola a způsob ovládání.....	37
6.3	Výsledná konstrukce podvozku.....	42
7.	Konstrukční řešení gondoly	43
7.1	Nosná konstrukce.....	43
7.1.1	Hlavní součásti	43
7.1.2	Pomocné prvky.....	45
7.1.3	Uchycení nákladu	46
7.2	Vnější tvar	47
8.	Přehled konstrukce letadla	49
9.	Výroba.....	51
10.	Zálet, soutěž a hodnocení	54
10.1	Zálet	54
10.2	První letový den.....	57

10.3	Druhý letový den	59
10.4	Zhodnocení soutěže a konstrukčních řešení letounu	61
10.4.1	Soutěž	61
10.4.2	Konstrukční prvky	62
10.4.3	Hodnocení gondoly na základě soutěže	65
11.	Pevnostní kontrola	67
11.1	Průhyb nosníků	67
11.1.1	Deformace	67
11.1.2	Experimentální zatížení	69
11.1.3	Odchylka	71
11.1	Napětí a deformace na hřídelkách	72
11.1.1	Napětí	72
11.1.2	Průhyb hřídelky	74
11.2	Kontrola přistávacího násobku	77
11.2.1	Skutečný přistávací násobek n'_{pr}	78
11.2.2	Nutná deformace podvozku	79
11.3	Střih na vidličce	80
11.3.1	Střih na duralové vidličce	80
11.3.2	Střih na plechové vidličce	81
11.4	Napětí na hlavních přepážkách	81
11.5	Dodatečné zatížení předového kola	83
12.	Orientační statické zkoušky 3D tištěných vzorků	86
12.1	Specifikace technologie	86
12.2	Porovnání materiálu	86
12.2.1	Tahová zkouška	87

12.3	ISO 178:2019	96
12.3.1	Specifikace zkoušky	96
12.3.2	Vzorek	97
12.3.3	Jednotlivé geometrie a jejich výsledky.....	98
12.3.4	Porovnání geometrií.....	105
12.3.5	Porovnání materiálu.....	107
12.4	Porovnání ramen	110
12.4.1	Změny v nastavení.....	110
12.4.2	Odlitek	111
12.4.3	Průběh zkoušky	113
12.4.4	Vyhodnocená data	115
12.4.5	Porovnání.....	124
13.	Závěr.....	129
14.	Zdroje	130
15.	Seznam obrázků.....	134
16.	Seznam tabulek.....	138
17.	Seznam grafů	140
18.	Seznam příloh	142

1. Úvod

Hlavním cílem této práce je navrhnout a postavit bezpilotní letadlo, respektive jeho nákladového prostoru, které se zúčastní soutěže SAE Aero Design 2020 – East pod týmem Chicken Wings – CTU. Součástí nákladového prostoru je i podvozek letounu. Hlavní návrhové požadavky jsou popsány pravidly této soutěže, které bude nutné nejdříve zpracovat a vyvodit z nich možné koncepce letounu. Koncepce a jiné části návrhu a stavby letounu jsou pak prací týmu Chicken Wings – CTU nebo jeho konkrétních členů. Na základě vybrané koncepce letounu bude provedena rešerše možných konstrukčních řešení nákladového prostoru a podvozku. Na základě konstrukčních výpočtů bude zpracován 3D model výsledného řešení. Dále bude popsána výroba a problémy, které se při ní objeví. Sestavený letoun se zúčastní soutěže na jejíž základě bude konstrukční řešení hodnoceno. Určité díly se nakonec podrobí pevnostní kontrole a zátěžovým zkouškám s důrazem na vlastnosti 3D tištěných dílů.

Cílem práce je návrh a konstrukce části letadla, na základě později rozebraných pravidel, aby bylo dosaženo co nejlepšího umístění ve zmíněné soutěži. Stavba nadrozměrného RC letounu vyžaduje použití postupů podobných návrhům ultralehkých letadel. Zároveň kompetitivnost tlačí na kreativitu a schopnost přemýšlet nad nejen návrhem, ale i technologickou a ekonomickou stránkou projektu. Vlastnosti letounu, kromě těch, které se přímo podílejí se na bodovém ohodnocení, budou tak přímo závislé na návrhu a přístupu týmu k soutěži.

1.1 Soutěž SAE 2020 - EAST

Soutěž SAE Aero Design je soutěž určená pro vysokoškolské studenty, převážně z inženýrství, z celého světa. Hlavním cílem je návrh, stavba, prezentace a zálet(y) soutěžních letounů jednotlivých týmů. Soutěž se dělí na západní a východní. Tyto části jsou tematicky podobné, ale oddělené soutěže odehrávají se na jiném místě v jinou dobu. Soutěž má tři kategorie (en. class), ve kterých mohou týmy soupeřit. Jsou to kategorie Regular, Advanced a Micro. Všechny informace týkající se soutěže jsou čerpány z pravidel dostupných na oficiálních stránkách soutěže. Ta se krom letů skládá z Návrhové zprávy (Design report), která se odesílá s určitým předstihem k soutěži, technické kontroly a prezentací těsně před letovými dny. Popis daných pravidel bude proveden volným přeložením a parafrázováním autorem [1] [2].

Kategorie Micro je výhradně zaměřená na co nejmenší házená bezpilotní letadla, a tak jako u všech kategorií, pohonem může být pouze elektromotor. V kategorii Advanced jsou týmy postaveny před sofistikovanější úkoly. Jde například zajištění schopnosti autonomního letu a odhození nákladu za letu. Regular je kategorie určená pro osvojení si základních principů návrhu letadel. Chicken Wings – CTU se zúčastní východní soutěže (SAE Aero Design EAST 2020) konané v Lakeland na Florida v kategorii Regular. Tato kategorie byla zvolena převážně kvůli zkušenostem členů týmu, které odpovídají stavbě tohoto druhu letounu a pro podobnost nutných znalostí s předměty magisterského studia na Ústavu letadlové techniky, již absolvovanými zkušenějšími členy týmu.

1.2 Pravidla pro Regular class

Pro lepší porozumění a kolektivní práci byla přeložena pravidla, a to v bodové formě a pouze s informacemi relevantními pro kategorii Regular (Příloha 1). Přehled zásadních požadavků týkajících se konstrukce (její omezení) a hodnocení v pořadí, v jakém jsou zapsány v pravidlech:

1.2.1 Obecné požadavky (General Aircraft Requirements)

Soutěž je omezena pouze na letouny s pevným křídlem, jsou tedy vyloučeny vrtulníky nebo jiné letouny s rotující nosnou plochou a letouny lehčí než vzduch. Letadla musí být schopna letu bez zátěže (nákladu/payloadu), přičemž tento požadavek nebude ověřen letem, ale statickou kontrolou místa těžiště. Maximální vzletová hmotnost (Gross take-off weight) nesmí přesáhnout 55 liber ($24,94758 \approx 24,94$ [kg]) a letadlo musí být po celou dobu letu

kontrolovatelné. Pokud je letadlo vybaveno kolovým podvozkem, musí mít nějakou podobu aktivního pozemního ovládní a nesmí spoléhat pouze na aerodynamické plochy. Musí být použito 2,4 GHz rádio s funkcí „fail-safe“, která zajistí, že se při ztrátě spojení okamžitě zastaví motor. Je vyžadováno použití bezpečnostních nebo modelářských bezpečnostních matic. Je zakázáno použití kovových vrtulí a dále se nesmí nikde v letadle použít olovo. Náklad nesmí tvořit součást konstrukce a nesmí přenášet žádné zatížení. Zároveň musí být v letadle zajištěn kovovými součástkami procházejícími všemi pláty tak, aby z nákladu byl jeden celek nacházející se v nákladovém prostoru. Letadlo může být vyváženo balastem, ale mimo nákladový prostor. Letoun musí být vybaven jedině elektrickým motorem, žádný jiný pohon není přípustný (žádné gumičky nebo zásobníky CO₂). Spojení mezi ovládacími prvky nesmí být příliš volné (excessive slop). Upevnění táhel na řídicích plochách musí být zajištěno gumovými součástkami – trubičkami (clevis keepers). Letadlo musí být vybaveno červenou zapínací pojistkou (Red arming plug) v přesně definované pozici a musí skrze ni jít hlavní obvod s motorovou baterií a motorem. Letadlo se může při soutěži opravit, ale pokud dojde k velkému zásahu do konstrukce musí znovu, projít technickou inspekcí.

1.2.2 Požadavky na let a hodnocení (Mission requirements and scoring)

Pro započítání letu musí letadlo provést aspoň jeden 360° okruh. Baterie musí být upevněna a za letu se nesmí volně pohybovat. V prostoru baterie nesmí být žádné volně se pohybující součásti, které by jí dokázaly protrhnout, a ani věci, které by jí dokázaly protrhnout v případě havárie. Vzlet (take-off) bude probíhat ze zpevněné dráhy a po celou dobu vzletu z ní nesmí letadlo sjet.

Tab. 1 Vzletová omezení [2]

Maximální vzletová dráha	Minimální vzdálenost od vzletu po první zatočení	
100	400	[Stop]
30,48	121,92	[m]

Přistání musí proběhnout na vyhraněné zpevněné přistávací ploše a vyjetí z dráhy mimo pokyn organizátorů znamená ztrátu 50 % bodů z daného letu. Maximální délka přistávací dráhy je 400 stop (121,92 metrů) a její přejetí znamená diskvalifikaci.

1.2.3 Požadavky specifické pro třídu Regular

Specifika konkrétních kategorií se mění jednou za tři roky a pro ročník 2020 jsou pravidla zaměřená na stavbu letadel schopných operovat z omezených vzletových drah a převážet při tom nadrozměrný a klasický náklad. Rozpětí křídel je omezeno horní hranicí 120 palců (3,048 metru). V letounu nesmí být žádný kompozit ve smyslu plastu vyztuženého vláknem (Fiber-Reinforced Plastic). Výjimku představují komerčně dostupné díly na uložení motoru, podvozek, vrtule a komponenty táhel. Gumičky nesmí být použity na zajištění nákladu, ani na připevnění křídel k trupu. Jakékoli gyroskopy a stabilizační prvky jsou zakázány. Může být použit jakýkoli elektrický motor, ale pouze jeden. Bude-li použit převod od motoru k vrtuli musí, být převodový poměr 1. Baterie musí být komerčně dostupná a je s ní spjata několik dalších omezení. Letoun musí být vybaven 1000 – Wattovým omezovačem od konkrétního dodavatele Neumotors.com [3].

Náklad letounu se skládá ze dvou částí, a to ze sférického (spherical cargo) a normálního krabicového nákladu (regular box cargo). Oboje musí být uloženo uvnitř letounu v jednom nákladovém prostoru a žádná část nákladu nesmí být vystavena proudění vzduchu obtékajícího letadlo (zdůraznění toho, aby byl celý náklad uložen v letadle a zakryt). Nákladový prostor může mít jakýkoli tvar a rozměry. Krabicová část nákladu se musí skládat z plátů, které mohou být z jakéhokoli materiálu mimo dřívě zakázané, a kovového spojovacího materiálu. Sférický náklad musí být v podobě standardizovaných Size 5 fotbalových míčů [4]. Letadlo musí převážet minimálně jeden fotbalový míč.

Vykládání nákladu bude časově omezeno na dvě minuty a budou ho moct provádět maximálně dva členové týmu. Vykládání bude provedeno po každém letu, a to ze stavu, v jakém bylo letadlo ve vzduchu. Náklad, který se nestihne vyložit do dvou minut nebude započítán do hodnocení [2].

1.2.4 Hodnocení

Krom bodů z technické zprávy a prezentace budou body uděleny za jednotlivé lety. Do finálního hodnocení letů *FFS* (Final Flight Score) se započítají tři nejlépe hodnocené lety a body za odhadnutí nákladu v technické zprávě. Body získané z konkrétního letu *FS* (Flight score) se spočítají vztahem 1.1:

$$FS = 120 \cdot \frac{2 \cdot S + W_{steel}}{L_{WS} + L_{CS}} \quad 1.1$$

Kde S je počet míčů a W_{steel} je hmotnost. Jelikož se standartizovaný fotbalový míč hmotností blíží jedné libře je zde vidět motivace pro transport objemného (sférického) nákladu a to přidaným koeficientem 2. Ve jmenovateli se pak nachází rozpětí křídel L_{WG} a délka nákladového prostoru L_{CS} . Body získané z co nejpřesnějšího odhadu přenesené nákladu PPB (Payload Prediction Bonus) se spočítají na základě vztahu 1.2:

$$PPB = 10 - (A - P)^2 \quad 1.2$$

Hodnota P je odhadnutý náklad (Predicted Payload) z Design reprotu a A je skutečný náklad (Actual payload) 1.3:

$$A = W_{steel} + 0,9375 \cdot S \quad 1.3$$

PPB je spočteno pro každý ze tří nejlepších letů a do FFS se použije ten s nejvyšší hodnotou. Pokud by hodnota PPB byla záporná do výsledného hodnocení se dosadí nula. Vztah pro výsledné hodnocení FFS 1.4 [2]:

$$FFS = FS_1 + FS_2 + FS_3 + PPB \quad 1.4$$

1.2.5 Shrnutí a důsledky

Hlavní body pravidel určující směr návrhu letadla byly, mimo maximální rozměry, nutnost převozu aspoň jednoho míče, omezená startovací dráha a omezovač výkonu spolu s omezením na jeden motor. Další části pravidel už tolik nezasahují do koncepce celého letadla, ale sehrají stěžejní roli v pozdějších konstrukčních návrzích.

Tab. 2 Mezní dimenze

Maximální hmotnost [g]	24 940
Maximální rozpětí [mm]	3 048

Jelikož v soutěži není nijak hodnocena rychlost nebo čas za jaký se let vykoná, je jediným cílem koncepce maximalizovat množství převezeného nákladu při co

nejmenším rozpětí a velikosti nákladového prostoru s ohledem na omezenou vzletovou dráhu [2].

2. Koncepce letadla

Protože systém pohonu řeší pravidla soutěže a jelikož se jedná o bezpilotní letadlo bude výběr základního uspořádání téměř výhradně o aerodynamickém uspořádání nosného systému [5] [6]. Současně s výběrem uložení a sestavy nosných ploch se volila i možná konfigurace nákladu.

2.1 Možnosti uspořádání nosných a řídicích ploch

2.1.1 Dvouplošník

I když jsou dvouplošník dnes už brány za zastaralé, tak uspořádání dvou křídel nad sebou přináší značné zvýšení vztlaku, a to i přes výrazné zvýšení odporu a hmotnosti. Zároveň tato možnost nabízela velkou volnost v konfiguraci nákladu, kde by bylo možné umístit do trupu i několik míčů. Právě myšlenka uložení několika míčů nad sebe (mezi křídla) při stále minimální délce nákladového prostoru byla velice atraktivní.



Obr. 1 Prototyp dvouplošníku 21. století TVS-2DTS [7]

2.1.2 Samokřídlo

Tato varianta by týmu umožnila využít i plochu trupu ke generování vztlaku. To by umožnilo nést větší zatížení a v nejlepším případě i zmenšit rozpětí celého letounu. Proti tomuto řešení hovoří nutnost převážet minimálně jeden míč. I kdyby se míč nacházel v nejtlustší části profilu pořád by jeho průměr byl větší než daná tloušťka, a tak by se trup musel zvětšit pro jeho umístění. Čímž by se narušil profil na trupu, což by porušilo chtěné proudění vzduchu a tím by letoun přišel o generování vztlaku trupem. Další problematickou částí této koncepce byla ovladatelnost. Na předchozích soutěžích, kterých se tým Chicken

Wings zúčastnil, byly pády těchto letounů bez stabilizace častější než u letounů s klasičtějším uspořádáním.



Obr. 2 Samokřídlo N9MB [8]

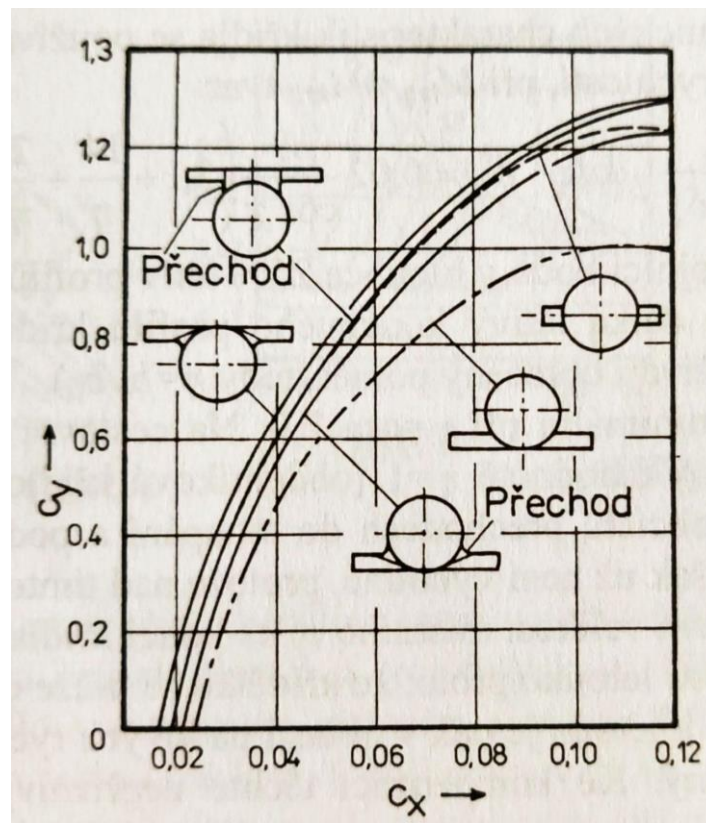
Jedna z variant samokřidel pro naše použití vybočovalo. Byla tím koncepce zvaná „All-wing“. Tato koncepce má ve světě jen jedno zastoupení a tím je experimentální Vought V-173. Oproti klasickému samokřidlu používá profil po celé šířce bez natočení a téměř bez změny tloušťky. Velmi vysoká tloušťka po celé šířce by umožňovala uložení více míčů vedle sebe, čímž by se znovu zlepšilo hodnocení bez změny délky nákladového prostoru. Další výhodnou ale teoretickou vlastností této sestavy by bylo generování vztlaku téměř 100 % své plochy. Hlavní slabinou tohoto řešení byl nedostatek materiálů k návrhu a celkový nedostatek zkušeností s návrhem tohoto typu.



Obr. 3 Vought V-173 "Flying pancake" [9]

2.1.3 Hornoplošník s přechodem

Poslední možností je klasická koncepce s umístěním nosného křídla před vodorovnými ocasními plochami (VOP). To, ale ještě není finální popis uspořádání, protože nosné křídlo se na trupu může nacházet v několika pozicích ve svislém směru. Dále na základě porovnání polár v *Obr.4* volíme hornoplošník, jelikož má „nižší součinitel odporu c_x v cestovních režimech a vyšší součinitel vztlaku c_y při minimálních rychlostech“ [6]. Problémem této konfigurace je vznik odporu v rohu mezi trupem a křídlem (vlivem tzv. difuzorového efektu mezi stěnami). Delší a zúžený krček mezi trupem a gondolou by ale tento problém mohl vyřešit. Nevýhodou koncepce je omezení nákladu na jeden míč. Zvýšení vztlaku může být dále provedeno mechanizací křídla.



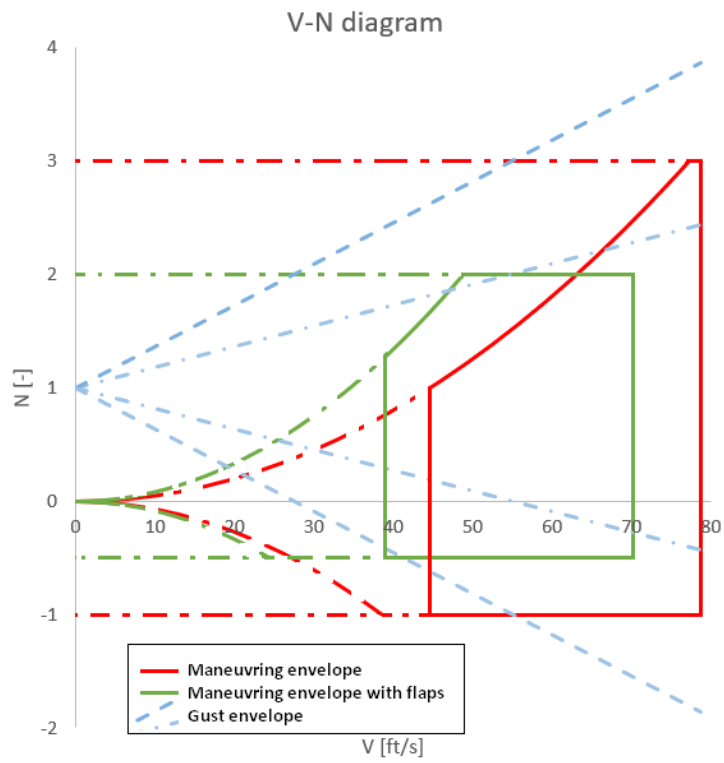
Obr. 4 Poláry – porovnání hornoplošníků a dolnoplošníků [6]



Obr. 5 Barrows Bearhawk "Bush plane" [10]

2.2 Výsledná koncepce

Z propočtů možných konfigurací nákladu vychází nejlépe varianta s jedním míčem a s co možná největším počtem plátů. To vylučuje jak All-wing koncepci tak i dvouplošník. První varianta byla celkově riskantní, protože šlo o krok do neznáma, a navíc nebyla zde jistota toho, že se podaří udělat místo na více míčů vedle sebe – napříč. Po bližším prozkoumání i možnosti dvouplošníku s více míči se došlo k závěru, že by do letadla nešly umístit bez zvětšení nákladového prostoru. Výsledným konceptem se tedy stalo klasické hornoplošnickové upořádání s dalšími prvky pro zvýšení vztlaku a snížení odporu. Pro zvýšení vztlaku bylo rozhodnuto o použití Fowlerovy štěrbínové klapky a flaperonů na obdélníkovém křídle s winglety. Dále pro snížení odporu bylo rozhodnuto o zvětšení odsazení křídla od nákladové gondoly přes krček. Toto posunutí by mělo zároveň vytvořit prostor pro lepší proudění vzduchu od vrtule. Trup povede skrz křídlo a přímo v jeho ose bude usazen motor. Trupem bude duralová trubka EW 2024 určená ke konstrukčnímu spojení nosných a řídicích ploch a motoru. Nebude určena k uložení baterií, přijímače a ani jiného vybavení. Ocasní plochy jsou klasické konfigurace s jednou SOP umístěnou v ose trupu a VOP umístěné taktéž v ose trupu. Prvními návrhovými výpočty, provedenými vedením týmu, byl určeny základní rozměry jako rozpětí křídla na 2,24 [m], délka trupu na 1,6 [m], maximální vzletová hmotnost 14 [kg], maximální návrhový násobek 4 [-] a návrhová cestovní rychlost 16 [m/s] [11] [12].



Obr. 6 Návrhový V-N diagram [12]

V další kapitolách bude popsán návrh, konstrukce a výroba letadla jehož návrhová podoba je vidět na Obr. 7.



Obr. 7 Muška letadla (rozměry v imperiálních jednotkách) [13]

3. Nákladový prostor

Pro návrh konkrétní části bezpilotního letadla je nejdříve nutné definovat co všechno do ní spadá. Nákladový prostor se po specifikaci konceptu rozdělí na nákladovou gondolu a podvozek. Pro návrh gondoly bylo nejdříve nutné zjistit maximální hmotnost letounu a předpokládanou maximální hmotnost nákladu. Na základě hmotnosti nákladu provést jeho konfiguraci a návrh rozměrů. Zpracovat rešerši a analýzu možných řešení podvozku a gondoly. Výsledná řešení navrhnout a připravit podklady pro výrobu.

3.1 Konfigurace nákladu

Odhadnutá maximální vzletová hmotnost letounu je přibližně 14 kg z toho 9,9 kg pro celý náklad (sférický i krabicový). Jelikož návrh probíhal paralelně s výrobou jiných částí letadla došlo během návrhu ke změně maximální vzletové hmotnosti ze 14 kg na $m_{MTO} = 16,49 [kg]$. Zde přiložené vzorce budou přepočítány pro tuto hmotnost, a tak se může stát, že některé vybrané a použité součásti nebudou s takovou bezpečností s níž byly navrženy, jelikož k jejich návrhu/stavbě došlo před změnou hmotnosti. Cílem konfigurace a proč je vůbec nutné ji zmínit je snaha neprodloužit nákladový prostor a zůstat tedy na minimální hodnotě – průměr míče. Zároveň mít pláty spojené do jednoho celku (single mass) a k tomu mít možnost si hmotnost upravovat dle podmínek pro let. Nakonec je potřebné udělat náklad symetrický a uložit ho přesně v těžišti, aby při jeho vyjmutí nedošlo k posunutí těžiště v jiném směru než svislém [2].

Hmotnost jednoho míče je 14-16 uncí (396,89-453,59 [g]) [4] a takže pláty by měly vážit přibližně 9,5 kg. Maximální šířka a délka plátu je omezena průměrem míče. I když je bodově ohodnocena jen délka nákladového prostoru L_{CS} tak i šířka plátů byla omezena průměrem míče, a to z toho důvodu, aby se omezila plocha gondoly ve styku se vzduchem, a tím i odpor vzduchu způsobený třením. Zároveň byla nutná minimalizace celkové výšky nákladu. Zbytečně vysoký náklad by měl za následek příliš vysoké posazení těžiště letadla, a tedy i jeho nižší stabilitu při vzletu a přistání.

Aby náklad vyhověl všem podmínkám skládá ze základního plátu, do kterého se přišroubují další menší pláty a který se pak vloží a upevní pomocí kovového spojovacího materiálu k letadlu. Menší pláty se přišroubují šrouby se zápuštnou hlavou, pro kterou se upraví otvor v hlavním (BASE) plátu. Zvolené menší pláty se pak zajistí pomocí matice.

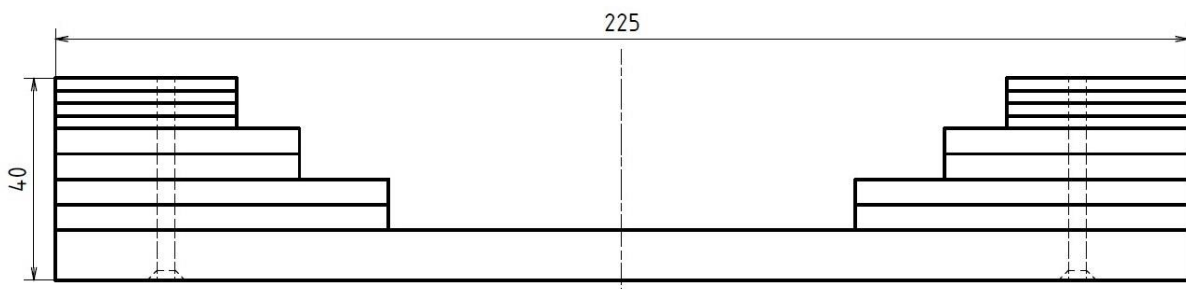
Navrhnuté pláty byly převzaty od sponzora s lehce odlišnou hmotností oproti odhadované (Příloha 2).

Tab. 3 Pláty a jejich rozměry (Box cargo)

Plát	Rozměry [mm]	Návrhová hmotnost [g]	Skutečná hmotnost [g]	Počet
BASE	225 x 225 x 5	3 970	3 837,5	1
C	225 x 66,13 x 5	583	582,1	4
B	225 x 48,47 x 5	427	424,4	4
A	225 x 36,01 x 2,5	158	154,4	8

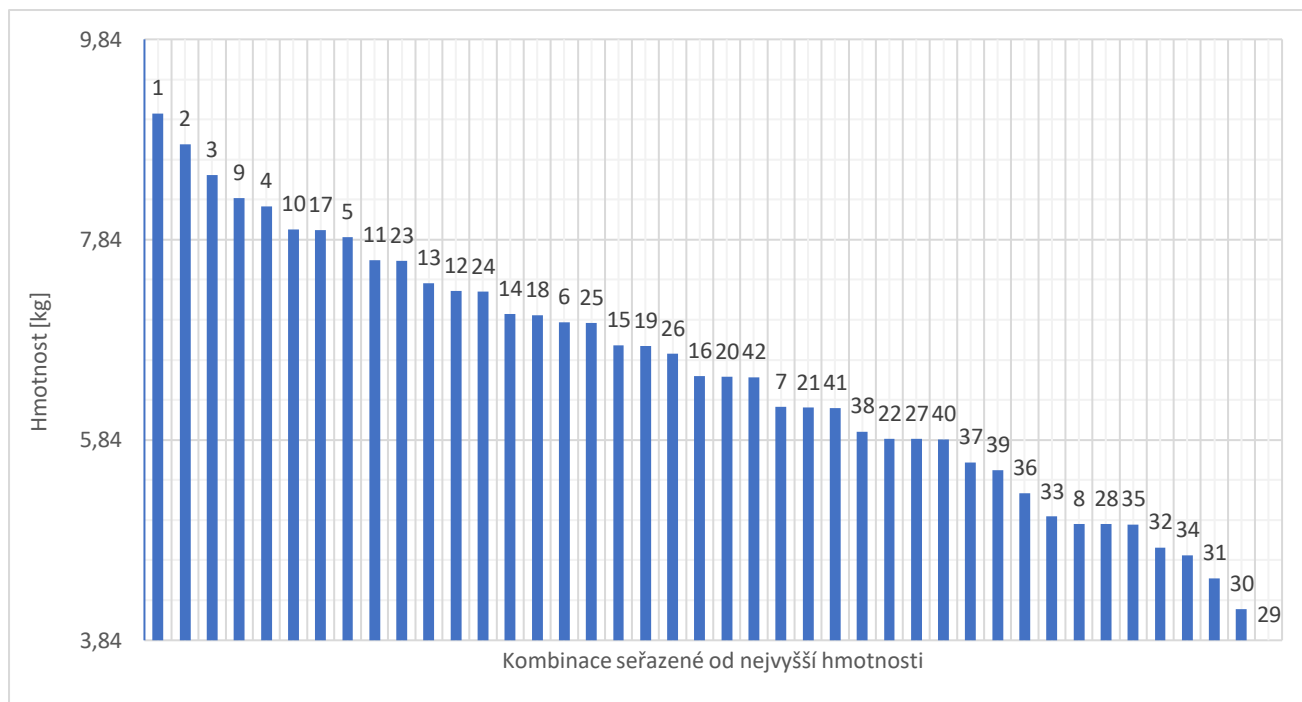


Obr. 8 Render celého nákladu



Obr. 9 Boční pohled na pláty (box cargo)

Možné kombinace nákladu uvádí Graf 1. Čísla nad sloupci značí kombinaci plátů. Vše, co se týká tohoto grafu a možných kombinací nákladu, je uvedeno v Příloze 2. V příloze je pak možné zjistit konkrétní kombinaci plátů pro dané číslo v grafu. Tento návrh kombinací spolu s odhadem nákladu (Payload prediction) z návrhové zprávy [12] slouží pro výběr plátů za konkrétních vnějších podmínek. Maximální hmotnost nákladu je poté s míčem $m_{CA} = 9,5 [kg]$.



Graf 1 Kombinace plátů pro získání různých hmotností (Příloha 4)

3.2 Vstupní parametry podvozku

Podvozek tvoří jeden ze základních prvků letadla, a jeho konstrukce a volba mají velkou roli při celkovém návrhu. Úkoly tohoto prvku u pilotovaných letadel jsou zajištění pojiždění, vzletu a přistání. U bezpilotního letadla pro danou soutěž nutnost pojiždění odpadá. Jelikož se ale bude startovat ze zpevněné plochy a s poměrně těžkým bezpilotním letadlem, je kolový podvozek nutný a k němu se váže pravidlo, že musí být ovladatelný. Dále při maximální vzletové hmotnosti přes 16 kg musí podvozek ustát nejen statické zatížení ale i dynamické zatížení, především to, které je způsobené přistáním.

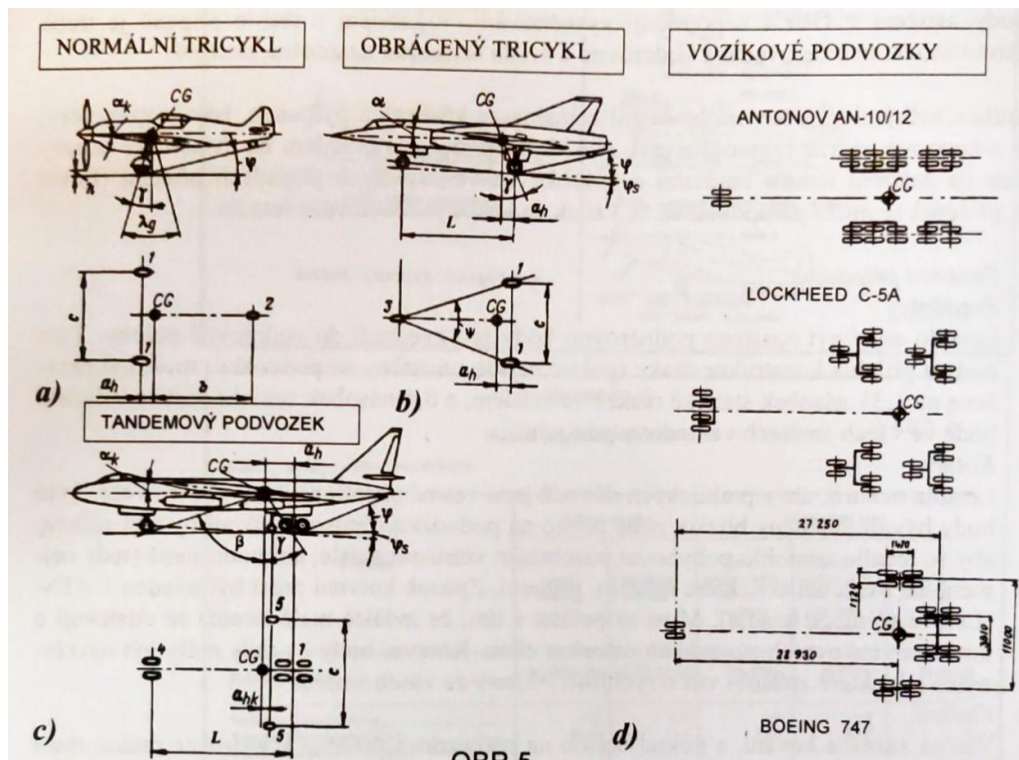
3.3 Vstupní parametry gondoly

Náklad se, u většiny letadel s klasickou koncepcí, převáží v trupu. V tomto případě je ale nadrozměrný náklad uložen mimo trup v nákladové gondole. Tato gondola bude krom nákladu převážet baterie, přijímač a zbytek elektroniky. Bude tedy namáhána za letu tíhou nákladu, vybavením a vlastní konstrukcí dle návrhových násobků letu. Dále bude namáhána aerodynamickým odporem závislým na tvaru gondoly, který bude mít ale malý vliv na pevnostní konstrukci oproti zatížení od nákladu. Křídlo bude připevněno ke gondole, do které bude kousek pod křídlem zaveden trup. Zúžená část nad gondolou spojující gondolu a křídlo bude dále nazývána krček. V tomto krčku se bude nacházet i otvor pro zasunutí trupové tyče.

Na základě zvoleného řešení podvozku bude poté gondola na zemi zatížena stejně jako za letu nebo, pokud by se v ní nacházel podvozek, tak na tlak tíhou dalších částí konstrukce letounu (křídlo, trup, ocasní plochy, motor).

4. Návrh podvozku

Ještě před vybráním uspořádání podvozku je nutné rozhodnout, zda bude kolový podvozek pevný nebo zatahovatelný. Z důvodu náročnosti a ušetření hmotnosti bylo rozhodnuto ve prospěch pevného podvozku. Nevýhodou tohoto řešení je aerodynamický odpor podvozku. Další krokem při výběru podvozku pro takto velké letadlo je výběr uspořádání.



Obr. 10 Základní typy podvozku [6]

Vozíkový podvozek při stavbě malého bezpilotního letadla se rovnou zavrhuje, protože je určen převážně pro těžká nákladní nebo dopravní letadla pro co nelepší rozložení hmotnosti na dráhu (Obr.11), a proto s ním dále nebudeme počítat.



Obr. 11 Hlavní podvozek Boeingu 747-400 [14]

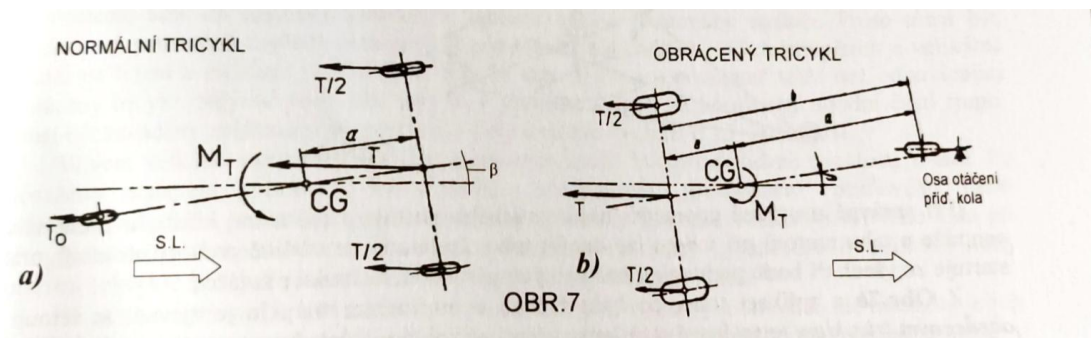
Tandemový podvozek už mále ale výhody použitelné i pro toto letadlo a jimi jsou velmi dobrá směrová stabilita a nejnápadnější výhodou – prostor pro náklad v těžišti. Tandemové uspořádání se používá na strojích, které potřebují v místě těžiště co nejvíce místa, a to ať už pro agregát nebo bomby. Posunutí podvozku dozadu po směru letu, tak přidává zatížení na přední podvozek, resp. přední část tandemu, a to přibližně v poměru 45 % pro přední část a 55 % pro zadní (Obr.12). Což má za následek zpevnění (zvýšení hmotnosti) u předního podvozku. K dalšímu přidání hmotnosti dojde přidáním pomocných podpěr na křídlech, a to pro zajištění klonivé (boční) stability. Tandemový podvozek by tak vycházel jednoznačně těžší než klasické uspořádání, jimiž jsou tricykl a obrácený tricykl.



Obr. 12 B-52 s vytaženým podvozkem [15]

O výběru mezi normálním a obráceným tricyklem rozhodla směrová nestabilita. Při použití normálního tricyklu má letadlo tendenci při vybočení zvětšovat jeho úhel. To je způsobeno výslednicí třecího odporu, která jakoukoli výchylku řídicího kola uloženého na ocasu ještě

posílí. U obráceného tricyklu je výslednice třecích sil naopak stabilizující, a tak napomáhá stabilitě letadla při manévrování na zemi. Zkušenosti z minulých soutěží některých členů týmu tuto skutečnost potvrzují.



Obr. 13 Porovnání sil působících na tricykly při zatočení [6]

Vybraná konfigurace je tedy tříbodový obrácený tricykl s ovladatelným předovým kolem.

4.1 Rozvor, rozchod a vyložení podvozku

Před návrhem uložení a připevnění podvozku k letadlu je nutné určit vzdálenosti rozvoru a rozchodu. Vzdálenost rozchodu je vzdálenost mezi koly hlavního podvozku v půdorysu a rozvor je vzdálenost mezi koly hlavního podvozku a kolem předového podvozku. Tyto vzdálenosti se počítají pomocí různých koeficientů, které si konstruktér sám volí na základě už známých parametrů letadla, proto je nutné výsledné hodnoty brát za orientační a nikoli za pevně dané.

Jedna z hodnot, na kterých se zakládá předběžný výpočet rozchodu podvozku, je výška těžiště. Na základě odhadnuté výšky těžiště letounu T_1 a výšky těžiště nákladu T_2 je odhadnuta výsledná (kombinovaná) výška těžiště při maximální vzletové hmotnosti T_k dle rovnice 4.1.

$$T_k = \frac{T_1 \cdot (m_{MTO} - m_{CA}) + T_2 \cdot m_{CA}}{m_{MTO}} = \frac{450 \cdot (16,49 - 9,9) + 120 \cdot 9,9}{16,49} \quad 4.1$$

$$T_k = 255,88 [mm]$$

Kde m_{MTO} je maximální vzletová hmotnost a m_{CA} je hmotnost nákladu. Při výpočtu rozchodu dle vzdálenosti těžiště od dráhy je použit koeficient k_{chT} . Při výpočtu rozchodu Roz_T , jako dvojnásobku výsledné výšky těžiště, navrhujeme jeho vzdálenost bezpečnou proti překlopení a smyku na betonu.

$$Roz_T = T_k \cdot k_{chT} = 251,88 \cdot 2 = 503,76 \quad 4.2$$

Další možný návrhový výpočet rozchodu Roz_L je dle rozpětí křídla L_{WS} a koeficientu rozchodu podle rozpětí k_{chL} . Vztah 4.3 a hodnota koeficientu vychází z tvrzení, že by délka rozchodu hl. podvozku měla být $\sim 25 \pm 9\%$ rozpětí křídla [6].

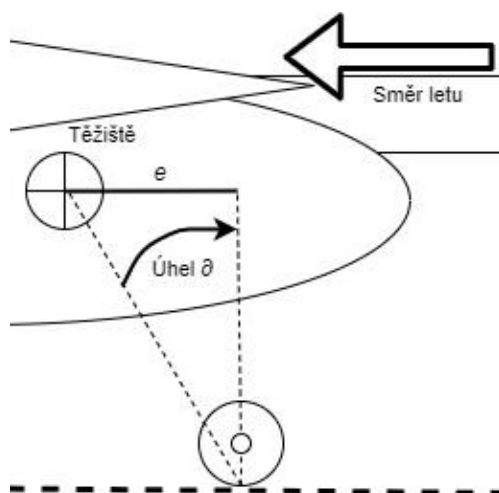
$$Roz_L = L_{WS} \cdot k_{chL} = 2\,240 \cdot 0,20 = 448 \text{ [mm]} \quad 4.3$$

Při určování šířky podvozku – rozchodu neplatí čím větší vzdálenost tím lepší, krom případů, kdy je možné podvozek zabudovat do gondol ve křídle/motorů. To v našem případě nehrozí, a tak bude v budoucích návrzích snaha o to přiblížit se $Roz = 500 \text{ [mm]}$ pro co nejvyšší stabilitu, ale nebude se na této hodnotě lpět.

U rozvoru také neplatí pravidlo čím větší tím lepší. Jelikož máme přídový podvozek ovládaný je nutné, aby na něm byla dostatečná váha letadla pro jeho ovládání. Na druhou stranu při příliš krátkém rozvoru letadlo reaguje mnohem citlivěji na nerovnosti povrchu. Pro návrh rozvoru se dá použít délka letadla L_{DelLet} a pravidlo (a z něj koeficient k_{DelLet}) podle kterého by měla být délka rozvoru 0,3 až 0,4 délky letadla.

$$Roz_v = L_{DelLet} \cdot k_{DelLet} = 1\,600 \cdot 0,3 = 480 \quad 4.4$$

Za předpokladu, že bude těžiště letadla v 1/3 křídla od náběžné hrany, bude v těchto místech i krček ke gondole. Čímž se dostáváme na otázky toho, jak daleko bude hlavní podvozek za těžištěm – vyložení hlavního podvozku. Zde je doporučení, aby spojnice těžiště a místa dotyku hlavního podvozku svírala s kolmicí dráhy v místě dotyku hl. podvozku úhel větší jak $\vartheta \geq 15^\circ$ viz Obr. 14. Tímto je snaha zamezit výslednici tíhových sil, aby směřovala při vzletu nebo přistání za dotyk hl. podvozku, a tak stroj převrátila.



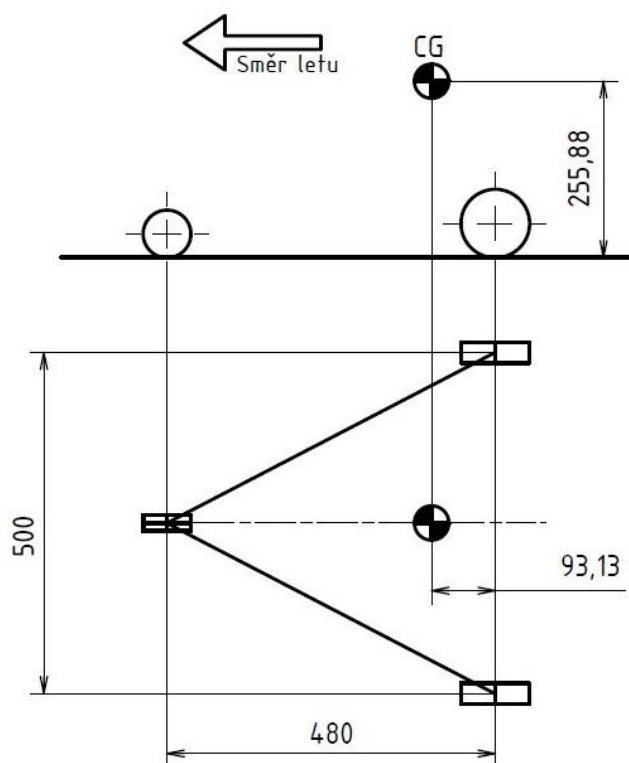
Obr. 14 Vyložení hl. podvozku (e)

Z už známé výšky výsledného těžiště T_k a úhlu (volím $\vartheta = 20^\circ$) můžeme vyložení e spočít.

$$\tan(\vartheta) = \frac{e}{T_k} \quad 4.5$$

$$e = \tan(\vartheta) \cdot T_k = \tan(20^\circ) \cdot 255,88 = 93,13 \text{ [mm]}$$

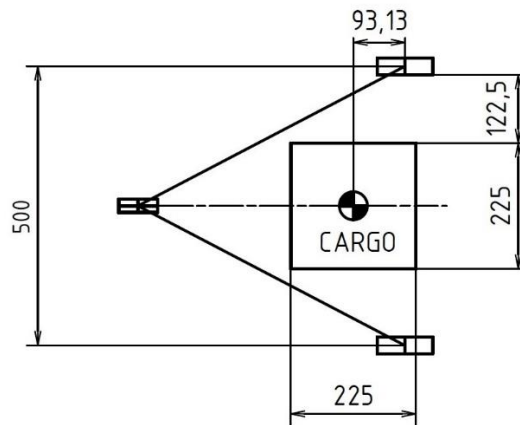
Tím jsou získány všechny podstatné rozměry pro konstrukční návrh podvozku.



Obr. 15 Konfigurace podvozku

4.2 Koncepce podvozku

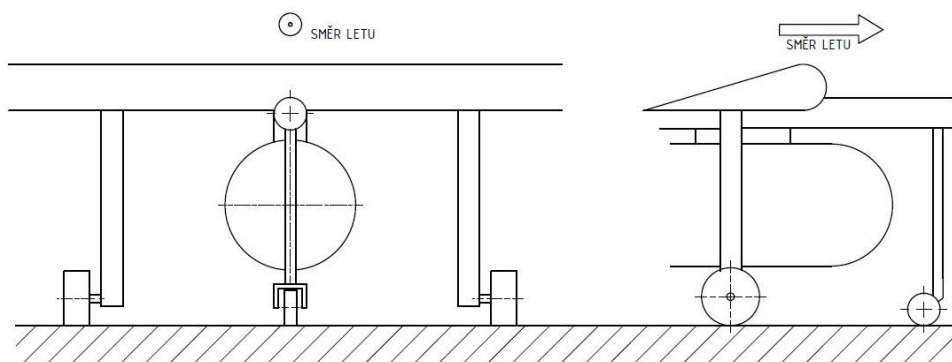
K největšímu namáhání podvozku dochází při přistání, kdy letadlo dosedne na dráhu určitou rychlostí. Působí, tak na podvozek dynamické zatížení, které se odvíjí od svislé rychlosti, ve které letadlo dosedne. Pro výpočet pozemního zatížení při přistání a následné dimenzování podvozku je nutné nejdříve navrhnout konstrukční řešení podvozku, ze které bude možné odečíst dráhu tlumení. Z Obr.16 je vidět návrhové umístění nákladu vůči podvozku při pohledu ze shora. Ze vzdáleností mezi nákladem a podvozkovými koly je zřejmé, že pro usazení kol přímo v gondole, a tak získání určitého aerodynamického krytu, by byla gondola zbytečně velká, a tedy měla zbytečně velký třecí odpor a hmotnost. Možností, kterými je možné rozumně připevnit podvozková kola k letadlu je poté hned několik.



Obr. 16 Uložení podvozku vůči nákladu

4.2.1 Kolmo připevněný podvozek

První možnost je připevnění kol pomocí tyčí nebo jiné konstrukce kolmo ke křídlu a trupu jako je tomu na schématu Obr.17. Profily a tyče (nosníky) se zamýšlí z hliníku a jeho slitin. Hlavní podvozek by byl připevněn k 3. páru žeber a předový podvozek do trupové tyče za motorem.



Obr. 17 Kolmo připevněné podvozkové nohy

Výhody řešení

- Hlavním zatížením trubek bude tlak, tedy bude docházet k menšímu namáhání, než kdyby šlo o ohyb. Nosníky tak budou lehčí.
- Umístění předového podvozku (respektive jeho ramene) může být kdekoli na přední části trupu, a to samé platí pro hl. podvozek u křídla.
- Podvozek může být velice jednoduše vybaven různými druhy tlumičů

Nevýhody řešení

- Žebra, na která by byly tyče hl. podvozku připevněná by musely být upraveny pro tuhé ukotvení tyčí což by zvýšilo hmotnost letounu.
- Tyče pod křídly by narušovaly proudění vzduchu.
- Nutnost vyztužit střední část křídla pro přenos zatížení od letadla a nákladu by dále zvedlo hmotnost konstrukce.
- Při odhadnuté výšce křídla nad zemí na více jak 400 mm by tyče nemusely být dostatečně tuhé a mohlo by docházet k vyosení kol. Tím by pak docházelo i ke vzniku sil, které by zatěžovaly trubku a uložení jinak než tahem/tlakem.
- Horší přístup k nákladu.

4.2.2 Ke gondole připevněný podvozek 1

Kola podvozku by v tomto případě byly připevněny k nákladové gondole, a to dvěma způsoby. Jako u podvozku připevněného kolmo by mohla být ramena ke kolům z trubek nebo jiného profilu viz. Obr.18 (plné čáry).

Výhody řešení

- Uložení podvozku blízko nákladu, které tvoří největší zatížení při plném naložení – není potřeba vyztužovat další části konstrukce.
- Těžiště letadla bude velice nízko, a tak i konfigurační parametry na rozchod se zmenší.
- Jelikož hlavní podvozek bude moci být na jedné trubce (profilu) bude celková délka, a tak i hmotnost materiálu menší.

Nevýhody řešení

- Profily budou ohýbané, a tak budou muset být použity silnější profily, což částečně nuluje poslední výhodu tohoto řešení.
- Použití tlumení mimo pneumatik bude konstrukčně náročné a tedy nepravděpodobné.

4.2.3 Ke gondole připevněný podvozek 2

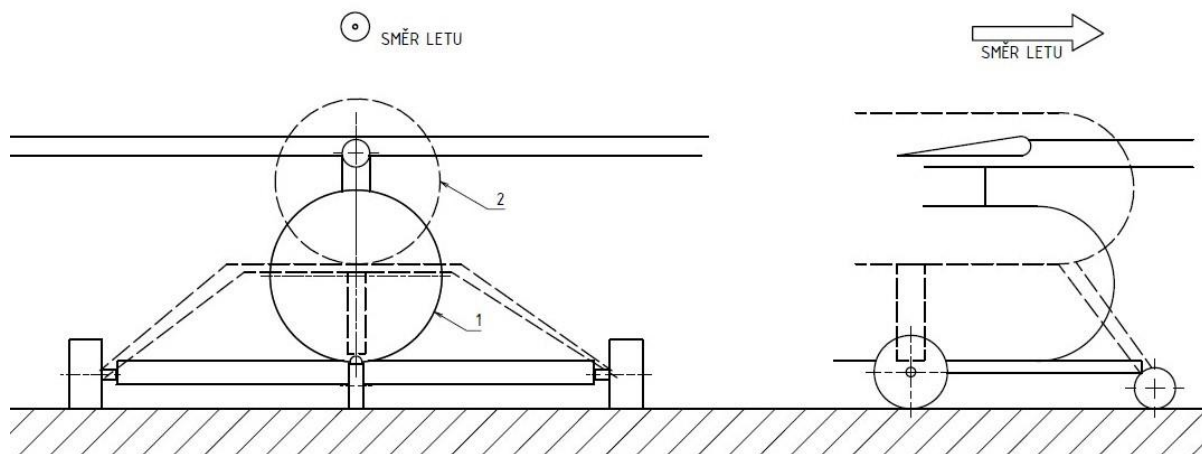
Další možností, jak kola podvozku připevnit ke gondole, je pomocí pružinové podvozkové nohy viz. Obr.18 (přerušované čáry).

Výhody řešení

- Odpružení hl. podvozku a možné odpružení předního podvozku. Ten by bylo možné odpružit stejným způsobem jako hl. podvozková kola nebo přidáním pružinového tlumiče.
- Tento druh podvozkových noh je běžně využívaný u RC modelů a je komerčně dostupný.
- Lepší přístup k nákladu.

Nevýhody řešení

- Jelikož je nejvýhodnější uložení pružinové podvozkové nohy pod pláty nebo do jejich těsné blízkosti, posunulo by se těžiště celého letadla o výšku této nohy. Čímž by se letadlo stalo nestabilnějším a potřebovalo větší už tak velký rozchod.
- Hmotnost pružinových noh u RC letadel této kategorie je celkem vysoká oproti zamýšleným profilům.



Obr. 18 Podvozek připevněný ke gondole – varianta 1 a 2

4.2.4 Specifikace vybraného řešení

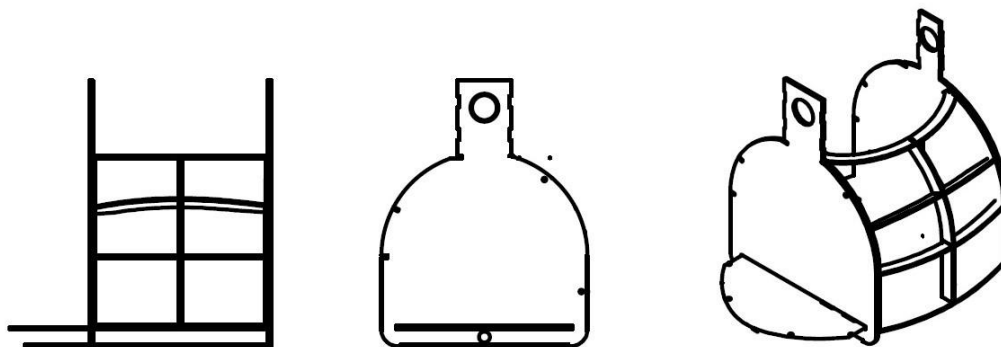
Z vyhodnocených videí, zkušeností z minulých soutěží a vlastní úvahy bylo vybráno řešení s napojením trubek na gondolu, a to kvůli uložení hned u nákladu a díky možnému umístění těžiště velice nízko u země. Právě poslední zmíněná vlastnost se zdála být jako klíčová při hodnocení podvozků letadel z předchozích soutěží. Hlavní nevýhodou tohoto řešení byla absence jakéhokoli tlumení. Za dostatečné tlumení se považuje pořízení kol s duší. Kvůli výše zmíněnému řešení jde konstrukce podvozku ruku v ruce s konstrukcí gondoly.

5. Návrh gondoly

Hlavním úkolem gondoly je přenesení zatížení od nákladu, a dalšího vybavení, ke křídlům a při vzletu a přistání přenesení zatížení od zbytku letadla k podvozku. Zároveň má gondola zakrývat celý náklad. Tyto body poté splnit s co nejmenší hmotností a aerodynamickým odporem. Návrh gondoly probíhal ve spolupráci autora s Bc. Ondřejem Uhrem, jehož zkušenosti se stavbou RC letadel a znalosti získané studiem na ústavu letadlové techniky byl nedocenitelné při konstrukčním a technologickém návrhu stejně jako jeho asistence s CAD Catia V5.

5.1 Vnitřní uspořádání gondoly

Pro udržení co nejmenších rozměrů gondoly bylo navrženo použití dvou nosných překližkových přepážek. Přepážky budou od sebe vzdálené $L_{CS}=225\text{ mm}$ což je i poloměr míče a délka největšího plátu. Tím se využije konfigurace nákladu, která nepřesahuje minimální rozměry nákladového prostoru. Gondoly se směrem ke křídlu zužuje a tvoří krčec v jehož horní části skrze ně probíhá trubka trupu. Křídlo by pak bylo připevněno pomocí spojovacího materiálu (šroubů, matic a podložek) ke konstrukci krčku s trubkou. Připevnění a uložení křídla na krčku je už součástí návrhu křídla zpracované dalším členem týmu. Pod pláty nákladu bude podlážka tvořena sendvičem překližky, extrudovaného polystyrenu a překližky. Jednotlivé části k sobě budou přilepeny tenkou vrstvou epoxidované pryskyřice. Tato podlážka bude po celé gondole v této výšce. Sendvič, ale nepůjde skrze přepážky, ale bude v nich ukotven pomocí dlabů [16] a místo čepu bude spoj zajištěn použitím epoxidové pryskyřice. Skrze první přepážku pak povede nosník předového podvozku k zadní přepážce (ve směru letu) kde bude spojen nebo jinak uchycen k nosníku hlavního podvozku. Nosníky hlavního i předového podvozku tak budou uloženy v sendviči a zatížení letadla a nákladu se do podvozku bude přenášet skrze horní a další (překližkovou) část sendviče. Před první (přední) přepážku se pak dále umístí vybraná elektronika. Vnitřní část gondoly bude dále zpevněna rámy mezi přepážkami. Jeden pár rámu bude umístěn nad sférickým nákladem tak aby bylo umožněno ještě vyjmutí celého nákladu najednou. Z jedné strany pak podobné rámy jdou až k podlážce s jedním žebrem jdoucími napříč. Z druhé strany se pak budou nacházet dveře s podobnou strukturou.

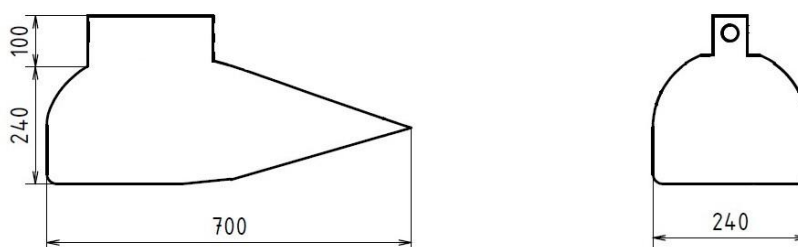


Obr. 19 Schéma možné podoby vnitřní konstrukce gondoly z profilu

5.2 Vnější tvar gondoly

Ideální tvar gondoly by byl takový s nejmenším odporem vzduchu a při nejlepším i se schopností generovat vztlak. Jedna z možností, jak docílit generování vztlaku gondolou by bylo vytvořit tvar (v bokorysu) gondoly pomocí leteckého profilu. Vznik vnější plochy gondoly tímto způsobem však není ideální, poněvadž gondola se stane zbytečně vysokou, jelikož je dominantní rozměr nákladu výška a ne šířka. Navíc je horní část přerušena silným krčkem. Dále se proto upustilo od myšlenky vztlaku a soustředil se návrh na minimalizaci odporu.

Krom vzniku odporu aerodynamicky neplynulými přechody (a pak vzniku vírů a podtlaků v daných místech) je nutné myslet na třecí odpor letadla se vzduchem. Pro tvar gondoly v půdorysu bylo použítí profilu už reálné díky čtvercovému tvaru nákladu. Použitý symetrický profil byl vybrán především pro jeho tloušťku a jedná se o EPPLER 863 STRUT AIRFOIL (e863-il) [17]. Vnější plocha gondoly v bokorysu byla definována nejdříve spodní rovinou podlahy gondoly. Zadní část byla vytvarována podle úhlů překlopení. Zbytek tvaru gondoly v bokorysu byl inspirován leteckými profily při snaze o minimalizaci délky obvodu.



Obr. 20 Pohled na návrh vnějšího tvaru gondoly (půdorys a bokorys)

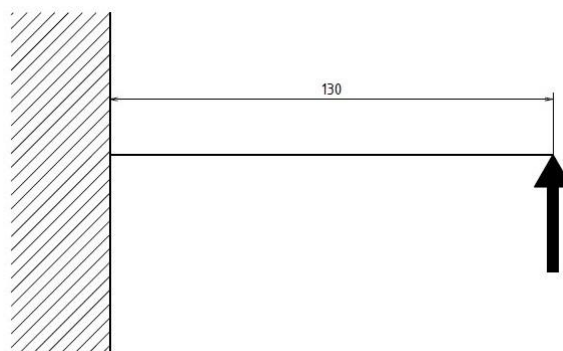
6. Konstrukční řešení podvozku

Hlavními prvky podvozku budou nosníky – podvozkové nohy a kola. Déle bude nutné podvozek zajistit v gondole a kola zajistit na nosníku.

6.1 Návrh a dimenzování podvozkové nohy hlavního podvozku

Jeden nosníky bude spojovat kola hl. podvozku a bude upevněn v podlážce u druhé přepážky. Kontakt mezi trubkou a vnější vrstvou sendviče nebude přímá. Takto vzniklé čárové kontakty by přenášely sílu malou plochou, a tak by v překližkách (vnějších vrstvách) docházelo k vysokému napětí. Proto bude nosník ukotven v sendviči ve dvou místech pomocí dvou 3D tištěných dílů, které budou trubku i axiálně zajišťovat. To bude umožněno stažením těchto dílů – axiální zajištění bude způsobeno třecí tečnou silou. Nosník hl. podvozku tak bude zajištěn ve dvou bodech, které budou ve stejné vzdálenosti 120 [mm] od osy letadla. Rameno, na kterém tak bude nosník zatěžován, při manévrování letadla na zemi, bude kratší, než kdyby byl nosník zajištěn jen uprostřed letadla.

Výpočtový model by pak mohl vypadat jako pro vetknutý prut (nosník). Provést konstrukčně složitější podvozkovou nohu pro takto velké bezpilotní letadlo postrádá význam, kvůli technologické náročnosti a podvozkovou nohu tedy můžeme považovat za vetknutý prut neproměnného průřezu (Obr.21).



Obr. 21 Hl. podvozková noha jako vetknutý nosník

Pro dimenzování podvozkové nohy – nosníku je nyní potřeba nutné znát zatížení jednoho kola, druh profilu a jeho materiál. Návrhové výpočty probíhaly pomocí softwaru MS Office excel. Nejdříve proběhl orientační průzkum trhu. Na základě faktorů jako byla lokální dostupnost, cena a pevnostní vlastnosti vůči hmotnosti byly nejdříve zvolené nosníky trubky ze slitiny hliníku EN AW 6060 T66.

6.1.1 Výpočet zatížení

Pro výpočet napětí je teď už nezbytné spočítat zatížení podvozku při přistání. Jelikož je tlumení zabezpečeno jen koly s duší a zatím neznámým průhybem nosníku, je výpočet provozního násobku nereálný. Proto bude provozní násobek odhadnut a porovnán s hodnotou klesací rychlosti určenou vztahem (6.1) z předpisu UL 2 Část I. § 473 [18]. Výpočet zatížení na příďové kolo bude spočteno z předpokladu, že dojde k tříbodovému přistání. Hlavní podvozek bude spočítán pro vodorovné přistání pro obě možnosti (s příďovým kolem ve vzduchu (6.6) a tříbodové přistání (6.4)). Vyšší hodnota pro zatížení hl. podvozku bude použita na dimenzování. Hodnota se dále zvětší o násobek a použije se k výpočtu ohybového momentu ten se poté použije v poměru s průřezovou charakteristikou nosníku (trubky) k výpočtu napětí.

Odhad násobku: $n_{pr} = 2,5$

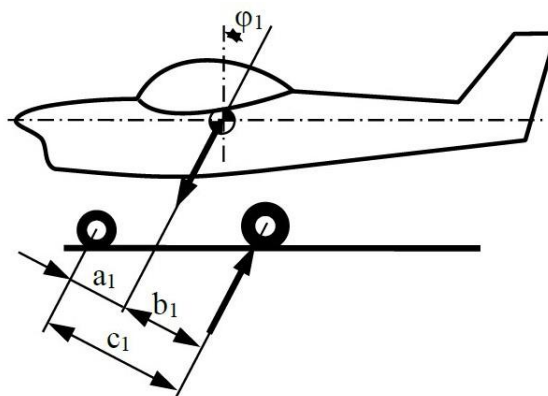
$$ws = 0,51 \cdot \sqrt[4]{m_{MTO} \cdot \frac{g}{S_w}} \quad 6.1$$

$$ws = 0,51 \cdot \sqrt[4]{16,49 \cdot \frac{9,81}{0,81}} = 1,92 [m/s]$$

Podmínka, aby násobek n_{pr} byl větší než hodnota klesací rychlosti ws je splněna.

Výpočty:

Pro výpočet zatížení kol podvozku při tříbodovém přistání je nejdříve nutné spočítat úhel φ_1 , který značí sklon tíhové síly při přistání (6.2), a z něj dále vypočítat hodnoty a_1 a b_1 (6.3) viz. Obr. 23.

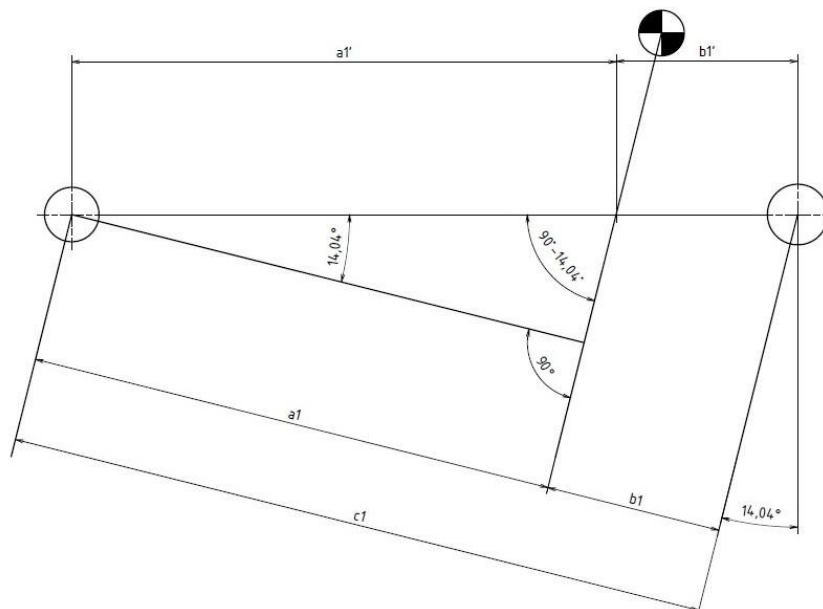


Obr. 22 Vodorovné přistání na tři body [14]

$$\operatorname{tg}(\varphi_1) = 0,25$$

6.2

$$\varphi_1 = \operatorname{arctg}(0,25) = 14,04^\circ$$



Obr. 23 Schéma pro výpočet a_1 , b_1 a c_1 goniometrickými funkcemi

$$\cos(\varphi_1) = \frac{a_1'}{a_1}$$

6.3

$$a_1 = a_1' \cdot \cos(\varphi_1) = (\text{Rozv} - e) \cdot \cos(\varphi_1)$$

$$a_1 = (480 - 93,13) \cdot \cos(14,04^\circ) = 373,3 \text{ [mm]}$$

$$\cos(\varphi_1) = \frac{b_1'}{b_1}$$

$$\text{Kde } b_1' = e \text{ a } c_1 = a_1 + b_1$$

$$b_1 = e \cdot \cos(\varphi_1) = 93,13 \cdot \cos(14,04^\circ) = 90,35 \text{ [mm]}$$

$$c_1 = 373,3 + 90,35 = 463,65 \text{ [mm]}$$

Výpočet svislé složky síly působící na kola hl. podvozku při vodorovném přistání se skloněnými reakcemi (tříbodové přistání) 6.4.

$$F_{3SviHl} = (n_{pr} - 0,667) \cdot G \cdot \frac{a_1}{c_1}$$

6.4

$$F_{3SviHl} = (2,5 - 0,667) \cdot 161,77 \cdot \frac{373,3}{463,65} = 238,74 \text{ [N]}$$

Výpočet svislé síly (6.5) působící na příďový podvozek F_{FLG} je dalším logickým výpočtem, jehož výslednou hodnotu použijeme později.

$$F_{FLG} = (n_{pr} - 0,667) \cdot G \cdot \frac{b_1}{c_1} \quad 6.5$$

$$F_{3SviPr} = (2,5 - 0,667) \cdot 161,77 \cdot \frac{90,35}{463,65} = 57,78 \text{ [N]}$$

Svislá složka síly působící na kola hlavního podvozku při vodorovném přistání s příďovým kolem nad zemí Q_{MLG} je vyjádřena vztahem 6.6. Svislí složka vzniklá při přistání s velkým úhlem náběhu má stejnou hodnotu.

$$Q_{MLG} = (n_{pr} - 0,667) \cdot G \quad 6.6$$

$$Q_{MLG} = (2,5 - 0,667) \cdot 161,77 = 296,52 \text{ [N]}$$

Svislá síla působící na hlavní podvozek vychází největší při přistání s příďovým kolem ve vzduch $F_{VzSviHl}$. Tato hodnota bude použita při dimenzování.

6.1.2 Dimenzování trubek EN AW 6060 T66

Snaha při dimenzování trubky jako podvozkové nohy na letadlo je vybrat trubku, u které při zatížení nedojde nikde k překročení napětí meze kluzu daného materiálu a zároveň se bude jednat o co nejlehčí variantu. Pro výpočet ohybového momentu použijeme zjednodušeného výpočtového modelu na Obr.21. Použitá bezpečnost $sf = 1,5$ [-]. Pro zjednodušení výpočtů byla zpracována tabulka počítající maximální napětí na konkrétních trubkách. K výpočtu napětí σ_{max} je nejdříve nutné spočítat maximální ohybový moment $M_{o,max}$ a průřezovou ohybovou charakteristiku W_o pro každou trubku (rozepsaný bude pouze jeden ukázkový výpočet). Výsledné svislé zatížení hlavního podvozku F_{SvHl} se zvětší o bezpečnost a použije se celá tato hodnota pro každé kolo hl. podvozku, protože je u těchto letadel malá šance na přistání celým hl. podvozkem najednou.

Pro výpočet $M_{o,max}$ je ještě nutné znát rameno R , které zjistíme z dříve zmíněných parametrů (6.7), kde r je vzdálenost mezi ukotveními trubky v sendviči a Roz je námi zvolený rozchod.

$$R = \frac{R_{oz} - r}{2} \quad 6.7$$

$$R = \frac{0,5 - 0,24}{2} = 0,13 \text{ [m]}$$

Nyní už je možné spočítat $M_{o_{max}}$ pomocí 6.8. Ten bude z podstaty zjednodušení na maximální délce ramene.

$$M_{o_{max}} = (Q_{MLG} \cdot sf) \cdot R \quad 6.8$$

$$M_{o_{max}} = (296,52 \cdot 1,5) \cdot 0,13 = 57,82 \text{ [Nm]}$$

Obecně pro trubku s vnějším průměrem D se pak ohybová průřezová charakteristika W_o počítá takto:

$$W_o = \frac{\pi \cdot D^3}{32} \cdot \left(1 - \left(\frac{d}{D}\right)^4\right) \quad 6.9$$

U výrobců trubek se spíše než vnitřní průměr d vyjadřuje tloušťka stěny t a proto se v tabulce použije vzorec s dosazením 6.10.

$$d = D - 2 \cdot t \quad 6.10$$

Po dosazení:

$$W_o = \frac{\pi \cdot D^3}{32} \cdot \left(1 - \left(\frac{D - 2 \cdot t}{D}\right)^4\right)$$

Dopočítání σ_{max} 6.11.

$$\sigma_{max} = \frac{M_{o_{max}}}{W_o} \quad 6.11$$

Tab. 4 Mechanické vlastnosti hliníku EN AW 6060 T66 [19]

Mez kluzu (Rp0,2)	150	[MPa]
Min. mez pevnosti (Rm)	195	[MPa]
Hustota (ρ)	2700	[Kg/m ³]

Hmotnost nosníku m_n pak spočítáme z jeho délky l a obsahu průřezu S_{tr} a hustoty ρ . Obsah se spočítá pomocí vnějšího průměru R_{tr} a tloušťky t .

$$m_n = l \cdot S_{tr} \cdot \rho \quad 6.12$$

$$m_n = l \cdot (\pi \cdot R_{tr}^2 - \pi \cdot (R_{tr} - t)^2) \cdot \rho$$

$$m_n = l \cdot \left(\pi \cdot \left(\frac{D}{2} \right)^2 - \pi \cdot \left(\frac{D - 2 \cdot t}{2} \right)^2 \right) \cdot \rho$$

Níže je tabulka na dimenzování. Jeden sloupeček představuje jednu komerčně dostupnou konfiguraci trubky. Červeně označené napětí značí, že trubka nevyhovuje – napětí v trubce je větší než mez kluzu materiálu, který je pro hliník EN AW 6060 T66 Rp0,2 = 150 [MPa] [19]. Jednotky σ_{max} jsou [MPa].

Tab. 5 Dimenzování nosníku z EN AW 6060 T66 (I.) [20]

D [mm]	6	8	8	10	10	10	12	12
t [mm]	1	1	2	1	1,5	2	1	1,5
W_o	1,7E-08	3,4E-08	4,7E-08	5,8E-08	7,5E-08	8,5E-08	8,8E-08	1,2E-07
m_n [g]	21,2	29,6	50,9	38,2	54,05	67,82	46,63	66,76
σ_{max}	3 399,6	1 683,6	1 227,6	998,1	775,45	677	658,64	498,85

Tab. 6 Dimenzování nosníku z EN AW 6060 T66 (II.)

D [mm]	12	14	14	15	15	16	18	18
t [mm]	2	2	3	1	2	1	1	2
W_o	1,4E-07	2,0E-07	2,4E-07	1,4E-07	2,4E-07	1,7E-07	2,2E-07	3,6E-07
m_n [g]	84,78	101,74	139,89	59,35	110,21	63,59	72,06	135,65
σ_{max}	424,95	290,32	240,38	400,6	245,64	347,65	268,93	159,36

Tab. 7 Dimenzování nosníku z EN AW 6060 T66 (III.)

D [mm]	19	20	20	20	20	22	22	22
t [mm]	1,5	1	1,5	2	5	1,5	2	3
W_o	3,3E-07	2,7E-07	3,8E-07	4,6E-07	7,4E-07	4,6E-07	5,8E-07	7,5E-07
m_n [g]	111,27	80,54	117,63	152,6	317,93	130,35	169,56	241,62
σ_{max}	172,82	214,18	154,10	124,76	78,57	124,73	100,28	76,84

Bohužel trubky schopné vydržet požadované zatížení už dosahují příliš vysokých hmotností, a tak je nutné podívat se po jiném materiálu nebo tvaru. Jako jedna z použitelných variant se jevílo použití hliníkového jeklu. Bohužel v rozměrech a ve slitinách hliníku ve kterých bychom ho potřebovali nebyl k sehnání. Zaměnění kovových trubek za komerčně dostupné

trubky z uhlíkových vláken byla také jedna z možností. Nejistota s dostupností a nemožnost si trubice upravit při jakékoli změně jejich použití nakonec vyloučilo.

6.1.3 Dimenzování trubek podle EN AW 2024

Při dalším průzkumu nabídek na trhu se objevil jeden domácí prodejce [21] duralových trubek EN AW 2024. I když bez certifikace jednalo se o jediného prodejce s tímto materiálem v kýžených rozměrech skladem. Dále proběhlo dimenzování jako v případě hliníku EN AW 6060 T66 jen pro mechanické vlastnosti duralu a pro profily dostupné u prodejce. Dural není u prodejce specifikován, a tak předpokládáme, že se jedná o EN AW 2024 - T3, který má nejhorší mechanické vlastnosti z T-řady duralů. Mez kluzu se u většiny zdrojů pohybuje kolem nebo nad $\sigma_{2024 R_{p02}} = 270 [MPa]$ [22] a tak tuto hodnotu volíme pro naše výpočty.

Tab. 8 Dimenzování trubky hl. podvozku dle napětí pro materiál EN AW 2024

D [mm]	12	0,014	16	18
t [mm]	1	1	1	1
W_o	8,78E-08	1,24E-07	1,66E-07	2,15E-07
m_n [g]	48	56,7	65,5	74,2
σ_{max}	658,6	466,6	347,6	268,9

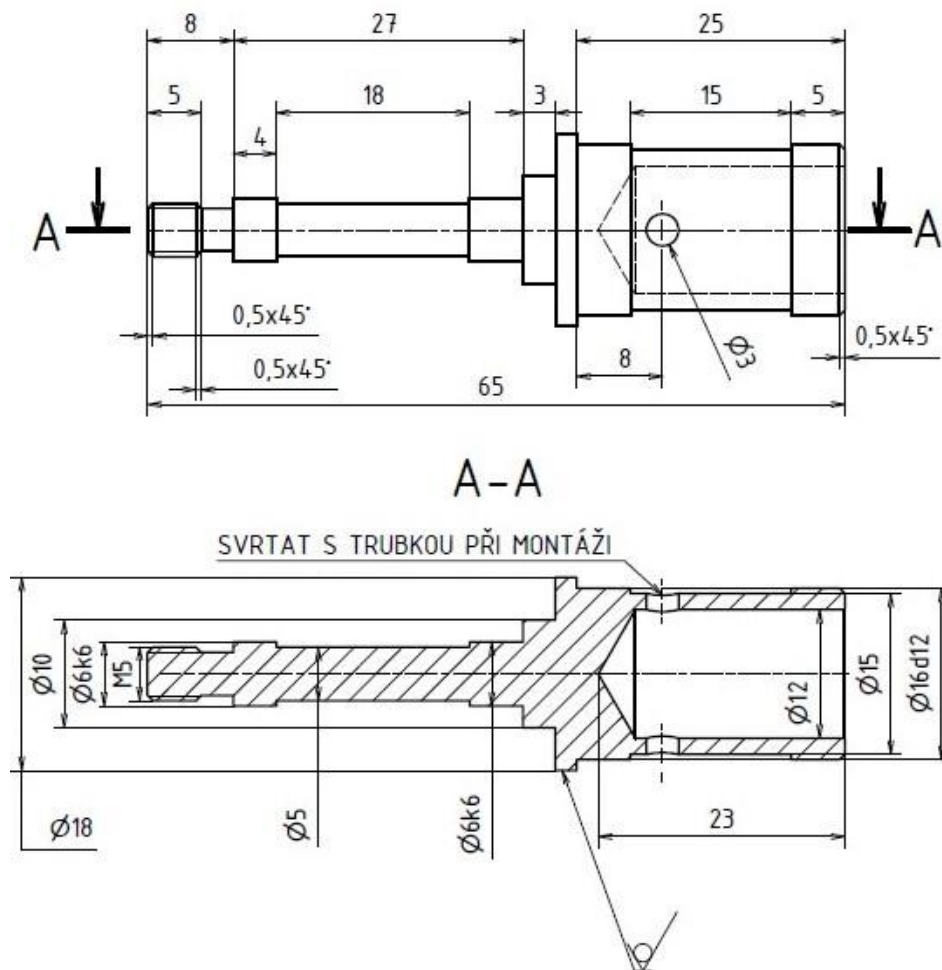
Z předchozích tabulek je také vidět, že změnou materiálu získáme více jak 50% snížení hmotnosti. Vybraným nosníkem hl. podvozku je tedy trubka s vnějším průměrem $D_{MLG} = 18 [mm]$, tloušťkou $t_{MLG} = 1 [mm]$ a délkou $L_{MLG_T} = 500 [mm]$.

6.1.4 Návrh hřídelky hlavního podvozku

Po vybrání nosníků je nutné vyřešit připevnění kola k nosníku. Při hmotnosti, jakými letadlo disponuje už je vhodné použít pro uložení kol hl. podvozku ložiska a pro to je spojení kol s nosníkem hl. podvozku řešeno přes hřídelku.

Hřídelkou zamýšlíme součástku, na které budou uložena dvě kuličková ložiska pro kola s duší o vnějším průměru 100 [mm] [23]. Na základě vybraných kol jsou ložiska vnitřního průměru 6 [mm] a vnějšího průměru 15 [mm] o šířce 5 [mm]. Axiální sevření bude zajištěno u ložiska blíže k nosníku pomocí rozšíření hřídelky a u druhého ložiska pomocí samo-jistící matice. Pro uložení ložisek je pak určen povrch s přesností k6. Hřídelka bude v trubce axiálně zajištěna mosazným kolíkem (trubičkou). Díra pro kolík se vyvrtá s nasazenou trubkou

(provrtají se obě součásti naráz) pro získání souososti. Pro přenesení síly od trubky do kol je hřídelka v trubce prodloužena. Zároveň je v tomto místě na jednom úseku zúžena pro jednodušší montáž a případné použití výplně/lepidla. Hřídelka je také z duralu EN AW 2024 a při nevhodném/havarijním přistání je velká obava o její poškození, proto je zde kladen velký důraz na použití rozebíratelných spojů. Proto v uložení ani nikde v montáži podvozku není použito lepidlo.



Obr. 24 Schéma hřídelky (Příloha Výkresy)

Tato hřídelka je pátou návrhovou iterací. Původní verze hřídelky byly nevhodně navrženy pro montáž nebo pro jiná kola. Hřídelky na Obr. 24 byly použity na letadle.

6.2 Konstrukce a dimenzování předového podvozku

Předový podvozek bude v principu také nosník, na jehož konci bude kolo podvozku. Oproti hl. podvozku bude však nosník přenášet mnohem menší zatížení a kolo musí být ovladatelné.

6.2.1 Dimenzování nosníku

Na základě předchozích výpočtů zatížení příďového podvozku F_{3SviPr} (6.5) se nejdříve dimenzuje trubka (nosník). Pro získání momentu M_{oPRmax} musíme nejdříve zjistit délku ramene, na kterém bude příďový podvozek ohýbaný. Nosník k příďovému kolu prochází od nosníku hlavního podvozku, skrze hlavní přepážku a z podlážky vychází v jejím nejpřednějším místě. I když se přední podlážka nemůže označit za absolutně (nebo velmi) tuhou, bude i tak pomáhat s přenášením zatížení z nosníku do gondoly. Díky menším rozměrům bude v sendviči podložena polystyrenem z obou stran (horní i dolní) pro lepší rozložení tlaku do překližky. I takovéto uložení ale nelze považovat se uložení nosníku, a tak za vetknuté uložení nosníku budeme považovat uložení v hlavní přepážce. Za vetknuté uložení to můžeme považovat proto, že se na trubce př. podvozku pod nákladovým prostorem bude nacházet axiální zajištění, které bude plnit i roli zajištění tyče proti protočení. Výsledné rameno R_{FLG} bude tak vypočteno dle vztahu (6.13), ve kterém se od rozvoru $Rozv$ odčítá rozměr nákladového prostoru L_{CS} zmenšený o poloměr trubky $\frac{D_{MLG}}{2}$ hl. podvozku (trubky podvozku se budou v podlážce dotýkat), dále zmenšený o přepážkou a její tloušťku t_{MF1} , která nejspíše bude 4 [mm].

$$R_{FLG} = Rozv - \left(L_{CS} - \frac{D_{MLG}}{2} \right) - t_{MF1} \quad 6.13$$

$$R_{FLG} = 480 - \left(225 - \frac{18}{2} \right) - 4 = 260 \text{ [mm]}$$

Moment $M_{oFLGmax}$ se pak spočítá stejně jako pro hlavní podvozek

$$M_{oFLGmax} = (F_{FLG} \cdot sf) \cdot R_{FLG} \quad 6.14$$

$$M_{oFLGmax} = (57,78 \cdot 1,5) \cdot 0,26 = 22,53 \text{ [N/m]}$$

Proces výběru trubek je pak totožný s tím v kapitole 6.1.3, jen zde už rovnou vybíráme z hliníku třídy EN AW 2024.

Tab. 9 Dimenzování nosníku příďového podvozku

D [mm]	10	12	14
t [mm]	1	1	1

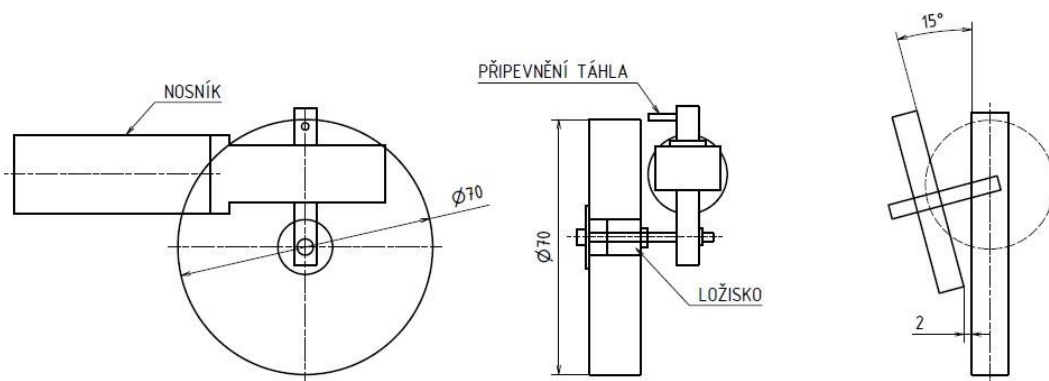
W_o	5,79E-08	8,78E-08	1,24E-07
m_n [g]	37,7	46,1	54,5
σ_{max}	388,97	256,69	181,85

I když pevnostním výpočtům vyhovuje už trubka s vnějším průměrem $D = 12$ [mm] je vybrána větší (trubka $D_{FLG} = 14$ [mm]) a to z několika důvodů. Na tento nosník bude připevněno příďové kolo, a tak by byla vhodná vyšší tuhost nosníku. Tuhost bude výhodná i z toho důvodu, aby při razantní změně nákladu nedošlo ke změně nastavení úhlu náběhu při vzletu. Zároveň se trubka o vyšších rozměrech snáze zajistí proti prokluzování a snáze se k ní připevní mechanismus na ovládání příďového kola. Tato délka nosníku je návrhová, jelikož rozvor je vzdálenost os kol a umístění kola vůči trubce závisí na způsobu uložení a ovládání kola na trubce.

6.2.2 Uložení příďového kola a způsob ovládání

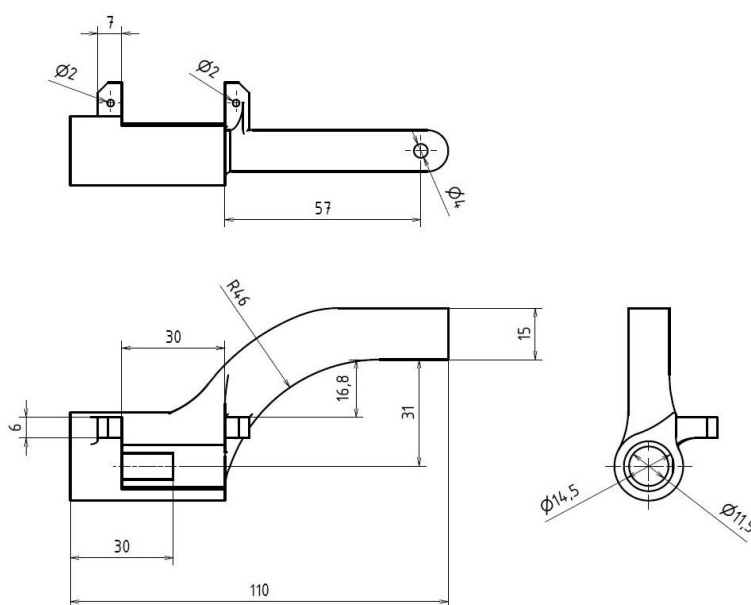
Ovládání podvozku bude zajištěno zvláště určeným servomotorem MPX Tiny-S [24] a bude synchronizováno s ovládáním směrovky. Ideální ovladatelné příďové kolo by bylo absolutně tuhé, s co nejmenším třením a odporem a zároveň dostatečně zatížené pro umožnění ovládání letounu. Dále bylo rozhodnuto o použití ložisek při uložení příďového kola a dále pro samotné kolo použít komerčně dostupné pěnové s vnějším průměrem 70 [mm].

První varianta příďového podvozku měla kolo uložené na trubce s ložiskem, která byla dále vsunuta do trubky kolmo zasunuté do nosníku př. podvozku. Tato trubka protínající osu nosníku by nahoře byla rozšířena (třeba další kolmo usazenou trubičkou) pro uchycení táhla. Toto řešení by mělo zajišťovat určitou tuhost, jelikož všechny součásti přenášející zatížení by byly kovové trubky/trubičky. Zároveň by servomotor mohl být umístěn uvnitř trupu. Při vymodelování konstrukce došlo k zjištění problému koncepce a tím je nedostatečná výchylka kola. Ta byla přímo závislá na délce trubičky s ložiskem. Tato trubička nemohla být značného průměru právě kvůli zmíněným ložiskům, a tak by vzniklý moment při jejím prodloužení nebyl únosný. Z tohoto důvodu se od koncepce upustilo.



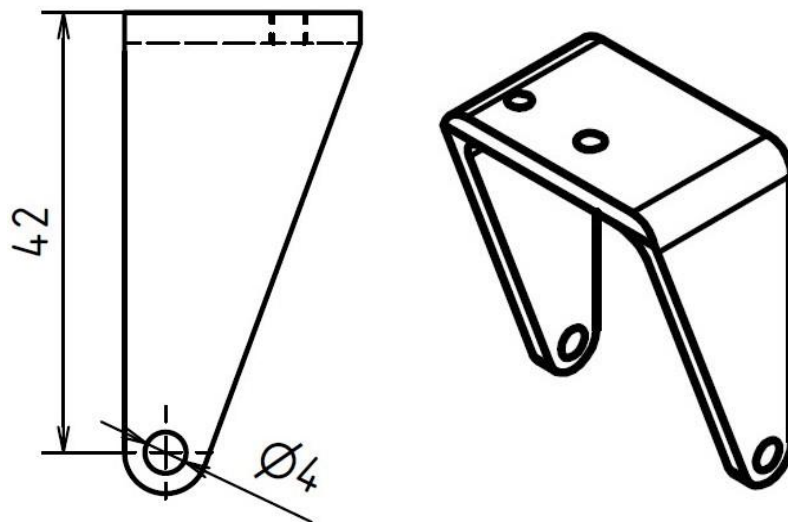
Obr. 25 První koncepce ovládání předového kola

Druhá koncepce uložení byla inspirována jízdními koly, kdy je kolo umístěno do vidlice, kterou je nad uložím a přes rameno ovládáno. Tato možnost teda znamenala vymyšlení zakončení trubky, které by umožnilo uložení vidlice v ose její rotace, a to nad osou nosníku př. podvozku. Toto zakončení trubky bylo následně navrženo jako 3D tištěný díl. Takto vyráběné díly nemají dobré mechanické vlastnosti ale pro rychlé a levné vytvoření takto složité součástky je tato technologie velice vhodná. Navíce při přihlédnutí k zatížení, které na rameno nejspíše bude působit (oproti nosníku jen zlomkový moment) je použití takto vyrobeného dílu odůvodnitelné. Další výhodou, které nám to takto vyrobené rameno umožní je připevnění servomotoru přímo k němu. Respektive vymodelování uchycení servomotoru přímo do výšky požadované pro ovládání kola. Toto umístění servomotoru ušetří hmotnost, jakou by vážilo táhlo vedené od gondoly.



Obr. 26 Rameno předového podvozku – mechanicky namáhaný 3D tištěný díl

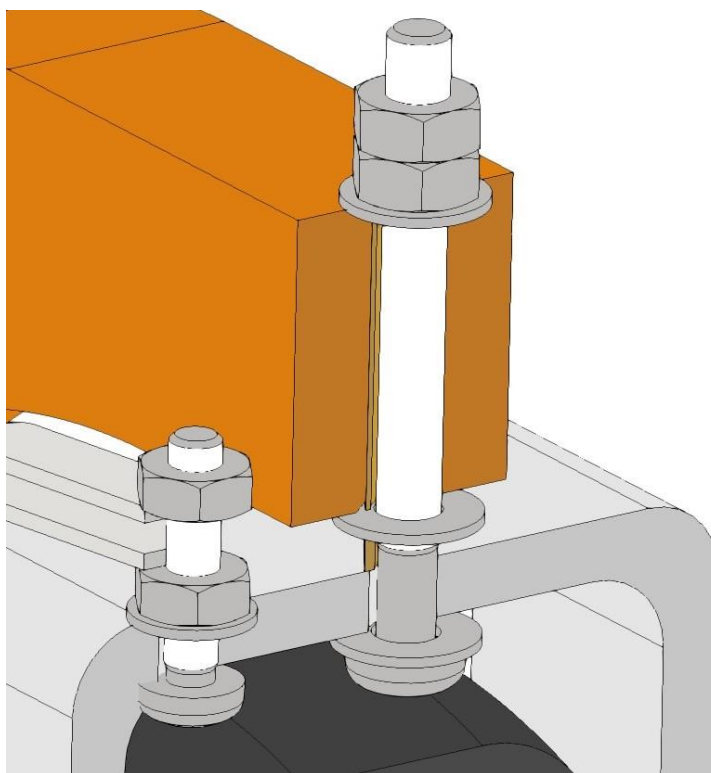
Po návrhu ramene je nutné navrhnut vidličku a její připojení do ramene. Prostor mezi ramenem a vidličkou je 3 mm a příčinou tohoto odsazení je umožnění maximální výchylky vidličku – servomotoru. Vidlička bude z duralového EN AW 2024 plechu o tloušťce 3 mm a to z jednoho kusu, který se na 2 místech ohne (výrobní výkres Příloha) Takto ohnutý plech se pak bude otáčet na šroubu, který půjde skrze rameno.



Obr. 27 Schéma vidličky

Šroub bude na jedné straně zajištěn maticemi a podložkou (nad ramenem) a u hlavy šroubu bude také podložka (Obr. 28). Z vidličky pak bude vidět ještě jeden šroub pro uložení táhla. Táhlo se umístí mezi dvě matice, které se poté zajistí nízkopevnostní verzí lepidla Loctite. To samé lepidlo se dále použije na matice držící šroub nožičky na rameni. Nízkopevnostní Loctite zaručí při těchto zátěžích neprokluzování matic a zároveň je stále možné matice odšroubovat obyčejným klíčem a nezničit šroub (je stále zajištěna rozebíratelnost). Táhlo usazené na šroubu bylo pak „clevis clamp rod“ do kterého byla na konci vidlice místo spojení vyvrtána díra pro zmíněný šroub. Na servu bylo použito stejné táhlo, ale bez úpravy. I když je u hlavy šroubu požadované otáčení vidličky, tak je zde podložka vhodná ke zlepšení tuhosti uložení vidličky.

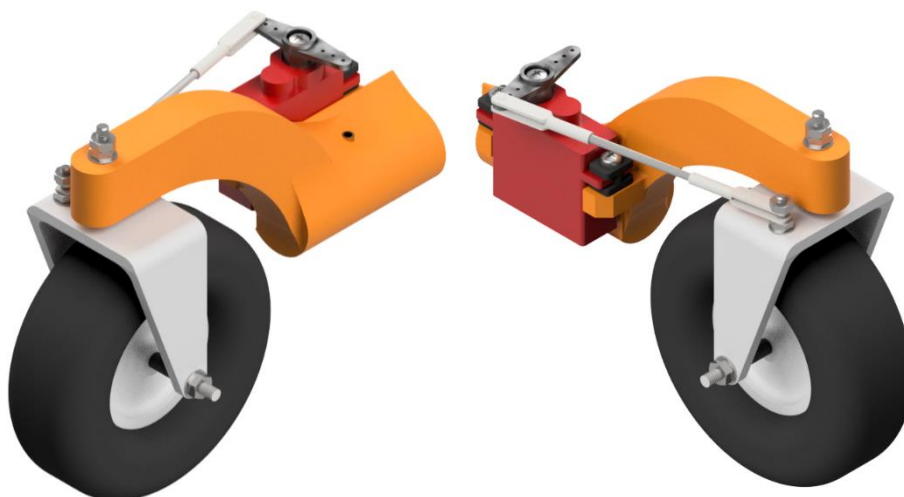
Výrobní výkresy vidličky, hřídelky a ramene jsou součástí přílohy 3.



Obr. 28 Detail uložení vidličky a šroubu pro táhlo na rameni

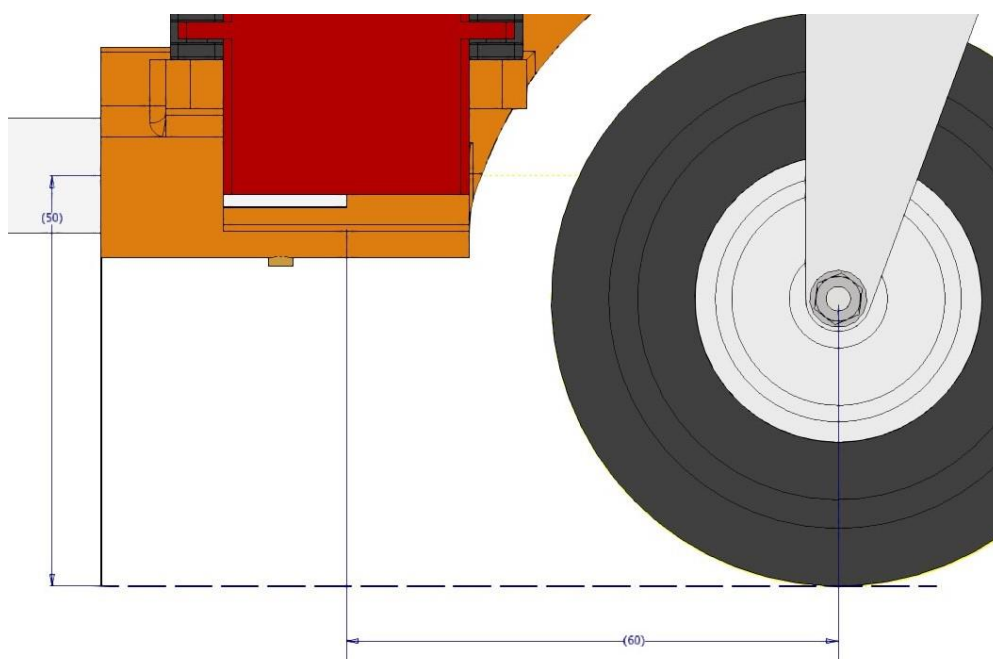
Uvnitř díry v rameni bude dále mosazná trubička, aby se zabránilo zadírání závitu šroubu do plastových stěn ramene. Pro zajištění mezery mezi ramenem a vidličkou bude zde ještě umístěna distanční trubička. Rameno bude dále na nosníku axiálně zajištěno mosaznou trubičkou, jejíž díra bude vyvrtána skrze rameno najednou s trubicí př. podvozku.

Uložení kola ve vidličce bude také posunuto oproti ose otáčení pro získání stopy, a tedy dalšího stabilizačního prvku. Přidáme-li stopu před osu otáčení bude se chovat podvozek staticky stabilně ale dynamicky nestabilně, ale jelikož podvozek je určený pouze k přistání a vzletu, a ne jiné manipulaci na zemi, zajímá nás pouze dynamická stabilita, a proto volíme stopu za osou otáčení podvozku. Stopu volíme 5 mm [6]. Kolo bude na vidličce na mosazné trubce a mezi dvěma distančními trubičkami. Skrze mosaznou trubičku půjde závitová tyč, na kterou se umístí matice s podložkami ke stažení vidličky. Plocha mezi mosaznou trubičkou a kolem se dále promaže mazivem.



Obr. 29 Uspořádání ramene s vidličkou a servomotorem

Nyní díky známé sestavě je známá vzdálenost osy předového kola od konce trubky $L_{WA-FLGTE}$ (viz. Obr. 30), a tak je možné vypočítat (6.13) výslednou délku tyče L_{FLG_T} pro získání rozvoru $ROZV = 480 \text{ mm}$.



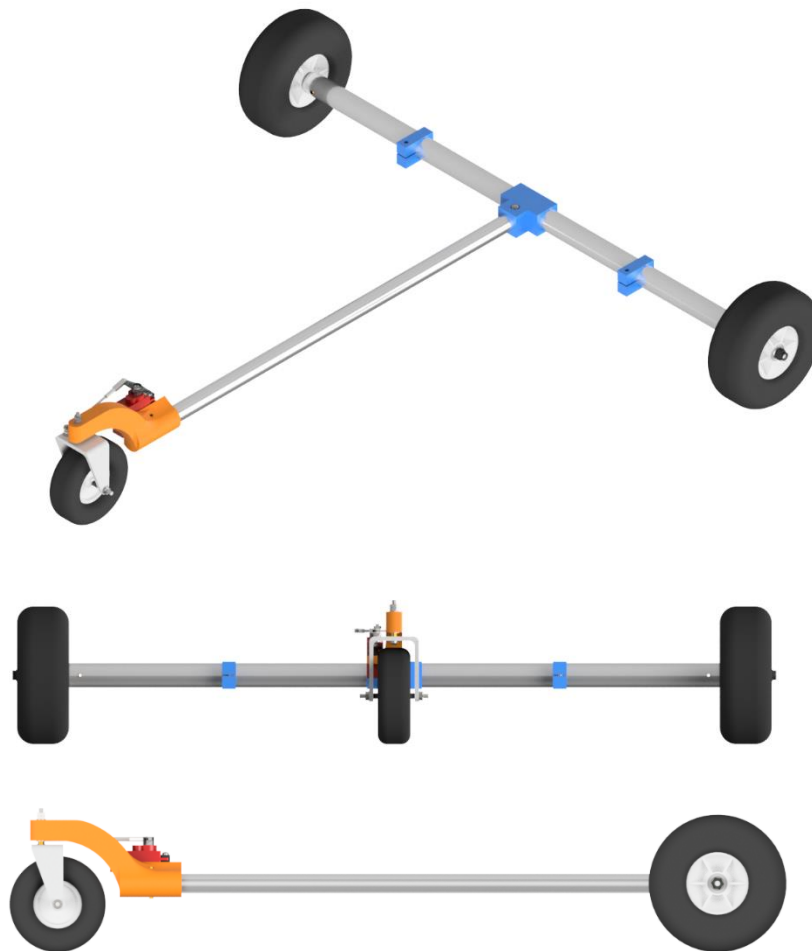
Obr. 30 Odsazení osy předového kola od konce nosíku

$$L_{FLG_T} = ROZV - \frac{D_{MLG}}{2} - L_{WA-FLGTE} \quad 6.15$$

$$L_{FLG_T} = 480 - \frac{18}{2} - 60 = 411 \text{ [mm]}$$

6.3 Výsledná konstrukce podvozku

Podvozek se bude skládat především z trubek přenášejících zatížení, uložení kol a kol samotných. Trubky budou v podlážce zajištěné T-spojkou, která zajistí pravý úhel mezi nimi. Trubka hlavního podvozku bude dále uložena a zachycena pomocí dvou svíracích součástek pro přenos zatížení a zmenšení tak momentu. Do přídové trubky bude u T-spojky vyvrtána díra s rovnoběžnou osou s osou otáčení vidličky přídového kola, a to proto aby se při zatížení přídový podvozek nevytočil do strany. Zároveň tento šroub slouží k axiálnímu zajištění. Šroub se bude šroubovat do matice která bude vlepena do horní vnější vrstvy sendviče. Nosník přídového podvozku je pak v podlážce podepřen vrstvou polystyrenu z obou stran (z horní i dolní) pro částečný přenos zatížení od přídového kola do podlážky.



Obr. 31 Výsledná konstrukce podvozku

7. Konstrukční řešení gondoly

Hlavními konstrukčními prvky přenášející zatížení jsou překližkové přepážky a jejich lepené spoje. Hlavními prvky tvořící vnější tvar je polystyren a polyesterová nažehlovací fólie.

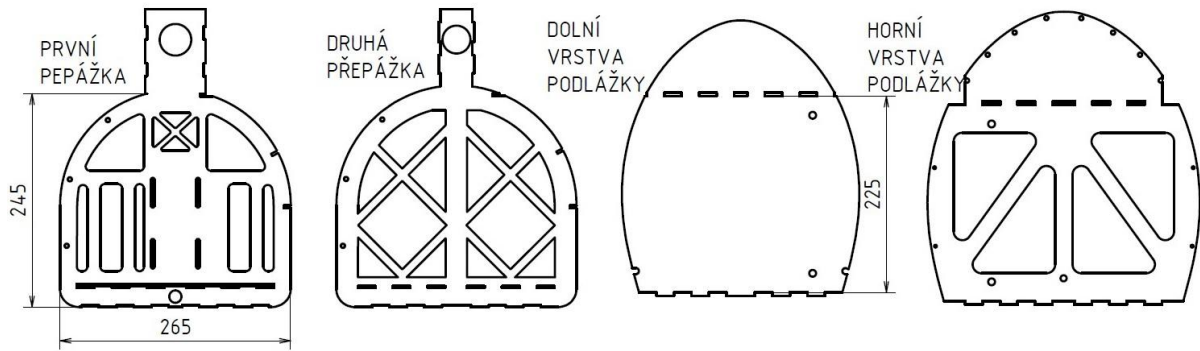
7.1 Nosná konstrukce

7.1.1 Hlavní součásti

Všechny tvarově složité součásti z překližky byly vyřezány z překližek tloušťky 2 a 4 mm a to pomocí laseru na Ústavu mechaniky tekutin. Překližka už má poměrně velkou hustotu, a tak byla 4 mm použita pouze na dvě hlavní přepážky. Dalším hlavním nosným prvkem byl zmíněný sendvič, jehož vnější vrstvy jsou z 2 mm přepážky. Jádro sendviče bylo pak z 20 mm vysokého extrudovaného polystyrenu a všechny části k sobě byly slepeny epoxidovou pryskyřicí. Ty jsou stejně jako hl. přepážky z jednoho kusu. Tímto způsobem zde nejsou spoje jednotlivých částí, ale jen spojen mezi podlážkou a přepážkami. Zbytečné spoje by měly za následek snížení pevnosti a zároveň by použité lepidlo zvyšovalo hmotnost. Do přepážek a vnějších vrstev sendviče byly dále vytvořeny otvory pro uložení nebo připevnění dalších konstrukčních prvků. V krčku budou zúžené části přepážek spojeny dalšími obdélníkovými překližkami. Vznikne kvádr, do jehož horní části bude vlepen poslední díl 4 mm překližky. Tento díl bude po celém obvodu zalepen do krčku a bude obsahovat 2 páry děr, skrze které povedou šrouby držící křídlo.



Obr. 32 Model hl. přepážek s podlážkou a nákladem



Obr. 33 Hlavní přepážky a vnější vrstvy sendviče podlážky

Pro ověření dříve zmíněné úvahy, že bude gondola namáhána především na tah, a ne na aerodynamický odpor je vhodné tyto hodnoty porovnat. Zatížení na tah se spočte dle maximálního letového násobku. Pro výpočet odporu gondoly se použije zjednodušení, kdy tvar gondoly označíme za hladký sférický objekt s průměrem šířky hl. přepážky, což je také největší průřezový rozměr gondoly. Použitím koeficientu odporu hladkého sférického objektu se získá větší odpor než při použití profilu, který byl použit na gondole. Tímto postupem budeme při porovnání zatěžování gondoly na straně větší bezpečnosti.

Výpočet zatížení působící na gondolu při násobku $n=4$ a to pro její vlastní odhadovanou hmotnost s podvozkem $m_{CH} = 2 [kg]$ a hmotnost nákladu $m_{CA} = 9,5 [kg]$.

$$F_n = n_{max} \cdot (m_{CH} + m_{CA}) \cdot g \quad 7.1$$

$$F_n = 4 \cdot (2 + 9,84) \cdot 9,81 = 451,26 [N]$$

Pro výpočet orientační hodnotu aerodynamického odporu působící na gondolu v proti směr letu je nutné nejdříve vypočítat Reynoldsovo číslo $Re [-]$.

$$Re = \frac{v_{cruise} \cdot l_{Re}}{u_{20^\circ C}} \quad 7.2$$

Pro jehož výpočet použijeme cestovní rychlost letadla $v = 16 [m \cdot s^{-1}]$, kinematickou viskozitu vzduchu při $20^\circ C$ $\nu = 1,51 \cdot 10^{-5} [m^2 \cdot s^{-1}]$ [25] a jako charakteristický rozměr l_{Re} použijí zmíněný průměr sféry (koule) $l_{Re} = 0,265 [m]$.

$$Re = \frac{16 \cdot 0,265}{1,51 \cdot 10^{-5}} = 280\,794,70 [-]$$

Pro tuto hodnotu je koeficient odporu $C_D = 0,4$ [26]. Při vyšších hodnotách Re oproti vypočtenému dochází k propadu v hodnotě C_D (v rádech milionů zase hodnota stoupá). Přikláníme se k hodnotě zvyšující výslednou sílu.

Samotná síla odporu F_{Drag} se pak spočítá pomocí vzorce 7.3 [27]. V čitateli zlomku se pak nachází hustota vzduchu pro 20 °C $\rho_{20^{\circ}\text{C}} = 1,166 [\text{kg} \cdot \text{m}^3]$ a referenční oblast A_{Sf} jejíž hodnota je obsah kruhu s průměrem referenční koule [28].

$$F_{Drag} = C_D \cdot \frac{\rho_{20^{\circ}\text{C}} \cdot v_{cruise}^2}{2} \cdot A_{Sf} \quad 7.3$$

$$A_{Sf} = \frac{\pi \cdot d_{sf}^2}{4} = \frac{\pi \cdot 0,265^2}{4} = 0,055 [\text{m}^2] \quad 7.4$$

Po dosazení A_{Sf} :

$$F_{Drag} = 0,4 \cdot \frac{1,166 \cdot 16^2}{2} \cdot 0,055 = 3,83 [\text{N}]$$

Nyní při porovnání namáhání gondoly tahem a aerodynamickým odporem vidíme, že zanedbání aerodynamického odporu při návrhu bylo opodstatněné.

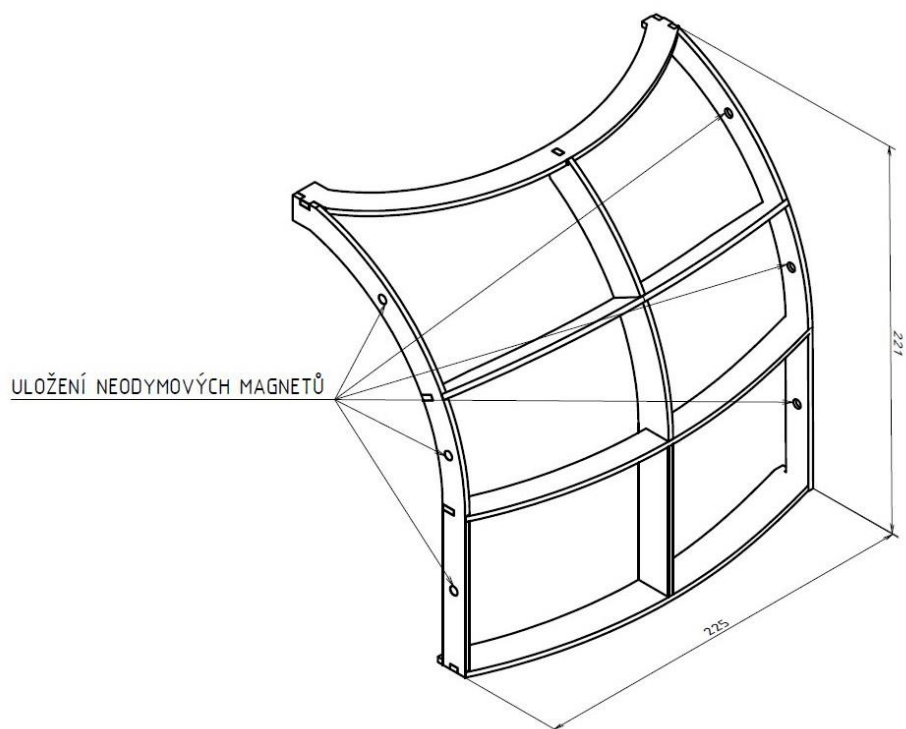
$$3,83 \ll 451,26$$

$$F_{Drag} \ll F_n$$

7.1.2 Pomocné prvky

Pro zpevnění gondoly jsou dále spojeny přepážky žebry z 2 mm překližky také vyřezané na zmíněném laseru. Na jedné straně jsou místo žeber vytvořeny dveře

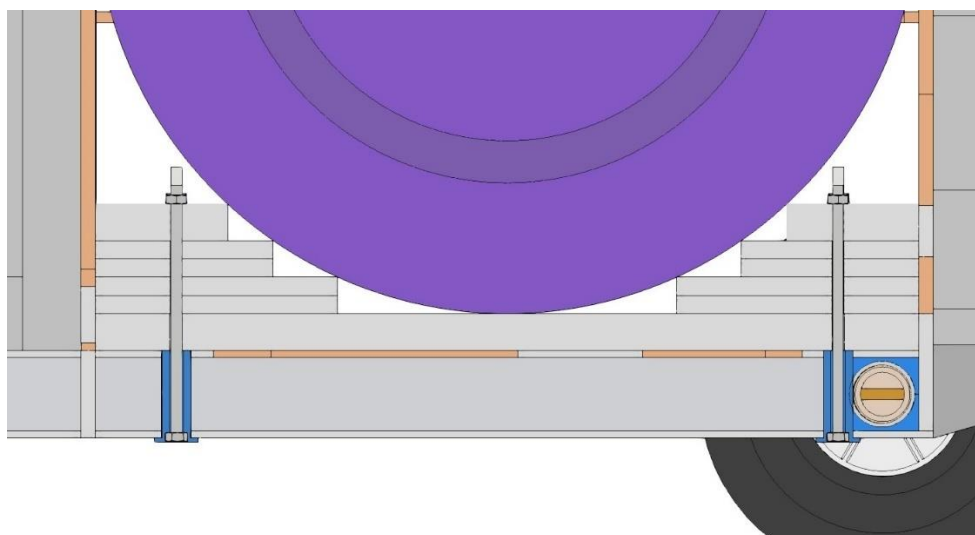
Dveře mají stejnou konstrukci jako stěna gondoly na druhé straně rozdíl je v tom, že pro upevnění žeber je použit rám z 2 mm překližky který se zasune do prostoru určeného pro nakládání a vykládání nákladu. Možností, jak dveře uchytit bylo několik a výslednou variantou se stalo uchycení pomocí neodymových magnetů. V přepážkách pro ně už předpřipravené díry a magnety se tak do nich jen zalepily. To samé bylo uděláno v rámu dveří. Pro vytahování pak posloužilo očko z izolepy připevněné ke spodnímu rámu dveří.



Obr. 34 Dveře

7.1.3 Uchycení nákladu

K uchycení nákladu jsou použity dvě závitové tyče M3, které procházejí skrze celý krabicový náklad a podlahu. Do spodní vnější vrstvy a hrany jádra byly vyvrtány díry pro uložení a zalepení dvou matic do nichž se závitové tyče zašroubují. Pláty byly pak zajištěny na druhém konci závitových tyčí pomocí matic.

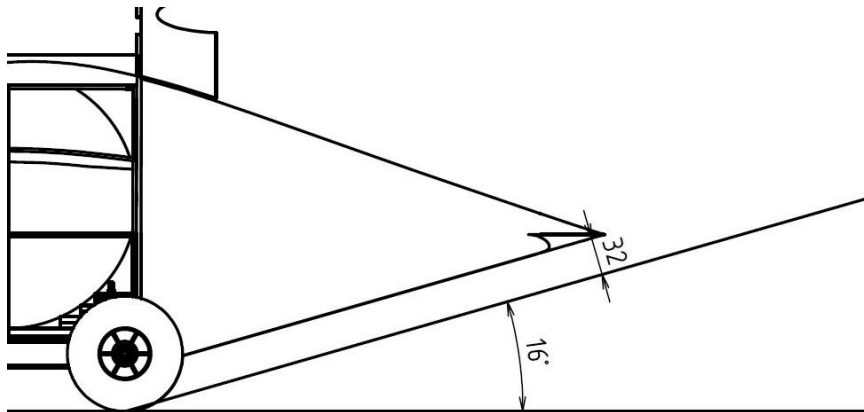


Obr. 35 Závitové tyče v řezu gondoly a nákladu

7.2 Vnější tvar

Přední a zadní část gondoly byly tvarově náročné a jelikož nebylo v tomto prostoru nutné přenášet žádné zatížení bylo zde potřeba akorát vytvořit vnější tvar pro získání relativně aerodynamického tvaru a s co možná nejmenším objemem pro možné další využití vnitřního prostoru pro uložení baterií a další elektroniky. Tyto dvě části tak byly vytvořeny z extrudovaného polystyrenu, a to za pomoci frézky. Vznikly dvě skořápky o tloušťce 20 mm uchycené k hlavním přepážkám stejně jako dveře pomocí zalepených neodymových magnetů. Přední skořápka pak zjednodušeně kopírovala a spojovala tvar přepážky a podlahy. Tvar zadní skořápky pokračoval dál ve smyslu profilu.

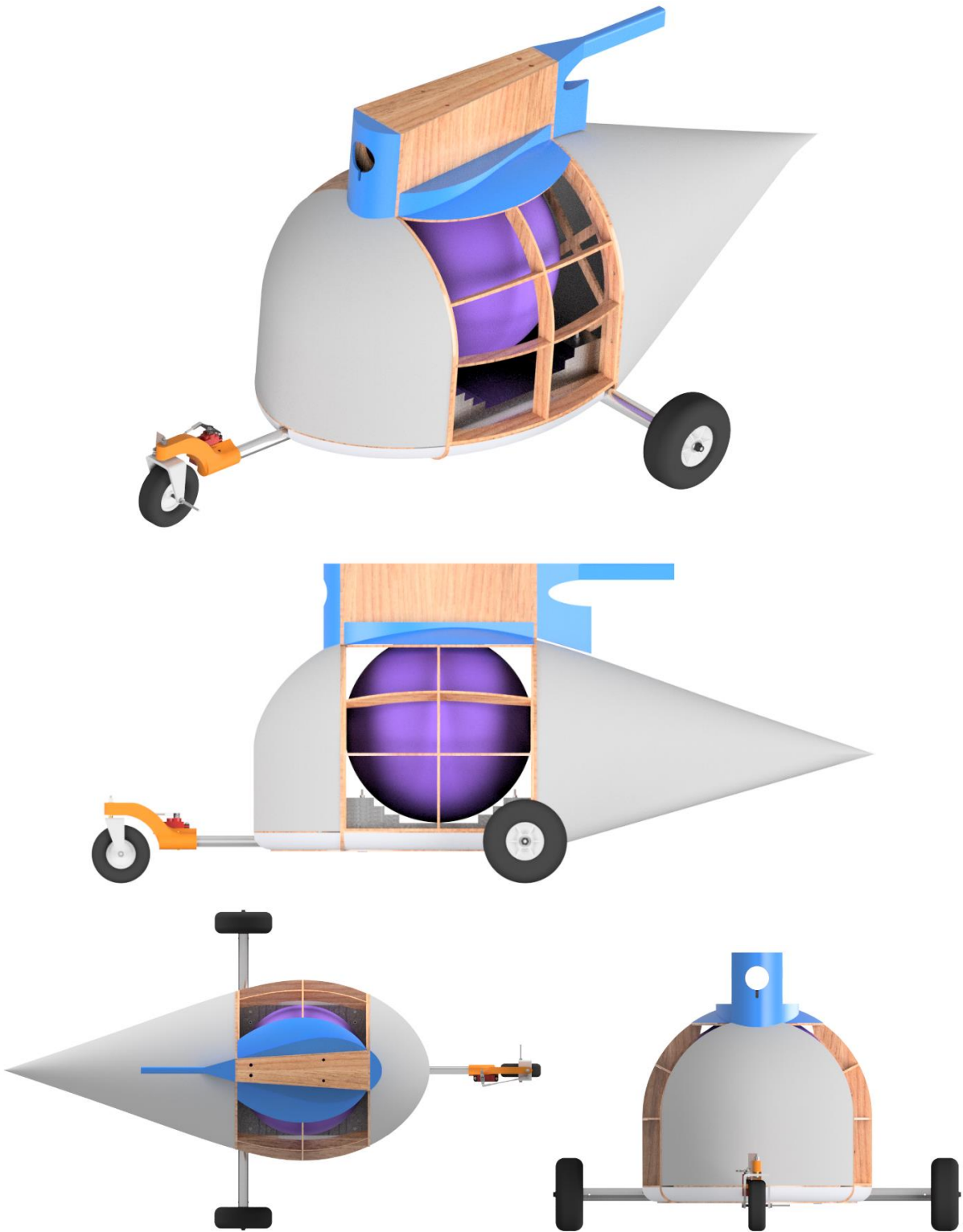
V bokorysu bylo nutné tvar skořápky omezit pro zabránění „tailstriků“ při vzletu a přistání. Tvar byl určen návrhovým požadavkem, aby se pod úhlem stejným nebo větším jak 15° nenacházela žádná část letadla [29]. Tento úhel je vhodné odhadnout z úhlu náběhu křídla ve kterém má největší vztlak od toho odečíst úhel nastavení křídla na letadle a přidat 2-3° stupně jako rezervu. Tuto rezervu by bylo, ale v případě bezpilotního letadla, lepší udělat větší. Úhel náběhu, kterém křídlo generuje nejvyšší vztlak je 17° , přičemž ale úhel nastavení křídla na letadle je 5° . Tedy ideální přistání bude probíhat při 12° náklonu celého letadla. Po přičtení zvolené rezervy 4° bude přímka omezující tvar gondoly dle návrhu svírat 16° . Mezi rovinou tohoto úhlu a gondolou bude dále rezerva pro stlačení pneumatik.



Obr. 36 Schéma ziskání tvaru zadní části gondoly

Povrch v prostoru mezi přepážkami bude potažený polyesterovou nažehlovací fólií (tedy i dveře). Přechod mezi krčkem a gondolou bude řešen 3D tištěnými díly s nízkým % výplně pro minimální hmotnost.

Model celé gondoly s podvozkem je součástí přílohy 3.



Obr. 37 Výsledná podoba nákladového prostoru

8. Přehled konstrukce letadla

Použité vybavení [13]

Pohonná soustava

- Motor AXI 5425/20
- Li-Po baterie s kapacitou 3700 mAh

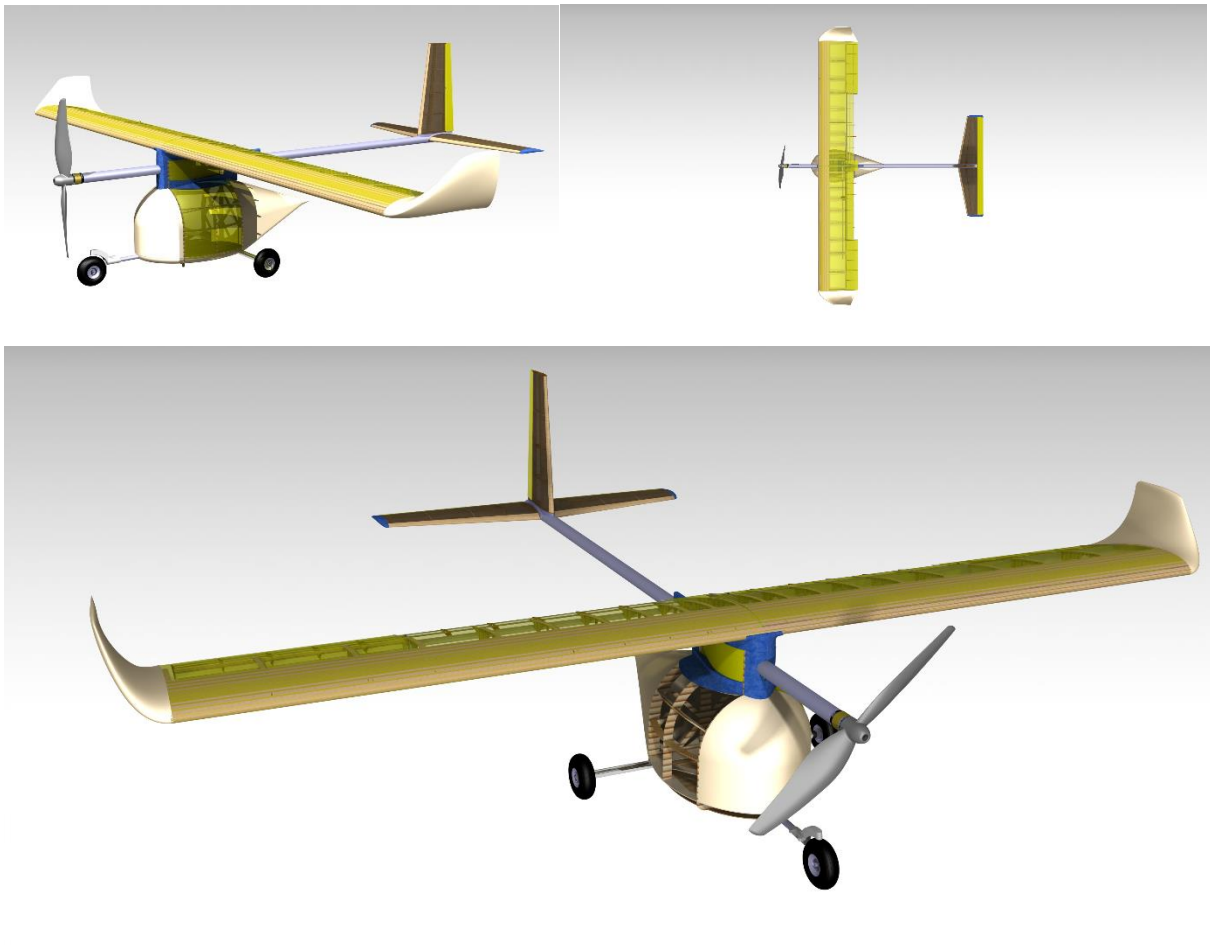
Servomotory

- Křídélka – 2x DITEX EL0512W
- Klapky – 2x DITEX EL0512W
- Výškové kormidlo – 2x MPX Tiny-S
- Směrové kormidlo – 1x MPX Tiny-S
- Ovládání příďového kola – 1x MPX Tiny-S

Tab. 10 Hmotový rozbor [11]

	Item	count [-]	weight per pc. [lb]	weight [lb]	Position [in]	m*x [in*lb]
1	Propeller	1	0,187	0,187	3,858	0,723
2	Motor	1	1,268	1,268	6,417	8,135
3	Main battery	1	1,290	1,290	17,087	22,036
4	Speed controler	1	0,150	0,150	8,780	1,316
5	Receiver battery	1	0,190	0,190	18,228	3,456
6	Receiver	1	0,053	0,053	17,441	0,923
7	Power limiter	1	0,044	0,044	19,016	0,838
8	Fuselage	1	0,992	0,992	41,024	40,698
9	Wing	1	4,299	4,299	25,126	108,016
10	Winglet	2	0,110	0,220	26,811	5,911
11	Nacelle	1	2,425	2,425	22,953	55,662
12	Box cargo	1	22,046	22,046	25,709	566,772
13	Spherical cargo	1	0,948	0,948	25,709	24,371
14	Servomotors in wing	6	0,110	0,661	29,094	19,242
15	Front wheel	1	0,099	0,099	6,339	0,629
16	Main wheel	2	0,143	0,287	28,740	8,237
17	Empennage	1	0,992	0,992	71,614	71,046
18	Servomotors in tail	3	0,088	0,265	72,323	19,133
19	Steering servo	1	0,066	0,066	72,362	4,786
	Empty mass			13,422		370,787
	Total mass			36,416		961,930

Model výsledné konstrukce:



Obr. 38 Různé pohledy na kompletní model letadla

9. Výroba

Po vyřezání překližky na laseru a získání polystyrenového jádra došlo k zalepení překližky s 3D tištěnými uloženími podvozku.



Obr. 39 Sestavení kostry gondoly z překližky před vlepem jádra podlážky a uložení podvozku

Při výrobě vidličky z 3 mm duralového plechu neustále docházelo k jeho lámání, a tak byl dural nahrazen 1,5 mm plechem neznámého materiálu. Rozdíl v rozměrech byl vynahrazen přidáním podložek do konstrukce předového podvozku.

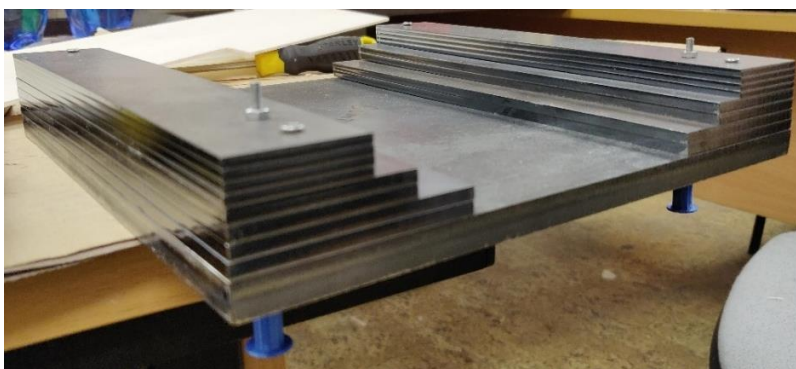


Obr. 40 Pohled na předový podvozek s novou vidličkou

Dále došlo ke vlepění magnetů a k sestavení podvozků. Uložení výsledné verze hřídelky do trubky i sestavení nákladu proběhlo bez problémů.



Obr. 41 Hřídelka nasazená a axiálně zajištěná na trubce s jedním nasazeným ložiskem



Obr. 42 Sestavený náklad v plné konfiguraci 9 [kg]

Při potahování konstrukční části gondoly fólií docházelo k jejímu propadávání způsobeno velkými vzdálenostmi mezi žebry. Došlo proto k rozhodnutí potáhnout oblast mezi hlavními přepážkami balsou o tloušťce 0,8 mm. Pro získání potřebných tvarů byla balsa vlhčena a místa, kde docházelo ke vzniku mezer byla zatmelena.



Obr. 43 Ze vnitř dobře viditelný balsový potah a fólií potažené dveře

Po sestavení byl do letounu na zkoušku uložen náklad pro maximální vzletovou hmotnost a spuštěn z malé výšky. Tato jednoduchá zkouška zůstala bez následků.



Obr. 44 Plně naložená gondola



Obr. 45 Zkouška nakládky a vykládky nákladu

Naložení a vyložení nákladu při absenci křídla bylo ve dvou lidech jednoduché. Při nasazeném křídle už se jednalo o složitější úkol, ale stále zvládnutelný v pravidly daných dvou minutách. Zálet pak probíhal ještě bez wingletů, které ale pro lety na soutěži byly nezbytné, jelikož byly součástí Design reportu.



Obr. 46 První kompletování letounu

10. Zálet, soutěž a hodnocení

Pro celkovou představu o konstrukci je nutné znát zkušenosti ze záletu, popřípadě jak zálet probíhal. Dále v jakém stavu letadlo provádělo soutěžní lety a k jakým úpravám během letů docházelo, a nakonec zhodnotit konstrukční řešení dle funkčnosti a v porovnání s ostatními týmy.

10.1 Zálet

Z důvodu špatného časového rozvržení a nezvládnutí časového harmonogramu došlo k posunutí záletu na termín, který byl den před odletem do místa soutěže. Aspoň jeden let byl námi stanovený jako nutnost, proto bylo rozhodnuto o jeho provedení i za nepříznivých podmínek, kterými byl silný vítr, a i v takto krátké době před odletem.

Při kontrole servomotorů na zemi fungovalo řízení podvozku bez problému a byli otestováni i jeho maximální výchylky pojižděním po dráze. Během zkoušky ovládání řídicích ploch při plně plném výkonu motoru ale prokmitávaly ocasní plochy. Při zkoušce servomotorů při výrobě byly servomotory zkoušeny, také s motorem na plný výkon, ale bez vrtule – zátěže. Změna v chování byla přidělena této změně a vzniku vírů v trubce trupu, které dle našeho dojmu ovlivňovali servomotory ocasních ploch. Jako prozatímním řešením se ukázalo nečekané řešení, a to odpojení limiteru předepsaného pravidly. Po tomto chvilkovém řešení byl do letadla naložen hlavní plát a míč.



Obr. 47 Letoun těsně před záletem už na vzletové ploše

Po nasměrování proti větru letoun vzlétl, ale vítr byl natolik silný že letoun už nebyl schopný otočit na finále a byl zanesen do vzdálenosti přibližně 200 m, kde havaroval.



Obr. 48 Místo havárie



Obr. 49 Stav nalezených součástí letounu

Při procházení trosk letounu se už nepodařilo najít předové kolo s vidličkou, jelikož se rameno v půlce odlomilo a jeho část nepřipevněná k trubce nebyla k nalezení. Při prozkoumání dalších částí letadla jsme dospěli k názoru, že je letadlo opravitelné díky několika konstrukčním rozhodnutím. Při nehodě se také oddělilo křídlo od trupu a trup od podlahy.

Křídlo bylo předdimenzované, a tak i když jeho konstrukční prvky byly v několika místech poškozené oprava slepením, zatmelením a potažením fólií byla reálná. Flaperony a klapky byly v horším stavu ale opravitelné. Ocasní plochy byly jedním z nedotčených prvků.

Gondola se mimo podlážky celá rozpadla. Hlavní přepážky se přelomily ve spojení s podlážkou a v přechodu do krčku. Obě trubky hl. podvozku se při havárii také ohnuly. Hřídelky s koly zůstaly viditelně nepoškozené stejně jako uložení v podlážce. Dveře a polystyrenové skořápky se díky pouze magnetovému zajištění hned při nárazu oddělili, zřejmě proto zůstaly bez většího poškození. Žebra na druhé straně oproti dveřím zůstala spojena fólií a balsovým potahem, a tak mohla po úpravě vlepena zpátky.



Obr. 50 Součásti poškozené při záletu – trubka hl. podvozku (levo), rameno př. podvozku (vpravo)

Jelikož nešlo o poškození součástí za standartních okolností nešlo z poškození usoudit žádné návrhové změn, mimo jedné – nedostatečné výchylce křidélek/flaperonů. To bylo vyřešeno jejím zvětšením změnou připevnění táhel a jejich ramen.

Jelikož k havárii došlo méně jak 24 hodin před odletem pracovalo se na letadle bez přerušení, a to s prioritou opravení součástí, pro které nebude možné letecky přepravit vybavení nebo zakoupit součásti/materiál na místě soutěže. Pro některé součásti byly rezervy, které se nyní použily. Tak došlo k velmi rychlému nahrazení trubek u podvozku. Rozebíratelnost konstrukce zde byla plně využita. 3D tištěné rameno podvozku bylo také náhradní ale tím náhradní díly u podvozku končily. Nové kolo muselo být zakoupeno a nová vidlička vyrobena. Vidlička byla vyrobena z ještě tenčího plechu o neznámých mechanických vlastnostech. Při výrobě autor nepostupoval nejdůsledněji. Dimenze výsledné vidličky měli pak značné nejistoty. Dalším nutnou opravou bylo pospojování části hlavních přepážek. To bylo provedeno za pomoci 3 mm plechy a trhacích nýtů. Přeplátování plechem a zanýtování bylo provedeno ve všech místech porušení přepážek. V místě mezi přepážkou a podlážkou byly přepážka přinýtována k podlážce.

Po opravě konstrukčních prvků se pozornost přesunula k problematické elektronice a k přepravě vybavení pro dolepení, tmelení a foliování zbylého poškození na místě.

10.2 První letový den

Před prvním letovým dnem probíhaly prezentace a technické inspekce [30], kterým letoun Chicken Wings po opravách prošel. Důraz se při těchto inspekcích klade, mimo bezpečnosti, na to, zda letoun odpovídá údajům podaných v Design reportu. Dále bylo zaznamenáno několik konstrukčních „změn“, které vnikly havárii při záletu. Křídla bylo nyní možné upevnit pouze pod úhlem, tak že náběžná hrana nebyla kolmá k ose trupu. To bylo ale zaznamenáno pouze členy týmu.



Obr. 51 Dráha použitá na soutěžní lety

Během prvního letového dne letoun uskutečnil jeden let, a to během posledního kola letů třídy regular. Bohužel byl let diskvalifikovaný kvůli přistání letounu mimo vyznačenou plochu a oddělení dveří letounu při vzletu. Příčinou pouze jednoho letu byly problémy s elektronikou, které se projevily už při záletu. Bohužel soutěžní lety bez limiteru nešly provést. Příčina kmitání OP byla definována jako elektromagnetické víry přenášejí se od motoru v zátěži skrze trubku a přes trubka a dráty až k servomotorům. Teorie byla ověřena na místě zapůjčeným multimetrem. Tento problém jsme se snažili vyřešit několika způsoby. Jedním z nich bylo zakroucení drátu a odizolování motoru pomocí zbytků překližky a lepidla. Úplně odizolování ale nebylo reálné kvůli způsobu připevnění motoru pomocí šroubů do kovové příruby. Poté následoval pokus o obalení zamotaných drátů do izolantu, a to pruhy polyethylenové pěny, které byly odřezány ze zakoupené hračky do vody. Poslední pokus o vyřešení problému úpravou drátů byl vedení drátů rovnou z gondoly k ocasním plochám po vnější straně trubky. Zadní skořepina gondoly byla proto upravena. Byl do ní vyřezán otvor pro vedení zmíněných drátů. Tím se bohužel také nedocílilo kýžených výsledků.



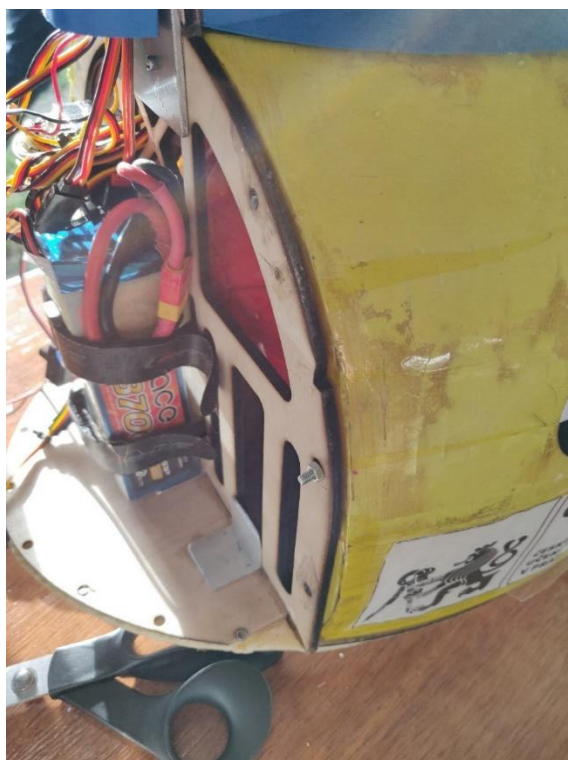
Obr. 52 Jedna z provizorních úprav při problémech s OP

Kmitání servomotorů vyřešila až jejich výměna za servomotory s kovovým pouzdem místo plastového. Tyto servomotory byly zároveň jiných rozměrů, a tak jím musely být OP přizpůsobeny. Krom různých přípravků na jejich uložení došlo i ke zpevnění potahu plechem (pouze v místě uložení servomotorů), který se na místě odřezal z nápojových plechovek. Po těchto všech úpravách došlo k dříve zmíněnému jednomu letu bez havárie. Letoun byl minimálně naložen, a to základním plátem (3,9 kg) a míčem (0,4 kg) jako při záletu. Letoun vzlétl bez větších problémů a zdaleka nevyužil celou vzletovou dráhu.



Obr. 53 Let bezpilotního letounu Chicken Wings - CTU

Tvrší přistání mimo pevnou přistávací dráhu – vyznačenou plochu nijak letoun nepoškodilo. Je tedy možné označit podvozek za ověřený, a to jedním nestandardním přistáním. Zároveň bylo zjištěno, že ve dveřích na jedné straně chybí magnety a zároveň k sobě zbytek magnetů nedoléhá, což byly nejspíše ještě neodhalené následky záletu. Proto byly dveře dodatečně zajištěny šroubem a maticí skrze díry dříve určené pro magnety. Pro sundání dveří bylo nově nutné odejímat přední polystyrenovou skořápku.



Obr. 54 Šroub jistící dveře na místě v místě, kde se před záletem nacházely magnety

10.3 Druhý letový den

Po prvním letu, po kterém zůstala integrita letadla neporušena, bylo v plánu využít všechny letová kola a postupně zvyšovat počet plátů. Bohužel se objevil nový problém, který se znova týkal elektroniky. Předchozí den se několika hodinami testování postupně vybíjely obě hlavní baterie a provedený zálet byl tak proveden se značně vybitou. Na druhý letový den byly obě baterie dobytý. Problém byl v tom, že motor a regulátor na letadle byly značně předimenzované (dvojnásobně). Při vybitých bateriích toto nebylo problém, protože celkový výkon se pohyboval pod 1000 Watty, a tak se limiter „nespouštěl“ (neomezoval). Při plně nabitých bateriích ale teoretické výkony značně přesahovaly limitní. S omezením na 1000 W se v návrhu počítalo. Nepočítalo se s tím, že limiter začne do výkonu zasahovat už při výkonu 650 W a to tak výrazným způsobem. I při pomalém zvyšování výkonu docházelo při překročení

hranice k „aktivaci“ regulátoru, který na okamžik výkon silně přiškrtl (na hodnotu menší jak 500 W) a poté držel na 650 W. Po chvilce na 650 W znovu docházelo k přiškrcení a toto pulzování se neustále opakovalo v intervalech jednotek sekund. Konkrétní hodnoty bylo možné sledovat pomocí vysílačky, ale samotné pulzování bylo na chování motoru vidět i slyšet. V tomto stavu bylo nereálné letadlo pustit na vzlet, a proto se začalo hledat řešení. Vyměněním limiteru se změny nedocílilo. Ani další snahy a komunikace s porotci problém nevyřešilo. Druhý den byl i poslední den soutěže, a tak když se nepodařilo problém vyřešit ani do posledního letového kola posledního dne bylo rozhodnuto o tom pokusit se o poslední let.



Obr. 55 Poslední let letounu

Už vzlet letounu nebyl bezproblémový. Pulzování bylo vidět i při rozjezdu a k odlepení se od dráhy došlo těsně před koncem vyhraněné dráhy. Během celého letu byly vidět propady ve výkonu, které způsobovaly zpomalení a propad ve výšce. Při točení na finále se poté jeden propad změnil v nekontrolovaný pád. Trosky letadla byly sesbírány vozíkem, který měl pro orientaci všechny spadlá letadla vyznačené na čelním skle (Obr.57), kde velké terčíky byly Advanced class, střední Regular class a malé Micro class. Havárie byly na soutěži běžné.



Obr. 56 "Sestřely" vyznačené na golfovém vozíku odvázející trosky

10.4 Zhodnocení soutěže a konstrukčních řešení letounu

10.4.1 Soutěž

Jelikož žádné soutěžní lety nebyly hodnoceny je možné podle bodového ohodnocení posoudit pouze prezentaci a Design report. V části prezentace byly vidět největší mezery mezi očekáváním a provedení, a to se také podepsalo na bodovém ohodnocení.

Pro získání představy o možném bodovém ohodnocení navrhovaného letounu, a tedy i představy o tom jak by si konstrukční řešení týmu Chicken Wings – CTU počínalo vůči ostatním týmům se můžou získané body spočíst dle vzorce 1.1 a to pro případ, že by letadlo zvládlo odletět tři lety a to při 2/3 nákladu. Respektive 6 [kg] (13,23 liber) plátů a míči. Tato hmotnost byla zvolena pro tento orientační výpočet.

$$L_{CS} = 225 [mm] = 8,86 [inch]$$

$$L_{WS} = 2452 [mm] = 96,54 [inch]$$

$$W_{steel} = 6 [kg] = 13,23 [lbs]$$

$$FS'_1 = FS'_2 = FS'_3 = 120 \cdot \frac{2 \cdot 1 + 13,23}{96,54 + 8,86} = 17,34$$

Kde FS'_1 jsou body za jeden let. Celkové body z letů FFS se dále spočítají ze vzorce 1.4 a to s předpokladem, že odhad nákladu PPB vyjde nulový.

$$FFS' = FS'_1 + FS'_2 + FS'_3 + PPB$$

$$FFS' = 17,34 + 17,34 + 17,34 + 0$$

$$FFS' = 52,02$$

Při sestavení pořadí dle letů a získání tohoto skóre by se tak tým umístil na 8. místě. Což by stále nebyl velký úspěch. V bodech získaných z letů byly velké rozdíly a vítězný tým z nich získal 109,572 bodu. Pro budoucí účasti v podobných soutěžích je důležité pochopit jaký konstrukční přístup vyhrával [31].

Vítězný tým *Farmers Flight* z *Texas A & M Univ - College Station* sestavil letoun, který také převážel pouze jeden míč ale jinak se vydal opačnou cestou. Místo maximalizování přeneseného nákladu se zaměřil na minimalizování rozpětí. To za pomoci Junkersovy klapky, která jim umožnila získat dostatek vztlaku [32].



Obr. 57 Letoun týmu Farmers Flight

Dalším zajímavým řešením na letadlech s vysokým bodovým ohodnocením byla například slepovaná balsa žebra. Ta byla slepena, tak aby směr vláken vždy odpovídal zatížení.

10.4.2 Konstrukční prvky

Hodnocení koncepce a pak převážně nákladové gondoly a podvozku na základě smyšlených letových bodů ze soutěže je možné pouze orientačně. Nejdříve je potřeba odůvodnit neúspěch ve smyslu dvou havárií.

Za hlavní příčinu je možné označit částečně špatné rozvržení času a částečně nedostatek času obecně, jelikož velká část přípravy na soutěž obsahovala vybavování prostorů pro výrobu místo práci na návrhu nebo na samotné výrobě. Mimo nákup elektroniky a vyřezání na laseru dílů z překližky probíhala většina výroby 14 dní před přesunem do místa soutěže. Z toho důvodu bylo spoustu výrobních postupů urychleno nebo uděláno bez nutné pečlivosti. Minimálně při použití lepidla a tmelu tak docházelo ke zbytečnému zvyšování hmotnosti. Havárie u záletu tento problém jen podtrhla a zhoršila vlastnosti letadla ve všech směrech. Hlavní příčinou první havárie bylo i tak nedostatečné vychýlení křidélek (flaperonů). Druhá havárie byla pak důsledkem nedostatečného otestování a vyladění elektroniky.

Pokud porovnáváme a hodnotíme konstrukční řešení na základě omezených zkušeností ze soutěže dostáváme se k níže zmíněným závěrům, které vznikly jako kolektivní práce týmu. Seznam obsahuje krom konstrukčních změn i změny v přístupu a poznatky k dalším návrhům a soutěžím. Dále tým může zpytovat svědomí nad úrovní Design reportu a prezentace.

Hvězdička na konci bodu symbolizuje to, že byl problém znám už při návrhu letadla.

Konstrukční a návrhové prvky nutné změny

Elektronika a pohon

- Pokud je v soutěži nutný limiter, tak se baterie, motor i regulátor vyberou, tak aby byl výsledný výkon pod maximem limiteru nebo v jeho těsné blízkosti.
 - Výběr byl v tomto případě odůvodněn vysokou efektivitou, která se ukázala jako nedůležitá. Motor byl pak dále zbytečně těžký.
- Vyhnout se soutěžím s vnucenou součástí – limiterem
- Testovat pohonný systém s mnohem větším předstihem.
- Nekovový materiál na motorovou loži a brát větší ohled na obvody při návrhu.
- Lépe, a i experimentálně, stanovit tahovou křivku
 - Pořídít stand na měření statického tahu a vyrobit stand na měření dynamického.

Aerodynamika a mechanika letu

- Použít aerodynamické kryty na páky (i kvůli možnému poškození).*
- Použít kvalitnější vrtulový kužel
- Větší hloubku směrového kormidla (min. 35 %)
- Zvýšit účinnost výškového kormidla (min. 30 %)
- Menší mohutnost a větší hloubku křídla.
- Větší účinnost křidélek
 - Větší hloubku (min. 35 %), větší délku (min. 40 %)
- Jiný systém klapek klapky pro budoucí soutěže
 - Zvážit Junkers klapky
 - Popřípadě doladit 4-kloub Fowlerovy klapky
 - Páku servomotoru spojit přímo s klapkou
- Neutrální bod stanovit pomocí více metod (ANL, XLR5).*
- Mohutnost VOP dimenzovat podle maximálního klopivého momentu s vytaženými klapkami.

Konstrukce

- Použít KST servomotory, které nahradily prokmitávající MPX Tiny-S servomotory.
- Servomotory robustněji připevnit – ideálně na vyztužený potah (pro použití tenčích serv.) OP
- Místo táhel s vidlicí použít na vytížených místech kulové čepy.

- U křídla montovat servomotory do rámečků pro snadnou výměnu
- Odlehčit trupovou trubku
- Přezkoumat možnost použití podvozku na pružnici připevněného ke křídlu, aby byla gondola namáhána pouze na tah (uložení podvozku pod krček v souvislosti s tímto letadlem)
- Odlehčit křídlo i ocasní plochy
- Použít více lehčích (balsových) žeber
- Výrazněji odlehčovat konce křídla
- Pásnice ocasních ploch se nemusí dimenzovat na max. ohybový moment (část přenáší stojiny a tuhý potah)
- Spojení OP s trupem předdimenzované – odlehčit
- Spojovací trubky (křídlo i OP) odlehčit a dimenzovat podle max. ohybového momentu
- Náběžnou hranu vyrobit z kulatiny malého průměru – 8 mm (nefrézovat z balsy).
- Použít D-box, potah v jednom kuse přes náběžnou hranu (kulatinu)
- Odtokovou hranu udělat balsovou (tenkou překližkou)
- Vyhnout se zalomení/předčasnému ukončení pomocného nosníku a stojin kvůli klapkám/křidélkům
- Vyvarovat se mezeře mezi křídlem a křidélkem při maximální výchylce
- Při stavbě příštího konstrukčního letadla použít kombinaci „nasazení na trubku“ a usazení do frézované formy
- Unifikovat spojovací materiál

10.4.3 Hodnocení gondoly na základě soutěže

I když konstrukce gondoly a podvozku nezapříčinily ani jednu z havárií není jejich konstrukce a ani návrhové řešení plně vyhovující.

Negativní konstrukční poznatky týkající se podvozku

Uložení vidličky a příďového kola na rameni nebylo dostatečně tuhé. Tento problém byl výrazný na soutěži s nouzově vyrobenou náhradní sestavou vidličky, která obsahovala spoustu vůli a výrobních nepřesností. I z konstrukčního hlediska by bylo lepší kolo uložit na hřídelku s ložisky a vidličku dále zajistit u ramene takovým způsobem, aby nedocházelo k jejímu vybočení při zatížení.

Pro odlehčení podvozku by bylo vhodné změnit priority u výběru nosníků podvozku a uskutečnit celý jeho přesný návrh s dostatečným předstihem pro objednání uhlíkové trubky.

Odpružení podvozku bylo v tomto případě řešeno převážně pneumatikami kol hl. podvozku, které nebylo dostatečné a další zajištění odpružení by bylo vhodné jak pro hl. podvozek, tak i pro příďový.

Na uložení kol by bylo vhodné použít hřídelky s větším průměrem. Pro další konstrukce by bylo vhodné sestavu kola s uložení na nosníku navrhovat už se známými rozměry kola, a zároveň ložiska dopředu pořídit s co největším vnitřním průměrem pro co nejtlustší hřídelku a zároveň zakoupit konkrétní ložiska se známými parametry jako je statická a dynamická únosnost pro možnou pevnostní kontrolu.

Celý podvozek byl odhalený a v odstupu od trupu, tak určitě generoval značný odpor, který by bylo možné zredukovat aerodynamickými kryty, popřípadě zkrácením a začleněním podvozku do trupu. Celkově by při návrhu podvozku měl být kladen větší důraz na aerodynamickou „čistotu“.

Dále není jisté, zda hmotnost 3D tištěného dílu na příďovém podvozku byla opodstatněná, respektive zda by díl o stejných mechanických vlastnostech nemohl být lehčí. Tento bod je dále inspirací statických zkoušek na 3D tištěných dílech.

Pozitivní konstrukční poznatky týkající se podvozku

Podvozek byl dostatečně jednoduchý pro rychlé sestavení a rychlou výměnu nosníků v případě havárie. Tomuto přispělo i návrh všech spojů rozebíratelných.

Stabilita podvozku byla nadprůměrná oproti ostatním letounům.

Řešení odpružení pneumatik bylo ojedinělé a jejich použití se doporučuje i na příští soutěži.

Ovladatelnost příďového kola plně postačovala na základní manévrování při vzletu a přistání.

Negativní konstrukční poznatky týkající se nákladové gondoly

Při porovnání gondoly s ostatními nákladovými prostory ostatních soutěžních letouny byla vidět její zbytečná bytelnost a velikost. Gondola byla oproti nákladu minimálně o 15 mm zbytečně široká. Dveře a protější konstrukce mohly být mnohem užší stejně tak tloušťka všech použitých překližek mohla být poloviční. Pro minimalizaci gondoly by bylo lepší pro příště udělat konstrukční gondolu z více tenkých (1-2 mm) překližek. Zároveň přehodnotit koncepci, jelikož nákladový prostor uložený mimo trup (trupovou trubku) bude pro zajištění a získání určitého tvaru potřebovat více materiálu a konstrukčních prvků, než kdyby se nacházel v trupu.

Na gondole bylo dále využito několika 3D tištěných dílů jako aerodynamických krytů a to konkrétně u krčku. Tato technologie byla využita pro rychlost výroby, ale kvůli hmotnosti se nejedná o nejvhodnější řešení a pro další soutěžní letadla by bylo vhodné najít alternativu. Tou by byla technologie schopná vyrobit velice lehké a tvarově složité součástky za co nejkratší čas při co nejmenší náročnosti na manuální zručnost.

Konfiguraci nákladu navrhnout takovým způsobem, aby bylo možné letět i s méně jak ½ naložením.

Pozitivní konstrukční poznatky týkající se nákladové gondoly

Už zmíněná bytelnost gondoly zase na druhou stranu umožnila pevné a tuhé zajištění podvozku. Vykládání a nakládání míče i plátů probíhalo bez větších problémů a nebylo problém vyložit všechny náklad do pravidly omezených dvou minut.

Přední a zadní kryty připevněné přes magnety pak mimo rychlého přístupu k elektronice zároveň umožnili i přežití těchto součástí z křehkého extrudovaného polystyrenu při havárii. Použití podobného konstrukčního řešení u aerodynamických krytů při dalších soutěžích je tak nasnadě.

11. Pevnostní kontrola

Při návrhu, a i po soutěži, bylo provedeno několik výpočtů pro ověření návrhu a podložení závěrů ze soutěže.

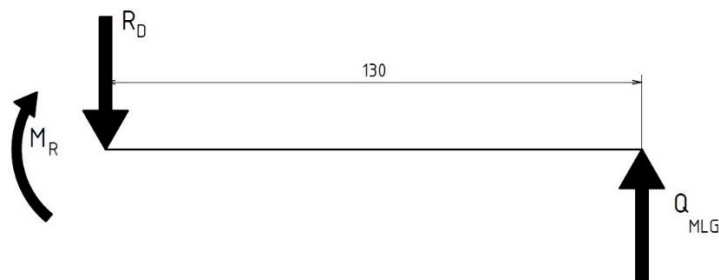
11.1 Průhyb nosníků

Dimenzování nosníků probíhalo podle zvoleného přistávacího násobku. K výpočtu násobku je potřeba krom jiných hodnot nutné znát i celkovou dráhu tlumení, která je u tohoto letadla kombinací stlačením pneumatik a deformací nosníků hl. podvozku.

Pro získání průhybu trubky nejdříve úlohu zjednodušíme, a to na vetknutý nosník (Obr. 21), jehož délka je od uložení po střed kola. Tím nejdříve zanedbáme průhyb v hřídelce.

11.1.1 Deformace

Samotný výpočet výchylky konce trubky ve svislém směru se získá nejdříve sestavením statických rovnic. Dále výpočtem ohybového momentu a ohybového momentu po derivaci/dosazení „1“ v bodě výchylky. Modul elasticity E pro dural je pak 73,1 GPa [22].



Obr. 58 Uvolnění nosníku

Statické rovnice:

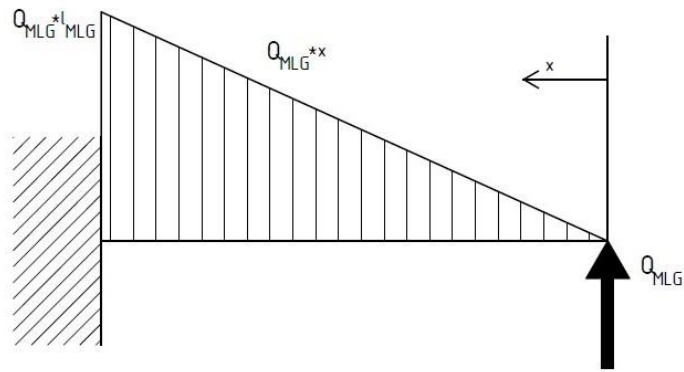
$$x: \quad 0 = 0 \quad 11.1$$

$$y: \quad Q_{MLG} - R_D = 0 \quad 11.2$$

$$M_o: \quad Q_{MLG} \cdot l_{ram} - M_R = 0 \quad 11.3$$

Průběh momentu

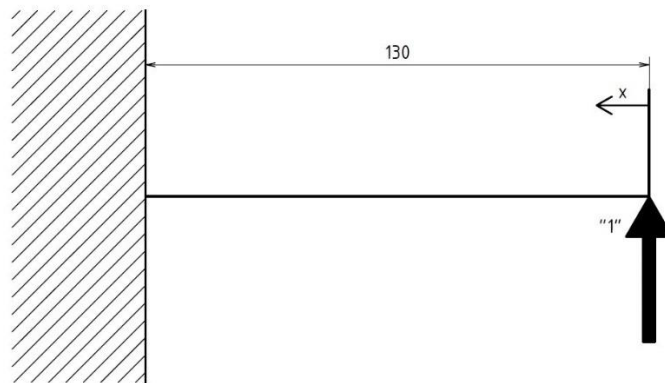
$$M_{(x)} = Q_{MLG} \cdot x \quad 11.4$$



Obr. 59 průběh momentu

Derivace

$$m_{(x)} = "1" \cdot x \quad 11.5$$



Obr. 60 Dosazení derivace

Výpočet svislého posunu

$$v_{MLG} = \int_0^l \frac{M_{(x)} \cdot m_{(x)}}{E \cdot J} dx \quad 11.6$$

$$v_{MLG} = \frac{1}{E \cdot J} \int_0^l F_{Dmlg} \cdot x^2 dx$$

$$v_{MLG} = \frac{Q_{MLG}}{E \cdot J} \left(\frac{l^3}{3} \right)$$

Kde je J průřezová charakteristika trubky hl. podvozku 11.7.

$$J_{MLG} = \frac{\pi}{64} (D^4 - d^4) \quad 11.7$$

$$J_{MLG} = \frac{\pi}{64} (0,018^4 - 0,016^4) = 1,936 \cdot 10^{-9} [-]$$

Dosazením do upravené rovnice 11.6. tak získáme 11.8.

$$v_{MLG} = \frac{296,2}{73,1 \cdot 10^9 \cdot 1,936 \cdot 10^{-9}} \left(\frac{0,13^3}{3} \right) \quad 11.8$$

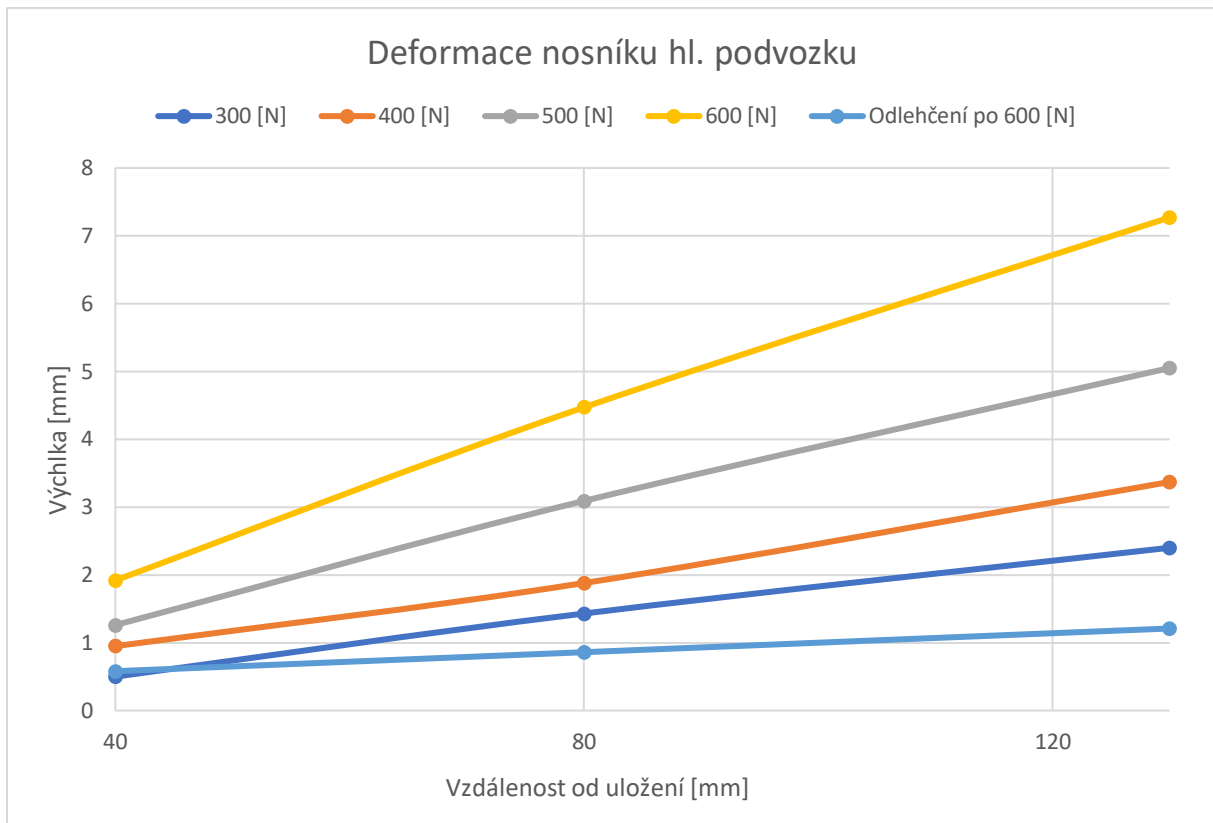
$$v_{MLG} = 1,53 \text{ [mm]}$$

11.1.2 Experimentální zatížení

Tato hodnota byla ověřena experimentálním zatěžováním stejného nosníku. Postup zatěžování 100 [N] závažími a měření deformace:

- Změření vzdáleností od pomocného členu po upevnění
- Zatížení na 300 [N] a změření deformace
- Odlehčeno a změřeny deformace
- Zatížení na 400 [N] a změřeny deformace
- Zatížení na 500 [N] a změřeny deformace
- Zatížení na 600 [N] a změřeny deformace
- Změření plastické deformace po odlehčení

Měření probíhalo na vzdálenostech 40, 80 a 130 [mm] od uložení trubky. V tabulce se nachází rozdíly naměřených hodnot oproti vzdálenostem v nezatíženém stavu nosníku. Po odlehčení po zatížení na 300 [N] nedošlo k výrazné změně (rozdíl ve vzdálenostech byl v mezích možných odchylek měření).



Graf 2 Experimentálně zjištěná deformace nosníku hl. podvozku

Tab. 11 Hodnoty deformace experimentálně zjištěné deformace nosníku hl. podvozku

	[mm]	[mm]	[mm]
[N]	40	80	130
300	0,5	1,43	2,4
400	0,95	1,88	3,37
500	1,26	3,09	5,05
600	1,92	4,47	7,27
Poslední odlehčení	0,58	0,86	1,21

I když byl původní plán pouze pro zatížení na 300 [N], tak se naskytla možnost nosník zatížit i na vyšší hodnoty, a tak byla tato možnost využita a výsledky můžete vidět v Grafu 2 nebo v Tab.6.

Teoretická hodnota deformace nosníku je nižší než hodnota naměřená při experimentu. Důvodem může být způsob zatížení, vady v materiálu a jiné. Jelikož je u duralů udáván široký rozptyl modulů pružnosti, není možné určit o jaký typ duralu se jedná. Na základě ale hmotnosti a pouze elastické deformace při zatížení na 300 [N] je ale možné testovaný materiál označit za dural.

11.1.3 Odchylka

Provedeným zjednodušením ale nahrazujeme prohnutí hřídelky prohnutím trubky. Toto nadbytečné ohnutí trubky v'_{MLG} na vzdálenosti od středu kola po začátek trubky lze dopočítat dosazením místo $x = l' = 0,019 [mm]$ místo l .

$$v'_{MLG} = \frac{F_{Dmlg}}{E \cdot J_{MLG}} \left(\frac{l'^3}{3} \right) = \frac{296,2}{73,1 \cdot 10^9 \cdot 1,936 \cdot 10^{-9}} \left(\frac{0,019^3}{3} \right) \quad 11.9$$

$$v'_{MLG} = 4,79 \cdot 10^{-3} [mm]$$

Prohnutí, o které je v_{MLG} nepřesná, je minimální. Jelikož se tato hodnota blíží nule je pak možné svislý posun, způsobený ohybem hřídelky, přičíst rovnou k ohybu trubky.

Výpočet průhybu nosníku příďového podvozku se spočítá stejným způsobem, protože také dojde ke zjednodušení na vetknutý nosník. Za vetknutí se pak považuje uložení v přední přepážce gondoly.

Jelikož se jedná o principálně stejný příklad bude použit upravený vzorec 11.6. Místo síly působící na hlavní podvozek se použije zatížení př. podvozku $F_{Dflg} = 57,78 [N]$, na rameni $l_{Dflg} = 0,26 [mm]$ a s průřezovou charakteristikou J_{FLG} spočtenou dle vzorce 11.7 pro rozměry příďového nosníku.

$$J_{FLG} = \frac{\pi}{64} (0,014^4 - 0,012^4) \quad 11.10$$

$$J_{FLG} = 8,68 \cdot 10^{-10}$$

$$v_{FLG} = \frac{F_{Dflg}}{E \cdot J_{FLG}} \left(\frac{l_{Dflg}^3}{3} \right) \quad 11.11$$

$$v_{FLG} = \frac{57,78}{73,1 \cdot 10^9 \cdot 8,68 \cdot 10^{-10}} \cdot \left(\frac{0,26^3}{3} \right)$$

$$v_{FLG} = 5,33 [mm]$$

U příďového podvozku pak 3D tištěné plastové rameno tvoří posledních 60 [mm] nosníku. Chybu, kterou zanedbáním této části nosníku vneseme do výpočtu, ale nemá smysl počítat, protože ji nemůžeme nahradit výpočtem svislého posunu 3D tištěného dílu, který by byl nad rámec této práce. Ohyb plastového dílu bude nejspíše větší než ohyb duralového nosníku na

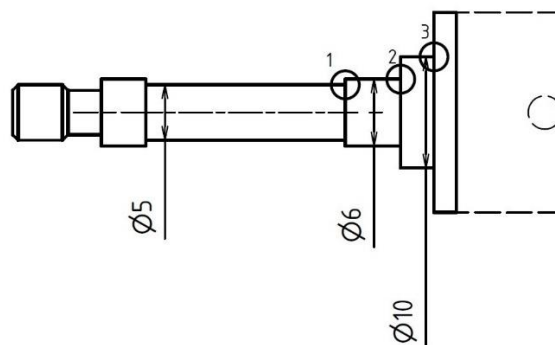
této vzdálenosti, proto se dá očekávat, že výsledný posun ve svislé ose bude větší než 5,33 [mm].

11.1 Napětí a deformace na hřídelkách

Jednou ze součástí, u které byla velká obava o poškození při tvrdším přistání byly hřídelky pro uložení kol hl. podvozku. Problémový byl průměr hřídelky pod ložisky a mezi nimi. Ložiska průměr omezila na 6 mm a pro jejich snadnou montáž a výrobu byl prostor mezi nimi zúžen na 5 mm.

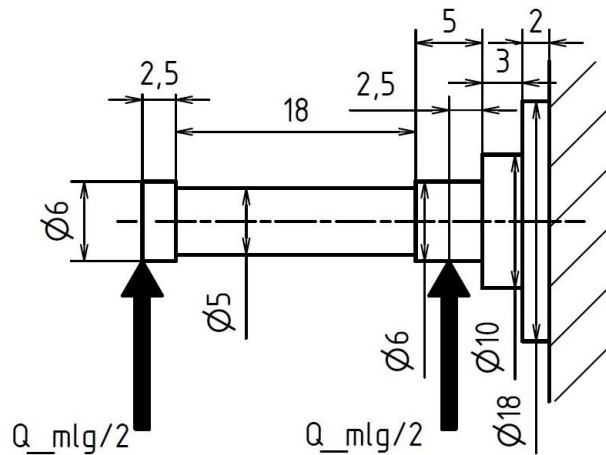
11.1.1 Napětí

Jak problémové bylo toto zúžení lze zjistit spočtením napětí. Kritické napětí se na hřídelce bude nacházet na jednom z níže zvýrazněných místech. Tyto místa byla odhadnuta na základě logické úvahy, kdy napětí bude největší při největším momentu na nejmenším průměru, a tedy podezřelými místy jsou průřezy v rozích, respektive menší průřezy při přechodu z menšího na větší.



Obr. 61 Kritická místa na hřídelce

Napětí se vypočte ve všech podezřelých místech a nejvyšší σ_{SH_max} se poté porovná s mezí kluzu duralu, ze kterého je hřídelka vyrobena. Pro výpočet napětí a později deformace je vytvořen zjednodušený výpočtový model, kde se tlak ložisek zjednoduší na bodové síly.



Obr. 62 Zjednodušený model hřídelky

Pro výpočet napětí v jednotlivých bodech se použije vzorec 6.11 jen pro výpočet ohybové průřezové charakteristiky W_{o_SH} se použije vzorec pro kulatinu místo trubky. Kde d_{SH} je průměr hřídelky v konkrétním kritickém bodě.

$$J_{SH} = \frac{\pi \cdot d_{SH}^4}{64} \quad 11.12$$

$$W_{o_SH} = \frac{J_{SH}}{\frac{d_{SH}}{2}} = \frac{\pi \cdot d_{SH}^3}{32} \quad 11.13$$

Po dosazení do 6.11 pak získáváme tyto rovnice maximální napětí, které jsou pak v tabulce níže. Kde v prvním kritickém místě je průměr hřídelky $d_{SH1} = 5 [mm]$ a ohybový moment M_{o_SH1} vzniklý jen zatížením od jednoho ložiska $\frac{Q_{MLG}}{2}$ na rameni od l_{BR1} .

$$\sigma_{SH1} = \frac{M_{o_SH1}}{W_{o_SH1}} = \frac{\frac{Q_{MLG}}{2} \cdot l_{BR1}}{W_{o_SH1}} \quad 11.14$$

$$\sigma_{SH1} = \frac{\frac{295,2}{2} \cdot (0,0025 + 0,018)}{1,23 \cdot 10^{-8}} = 247,1 [MPa]$$

Výpočty, pro další kritické body, vypadají stejně, ale krom změny průměrů a ramen dojde ještě k přidání druhé síly od druhého ložiska. Výpočet pro druhé kritické místo s průměrem hřídelky $d_{SH2} = 6 [mm]$ na rameni l_{BR2} tedy vypadá následovně.

$$\sigma_{SH2} = \frac{M_{o_{SH2}}}{W_{o_{SH2}}} = \frac{\frac{Q_{MLG}}{2} \cdot l'_{BR1} + \frac{Q_{MLG}}{2} \cdot l_{BR2}}{W_{o_{SH2}}} \quad 11.15$$

$$\sigma_{SH2} = \frac{\frac{296,2}{2} \cdot (0,0025 + 0,018 + 0,005) + \frac{296,2}{2} \cdot 0,025}{2,12 \cdot 10^{-8}}$$

$$\sigma_{SH2_max} = 195,82 \text{ [MPa]}$$

A pro 3. kritické místo už dojde jen ke změně průřezu $d_{SH2} = 10 \text{ [mm]}$ a délky ramen. Kde „ ‘ “ značení zvětšení ramene o délku z mezi předchozím a tímto kritickým místem.

$$\sigma_{SH2_max} = \frac{M_{o_{SH3}}}{W_{o_{SH3}}} = \frac{\frac{Q_{MLG}}{2} \cdot l''_{BR1} + \frac{Q_{MLG}}{2} \cdot l'_{BR2}}{W_{o_{SH2}}} \quad 11.16$$

$$\sigma_{SH3} = \frac{\frac{296,2}{2} \cdot (0,0025 + 0,018 + 0,005 + 0,03) + \frac{296,2}{2} \cdot (0,025 + 0,03)}{9,82 \cdot 10^{-8}}$$

$$\sigma_{SH3} = 51,33 \text{ [MPa]}$$

K nejvyššímu napětí dochází v 1. kritickém bodě $\sigma_{SH_max} = \sigma_{SH1} = 247,1 \text{ [MPa]}$. Při porovnání s mezí kluzu duralu, která je 270 [MPa] získáváme bezpečnost 1,09 (11.17).

$$b_{SH} = \frac{270}{\sigma_{SH1}} = \frac{270}{247,1} = 1,09 \text{ [-]} \quad 11.17$$

Obavy ohledně pevnosti hřídelky jsou opodstatněné. Proto pokud by u dalšího soutěžního letounu mělo dojít k použití stejného nebo podobného konstrukčního prvku měl by být z jiného materiálu nebo s většími průměry. První změna zvýší výslednou hmotnost hřídelky a druhá změna si zase vyžádá větší zásah do konstrukce kola.

11.1.2 Průhyb hřídelky

Podstatná informace je posunutí středu kola. Při zjednodušeném modelu, kdy zanedbáme změnu úhlu osy a místo doteku, můžeme za svislé posunutí kola považovat průměr svislého posunutí jeho ložisek. Tato hodnota posunutí se dále použije při ověřovacím výpočtu přistávacího násobku, při jehož výpočtu budeme zároveň uvažovat zmáčknutí pneumatik až na ráfek, a proto je změna dotyku a vyosení kol nepodstatné.

Pro výpočet posunutí v obou ložiscích (v prostředním místě jejich uložení) použijeme Mohrův integrál. Neznámá x vyjadřuje vzdálenost od volného konce hřídelky k uložení. Po zjednodušení se jedná jako u nosníků podvozku o vetknutý prut ale s těmi rozdíly, že na něj působí dvě síly průměr nosníku je proměnlivý. Obecné vyjádření jako v 11.6.

$$v_{SH} = \int_0^l \frac{M(x) \cdot m(x)}{E \cdot J} dx \quad 11.18$$

Po rozepsání pro konkrétní momenty na konkrétních vzdálenostech. Průřezové charakteristiky se pak získají použitím vzorce 11.13. Meze jsou zapsány v milimetrech, kvůli zmenšení rozměrů rovnic. Dosazeno je vše v základních jednotkách. Modul elasticity pro dural je 73,1 [GPa].

$$\begin{aligned} v_{SH_I} = & \frac{1}{E \cdot J_{SH_6}} \int_0^{2,5} \left(\frac{Q}{2} x^2\right) dx + \frac{1}{E \cdot J_{SH_5}} \int_{2,5}^{20,5} \left(\frac{Q}{2} x^2\right) dx & 11.19 \\ & + \frac{1}{E \cdot J_{SH_6}} \int_{20,5}^{23} \left(\frac{Q}{2} x^2\right) dx \\ & + \frac{1}{E \cdot J_{SH_6}} \int_{23}^{25,5} \left(\frac{Q}{2}(x - 0,023) + \frac{Q}{2} x\right) x dx \\ & + \frac{1}{E \cdot J_{SH_{10}}} \int_{25,5}^{28,5} \left(\frac{Q}{2}(x - 0,023) + \frac{Q}{2} x\right) x dx \\ & + \frac{1}{E \cdot J_{SH_{18}}} \int_{28,5}^{30,5} \left(\frac{Q}{2}(x - 0,023) + \frac{Q}{2} x\right) x dx \end{aligned}$$

Po úpravách pro snazší integraci a provedení integrace vypadá rovnice takto:

$$\begin{aligned} v_{SH_I} = & \frac{Q}{2 \cdot E \cdot J_{SH_6}} \left[\frac{x^3}{3}\right]_0^{2,5} + \frac{Q}{2 \cdot E \cdot J_{SH_5}} \left[\frac{x^3}{3}\right]_{2,5}^{20,5} + \frac{Q}{2 \cdot E \cdot J_{SH_6}} \left[\frac{x^3}{3}\right]_{20,5}^{23} & 11.20 \\ & + \frac{Q}{2 \cdot E \cdot J_{SH_6}} \left(2 \cdot \left[\frac{x^3}{3}\right]_{23}^{25,5} - 0,023 \left[\frac{x^2}{2}\right]_{23}^{25,5}\right) \\ & + \frac{Q}{2 \cdot E \cdot J_{SH_{10}}} \left(2 \cdot \left[\frac{x^3}{3}\right]_{25,5}^{28,5} - 0,023 \left[\frac{x^2}{2}\right]_{25,5}^{28,5}\right) \\ & + \frac{Q}{2 \cdot E \cdot J_{SH_{18}}} \left(2 \cdot \left[\frac{x^3}{3}\right]_{28,5}^{30,5} - 0,023 \left[\frac{x^2}{2}\right]_{28,5}^{30,5}\right) \end{aligned}$$

Dosazením konkrétních hodnot a vypočtením závorek vznikne rovnice:

$$\begin{aligned}
v_{SH_I} &= \frac{296,2}{2 \cdot 73,1 \cdot 10^9 \cdot 6,36 \cdot 10^{-11}} \cdot \left[\frac{0,025^3}{3} \right] \\
&+ \frac{296,2}{2 \cdot 73,1 \cdot 10^9 \cdot 3,07 \cdot 10^{-11}} \left[\frac{0,0205^3}{3} - \frac{0,0025^3}{3} \right] \\
&+ \frac{296,2}{2 \cdot 73,1 \cdot 10^9 \cdot 6,36 \cdot 10^{-11}} \left[\frac{0,023^3}{3} - \frac{0,0205^3}{3} \right] \\
&+ \frac{296,2}{2 \cdot 73,1 \cdot 10^9 \cdot 6,36 \cdot 10^{-11}} \cdot (1,549 \cdot 10^{-6}) \\
&+ \frac{296,2}{2 \cdot 73,1 \cdot 10^9 \cdot 4,91 \cdot 10^{-10}} \cdot (2,52 \cdot 10^{-6}) \\
&+ \frac{296,2}{2 \cdot 73,1 \cdot 10^9 \cdot 5,15 \cdot 10^{-9}} \cdot (2,13 \cdot 10^{-6}) \\
v_{SH_I} &= 2,87 \cdot 10^{-4} \text{ [m]}
\end{aligned}$$

Nyní svislé posunutí $v_{SH_{II}}$ pro ložisko blíže k trubce. Hlavní rozdíl bude v momentu $m_{(x)} = "1" \cdot (x - 0,023)$.

$$\begin{aligned}
v_{SH_{II}} &= \frac{1}{E \cdot J_{SH_6}} \int_{23}^{25,5} \left(\frac{Q}{2} (x - 0,023) + \frac{Q}{2} x \right) (x - 0,023) dx & 11.21 \\
&+ \frac{1}{E \cdot J_{SH_{10}}} \int_{25,5}^{28,5} \left(\frac{Q}{2} (x - 0,023) + \frac{Q}{2} x \right) (x - 0,023) dx \\
&+ \frac{1}{E \cdot J_{SH_{18}}} \int_{28,5}^{30,5} \left(\frac{Q}{2} (x - 0,023) + \frac{Q}{2} x \right) (x - 0,023) dx
\end{aligned}$$

Po provedení úprav a integrace:

$$\begin{aligned}
v_{SH_{II}} &= \frac{Q}{E \cdot J_{SH_6}} \left(\left[\frac{x^3}{3} \right]_{23}^{25,5} - 0,023 \left[\frac{x^2}{2} \right]_{23}^{25,5} - \frac{0,023}{2} \left[\frac{x^2}{2} \right]_{23}^{25,5} + \frac{0,023^2}{2} [x]_{23}^{25,5} \right) \\
&+ \frac{Q}{E \cdot J_{SH_{10}}} \left(\left[\frac{x^3}{3} \right]_{25,5}^{28,5} - 0,023 \left[\frac{x^2}{2} \right]_{25,5}^{28,5} - \frac{0,023}{2} \left[\frac{x^2}{2} \right]_{25,5}^{28,5} + \frac{0,023^2}{2} [x]_{25,5}^{28,5} \right) \\
&+ \frac{Q}{E \cdot J_{SH_{18}}} \left(\left[\frac{x^3}{3} \right]_{28,5}^{30,5} - 0,023 \left[\frac{x^2}{2} \right]_{28,5}^{30,5} - \frac{0,023}{2} \left[\frac{x^2}{2} \right]_{28,5}^{30,5} + \frac{0,023^2}{2} [x]_{28,5}^{30,5} \right)
\end{aligned}$$

Dosazení hodnot:

$$\begin{aligned}
v_{SHII} = & \frac{296,2}{73,1 \cdot 10^9 \cdot 6,36 \cdot 10^{-11}} \left(\left[\frac{0,0255^3}{3} - \frac{0,023^3}{3} \right] - 0,023 \left[\frac{0,0255^2}{2} - \frac{0,023^2}{2} \right] \right. \\
& \left. - \frac{0,023}{2} \left[\frac{0,0255^2}{2} - \frac{0,023^2}{2} \right] + \frac{0,023^2}{2} [0,0255 - 0,023] \right) \\
& + \frac{296,2}{73,1 \cdot 10^9 \cdot 4,91 \cdot 10^{-10}} \left(\left[\frac{0,0285^3}{3} - \frac{0,0255^3}{3} \right] \right. \\
& - 0,023 \left[\frac{0,0285^2}{2} - \frac{0,0255^2}{2} \right] - \frac{0,023}{2} \left[\frac{0,0285^2}{2} - \frac{0,0255^2}{2} \right] \\
& \left. + \frac{0,023^2}{2} [0,0285 - 0,0255] \right) \\
& + \frac{296,2}{73,1 \cdot 10^9 \cdot 5,15 \cdot 10^{-9}} \left(\left[\frac{0,0305^3}{3} - \frac{0,0285^3}{3} \right] \right. \\
& - 0,023 \left[\frac{0,0305^2}{2} - \frac{0,0285^2}{2} \right] - \frac{0,023}{2} \left[\frac{0,0305^2}{2} - \frac{0,0285^2}{2} \right] \\
& \left. + \frac{0,023^2}{2} [0,0305 - 0,0285] \right)
\end{aligned}$$

$$v_{SHII} = 4,22 \cdot 10^{-6} [m]$$

Získání teoretického svislého posunu kola na hřídelce v_{SH} získáme zprůměrováním svislých posunů ložisek.

$$v_{SH} = \frac{v_{SHII} + v_{SHI}}{2} \quad 11.22$$

$$v_{SH} = \frac{4,22 \cdot 10^{-6} + 2,87 \cdot 10^{-4}}{2} = 1,46 \cdot 10^{-4} [mm]$$

$$v_{SH} = 0,15 [mm]$$

Pro pružení hřídelky se kolo posune o 0,15 [mm].

11.2 Kontrola přistávacího násobku

Po získání deformací předového a hlavního podvozku můžeme spočítat skutečný přistávací násobek pro toto konstrukční řešení n'_{pr} .

11.2.1 Skutečný přistávací násobek n'_{pr}

Použité zatížení, pro které se počítaly průhyby, vychází z přistání bez zatížení předřového podvozku. Možný posun těžiště při přistání bude tedy roven součtu deformací součástí ale pouze hlavního podvozku [18].

Pro výpočet násobku n'_{pr} musíme nejdříve určit celkový pokles těžiště y_{cg} a dále účinnou dráhu tlumení y_{ef} .

$$y_{cg} = v_{MLG} + v_{SH} + v_{PNEU} \quad 11.23$$

Kde $v_{PNEU} = 0,028 [m]$ je možné stlačení pneumatiky kola hlavního podvozku, uvažujeme-li teoretické stlačení až na ráfek kola.

$$y_{cg} = 1,53 \cdot 10^{-3} + 1,46 \cdot 10^{-4} + 2,8 \cdot 10^{-2} = 2,97 \cdot 10^{-2} = 0,03[m]$$

$$y_{ef} = 0,5 \cdot y_{PN} + 0,5 \cdot y_{PT} \quad 11.24$$

Při výpočtu dráhy y_{ef} sčítáme dráhy pneumatických tlumičů y_{PN} a dráhy pružinových tlumičů y_{PT} . Mezi pneumatické zařadíme stlačení pneumatiky v_{PNEU} a mezi pružinové deformace nosníku v_{MLG} a hřídelky v_{SH} hlavního podvozku.

$$y_{ef} = 0,5 \cdot v_{PNEU} + 0,5 \cdot (v_{MLG} + v_{SH}) \quad 11.25$$

$$y_{ef} = 0,5 \cdot 2,8 \cdot 10^{-2} + 0,5 \cdot (1,53 \cdot 10^{-3} + 1,46 \cdot 10^{-4})$$

$$y_{ef} = 1,48 \cdot 10^{-2} [m]$$

Nyní známe už všechny potřebné hodnoty pro výpočet přistávacího násobku n'_{pr} , který se spočte dle vzorce:

$$n'_{pr} = n_k + 0,67 \quad 11.26$$

Násobek n_k získáme vzorcem, ve kterém S značí plochu křídla:

$$n_k = \frac{0,0132 \cdot \sqrt{m_{MTO} \cdot \frac{g}{S} + \frac{y_{cg}}{3}}}{y_{ef}} \quad 11.27$$

$$n_k = \frac{0,0132 \cdot \sqrt{16,49 \cdot \frac{9,81}{0,81}} + \frac{2,97 \cdot 10^{-2}}{3}}{1,48 \cdot 10^{-2}}$$

$$n_k = 13,27 [-]$$

$$n'_{pr} = 13,27 + 0,67 = 13,94 [-]$$

Pokud uvážíme přistání na celý podvozek může počítat s bezpečností 5 [-]. Podté porovnání potřebné s návrhovou bezpečností pro tyto deformace vypadá takto.

$$13,94 > 5$$

K další deformaci v reálném případě došlo i v uložení nosníku a podlážce gondoly, a tak by přistávací násobek nevychází tak výrazně větší. Tlumiče nebo pružné podvozkové nohy jsou na letadle této velikosti nezbytné. Trubky se nedostatečně ohýbají a ani v konstrukci nemají prostor kam se ohnout, aby nedošlo k dotyku gondoly a dráhy.

11.2.2 Nutná deformace podvozku

Pro další návrhy bezpilotních letadel podobné kategorie je vhodné orientačně určit jakého prohnutí by měly být podvozkové nohy nebo tlumiče schopny. To získáme dosazením chtěného přistávacího násobku $n''_{pr} = 4$, který bude vhodné pro další letadla volit větší než při tomto návrhu zvolé optimistické $n_{pr} = 2,5$. Dále pro řešení podvozku bez hydraulických tlumičů můžeme prohlásit 11.28.

$$y_{ef} = \frac{1}{2} y_{cg} \quad 11.28$$

Po vyjádření y_{cg} a dosazení za y_{ef} do vzorce 11.27 získáme výraz 11.29.

$$y_{cg} = \frac{0,0132 \cdot \sqrt{m_{MTO} \cdot \frac{g}{S}}}{(n''_{pr} - 0,67) - \frac{1}{3}} \quad 11.29$$

$$y_{cg} = \frac{0,0132 \cdot \sqrt{16,49 \cdot \frac{9,81}{0,81}}}{3,33 - \frac{1}{3}}$$

$$y_{cg} = 6,22 \cdot 10^{-2} = 0,06 [m]$$

Za předpokladu, že použijeme stejná kola můžeme od této hodnoty odečíst stlačení pneumatik a zjistit tak nutnou deformaci nosníku nebo stlačení tlumičů v'_{MLG} .

$$v'_{MLG} = y_{CG} - v_{PNEU} \quad 11.30$$

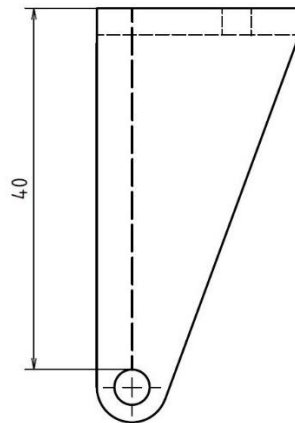
$$v'_{MLG} = 6,22 \cdot 10^{-2} - 2,8 \cdot 10^{-2}$$

$$v'_{MLG} = 3,42 \cdot 10^{-2} = 0,034 \text{ [m]}$$

Pro získání chtěného přistávacího násobku 4 [-] by bylo třeba aby stlačení/elastickou deformací hlavní podvozku došlo k posunutí těžiště v'_{MLG} o další 34,2 [mm].

11.3 Střih na vidličce

Uložení předového kola na vidlici z plechu přinášelo obavu, že při mezním přistání dojde k jejímu porušení. Proto je tato obava ověřena výpočtem stříhu(smyku). Na vnitřní stranu díry v plechu tlačí mosazná trubička, ve které je uložena závitová tyč. Střih je vhodné spočítat jak pro původní navrhovanou variantu s duralovým plechem (11.3.1), tak i pro tenčí plech z ocele (11.3.2), a ještě tenčí plech ze kterého byla vyrobena vidlice účastníci se soutěže (11.3.3). Smyková plocha se spočte z tloušťky použitého plechu a délky odečtené z modelu $L_{Střih} = 40 \text{ [mm]}$.



Obr. 63 Vzdálenost kontrolovaná na střih

11.3.1 Střih na duralové vidličce

Pro výpočet stříhu je nutné zjistit i maximální dovolené smykové napětí $\tau_{D_{2024}}$ z meze kluzu $\sigma_{2024 Rp02}$ pomocí vztahu:

$$\tau_D = \frac{\sigma_{2024 \text{ Rp02}}}{\alpha} = \frac{270}{2} = 135 \text{ [MPa]} \quad 11.31$$

Kde $\alpha = 2$ je součinitelem teorie maximálního smykového napětí. Jelikož je kolo ve vidličce uchyceno na dvou místech bude síla působící na jednu díru ve poloviční. Duralové vidlice byla z plechu o tloušťce $t_{v_1} = 3 \text{ [mm]}$.

$$\tau_{2024} = \frac{\frac{F_{3SviPr}}{2}}{S} = \frac{28,89}{40 \cdot 3} = 0,24 \text{ [MPa]} \quad 11.32$$

Součinitel bezpečnosti $b_{v_{2024}}$ je tedy vidličku z tohoto materiálu:

$$b_{v_{2024}} = \frac{135}{0,24} = 562,5 \quad 11.33$$

11.3.2 Střih na plechové vidličce

Použitý plech byl v obou případech z neznámého materiálu, ale na základě vizuální inspekce šlo o druh ocele. Proto nebudou provedeny výpočty bezpečnosti, ale bude se očekávat, že by byla mez kluzu vyšší než u navrhovaného duralu. Vidlička použitá u záletu měla tloušťku $t_{v_2} = 1,5 \text{ [mm]}$ a vidlička vyrobená po záletu už pouze $t_{v_3} = 1 \text{ [mm]}$.

$$\tau_2 = \frac{\frac{F_{3SviPr}}{2}}{S} = \frac{28,89}{40 \cdot 1,5} = 0,48 \text{ [MPa]} \quad 11.34$$

A pro plech o menší tloušťce:

$$\tau_3 = \frac{\frac{F_{3SviPr}}{2}}{S} = \frac{28,89}{40 \cdot 1} = 0,72 \text{ [MPa]} \quad 11.35$$

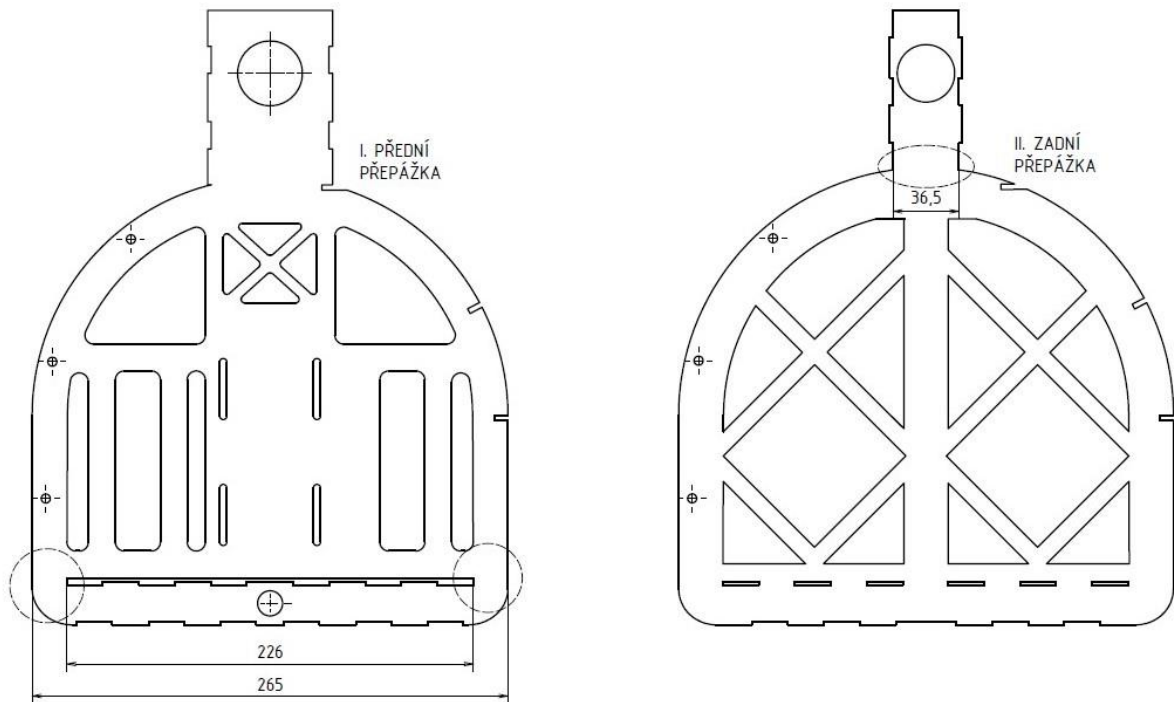
Všechny výsledné napětí jsou zřetelně nižší, než bylo i dovolené smykové napětí u duralu, a tak se může předpokládat dostatečná bezpečnost i u těchto variant.

11.4 Napětí na hlavních přepážkách

Hlavním nosným prvkem gondoly, a tedy i nákladu, jsou dvě hlavní překližkové přepážky. Největší napětí v nich bude vznikat za předpokladu dosažení za letu návrhového násobku $n_n =$

4 [–]. Při tomto násobku bude gondola natahována hmotností nákladu a odhadované hmotnosti vybavení, podvozku a její konstrukce.

Jelikož jsou krček a otvory v pro trubku z boku zpevněny dalšími překližkami, jsou nejužšími místy na přepážkách tato místa:



Obr. 64 Zúžená místa - I. přední přepážce, II. zadní přepážce

Plochy S_1 (přední) a S_2 (zadní) v řezech překližek s nejméně materiálem jsou pak rovny násobku tloušťky $t_{MF} = 4$ [mm] a šířky na které je materiál λ_1 a λ_2

$$S_1 = t_{MF} \cdot \lambda_1 \quad 11.36$$

$$S_2 = t_{MF} \cdot \lambda_2 \quad 11.37$$

$$S_1 = 0,004 \cdot (0,265 - 0,226) = 1,53 \cdot 10^{-4} [m^2]$$

$$S_2 = 0,004 \cdot 0,0365 = 1,46 \cdot 10^{-4} [m^2]$$

Zatížení, které bude na překližky působit, rozdělíme mezi obě přepážky $\cdot Q_{FR}$. Zmíněné zatížení zvolíme jako hmotnost celého letadla, pro držení se na straně bezpečnosti, kterou vynásobíme tíhovým g [$m \cdot s^{-2}$] zrychlením a návrhovým násobkem n_n .

$$Q_{FR} = \frac{m_{MTO} \cdot g \cdot n_n}{2} \quad 11.38$$

$$Q_{FR} = \frac{16,49 \cdot 9,81 \cdot 4}{2} = 323,53 [N]$$

Napětí σ_{FR1} a σ_{FR2} se poté zjistí ze vztahu 11.34:

$$\sigma_{FR1} = \frac{Q_{FR}}{S_1} = \frac{323,53}{1,53 \cdot 10^{-4}} = 2\,114\,575,16 [Pa] \quad 11.39$$

$$\sigma_{FR2} = \frac{Q_{FR}}{S_2} = \frac{323,53}{1,46 \cdot 10^{-4}} = 2\,215\,958,90 [Pa] \quad 11.40$$

Při použití meze pevnosti překližky $\sigma_{Plywood} = 27,6 [MPa]$ zjistíme bezpečnosti b_{FR1} a b_{FR2} s jakými byly přepážky navrženy [33].

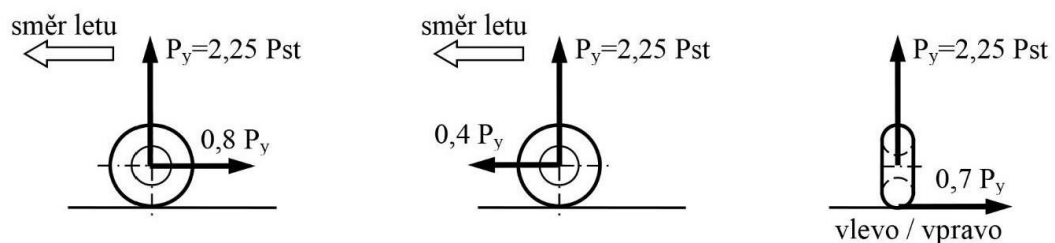
$$b_{FR1} = \frac{27,6 \cdot 10^6}{2,12 \cdot 10^6} = 13,05 \quad 11.41$$

$$b_{FR2} = \frac{27,6 \cdot 10^6}{2,22 \cdot 10^6} = 12,40 \quad 11.42$$

Obě bezpečnosti jsou vysoce nad jinde použitými bezpečnostmi $b = 1,5$. Řešením by bylo zúžení přepážek, vyřezání více odlehčovacích otvorů nebo nahrazení systému dvou přepážek pomocí několika mnohem tenčích přepážek, které by třeba šli jen po obvodu gondoly.

11.5 Dodatečné zatížení předového kola

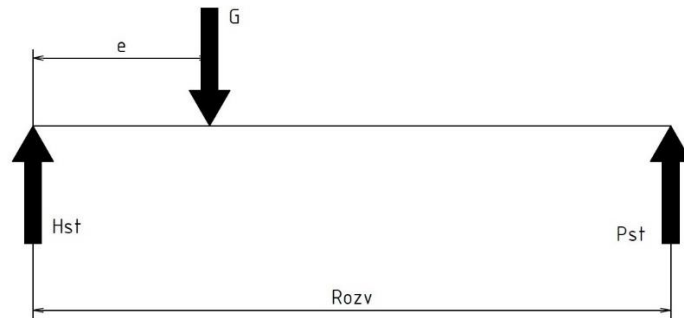
Na základě předpisu UL-2 Část I. Příloha IV. lze spočítat dodatečné zatížení, které by měl předový podvozek vydržet, a to hlavně zatížení ve/proti směru letu a do boku [18].



Obr. 65 Vyobrazení dodatečného zatížení předového kola [18]

Pro spočítání těchto zatížení je nejdříve nutné spočítat Pst což je statická síla působící na předový podvozek. Ta lze spočítat ze základních statických rovnic, pokud rozklad zatížení se

zjednoduší na následující výpočetní schéma (Obr.68), ve kterém jsou použity vzdálenosti rozvoru $Rozv$ a vyložení e z návrhové části.



Obr. 66 Schéma pro výpočet statického zatížení podvozku

A tedy Pst zjistíme z následujících rovnic. Kde Hst značí reakci [N] v hlavním podvozku při statickém zatížení a G tíhu celého letounu [N].

Statické rovnice:

$$x: \quad \quad \quad 0 = 0 \quad \quad \quad 11.43$$

$$y: \quad \quad \quad Hst + Pst = G \quad \quad \quad 11.44$$

$$M_G: \quad \quad \quad Hst \cdot e - Pst \cdot (Rozv - e) = 0 \quad \quad \quad 11.45$$

Dosazením a upravením získáme:

$$(G - Pst) \cdot e = Pst \cdot (Rozv - e) \quad \quad \quad 11.46$$

Z tohoto vzorce se vyjádří Pst a dosadí hodnoty, kde G je tíha letounu při maximální vzletové hmotnosti.

$$Pst = \frac{G \cdot e}{e + (Rozv - e)} = \frac{16,49 \cdot 9,81 \cdot 0,093}{0,48} = 31,34 [N] \quad \quad \quad 11.47$$

Pro výpočet jiných, než svislých zatížení je nutné získat P_y což je statické zatížení Pst vynásobené koeficientem 2,25 [-].

$$P_y = 2,25 \cdot Pst = 2,25 \cdot 31,34 = 70,52 [N] \quad \quad \quad 11.48$$

Ostatní síly se dále spočítají vynásobením P_y specifickým koeficientem dle Obr.67.

Síla působící na předové kolo v proti směru letu:

$$P_{PS} = 0,8 \cdot P_y = 0,8 \cdot 70,52 = 56,41 [N] \quad 11.49$$

Síla působící na př. kolo ve směru letu:

$$P_{VS} = 0,4 \cdot P_y = 0,4 \cdot 70,52 = 28,21 [N] \quad 11.50$$

Síla působící např. kolo do strany:

$$P_B = 0,7 \cdot P_y = 0,7 \cdot 70,52 = 49,36 [N] \quad 11.51$$

Tyto síly byly spočteny za účelem experimentálního otestování předového podvozku, ale z časových důvodů a převážně z toho důvodu, že předový podvozek a uložení v gondole bylo zničeno při posledním letu, nebudou tyto zkoušky uskutečněny.

12. Orientační statické zkoušky 3D tištěných vzorků

Během návrh a stavby bylo použito 3D tištěné díly většinou jako aerodynamické kryty nebo jako uložení součástí. Jedna součástka – rameno ale bylo použito jako nosník a bylo při provozu letadla zatěžováno ohybovým momentem. O vhodnosti využití technologie 3D tisknu na mechanicky namáhaný díl byly rozepře. Jelikož nejsou jednoduché způsoby, jak pevnost takového dílu spočítat bylo rozhodnuto o provedení několika pilotních statických zkoušek, které by zjistil vhodnost použitého dílu a zároveň ukázaly jakým způsobem je možné mechanické vlastnosti těchto dílů zlepšovat při co nejmenším zvýšení hmotnosti.

12.1 Specifikace technologie

V celé práci je výraz 3D tisk mnohokrát zmíněn a je vhodné tento termín upřesnit. Technologii, které se označují za 3D tisk je několik, ale v této práci je pokaždé psáno v souvislosti s FFF/FDM technologií. Zjednodušeně řečeno jde o technologii, při které se tryskou nanáší natavený plast na 2D plochu (označovaná osami X a Y) a při dodělání vrstvy se plocha posune od trysky o nastavenou výšku (osa Z). Ta se pohybuje v rozmezích blízkých ½ šířky trysky. Díky tomuto posunu. K natavení dochází v tzv. Hot Endu, do kterého je filament (materiál) tlačěn pomocí extruderu. Ten se stará o tlak, který zajistí nastavený tok materiálu tryskou. Jedná se o nejběžnější druh 3D tisku. Šířka trysky i výška vrstev se poté pohybuje v desetinách milimetru. Důvodem, proč je tento druh nejrozšířenější je poměrně nízká pořizovací cena. Nevýhodou je velké omezení v tisknutých materiálech a přesnost. Omezení materiálů je způsobeno maximální teplotou hot endu, která bývá kolem 260 stupňů. Vyšší teploty už buď tiskárna nezvládá nebo takové teploty už začínají poškozovat další součástky nacházející se v blízkosti hot endu.

Díly použité na soutěži byly vytištěny za neznámého nastavení a neznámou tiskárnou z materiálu PET-G metodou FDM. Všechny dále popsané výtisky byly vytisknuty na tiskárně Creality 3D Ender 5 (1.1.6.3.). Na generování g-codu byl použit software Cura 4.6.1. Modely byly vytvořeny na Inventor Professional 2019 a Fusion 360.

12.2 Porovnání materiálu

Na FDM tiskárnách lze převážně tisknout z několika druhů termoplastů. Ty mezi sebou mají rozdílné mechanické vlastnosti a mezi nejčastější patří PLA, ABS (ASA), PETG, PC a dále pak

Nylon nebo HIPS. Všechny tyto materiály jsou běžně dostupné, ale jen PLA a PETG nevyžadují téměř žádnou úpravu tiskárny. Jedná se i o nejběžněji používané materiály na 3D tisk a nejen proto budou zkoušky věnovat právě jim. Dalšími důvody je časové a finanční omezení. PET-G vychází teoreticky jako nejvýhodnější materiál pro jednoduchou výrobu mechanických součástí, a proto budou zkoušeny dvě sady PET-G od různých výrobců. Zároveň jsou tyto materiály dostupné za rozdílnou cenu. Filamenty byly pořízeny na Alza.cz a cena je zde zmíněná pro možné posouzení v závěru, zda vyšší cena znamená i lepší mechanické vlastnosti.

Konkrétními použitými materiály v těchto zkouškách jsou pak:

- Creality PLA Orange, 1,75mm, 1kg (2x) 449 Kč
- Gembird PET-G Black, 1,75mm, 1kg 519 Kč
- Prusament PET-G Orange, 1,75mm, 1kg 676 Kč

Přesný popis materiálu je podstatný, protože u filamentu k použití pro širokou veřejnost je velký rozdíl v mechanických vlastnostech mezi výrobci. Odlišnosti jsou i v materiálu jednoho výrobce ale s jiným pigmentem. Pro velký rozptyl mechanických vlastností jsou provedeny základní tahové zkoušky filamentu. Tyto zkoušky pak umožní udělat si představu o vhodnosti jednotlivých materiálů pro navrhované rameno.

12.2.1 Tahová zkouška

Jako nejjednodušším způsobem, jak získat představy o základních vlastnostech materiálů byla statická tahová zkouška částí strun materiálů. I když se mechanické vlastnosti nejspíše pozmění při natavení/tisku tak pro porovnání tato metoda stačí.

Pro zkoušku bylo připraveno pět vzorků z každého balení materiálu. Tedy došlo k porovnání i mezi dvěma stejnými baleními PLA. Ty budu dále rozlišovat jako „novou“ a „starou“, jelikož byly zakoupeny s rozptylem jednoho měsíce v 2Q 2020. Vzorky byly délky 130 [mm] a vzdálenost mezi čelistmi bylo 80 [mm]. Čelisti se poté od sebe vzdalovali rychlostí $v_{strun_1} = 10 [mm \cdot min^{-1}]$.

Zkoušky Gembird PET-G a starého Creality PLA proběhly 16.7.2020 a to za teploty 22 °C, vlhkosti 55 % a na trhacím stroji Walter+bai ag ZD 10/90. Druhá série zkoušek proběhla 20.7.2020 při vlhkosti 60 %, teplotě 22,5°C na stejném stroji a to materiálů Prusament PET-G a nového PLA.



Obr. 67 Trhací stroj Walter+bai ag ZD 10/90

Posuvným měřítkem s digitálním ukazatelem byla provedena kontrola průměru strun. A to vždy na jednom vybraném vzorku od jednoho materiálu na pěti místech. U žádného materiálu nebyla nejistota větší jak 2 setiny milimetru. Hodnoty napětí byly systémem trhacího stroje spočteny pro průměr 1,75 [mm] a pro účely této práce tedy i hodnoty napětí (meze pevnosti) získané systémem stroje jsou dostačující. Maximální napětí (mez pevnosti) je získáno ze závěrečné zprávy systému, když to maximální zatížení a deformace je odečtena z grafu.

Převážně při zkoušení materiálu PET-G docházelo k vytváření krčku na struně a prodlužování vzorku. Takovéto zkoušky byly většinou po 40 [mm] (jelikož se jedná o polovinu délky natahované části vzorku) zastaveny z důvodu, že už byla získána mez pevnosti.

Upnutí vzorku probíhalo do kleští což nebylo ideální, jelikož vruby v čelistech a posléze vruby vzniklé ve vzorky, byly často iniciativou pro tvorbu krčků nebo rovnou přetržení.



Obr. 68 Vytvoření krčku u vzorku PLA

Jelikož bylo vzorků pro každý materiál pět vzorků je pro průměrné hodnotě meze pevnosti spočtena Nejistota A – směrodatná odchylka dle obecného vzorce [34]:

$$u_{xA} = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (x_i - \bar{x})^2}{n(n-1)}} \quad 12.1$$

Kde x_i je hodnota konkrétního měření, \bar{x} je průměr všech měření a n je počet měření.

Získané hodnoty jsou v následujících tabulkách:

Tab. 12 Výsledky tahových zkoušek PLA starý

Číslo	Max. síla [kN]	Prodloužení [mm]	Mez pevnosti [MPa]
1	0,086	>40	35,92
2	0,0895	9,7	37,38
3	0,094	>40	39,58
4	0,085	>40	35,88
5	0,087	>40	36,63
Průměr:			37,078
Nejistota u_{xA}:			0,683

Tab. 13 Výsledky tahových zkoušek PLA nové

Číslo	Max. síla [kN]	Prodloužení [mm]	Mez pevnosti [MPa]
1	0,07	10,6	29,98
2	0,067	9,6	28,48
3	0,072	6,97	30,35
4	0,068	19,1	28,15
5	0,07	22,8	28,89
Průměr:			29,17
Nejistota u_{xA}:			0,427

Tab. 14 Výsledky tahových zkoušek Gembrid PET-G

Číslo	Max. síla [kN]	Prodloužení [mm]	Mez pevnosti [MPa]
1	0,1	>24	41,45
2	0,105	21	43,65
3	0,11	9	45,9
4	0,116	>40	48,48
5	0,114	9	47,73
Průměr:			45,442
Nejistota u_{xA}:			1,300

Tab. 15 Výsledky tahových zkoušek Prusament PET-G

Číslo	Max. síla [kN]	Prodloužení [mm]	Mez pevnosti [MPa]
1	0,102	253,2	43,28
2	0,084	>40	35,51
3	0,089	>40	37
4	0,11	>40	46,27
5	0,112	5,7	46,98
Průměr:			41,808
Nejistota u_{xA}:			2,362

Pokud by došlo ke zvýšení rychlosti posunu čelistí došlo by nejspíše k získání vyšší pevnosti a nižší houževnatosti. Tuto teorie jsme ověřili zatížením jednoho vzorku od každého materiálu při rychlosti $v_{strun_2} = 100 [mm \cdot min^{-1}]$

Tab. 16 Tahová zkouška PLA při zvýšení rychlosti

Číslo	Max. síla [kN]	Prodloužení [mm]	Mez pevnosti [MPa]
6	0,094	19	39,25

Tab. 17 Tahová zkouška Gembrid PET-G při zvýšení rychlosti

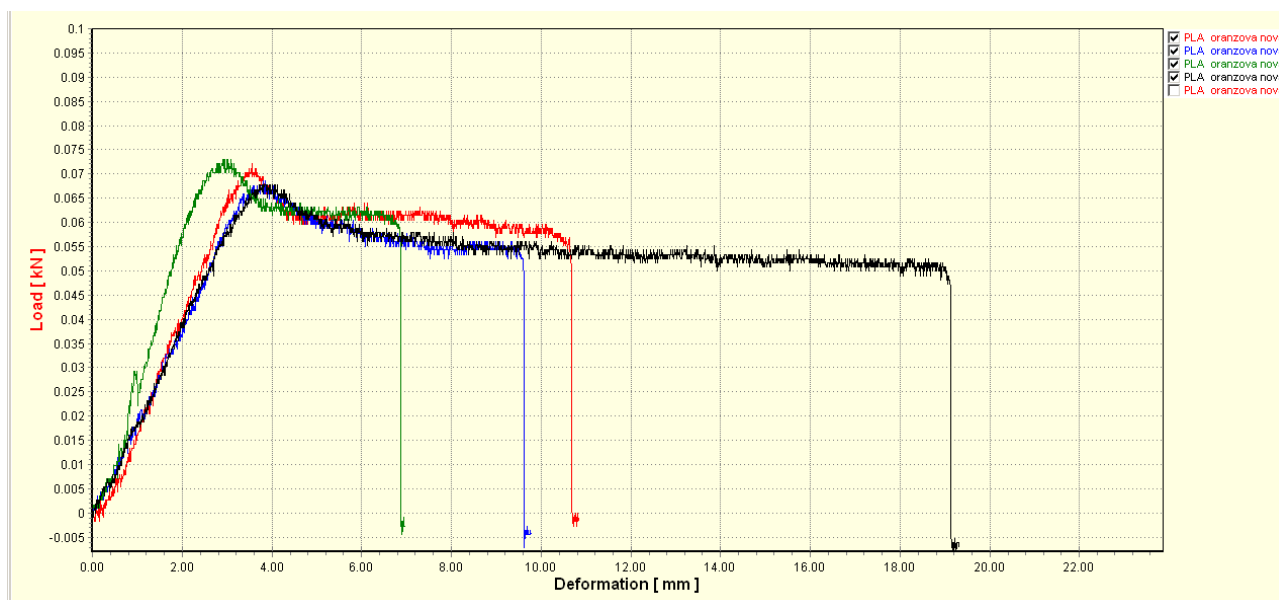
Číslo	Max. síla [kN]	Prodloužení [mm]	Mez pevnosti [MPa]
6	0,093	9	38,5

Tab. 18 Tahová zkouška Prusament PRT-G při zvýšení rychlosti

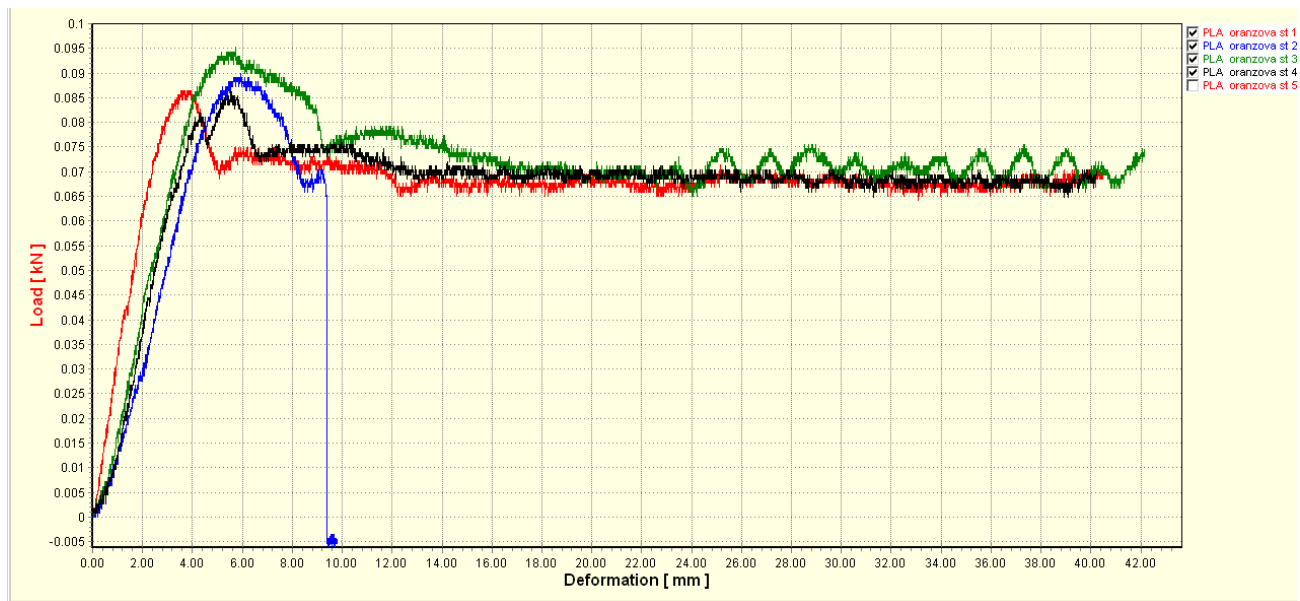
Číslo	Max. síla [kN]	Prodloužení [mm]	Mez pevnosti [MPa]
6	0,12	5,6	50,31

Dále bylo vygenerováno systémem (softwarem) trhačího stroje několik grafů, ze kterých je dobře vidět mez pevnosti a posléze tvoření krčku. Grafy byly vygenerovány v různých kombinacích pro porovnání materiálů. Důvodem, proč je graf omezen většinou jen na čtyři průběhy je nemožnost použití více jak čtyř barev programem, který je tvoří.

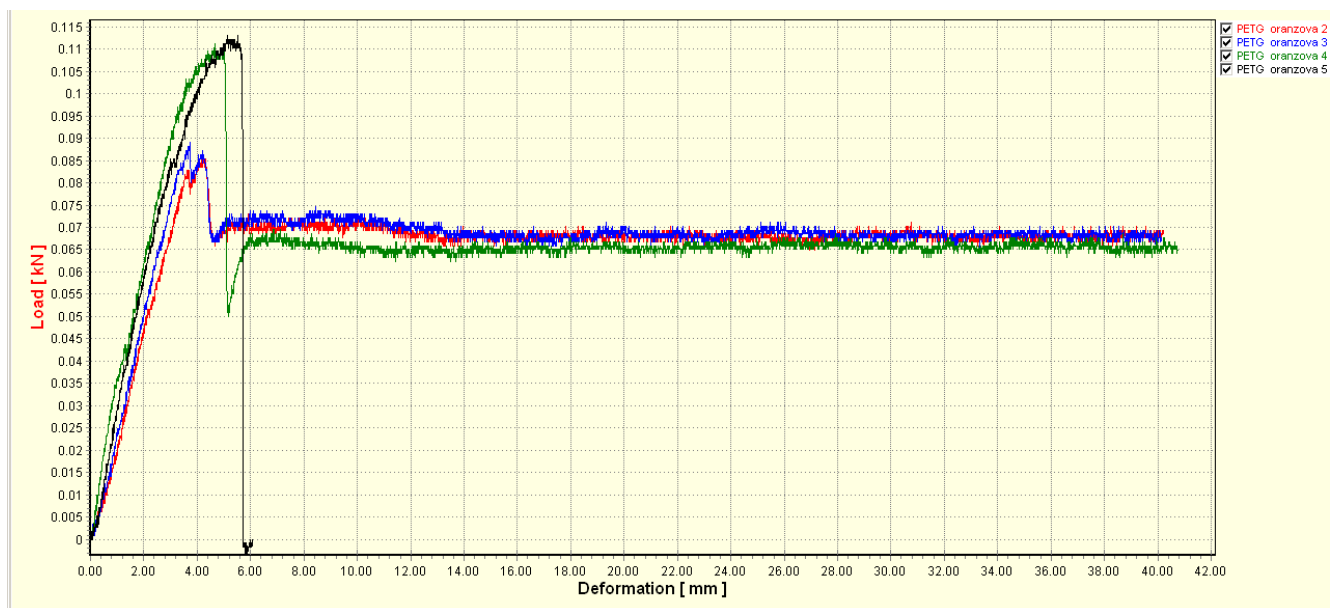
Průběhy jednotlivých materiálů



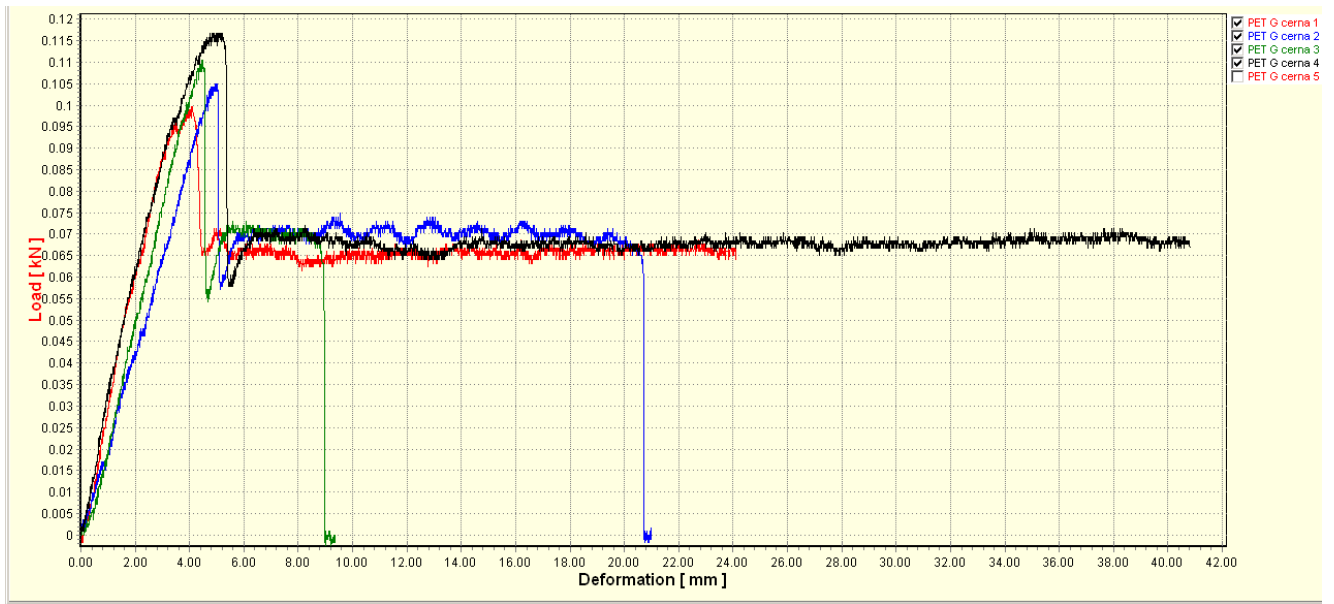
Graf 3 průběhy sil v závislosti na deformaci – PLA nová



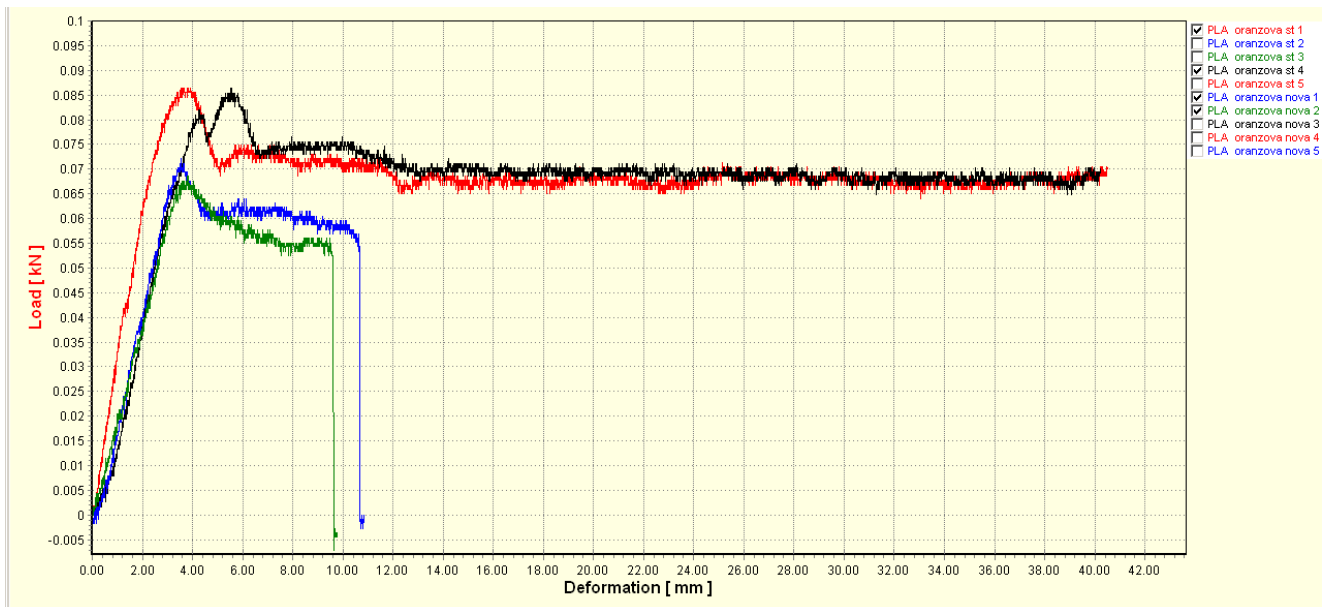
Graf 4 průběhy sil v závislosti na deformaci – PLA stará



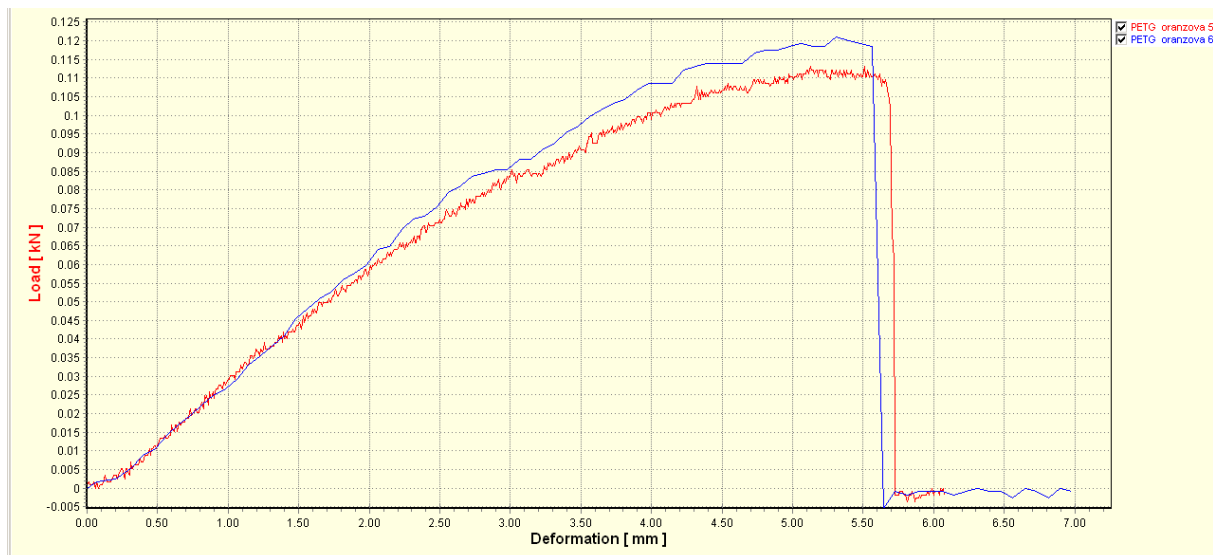
Graf 5 průběhy sil v závislosti na deformaci – Prusament PET-G



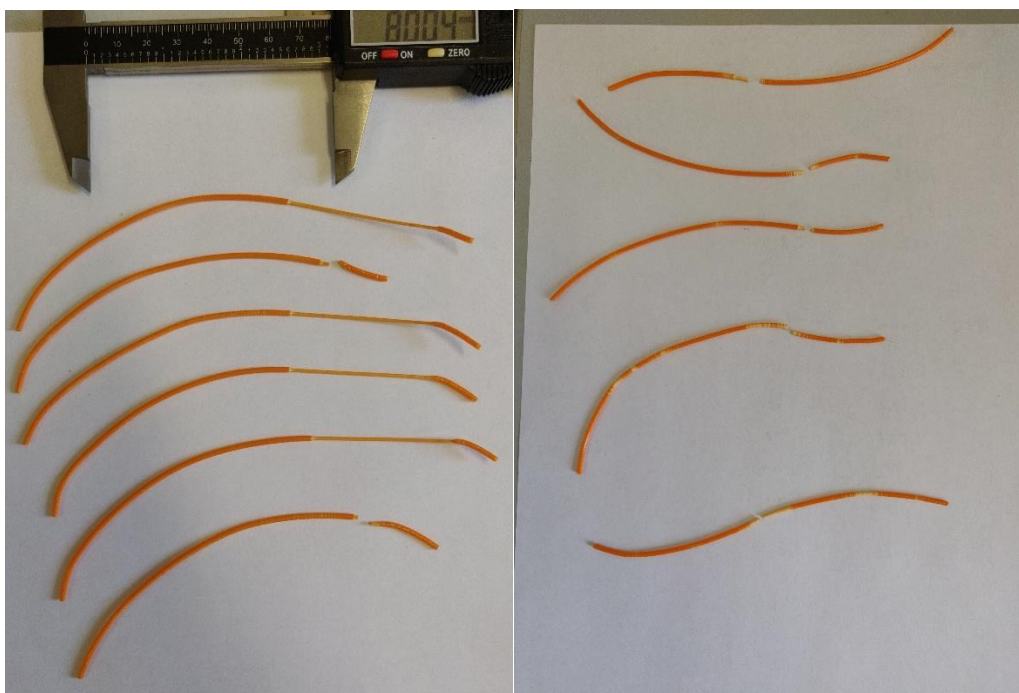
Graf 6 průběh sil v závislosti na deformaci – Gembrid PET-G



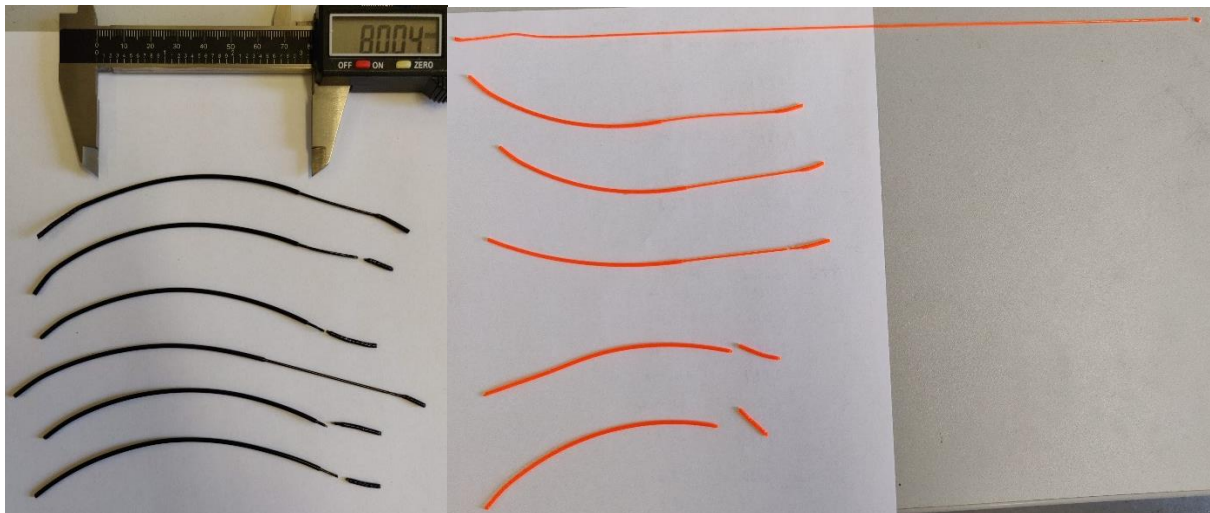
Graf 7 Porovnání vybraných průběhů zatížení starého a nového PLA



Graf 8 Porovnání průběhu zatěžování při rychlosti 10 mm/min (5) a 100 mm/min (6)



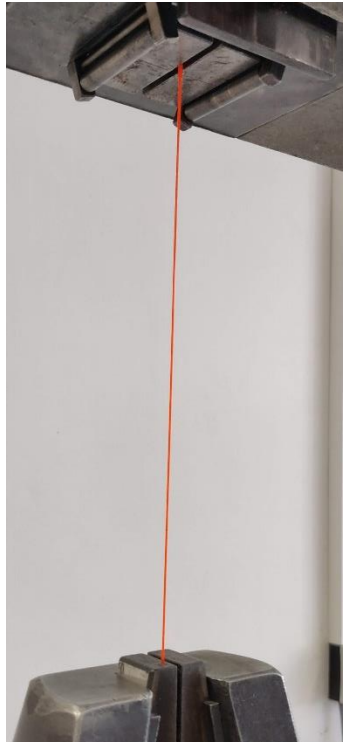
Obr. 69 Tahová zkouška filamentu Creality PLA – vlevo "starý", vpravo "nový"



Obr. 70 Tahová zkouška filamentu PET-G – černý Gembrid, oranžový Prusament

Ze získaných hodnot je vidět očekávaná vyšší pevnost u PET-G oproti PLA. Neočekávaným výsledkem byly ale znatelné rozdíly mezi „starým“ a „novým“ PLA. I při stejném výrobci a stejném pigmentu byl značný rozdíl jak v mezi pevnosti, tak v houževnatosti těchto materiálů. Kvůli ceně byla očekávána nejvyšší mez pevnosti u Prusamentu, ta ale nakonec byla u PET-G od Gembridu. Prusament překvapil velmi vysokou houževnatostí. Deformace 253,2 mm byla úctyhodná a došlo k vytvoření krčku po celé délce natahované části vzorku, a dokonce vytvoření druhého krčku. Bohužel využití plných deformací u všech vzorků všech materiálů kvůli omezenému času (jen zkouška prvního vzorku Prusamentu trvala přes 25 minut) nebylo možné.

Čistě na základě této zkoušky lze říct, že nejvýhodnějším materiálem ze tří testovaných je, díky nejvyšší pevnosti, Gembrid PET-G. Na základě rozdílu mezi „novým“ a „starým“ PLA je na místě doporučení k otestování materiálu před jeho použitím na mechanicky namáhaných součástkách. Pro získání porovnání materiálů pak stačí i takto provedená zkouška.



Obr. 71 Prodloužení prvního vzorku Prusmanetu

12.3 ISO 178:2019

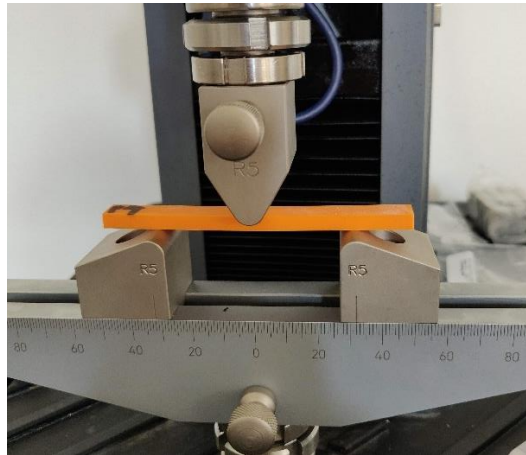
Jedním z nastavení, které se při generování g-codu nastavuje je geometrie výplně. Kvůli spotřebě materiálu a hmotnosti součástek se většina součástí tiskne jako skořápka (shell) s určitou výplní (infill). U stěn se dá nastavit počet vrstev a u výplně zase kolik procent vnitřního prostoru součástky má tvořit materiál (kde 100 % znamená plně vyplněný materiálem). U nenamáhaných součástek slouží výplň převážně k vyztužení a umožnění tisku dané součástky. Pokud požadujeme po součástce lepší mechanické vlastnosti potřebujeme znát jaké geometrie dosahují vyšší tuhosti (vyššího modulu pružnosti), anebo vyšší meze pevnosti.

Jen u použitého softwaru na generování g-codu (slicer) pro 3D tiskárny Cura 4.6.1 je třináct variant jakými může být prostor uvnitř součástky vyplněn. Nejjednodušším způsobem, jakým tento parametr tištěných dílů otestovat bylo za použití normované ohybové zkoušky ČSN EN ISO 178:2019 [35].

12.3.1 Specifikace zkoušky

Zkouška dle zmíněné normy slouží ke stanovení ohybových vlastností tuhých plastů. Konkrétně půjde o tříbodovou ohybovou zkoušku, kde dva budou statické podpěry a jedním pohyblivý trn. Na rozdíl od doporučení normou neproběhne měření deflektometrem, ale

pouze senzory, které jsou součástí zařízení. Použitým zařízením je Exceed Model E42. Všechny získané hodnoty jsou z ovládacího softwaru tohoto zařízení.

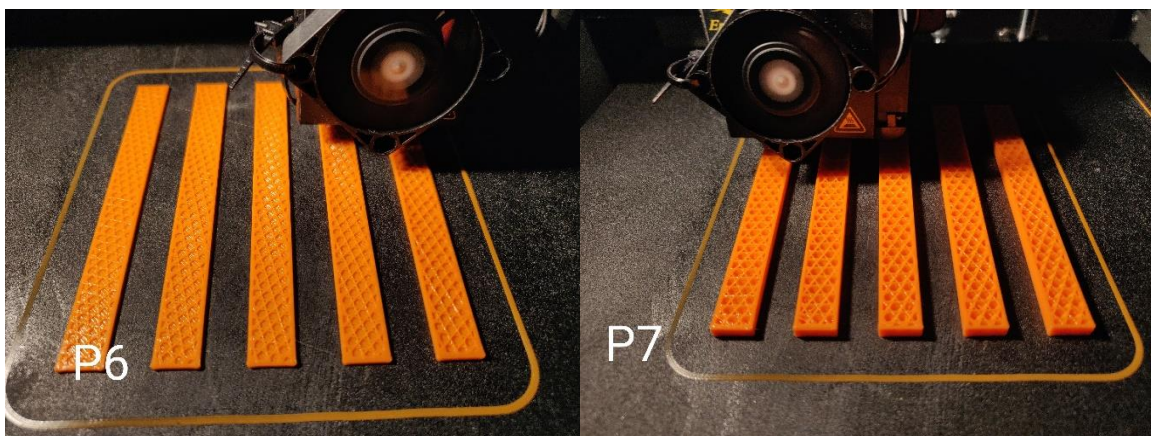


Obr. 72 Umístění vzorek připravený ke zkoušce

Na vzorky působilo předpětí kolem 4 [N] pro získání průběhu síly bez počátečního propadu. Rychlost trnu bude 50 mm/min a rozpětí podpěr 80 mm.

12.3.2 Vzorek

Vzorky použité v této zkoušce budou z materiálu Creality PLA Orange („nová“) a jejich tvar bude kvádr jehož tloušťka je 5 mm, šířka 10 mm a délka 100 mm. Vzorky se, mimo jeden, budou lišit pouze v geometrii a budou tištěny v sérii po pěti. Tisknuty budou také všechny vzorky ze série najednou pomocí jednoho g-codu.



Obr. 73 Tisk sérií P6 a P7

Seznam všech g-codů a nastavení sliceru se nachází v protokolu této ohybové zkoušky, který je součástí příloh (Příloha 4). Tisku bude proveden na zmíněné tiskárně Ender 5 za použití 0,4 mm trysky. Základním nastavením tisku jsou tyto hodnoty

- Výška vrstvy 0,2 mm
- Šířka stěn 1,6 mm
- Tloušťka stropní a spodní stěny 0,8 mm
- Procenta výplně 50%
- Teploty trysky 200 °C
- Teplota tiskové podložky 50 °C

Pro porovnání těchto geometrií bude jedna série vzorku (P1) s výplní 100 %. Seznam 3D tištěných vzorků je také součástí přílohy (Příloha 5).

12.3.3 Jednotlivé geometrie a jejich výsledky

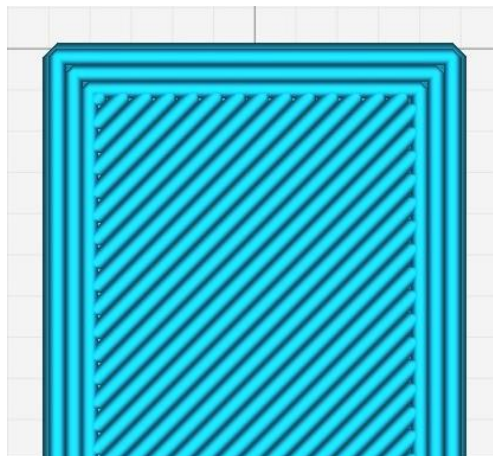
Odchylkou je myšlena nejistota typu A (12.1). Průměr byl udělán z pěti měření (Příloha 5).

P1

Vzorek s geometrií Grid a výplní 100 %.

	Vrcholné zatížení [N]	Vrcholné napětí [MPa]	Modul [-]
Průměr	108,3255	51,975	3620,0145
Odchylka	0,854	0,405	58,241

Tab. 19 Naměřené hodnoty vzorků P1



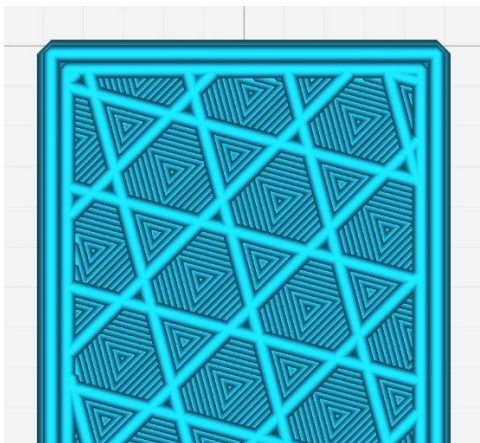
Obr. 74 Ukázka geometrie vzorku P1 – Grid

P2

Vzorek s geometrií Cubic

	Vrcholné zatížení [N]	Vrcholné napětí [MPa]	Modul [-]
Průměr	86,3772	41,46	3315,646
Odchylka	2,754	1,333	45,718

Tab. 20 Naměřené hodnoty vzorků P2



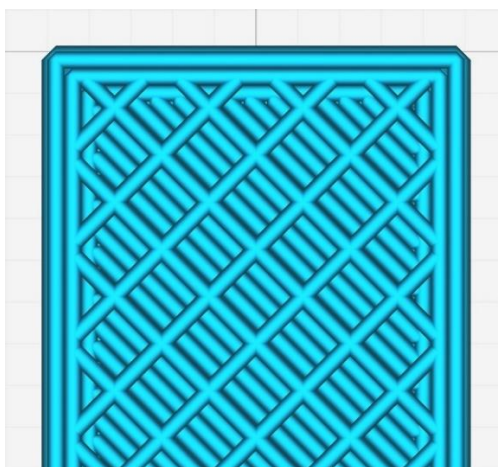
Obr. 75 Ukázka geometri vzorku P2 – Cubic

P3

Vzorek s geometrií Grid

	Vrcholné zatížení [N]	Vrcholné napětí [MPa]	Modul [-]
Průměr	76,616	36,78	3191,756
Odchylka	0,946	0,444	37,439

Tab. 21 Naměřené hodnoty vzorků P3



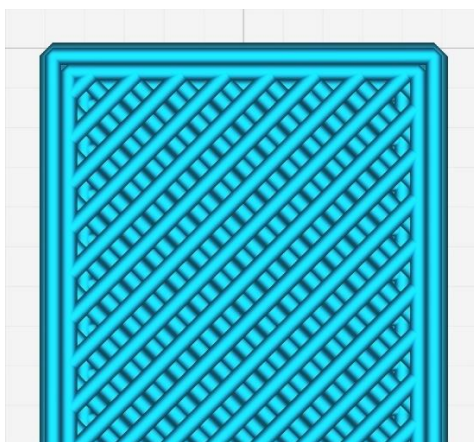
Obr. 76 Ukázka geometri vzorku P3 – Grid

P4

Vzorek s geometrií Lines

	Vrcholné zatížení [N]	Vrcholné napětí [MPa]	Modul [-]
Průměr	81,6186	39,18	3162,8336
Odchylka	1,479	0,712	58,419

Tab. 22 Naměřené hodnoty vzorků P4



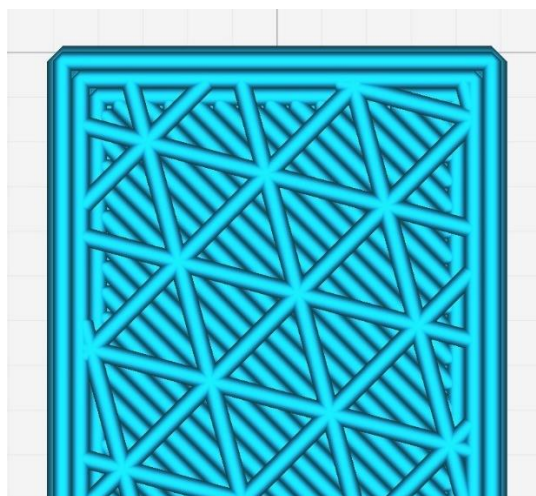
Obr. 77 Ukázka geometrie vzorku P4 – Lines

P5

Vzorek s geometrií Triangles

	Vrcholné zatížení [N]	Vrcholné napětí [MPa]	Modul [-]
Průměr	74,0624	35,54	3108,6246
Odchylka	1,476	0,711	58,059

Tab. 23 Naměřené hodnoty vzorků P5



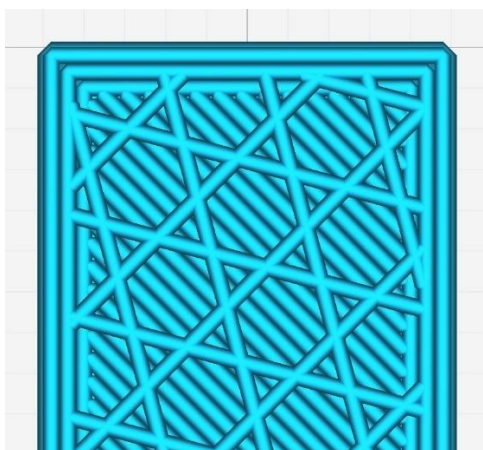
Obr. 78 Ukázka geometrie vzorku P5 – Triangles

P6

Vzorek s geometrií Tri-Hexagon

	Vrcholné zatížení [N]	Vrcholné napětí [MPa]	Modul [-]
Průměr	77,2414	37,08	3162,1278
Odchylka	0,827	0,392	41,572

Tab. 24 Naměřené hodnoty vzorků P6



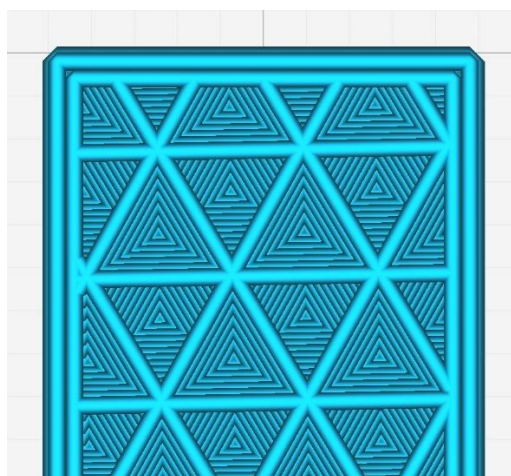
Obr. 79 Ukázka geometrie vzorku P6 – Tri-Hexagon

P7

Vzorek s geometrií Cubic Subdivision

	Vrcholné zatížení [N]	Vrcholné napětí [MPa]	Modul [-]
Průměr	75,6552	36,34	3034,4932
Odchylka	0,719	0,344	22,133

Tab. 25 Naměřené hodnoty vzorků P7



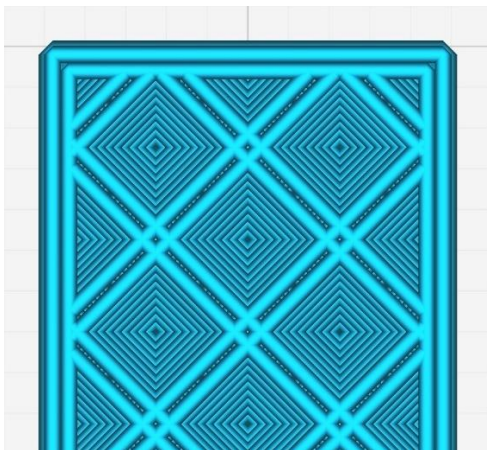
Obr. 80 Ukázka geometrie vzorků P7 – Cubic Subdivision

P8

Vzorek s geometrií Octet

	Vrcholné zatížení [N]	Vrcholné napětí [MPa]	Modul [-]
Průměr	82,4508	39,58	3173,8936
Odchylka	1,640	0,773	48,968

Tab. 26 Naměřené hodnoty vzorků P8



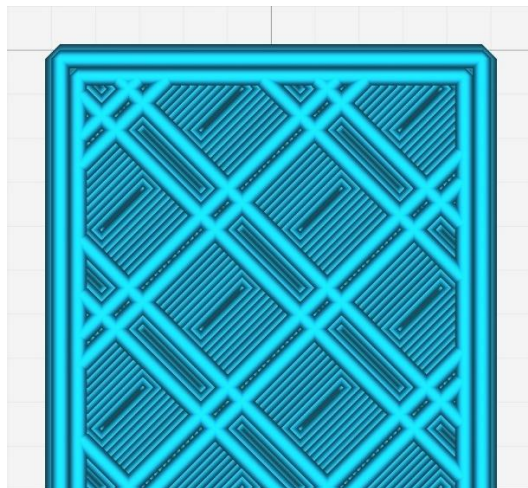
Obr. 81 Ukázka geometrie vzorků P8 – Octet

P9

Vzorek s geometrií Tri Quarter Cubic

	Vrcholné zatížení [N]	Vrcholné napětí [MPa]	Modul [-]
Průměr	79,8972	38,36	3148,103
Odchylka	1,809	0,866	63,895

Tab. 27 Naměřené hodnoty vzorků P9



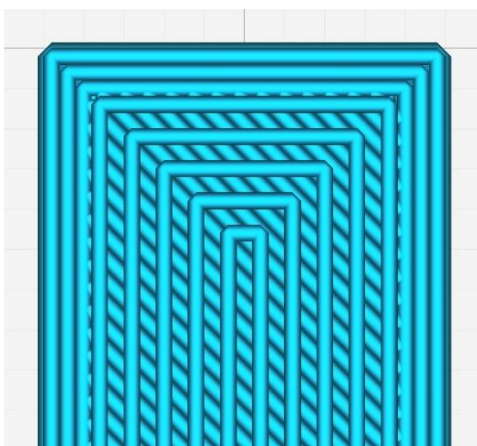
Obr. 82 Ukázka geometrie vzorků P9 – Tri Quartet Cubic

P10

Vzorek s geometrií Tri-Concentric

	Vrcholné zatížení [N]	Vrcholné napětí [MPa]	Modul [-]
Průměr	89,8892	43,16	3298,461
Odchylka	2,981	1,434	75,734

Tab. 28 Naměřené hodnoty vzorků P10



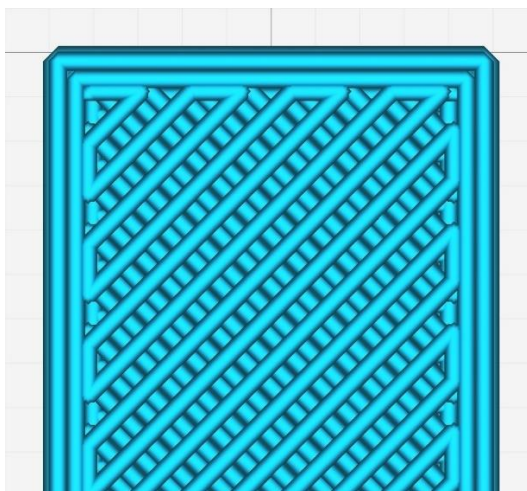
Obr. 83 Ukázka geometrie vzorků P10 – Tri-Concentric

P11

Vzorek s geometrií ZigZag

	Vrcholné zatížení [N]	Vrcholné napětí [MPa]	Modul [-]
Průměr	80,9326	38,84	3159,375
Odchylka	3,297	1,583	91,520

Tab. 29 Naměřené hodnoty vzorků P11



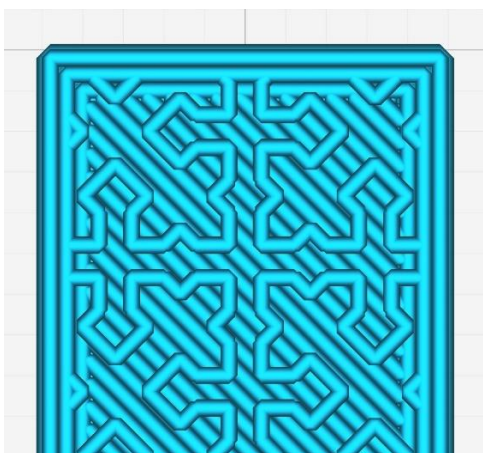
Obr. 84 Ukázka geometrie vzorků P11 – ZigZag

P12

Vzorek s geometrií Cross

	Vrcholné zatížení [N]	Vrcholné napětí [MPa]	Modul [-]
Průměr	69,474	40,35	3038,26175
Odchylka	0,267	0,613	28,448

Tab. 30 Naměřené hodnoty vzorků P12



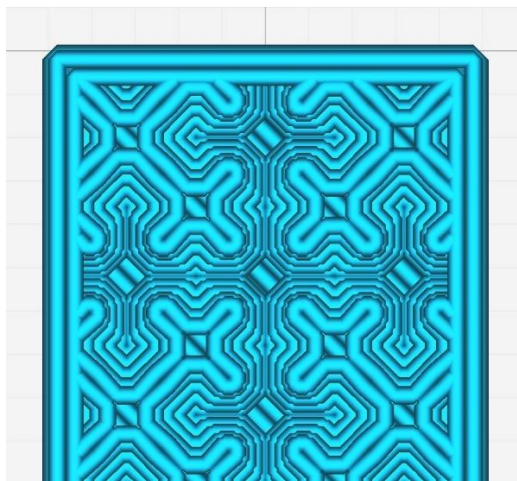
Obr. 85 Ukázka geometrie vzorků P12 – Cross

P13

Vzorek s geometrií Cross3D

	Vrcholné zatížení [N]	Vrcholné napětí [MPa]	Modul [-]
Průměr	75,1386	36,08	2819,1546
Odchylka	1,723	0,822	47,323

Tab. 31 Naměřené hodnoty vzorků P13



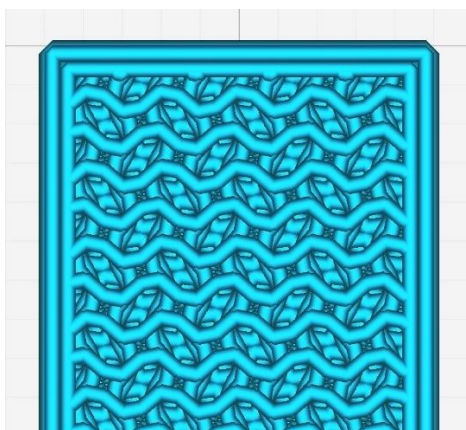
Obr. 86 Ukázka geometrie vzorků P13 – Cross3D

P14

Vzorek s geometrií Gyroid

	Vrcholné zatížení [N]	Vrcholné napětí [MPa]	Modul [-]
Průměr	81,6128	39,18	2956,1062
Odchylka	1,300	0,618	60,407

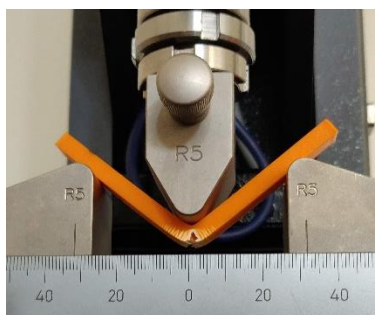
Tab. 32 Naměřené hodnoty vzorků P14



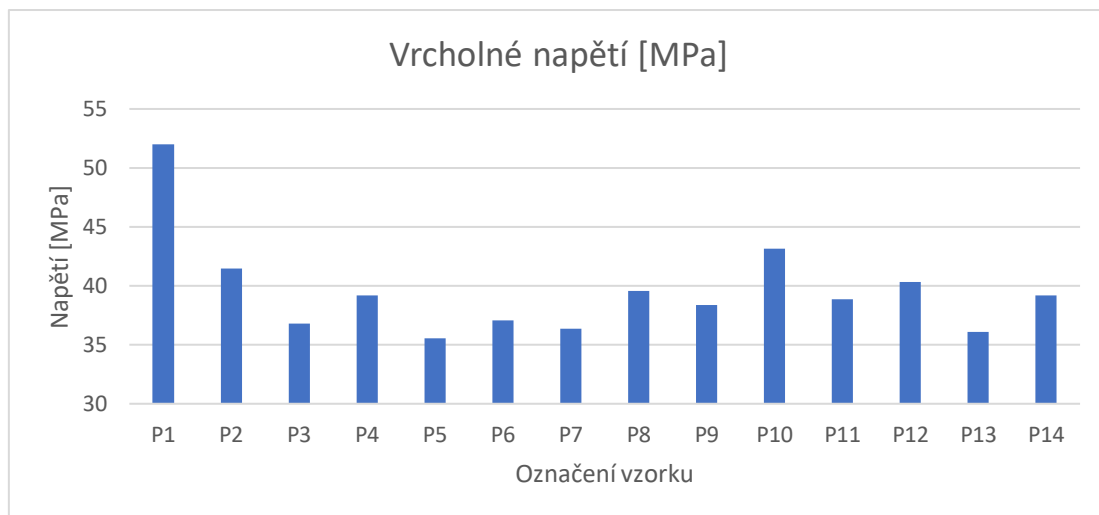
Obr. 87 Ukázka geometrie vzorků P14 – Gyroid

12.3.4 Porovnání geometrií

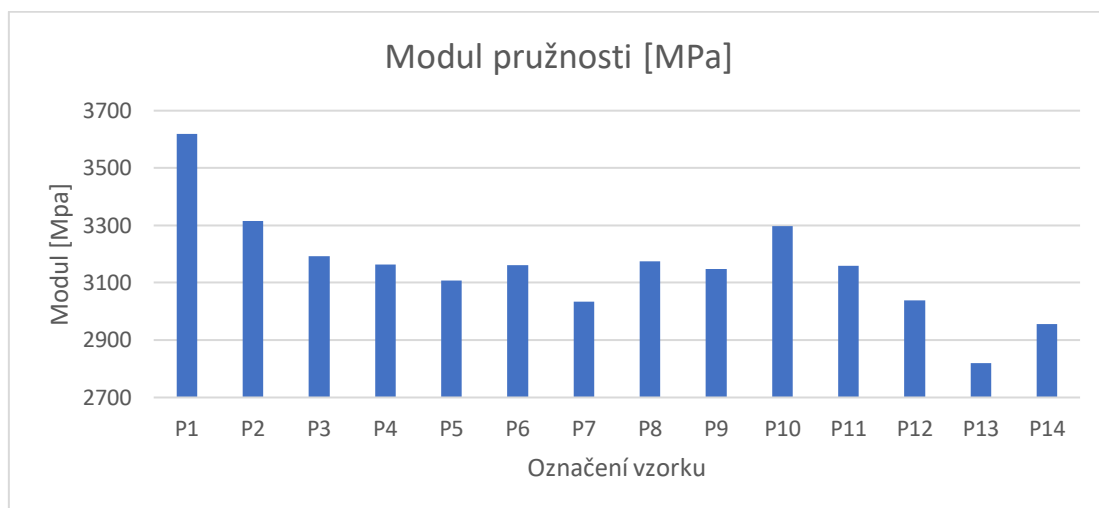
Hlavními parametry, kvůli kterým byly zkoušky provedeny bylo zjištění toho, jaká geometrie má nejvyšší modul a mez pevnosti. Proto budou v těchto hodnotách geometrie porovnány v grafy. Jedním zajímavým zjištěním byly rozdílné hmotnosti zkušebních těles. I když byly u všech vzorků nastaven infill (výplň) na 50 % (krom jednoho), což by mělo zaručit 50 % procentní obsah materiálu uvnitř vzorku, a tedy i stejnou hmotnost. Tak tomu bohužel není. Proto je poslední grafické porovnání pomocí měrné pevnosti [MPa/g], který je poměrem Vrcholného napětí [MPa] (mez pevnosti) vůči hmotnosti jednoho vzorku [g].



Obr. 88 Vzorek po provedení zkoušky před odlehčením



Graf 9 Porovnání vrcholných napětí vzorků



Graf 10 Porovnání modulů pružnosti jednotlivých vzorků



Graf 11 Porovnání vzorků z ohybové zkoušky ISO 178 dle měrné pevnosti

Na základě grafů 9 až 11 můžeme uvést několik závěrů. I když je výplň v ostatních geometriích, oproti prvnímu vzorku, poloviční, tak mez pevnosti poloviční není. Z geometrií nejlépe vychází pro mez pevnosti i modul vzorky P2 (Cubic) a P10 (Tri Concentric). U hodnot modulu je ale důležité zmínit, že rozdíly v modulech jednotlivých geometrií jsou v některých případech velmi blízko k nejistotám měření. Jako nejméně vhodné se poté jeví geometrie ve vzorcích P5 (Triangles) a P13 (Cross 3D).

Při porovnání dle měrné pevnosti (Graf 10) se jeví nejvýhodněji vzorky P10 a P12 (Cross). Nejhuře v tomto grafu dopadl vzorek P5.

12.3.5 Porovnání materiálu

Krom geometrie je možné i porovnat přímo materiály, což je původní určení zkoušky. Proto byly vytištěny dále i dvě série dílů z Gembrid PTE-G a Prusament PET-G. Vzorky byly vytvořeny stejným způsobem jako vzorky PLA P1 ale pouze s vyšší teplotou, kterou tento materiál vyžaduje.

E1

Vzorek s geometrií Grid, 100 % Infill a materiál Gembrid PET-G černý.

Tab. 33 Naměřené hodnoty vzorků E1

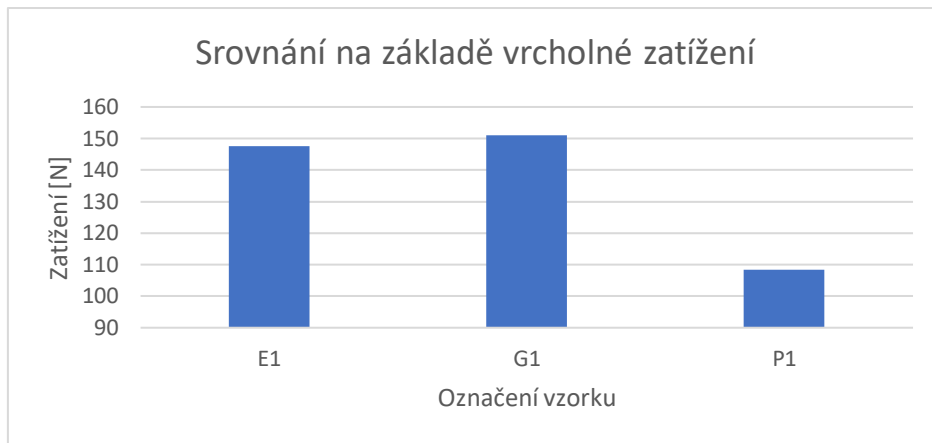
	Vrcholné zatížení [N]	Vrcholné napětí [MPa]	Modul [-]
Průměr	147,5528	70,82	3152,852
Odchylka	1,995	0,955	24,481

G1

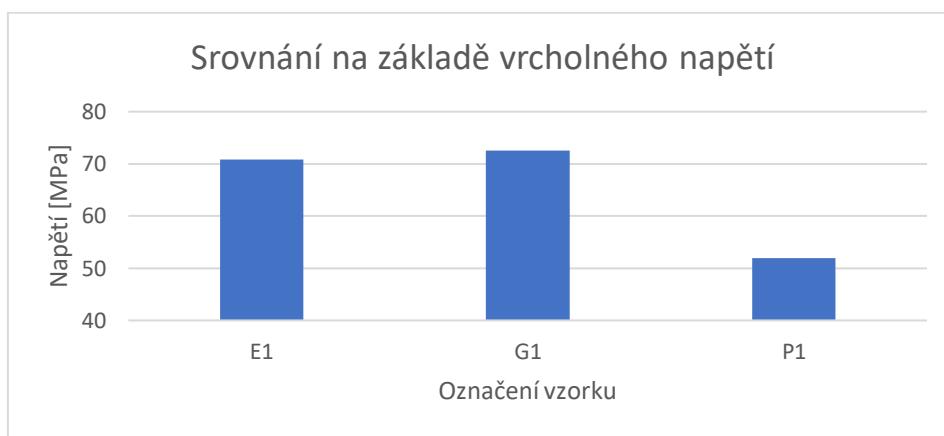
Vzorek s geometrií Grid, 100 % Infill a materiál Prusament PET-G oranžový.

Tab. 34 Naměřené hodnoty vzorků G1

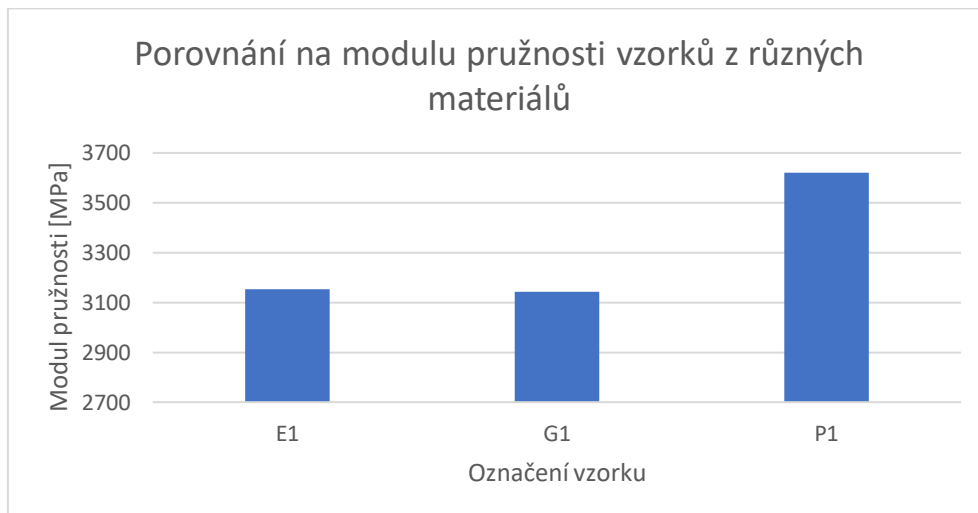
	Vrcholné zatížení [N]	Vrcholné napětí [MPa]	Modul [-]
Průměr	151,0292	72,5	3144,041
Odchylka	3,273	1,576	24,179



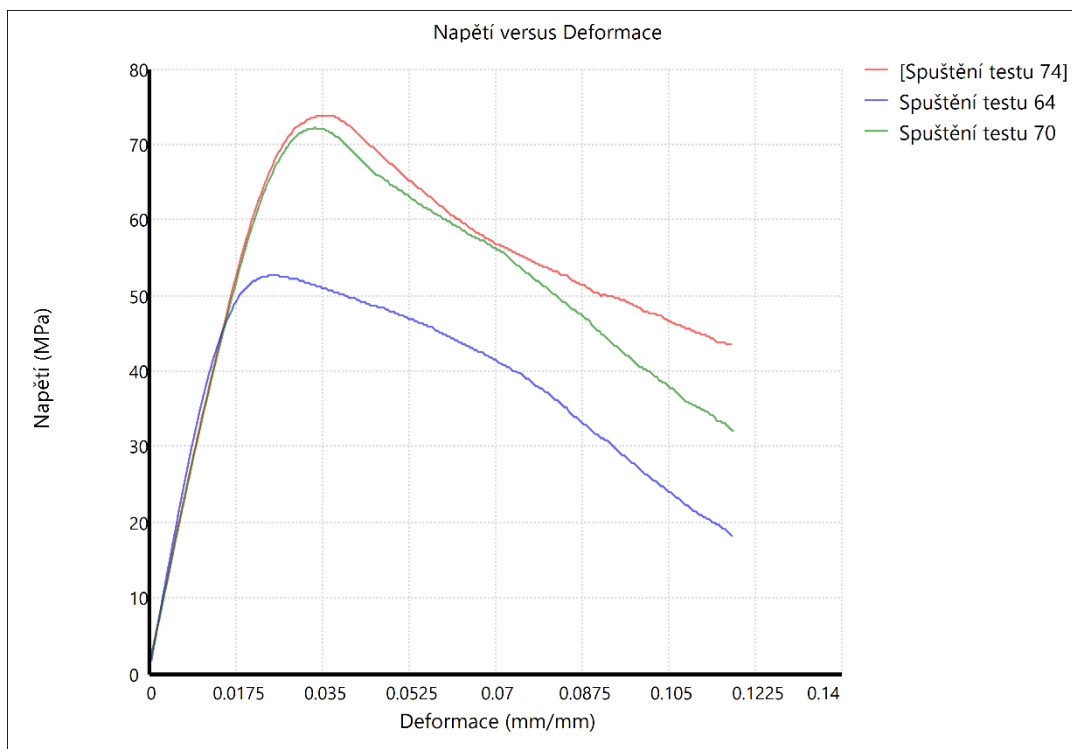
Graf 12 Porovnání maximálního zatížení v ohybů různých materiálů



Graf 13 Porovnání mezí pevnosti v ohybů různých materiálů



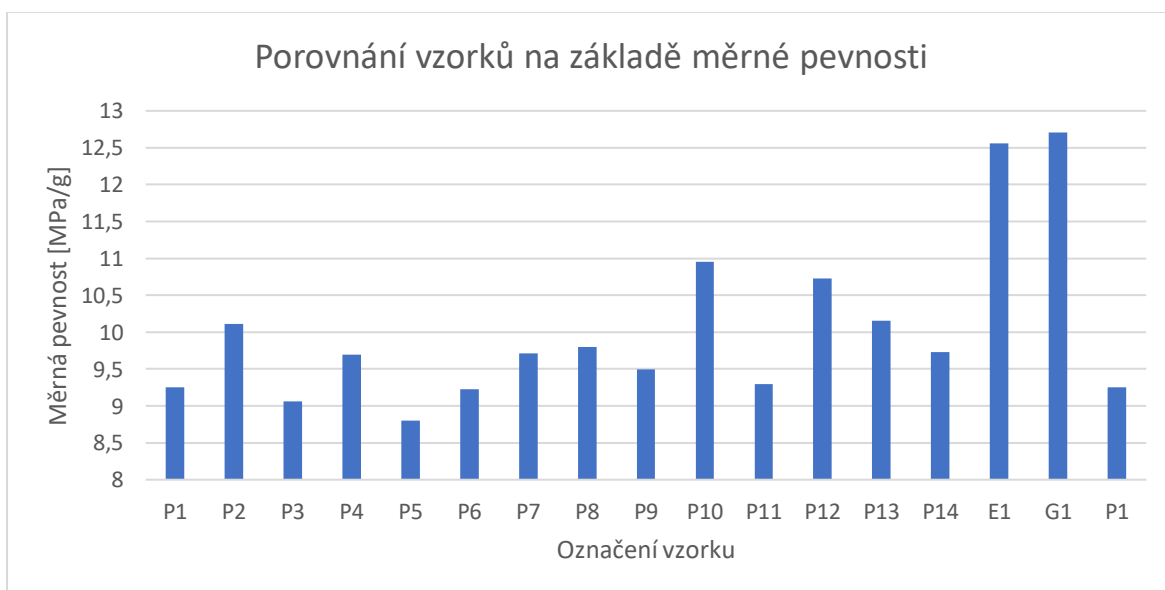
Graf 14 Porovnání modulu různých materiálů při ohybové zkoušce



Graf 15 Průběh napětí vzorků P1 (64), E1 (70) a G1(74)

Průběhy napětí u ostatních vzorků se nachází v příloze 6.

Z těchto porovnání jsou vidět mnohem lepší mechanické vlastnosti materiálu PET-G oproti PLA, kromě modulu, kde PLA bylo zřejmě lepší. Rozdíly mezi výrobci materiálu PET-G jsou minimální, a tak na základě tohoto měření pro zmíněné potřeby není cena Prusament PET-G opodstatněná. Výsledné porovnání měrné pevnosti se všemi vzorky vypadá takto:



Graf 16 Porovnání všech vzorků na základě NH koeficientu.

Z testovaných materiálů a geometrických kombinací by nejlepší mechanické vlastnosti pro ohyb měla geometrie Tri-Concentric při použití materiálu Prusament PET-G. Rozdíl mezi výrobci PET-G, ale není dostatečný pro opodstatnění cenového rozdílu (při porovnání čistě na mech. vlastností při ohybu).

12.4 Porovnání ramen

Krom získání ideální geometrie a nejvhodnějšího materiálu pro budoucí návrhy, by bylo ideální i zjistit mez pevnosti už navrhnuté a použité součástky. Bohužel nastavení tisku ramene použitého na soutěži je neznámé. Jediná známá informace o výtisku byl jeho materiál a tím byl PET-G.

Cílem této pilotní zkoušky bude experimentální zjištění meze pevnosti 3D tištěného ramene a dále jaké nastavení sliceru Cura 4.6.1 tuto mez zvýší. Krom nastavení programu bude vyzkoušen i jiný materiál a bude i vyzkoušeno rameno vyrobené pomocí jiné technologie – odléváním.

12.4.1 Změny v nastavení

Celé nastavení sliceru pro výtisk prvního dílu (X10) je možné nalézt v příloze (Příloha 4). Další díly se pak odlišují od tohoto vzorku změnou jednoho parametru vůči X10. Přehledná tabulka s jednotlivými změnami parametrů a hmotnostmi jednotlivých dílů je v (Příloha 5). Základním nastavením tisku jsou tyto hodnoty:

- Výška vrstvy 0,2 mm
- Šířka stěn 0,4 mm
- Tloušťka stropní a spodní stěny 0,8 mm
- Procenta výplně 80 % X10, ostatní 20 %
- Teploty trysky
 - PLA 200 °C
 - PET-G 240 °C
- Teplota tiskové podložky
 - PLA 50 °C
 - PET-G 80 °C
- Geometrie Grid

Série X10 je z materiálu Creality PLA, E10 z Gembrid PET-G a G10 z Prusament PET-G. Nastavení E10 a G10 odpovídá nastavení X11, ale s teplotami, které tento materiál vyžaduje pro tisk. Součástka je tištěna ve stejné pozici, v jaké je na letadle.

X11	Změna výplně	z 80 % na 20 %
X12	Změna směru tisku	místo jako na letadle, tak kolmo k tisk. ploše
X13	Změna geometrie	z Grid na Cubic
X14	Změna tloušťky horní a dolní stěny	z 0,8 mm na 0,4 mm
X15	Změna výšky vrstvy	z 0,2 mm na 0,12 mm
X16	Změna tloušťky stěny (strany)	z 0,8 mm na 1,6 mm
X17	Snížení teploty	z 200 °C na 185 °C (tryska – Hot End)
X18	Změna směru tisku	ve směru osy trubky o 90° otočena
E11	Změna směru tisku	místo jako na letadle, tak kolmo k tisk. ploše
E12	Změna směru tisku	ve směru osy trubky o 90° otočena
E13	Zvýšení teploty tisku	z 240 °C na 260 °C
G11	Změna směru tisku	místo jako na letadle, tak kolmo k tisk. ploše
G12	Změna směru tisku	ve směru osy trubky o 90° otočena
G13	Zvýšení teploty tisku	z 240 °C na 260 °C

Při změně výšky vrstvy u X15 se změní i výška horních i dolních stěn z 0,8 mm na 0,84 mm.

12.4.2 Odlitek

Pro lepší představu o celkových možnostech této technologie je vhodné porovnat jí s jiným způsobem výroby plastových dílů. Zvoleným způsobem bylo odlévání.

Za nejjednodušší způsob byla zvolena výroba odlitku z epoxidované pryskyřice do silikonové formy.

Výroba odlitku

Silikonová forma bude dvoudílná a odleje se do skládané nádoby, za tímto účelem namodelované a vytisknuté. Model, který se poté na nádoby umístí byl navrhnout rovnou s nálitky a kanálky pro odchod vzduchu.



Obr. 89 Nádoba s model na odlití silikonové formy

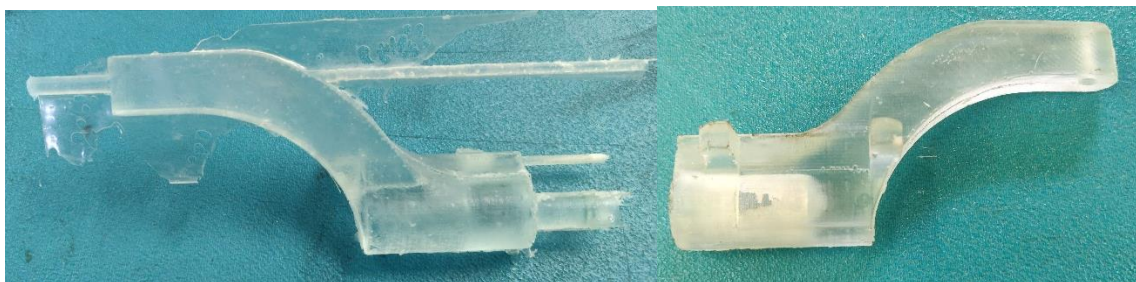
Forma se před vylitím silikonovou pastou natřela separátorem Lukopren separátoru (vodou ředitelným). Po zaschnutí separátoru se model do poloviny zalil už promíchanou směsí z pasty Lukopren N Super a katalyzátoru Lukopren N. Poměr pasty a katalyzátoru byl 100 [g] pasty na 3,5 [g] katalyzátoru. Po z vulkanizování (12 hodin) silikonové směsi se forma znovu natřela separátorem a po jeho zaschnutí se forma dolila novou směsí silikonu.

Při vyjmutí modelu byly vidět menší bublinky ve těle silikonové formy (Obr.90). Jejich průměr ale nepřesahoval 2 mm a nebyli v přímé blízkosti modelu, tak jejich přítomnost neznamenal nepoužitelnost formy. Při tvorbě dalších silikonových forem by bylo vhodnější vložit nádobu se odlitým silikonem do vakuovaného pytle, čímž by se počet bublin zredukoval.



Obr. 90 Silikonová forma po vyjmutí modelu

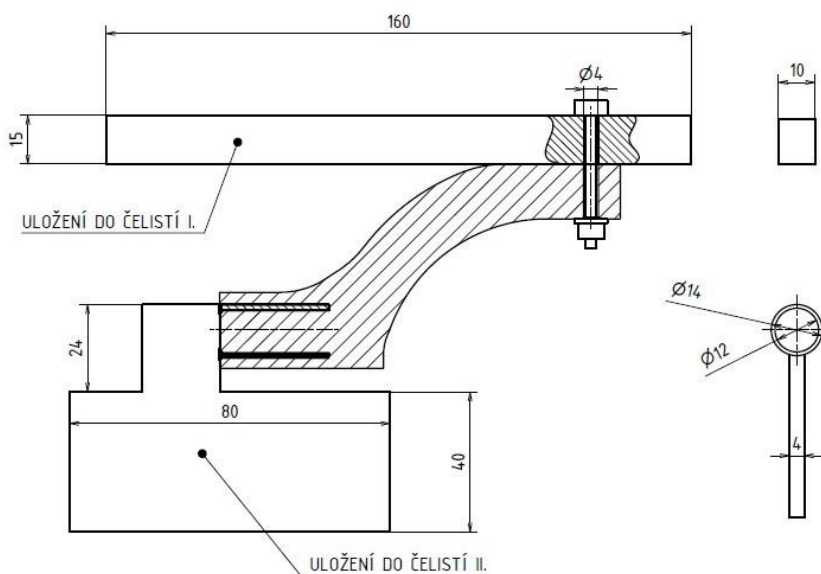
Do připravené silikonové formy se odlila Pryskyřice L285 zamíchaná s tužidlem H287, a to v poměru 100:40. Odlité rameno bylo dále zbaveno nálitky a dalších výstupků, neodpovídajíc tvaru 3D tištěného ramene (Obr.90. Nakonec do odlitku byla vyvrtána díra pro uložení vzorku do přípravku.



Obr. 91 Odlitek z pryskyřice ihned po vyndání (vlevo) a očištěný s vyvrtanou dírou (vpravo)

12.4.3 Průběh zkoušky

Rychlost posunu čelistí byl 10 mm/s. Použitým trhacím strojem byl ZUZ 200. Přímo zde budou použity hodnoty naměřené siloměrem GTM K-series 0,4kN. Trhací stroj disponoval i druhým siloměrem GTM K-series 2,5kN jehož naměřené hodnoty jsou v příloze. Grafy zkoušek byly omezeny většinou přibližně na 45 sekund s výjimkou zkoušek kdy byla mez pevnosti dosažena po tomto čase. Pro upevnění trhacího stroje byla snaha o co nejméně pravděpodobnější uložení k tomu, jak byla součástka umístěna na letadle. Pro upevnění do trhacího stroje vznikl následující přípravek:



Obr. 92 Schéma přípravku pro upnutí ramene do čelistí



Obr. 93 Zhotovený přípravek

Tento způsob uložení sice v místě uložení vidličky věrohodně zatěžoval rameno, ale měl několik problému. Prvním problémem byla změna způsobu zatěžování při deformaci ramene. Toto je vidět i na průběžích křivek v grafech. Poté co dojde k deformaci ramene začíná se měnit ohybové namáhání na namáhání tahové. To způsobuje, že součástka je schopná přenést určité zatížení i po jejím porušení, protože dojde k velké deformaci, a tak začne být dominantním namáháním tah a ne ohyb. Dalším problémem byla absence axiálního zajištění na přípravku. To způsobovalo postupné vysouvání vzorku z přípravku. U některých zkoušek pak došlo k lomu v uložení vlivem zmíněného problému. To tím způsobem, že se vzorek (rameno) zlomilo o kraj přípravku.

Jelikož pro každou verzi ramene byl pouze jeden vzorek, a tedy i jedna zkouška nejedná se plnohodnotnou zkoušku, ale pouze pilotní verzi, ze které není možné vyvozovat absolutní závěry.

Zkoušky byly prováděny ve dvou termínech, přičemž mezi nimi došlo k neznámé změně na měřicím zařízení a zkoušky provedené v druhém termínu (E12, E13, G12 a G13) mají v průběhu zatěžovací síly skoky/pulzování (Graf 28,29, 32 a 33).



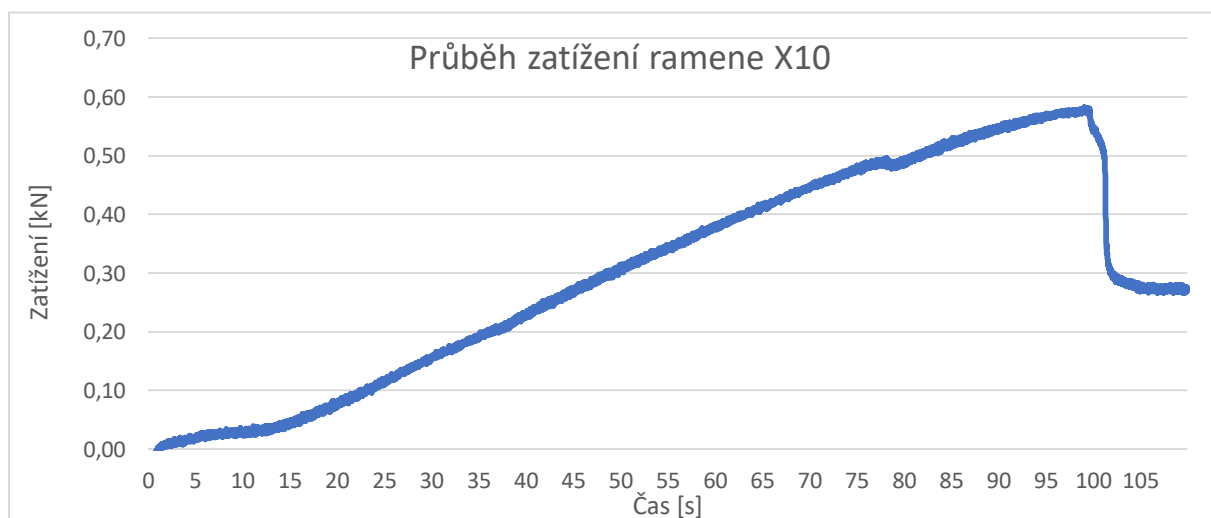
Obr. 94 Výsledek zkoušky vzorku X17

12.4.4 Vyhodnocená data

Z naměřených hodnot (Příloha 6) byly získány maxima z obou siloměrů a dále graf z průběhu zatížení dle velkého siloměru ZUZ 200. Následujících grafech je většinou dobře patrný, bod kdy došlo k porušení vzorku (Graf 17 22 a 26). V grafech 20 a 21 je dále vidět, jak se došlo deformací k plynulému přechodu z deformace ohybem na deformaci tahem. U odlitku (Graf 34) pak došlo jako u jediného vzorku k úplnému zlomení (křehkému lomu) po dosažení meze pevnosti.

X10

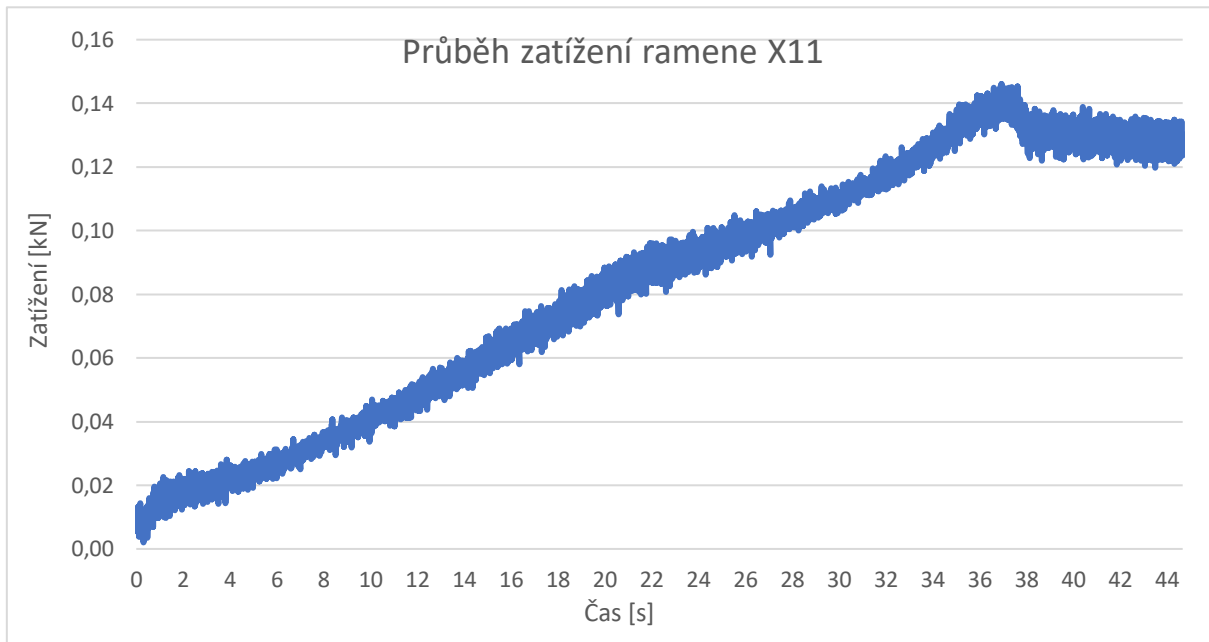
Max. zatížení [N]	582,46
--------------------------	--------



Graf 17 Průběh zatížení ramene X10

X11

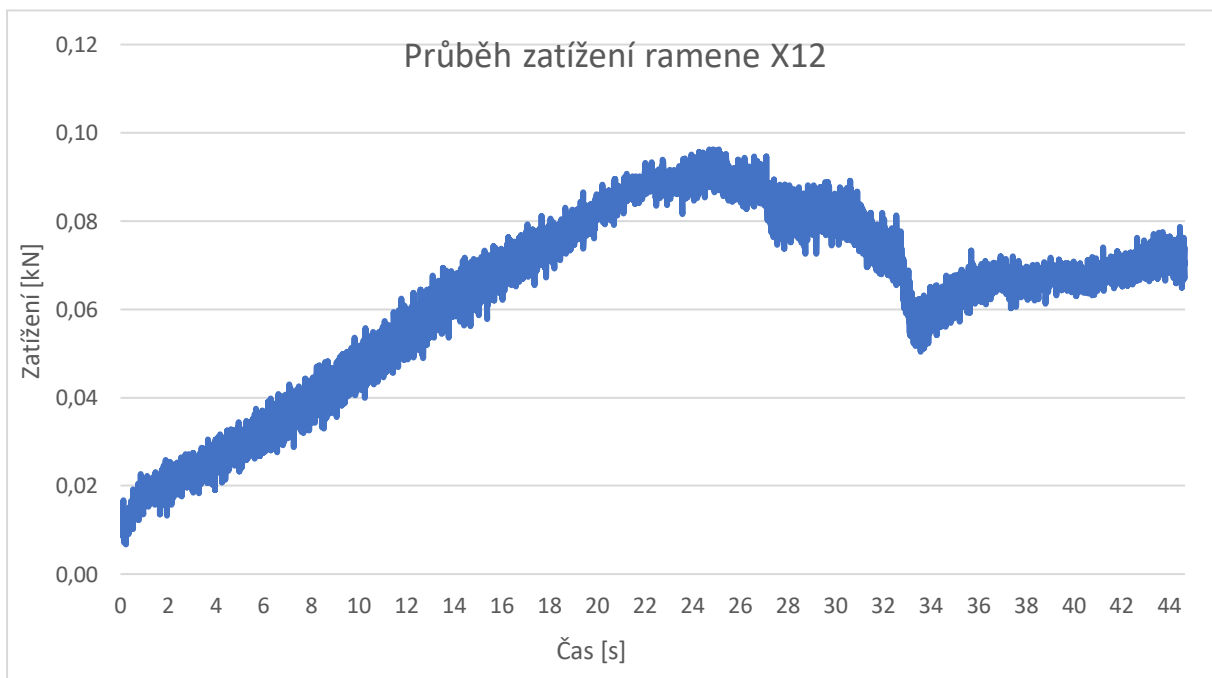
Max. zatížení [N]	146,06
-------------------	--------



Graf 18 Průběh zatížení ramene X11

X12

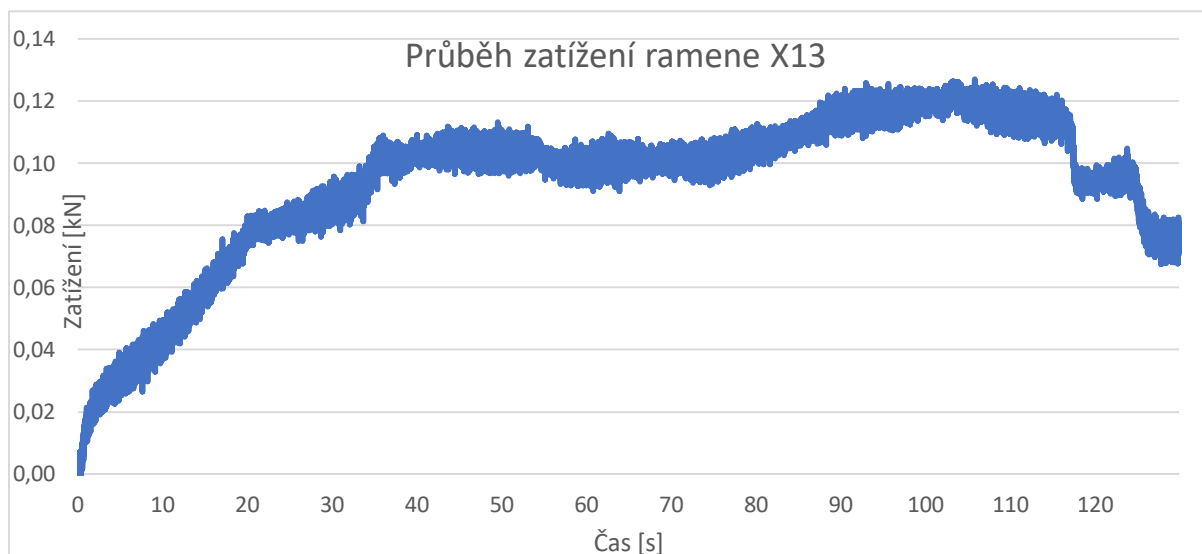
Max. zatížení [N]	96,24
-------------------	-------



Graf 19 Průběh zatížení ramene X12

X13

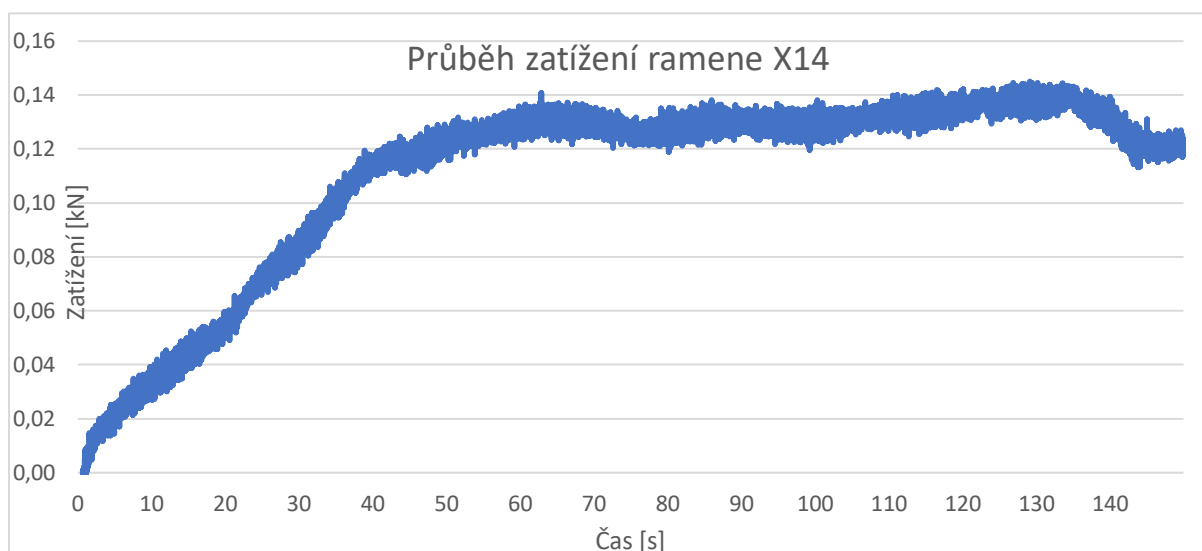
Max. zatížení [N]	127,02
--------------------------	---------------



Graf 20 Průběh zatížení ramene X13

X14

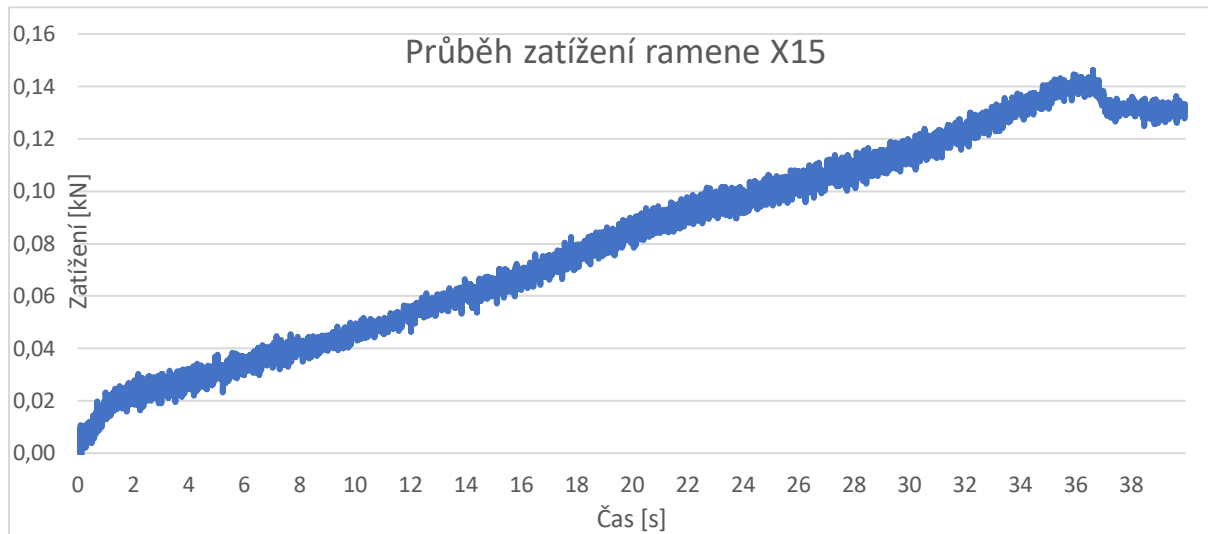
Max. zatížení [N]	145,02
--------------------------	---------------



Graf 21 Průběh zatížení ramene X14

X15

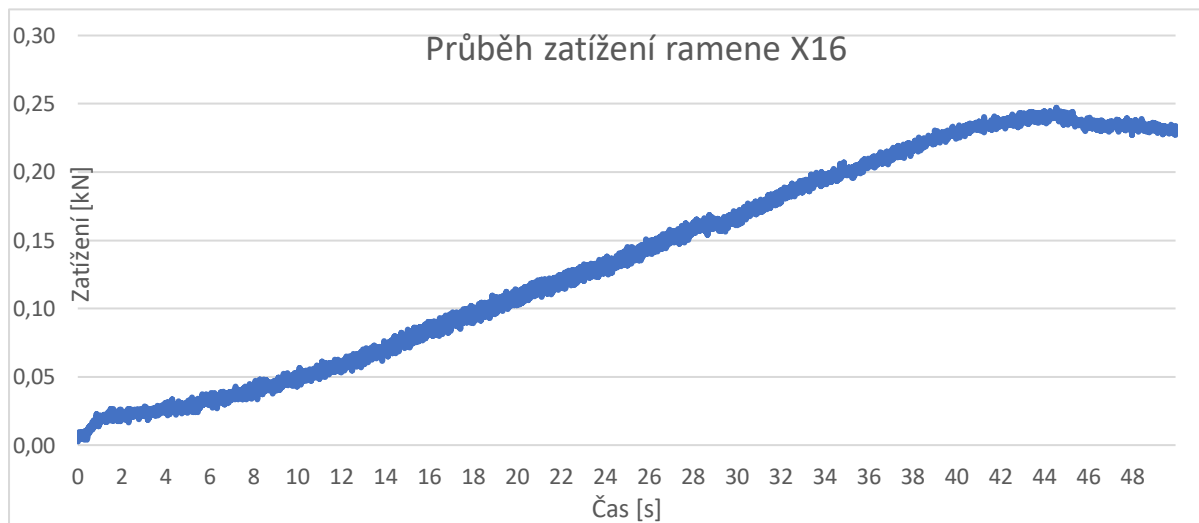
Max. zatížení [N]	146,26
-------------------	--------



Graf 22 Průběh zatížení ramene X15

X16

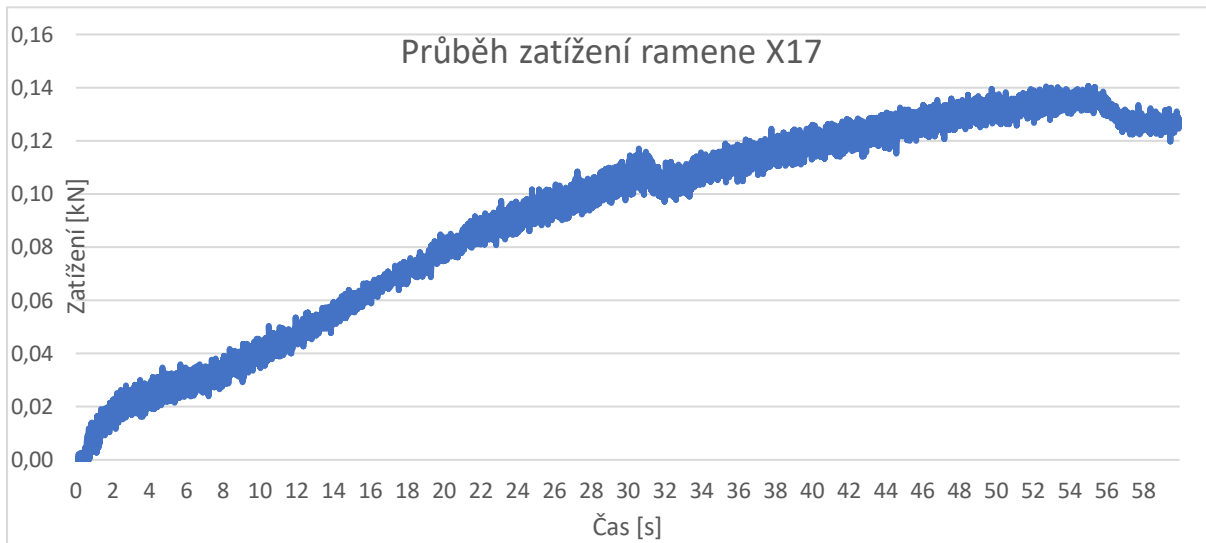
Max. zatížení [N]	247,07
-------------------	--------



Graf 23 Průběh zatížení ramene X16

X17

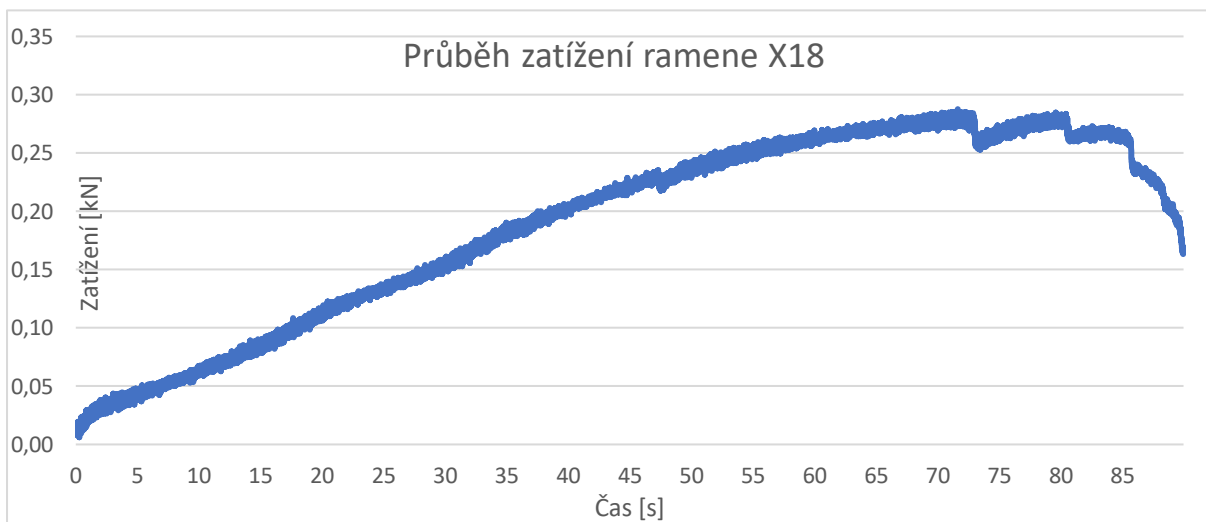
Max. zatížení [N]	140,66
-------------------	--------



Graf 24 Průběh zatížení ramene X17

X18

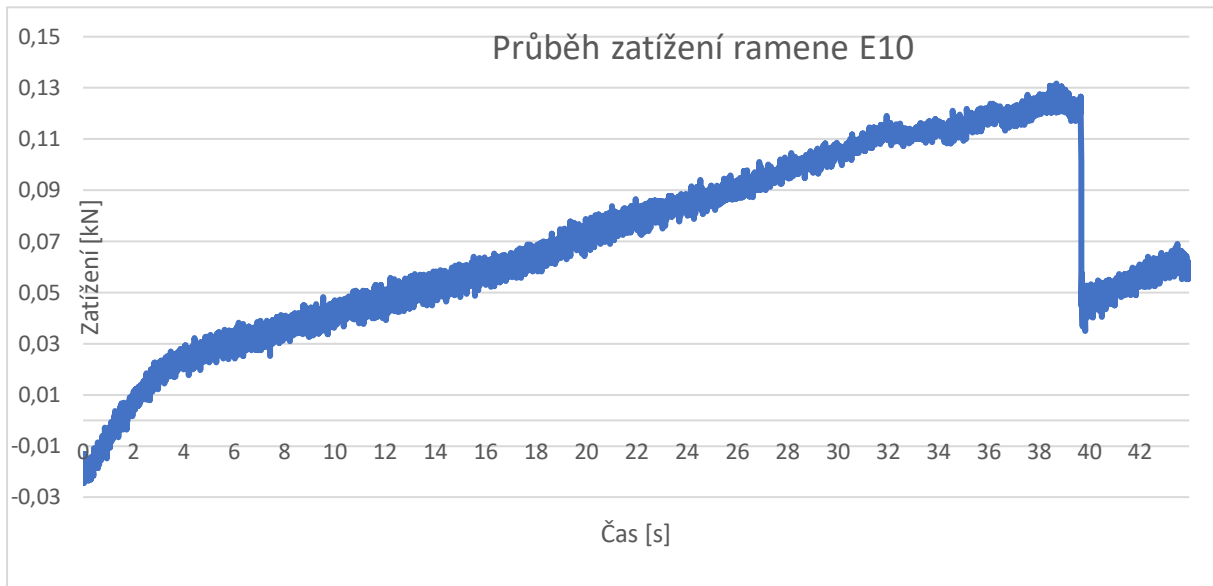
Max. zatížení [N]	287,61
-------------------	--------



Graf 25 Průběh zatížení ramene X18

E10

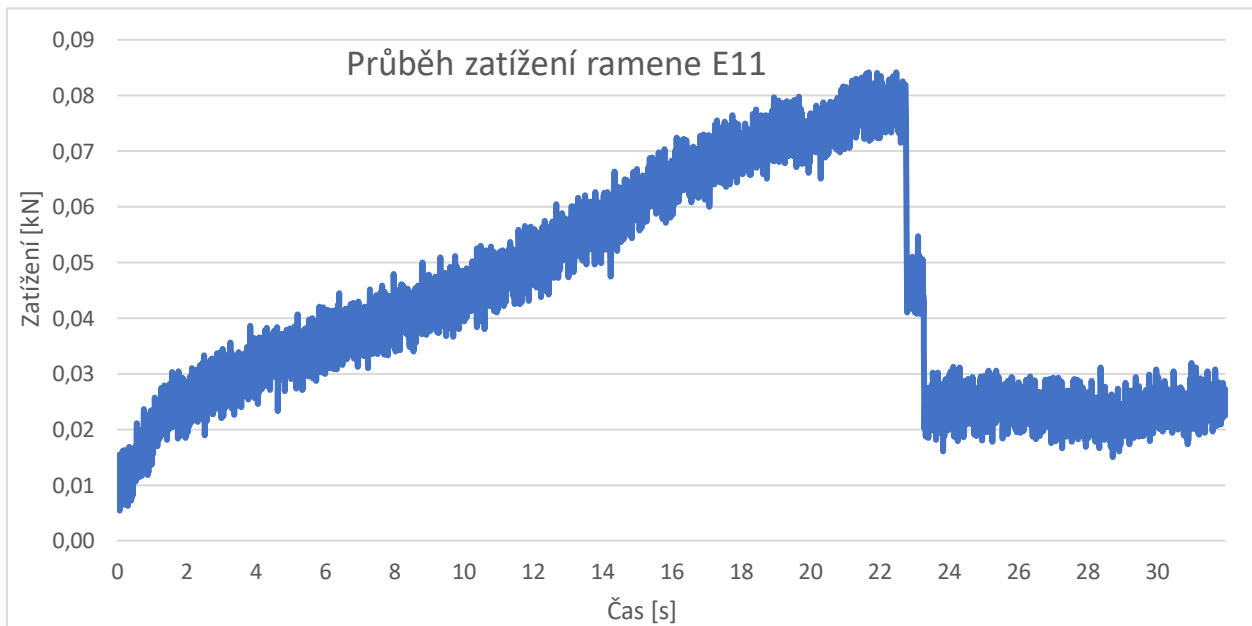
Max. zatížení [N]	131,70
-------------------	--------



Graf 26 Průběh zatížení ramene E10

E11

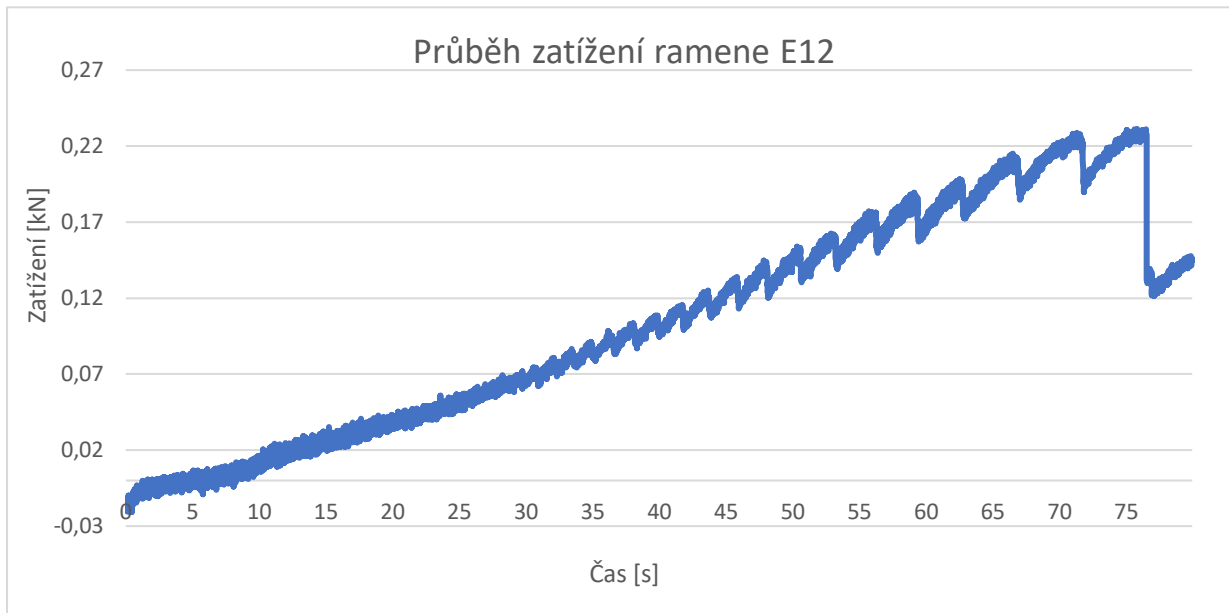
Max. zatížení [N]	84,16
-------------------	-------



Graf 27 Průběh zatížení ramene E11

E12

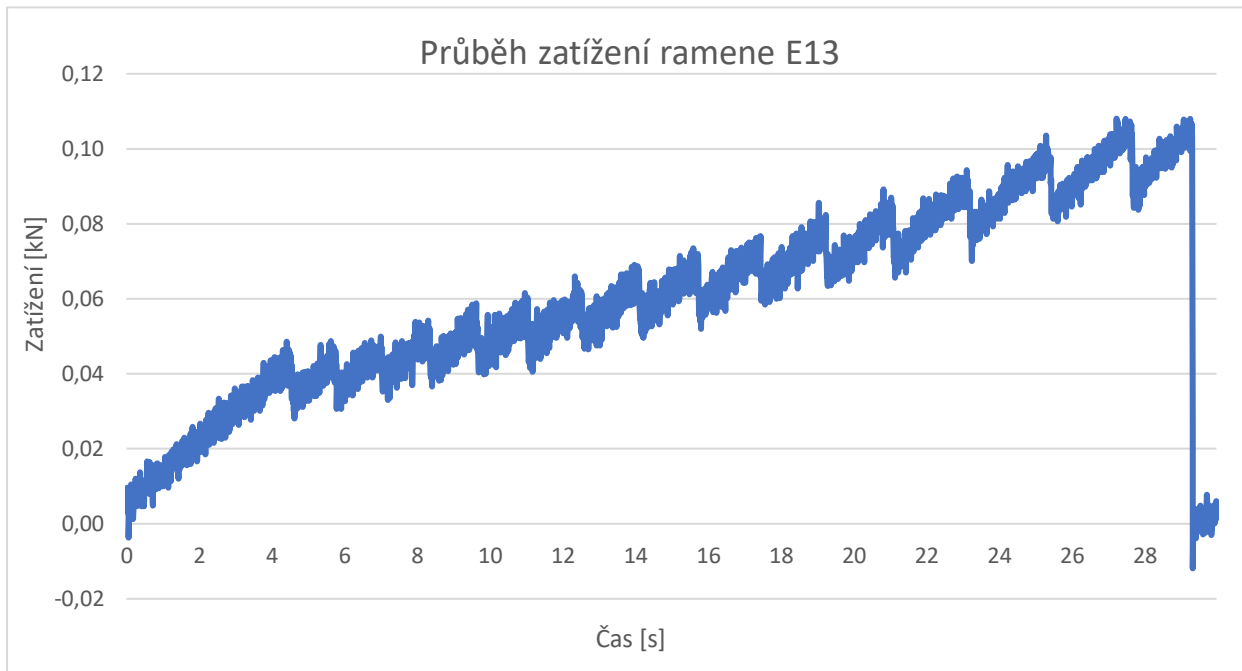
Max. zatížení [N]	231,06
-------------------	--------



Graf 28 Průběh zatížení ramene E12

E13

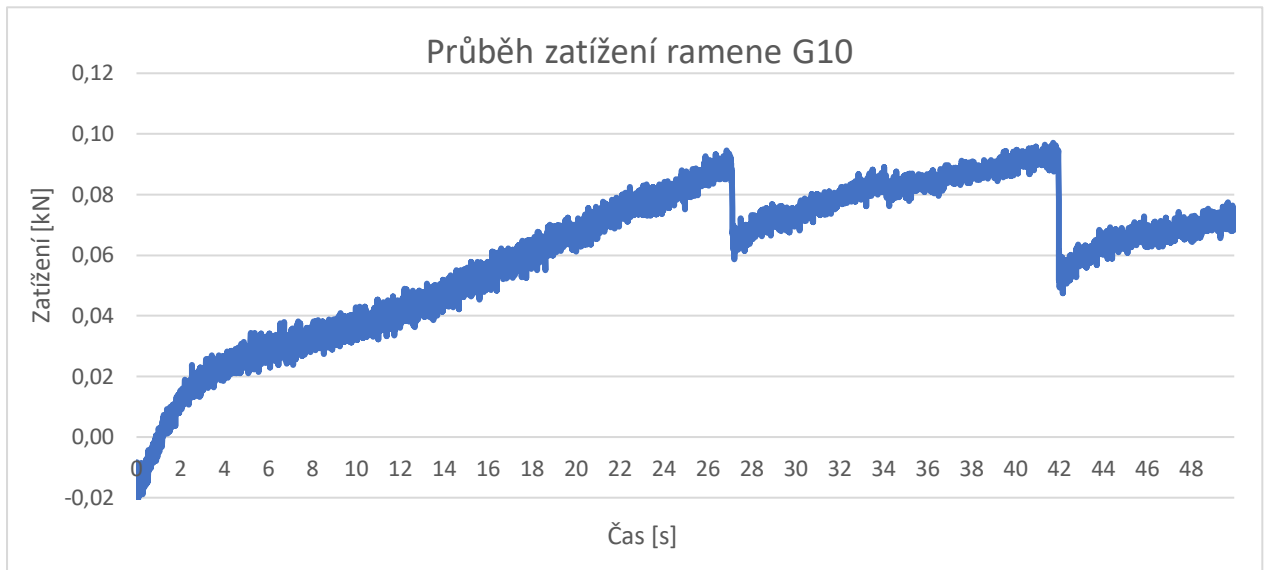
Max. zatížení [N]	108,05
-------------------	--------



Graf 29 Průběh zatížení ramene E13

G10

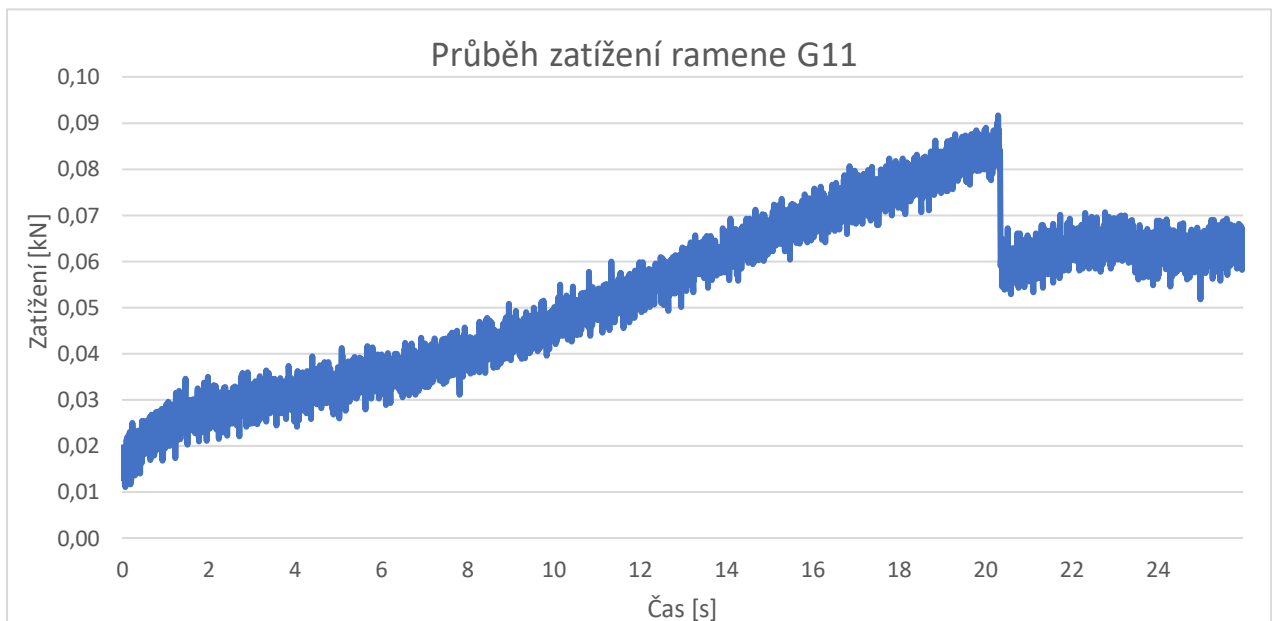
Max. zatížení [N]	97,08
-------------------	-------



Graf 30 Průběh zatížení ramene G10

G11

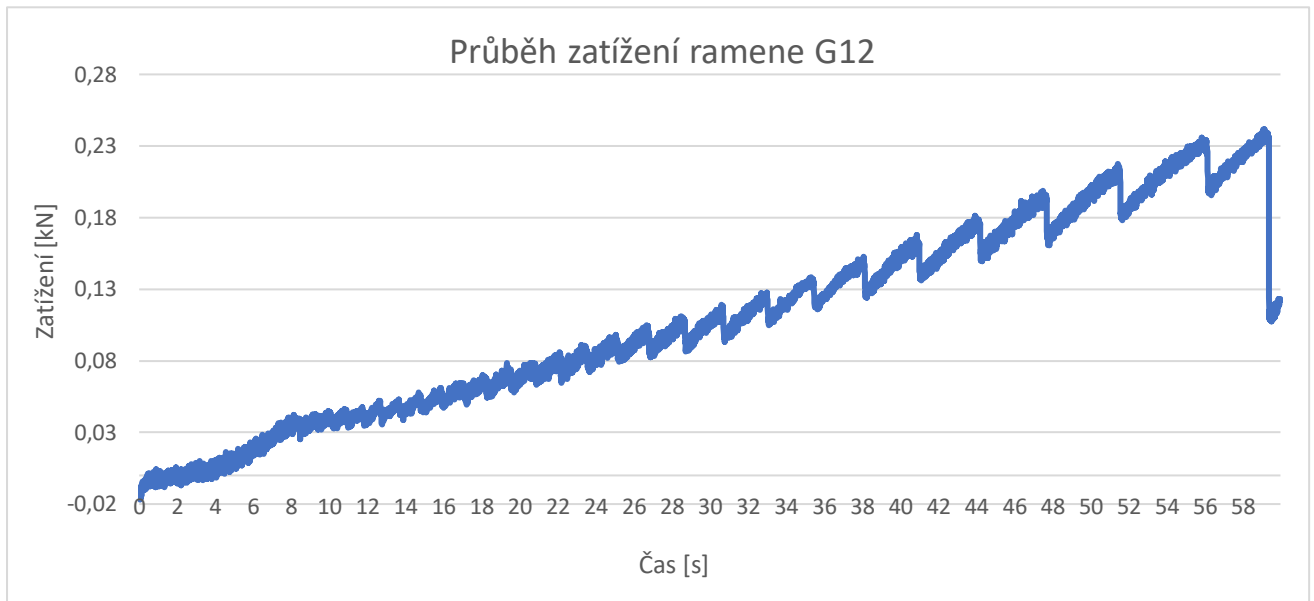
Max. zatížení [N]	91,64
-------------------	-------



Graf 31 Průběh zatížení ramene G11

G12

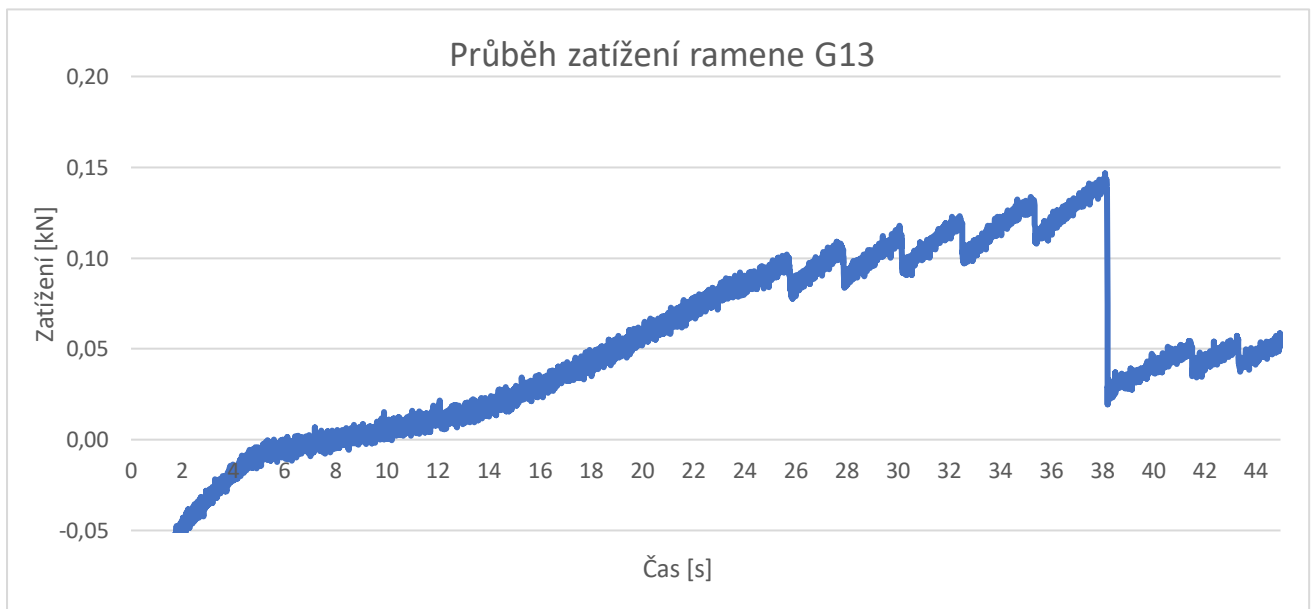
Max. zatížení [N] 241,59



Graf 32 Průběh zatížení ramene G12

G13

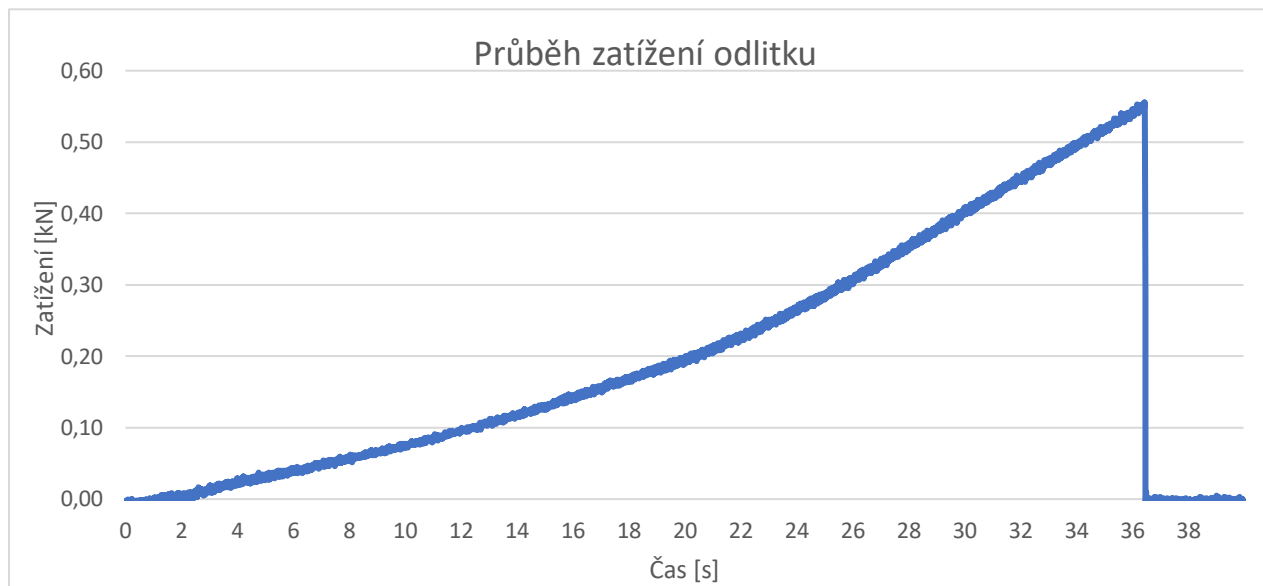
Max. zatížení [N] 146,63



Graf 33 Průběh zatížení ramene G13

Odlitek (Cast)

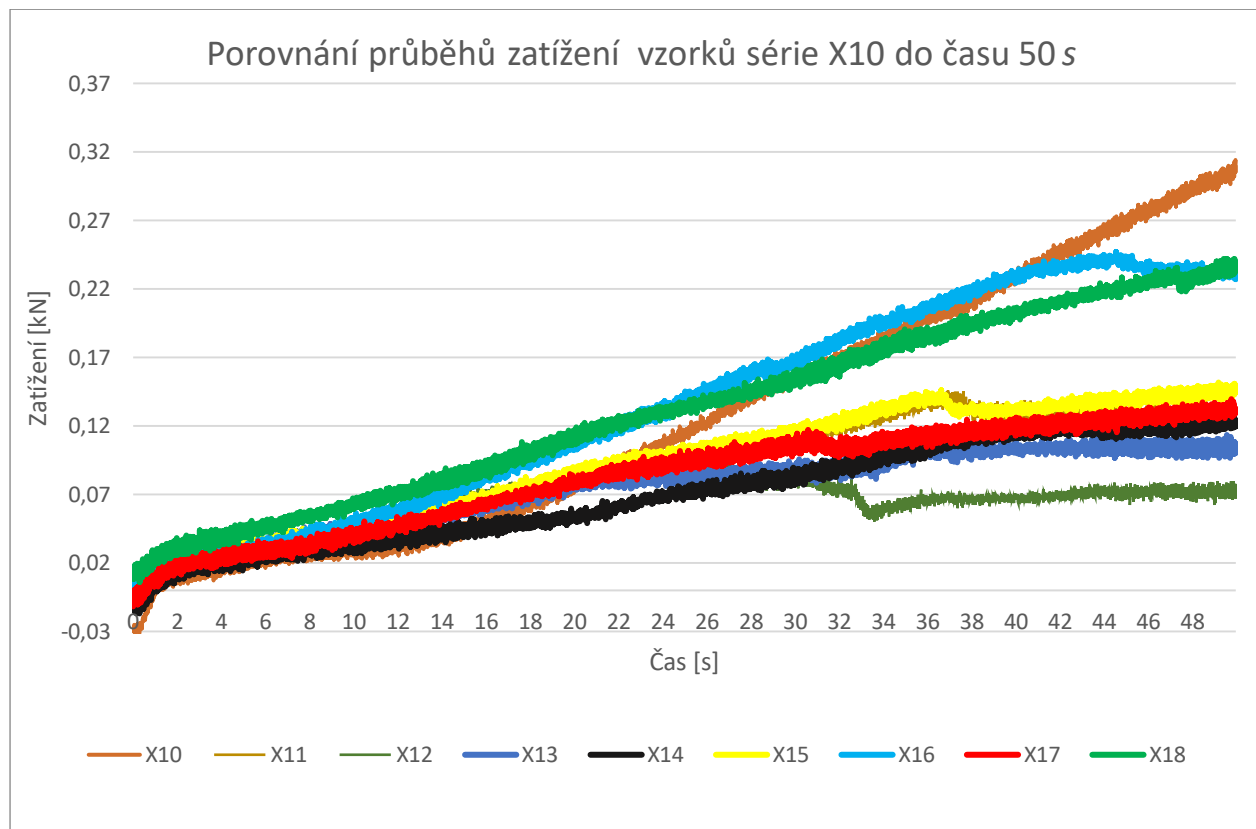
Max. zatížení [N]	555,65
-------------------	--------



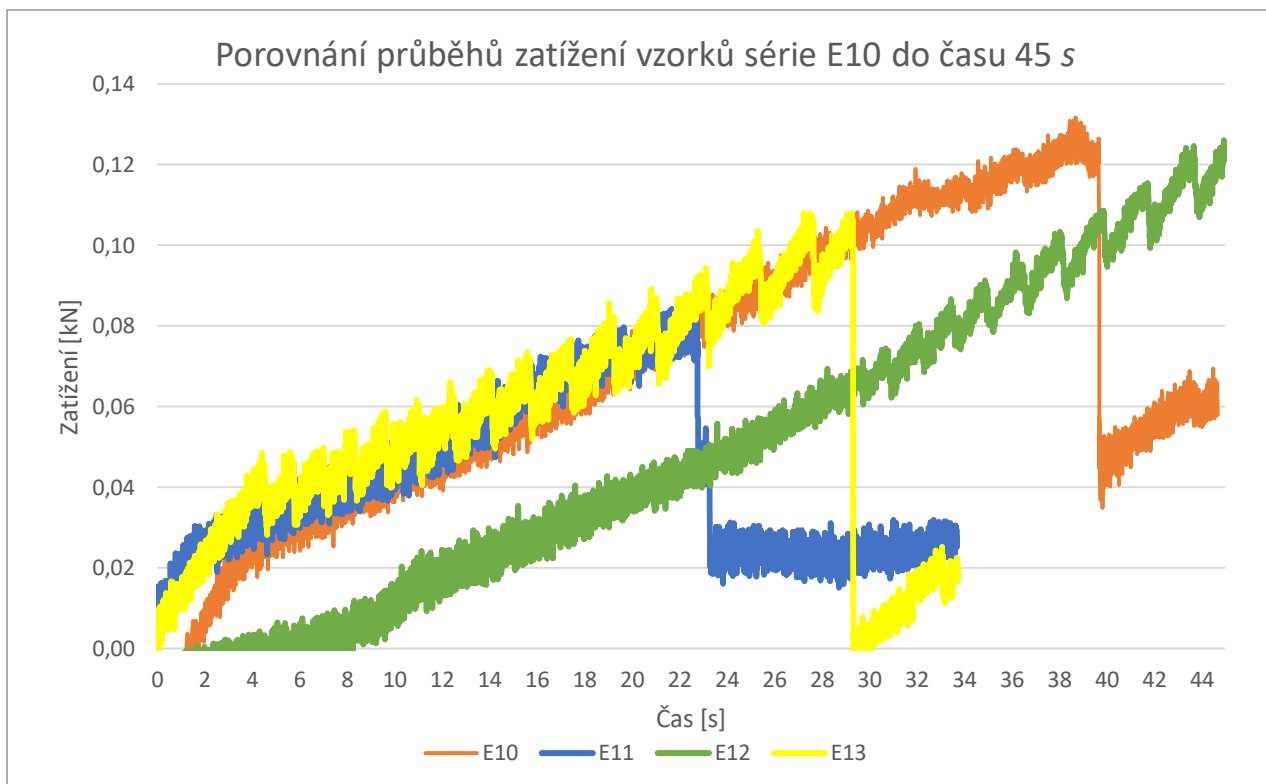
Graf 34 Průběh zatížení ramene odlitého z pryskyřice

12.4.5 Porovnání

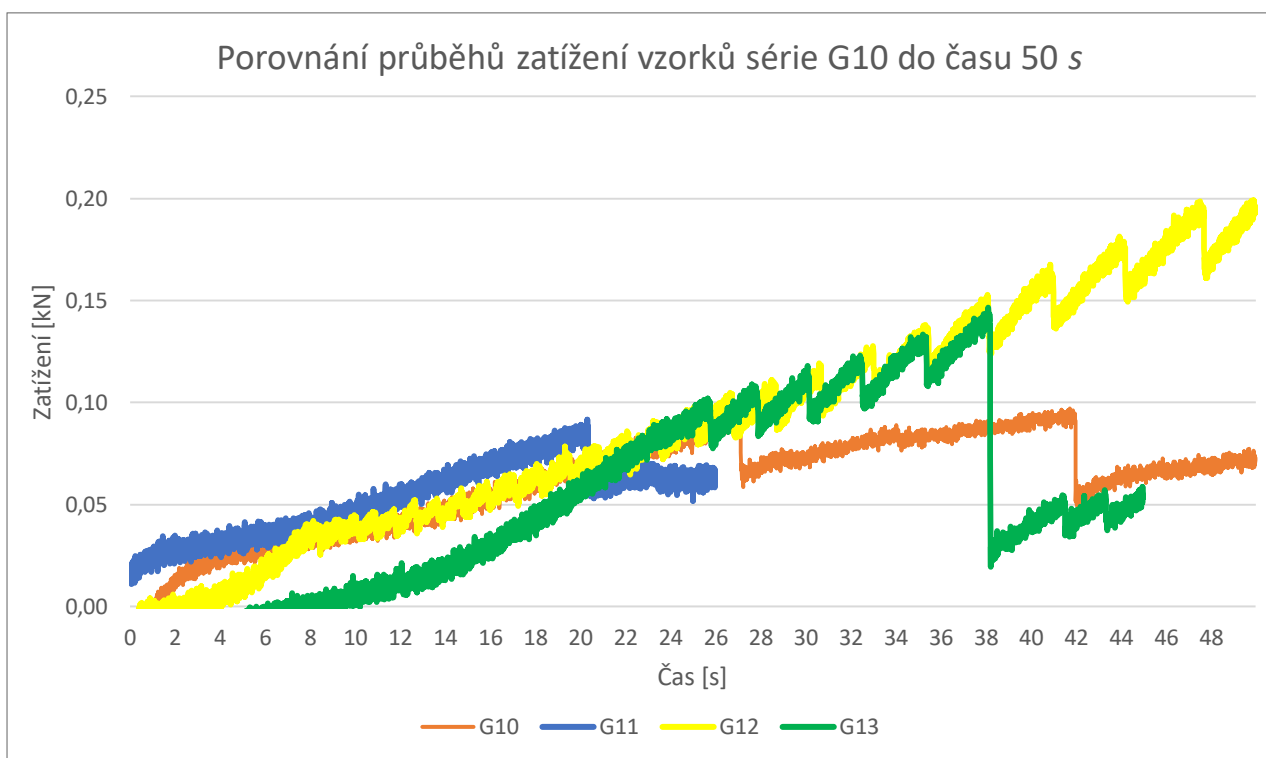
Grafy porovnávající vzorky jednotlivých materiálů:



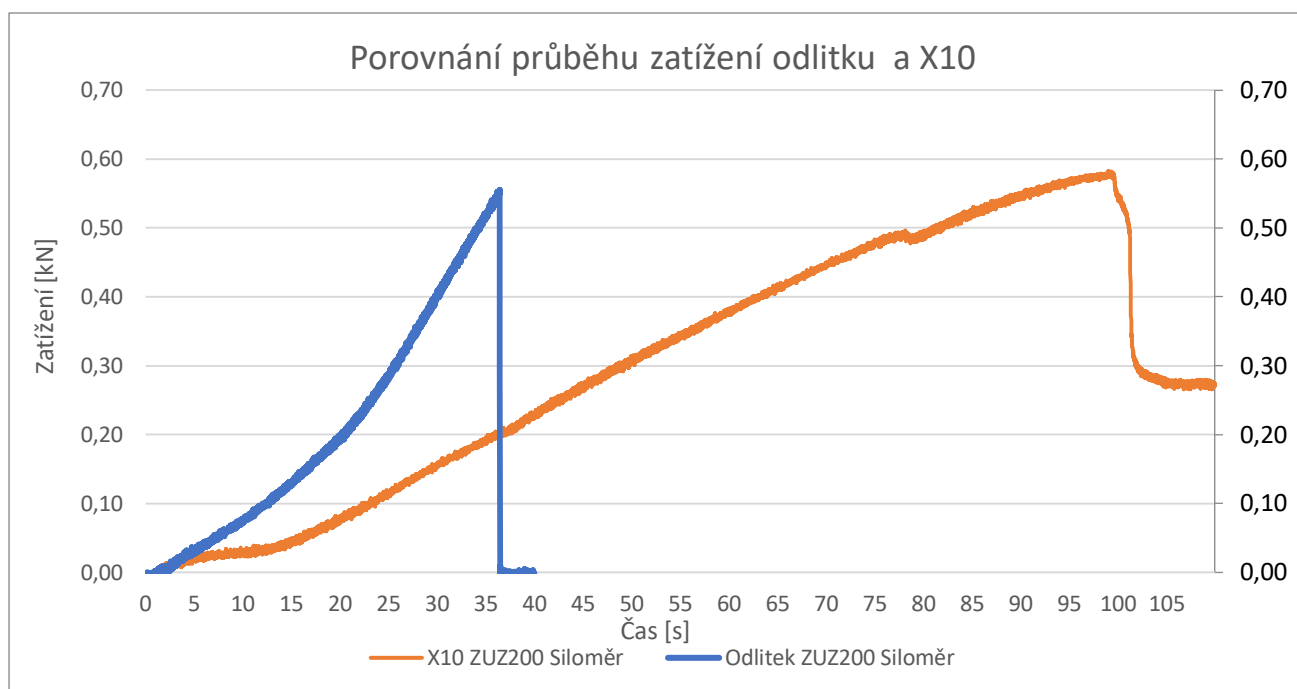
Graf 35 Porovnání ramen série X10



Graf 36 Porovnání ramen série E10

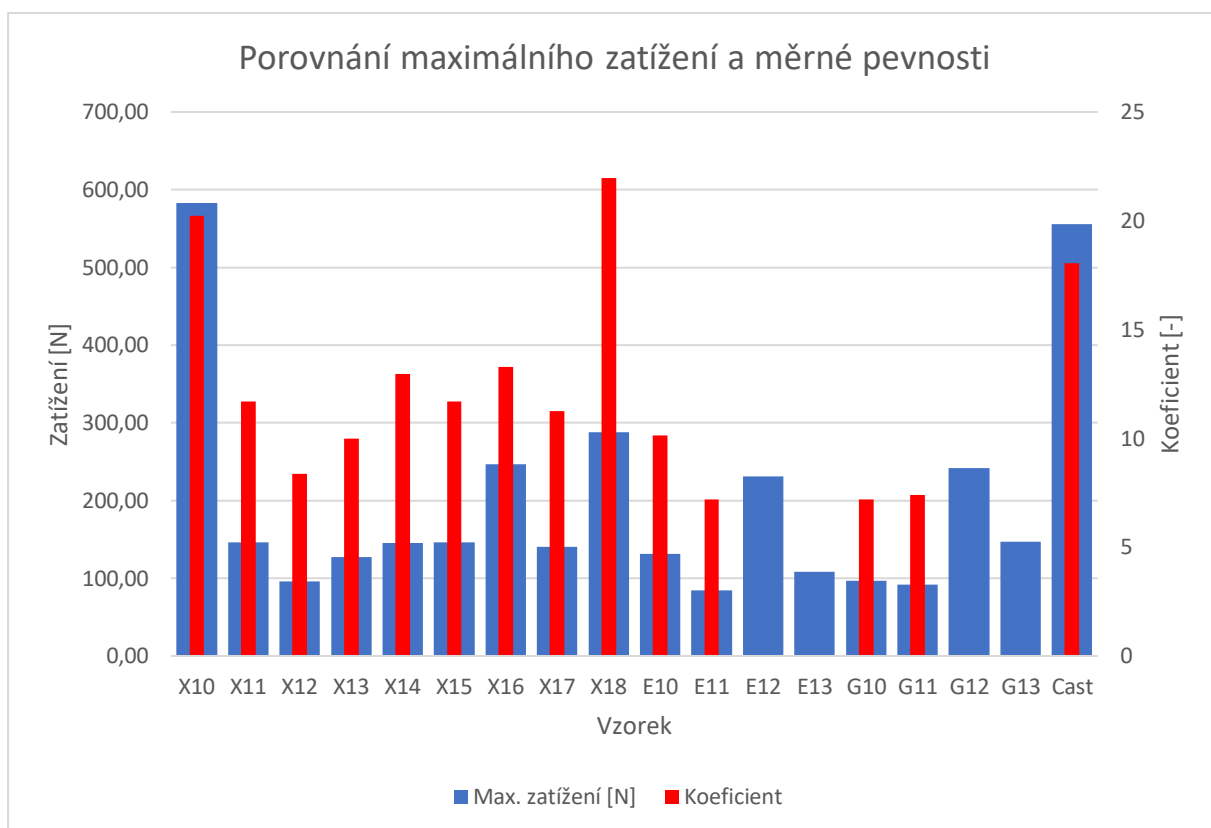


Graf 37 Porovnání ramen série G10



Graf 38 Porovnání ramene X10 a odlitku

Z těchto grafů je vidět, že velký vliv má směr tisku, tloušťka stěn a i teplota. Zároveň, že odlek má znatelně lepší mechanické vlastnosti než většina 3D tištěných dílů. Podstatou je to, že většina zkoušených dílů měla pouze 20 % výplň a vzorek (X10) co měl výplň 80 % měl maximální zatížení blízké zatížení odlitku. Vysoká výplň se ale neosvědčila u materiálu PET-G (E10 a G10), kde to může být způsobeno nedostatečnou teplotou. Proto pro zjištění objektivnějšího porovnání odlitého dílu s 3D tištěnými je nutné zjištěné mechanické vlastnosti porovnat v závislosti na hmotnosti. Dále je vhodné porovnat získané hodnoty pomocí měrné pevnosti [MPa/g]. Porovnáním pomocí této hodnoty nám ukáže, které kombinace umožní nejvyšší zvýšení pevnosti při nejmenší změně hmotnosti.



Graf 39 Porovnání ramen na základě zatížení

Koeficient u vzorků E12, E13, G12 a G13 nebyl vygenerován z důvodu chybějícího údaje hmotnosti.

I pokud vztáhneme pevnost k hmotnosti vzorku je vidět, že zvýšení pevnosti dílu pomocí zvýšení procenta výplně je účelné, protože se pevnost bude zvyšovat rychleji než hmotnost. Nejlepších vlastností pak docílil vzorek X18, který se lišil směrem tisku. Zajímavou skutečností je získání lepších výsledků u vzorků z materiálu PLA než PET-G, i když by tahové zkoušky materiálu a ohybová zkouška ISO 178 nasvědčovala, že právě tyto materiály si povedou lépe. Důvodem, proč tyto díly neodpovídali očekávání může být špatné nastavení tisku, kde si PET-G nejspíš žádá více změn než jen změnu teplotu a zároveň změnit základní teplotu trysky 260 °C.

Vlastnosti odlitku by dále šli zlepšit přidáním vláken nebo jiného vyztužení. Takovéto vyztužení by dále snížilo hmotnost a zvýšilo pevnost. Kvůli těmto možnostem by odlitek mohl dosáhnout nejlepšího poměru meze pevnosti a hmotnosti. Problémem u tohoto řešení je technologická, časová a finanční náročnost. Doba výtisku ramene se pohybovala většinou v rozmezí 3 hodin (s výplní 80 % poté 9 hodin) a cena v řádech desetikorun (cena materiálu a energií). Výroba formy a dále samotného odlitku pak

kvůli vulkanizaci silikonu a tuhnutí pryskyřice nešla zkrátit pod tři dny. Zároveň bylo nutné připravit model pro formu a její nádobu (ta by šla vyřešit snáze než 3D tisknutím). Cena balení použitého silikonu, katalyzátoru a separátoru je poté 695 Kč [zdroj barvy laky] a pro výrobu jedné dvojité formy ho bylo spotřebováno téměř polovina.

Všechna ramena měla mez pevnosti výše, než jaká byla spočítána zátěžová hodnota pro příďový podvozek při tříbodovém přistání.

13. Závěr

Cílem práce bylo navrhnutí, výroba a ověření pevnosti nákladového prostoru pro bezpilotní letadlo na soutěž SAE Aero Design East. Nejdříve provedla analýza pravidel soutěže.

Na základě zjištěných hodnocení a omezení z pravidel vznikl týmovou snahou návrh konceptu letounu. Po zjištění základních návrhových parametrů bylo vybráno několik možných řešení podvozku. Vybrána byla varianta podvozku s nosníky z duralových trubek. Na tomto základě byla navrhována gondola. Následně došlo ke konstrukčnímu řešení, návrhovým výpočtům, dimenzování a namodelování podvozku i gondoly.

Následně byla gondola s podvozkem testována. Po absolvování statických a dynamických zkoušek, byl letoun zalétán a následně absolvoval soutěžní lety. Krom dvou havárií došlo také k jednomu nestandardnímu přistání, do trávy místo na zpevněnou plochu. Toto přistání podvozek ani gondolu nijak nepoškodilo.

Na základě zkušeností ze záletů bylo konstrukční řešení zhodnoceno. Hlavními pozitivy byla stabilita letounu díky rozchodu podvozku a robustnost gondoly. Negativní vlastností konstrukce gondoly se ukázala vysoká hmotnost a u podvozku nedostatečně tuhé uložení předového kola a odpružení hlavního podvozku.

Hlavní navrhované prvky byly podrobeny pevnostním kontrolám a vybrané části i pevnostním zkouškám.

Posledním zaměřením bylo orientační porovnání materiálu PLA a PET-G pro 3D tisk spolu se zkouškou ohybových vlastností různých vnitřních geometrií 3D tištěných dílů. Poté byla provedena pilotní zkouška dílů použitého na uložení předového kola. Z naměřených hodnot lze říct jaké nastavení při tisku zlepšuje mechanické vlastnosti při ohybu a v jaké závislosti k hmotnosti dané součástky.

14. Zdroje

- [1] SAE Aero Design East. *SAE Aero Design East* [online]. Florida Air Museum: SAE International, 2020 [cit. 2020-08-14]. Dostupné z: <https://www.sae.org/attend/student-events/sae-aero-design-east>
- [2] 2020 Collegiate Design Series SAE Aero Design Rules. *Document Resources* [online]. Florida Air Museum: SAE International, 2020 [cit. 2020-08-14]. Dostupné z: <https://www.saeaerodesign.com/cdsweb/gen/DocumentResources.aspx>
- [3] *Student Contests-SAE/DBF* [online]. San Diego CA: NEUTRONICS, 2020 [cit. 2020-08-14]. Dostupné z: <https://neumotors.cartloom.com/storefront/category/student-contests-sae-dbf>
- [4] The Ball: QUALITIES AND MEASUREMENTS. *The IFAB* [online]. Switzerland: The IFAB, 2020 [cit. 2020-08-14]. Dostupné z: <https://theifab.com/laws/chapter/22/section/31/>
- [5] MIKULA, Jan. *Konstrukce a projektování letadel I*. Vyd. 1. Praha: Vydavatelství ČVUT, 2004. ISBN 80-01-03073-3.
- [6] MIKULA, Jan. *Konstrukce a projektování letadel II*. Vyd. 1. Praha: Česká technika - nakladatelství ČVUT, 2005. ISBN 80-01-03338-4.
- [7] 21st Century biplane. In: *Royal Aeronautical Society* [online]. [cit. 2020-08-14]. Dostupné z: <https://www.aerosociety.com/news/21st-century-biplane/>
- [8] N9MB Flying Wing. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001 [cit. 2020-08-14]. Dostupné z: https://cs.m.wikipedia.org/wiki/Soubor:N9MB_Flying_Wing.jpg

- [9] Vought V-173 "Flying Pancake" [online]. [cit. 2020-08-14]. Dostupné z: https://airandspace.si.edu/collection-objects/vought-v-173-flying-pancake/nasm_A19610120000
- [10] 9 Different Types of Bush Planes. In: *Aircraft Compare* [online]. AN ELITE CAFEMEDIA PUBLISHER, 2020 [cit. 2020-08-14]. Dostupné z: <https://www.aircraftcompare.com/blog/types-of-bush-planes/>
- [11] KUBLÁK, Filip. *Aerodynamický návrh bezpilotního soutěžního letounu*. Praha, 2021. Diplomová práce. ČVUT.
- [12] KUBLÁK, Filip, Ondřej UHER a Tomáš FABIÁN. *Design report Chicken Wings - CTU*. Praha, 2020.
- [13] UHER, Ondřej. *3View Chicken Wings - CTU*. Praha, 2020.
- [14] Landing Gear Boeing 747-400. In: *Aviation Photographic* [online]. 2020 [cit. 2020-08-14]. Dostupné z: <http://www.aviationphotographic.com/2012/05/landing-gear-boeing-747-400/>
- [15] B-52 Bomber w/ Flaps and Landing Gear Down. In: *McMahan photo* [online]. 2019 [cit. 2020-08-14]. Dostupné z: <https://www.mcmahanphoto.com/rs082--b-52-bomber-w-flaps-and-landing-gear-down-photo.html>
- [16] Dlab a čep. *Truhlářství postaru* [online]. Dnešice, 2013 [cit. 2020-08-14]. Dostupné z: <https://www.truhlarstvi-postaru.cz/index.php/dlab-a-cep>
- [17] *EPPLER 863 STRUT AIRFOIL (e863-il)* [online]. Airfoil Tools, 2020 [cit. 2020-08-14]. Dostupné z: <http://www.airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=e863-il>
- [18] UL 2 – Část I. *Letecká amatérská asociace ČR* [online]. Praha: Letecká amatérská asociace ČR, 2019 [cit. 2020-08-14]. Dostupné z: http://www.laacr.cz/SiteCollectionDocuments/predpisy/UL2%20%C4%8D%C3%A1st%20I_26.3.2019.pdf

- [19] *Hliník: Tyče a profily* [online]. Alfun, 2020 [cit. 2020-08-14]. Dostupné z: <http://www.alfun.cz/tyce-a-profily>
- [20] *Hliníkové trubky* [online]. Pardubice: Alupa, 2020 [cit. 2020-08-14]. Dostupné z: <https://www.alupa.cz/hlinik/hlinikove-trubky/kat-IG00000101.html>
- [21] *Trubky duralové - EN2024* [online]. Vizovice: Lasermodely, 2020 [cit. 2020-08-14]. Dostupné z: <https://obchod.lasermodely.cz/kovy/266-trubky-duralove.html#/224-prumer-14x1>
- [22] *EN 573-3 Grade AW-2024 T3* [online]. Munich: Matmatch, 2020 [cit. 2020-08-14]. Dostupné z: <https://matmatch.com/materials/alky22024486t30-en-573-3-grade-aw-2024-t3>
- [23] *Kavan kolo nafukovací 100mm 1ks lehké* [online]. SCZ MODEL SHOP, 2020 [cit. 2020-08-14]. Dostupné z: <http://www.sczmodelshop.cz/modelarska-bizuterie-a-doplňky/kavan-kolo-nafukovaci-100mm-1ks-lehke/>
- [24] *Multiplex Tiny S - Micro Servo* [online]. ServoDatabase.com, 2020 [cit. 2020-08-14]. Dostupné z: <https://servodatabase.com/servo/multiplex/tiny-s>
- [25] *Reynolds number calculator* [online]. Airfoil Tools, 2020 [cit. 2020-08-14]. Dostupné z: <http://www.airfoiltools.com/calculator/reynoldsnumber>
- [26] CIMBALA, J.M. *Drag on Spheres*. Penn State University, 2012.
- [27] *The Drag Equation* [online]. NASA, 2015 [cit. 2020-08-14]. Dostupné z: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/drageq.html>
- [28] LEINBEVER, Jiří a Pavel VÁVRA. *Strojnické tabulky*. 6. vydání. Úvaly: Albra, 2017.
- [29] ROSKAM, Jan. *Airplane design*. 2nd ed. Ottawa, Kansas: Roskam Aviation and Engineering Corporation, 1986.
- [30] *REGULAR CLASS INSPECTION CHECKLIST: Technical and Safety-2020* [online]. SAE Aero Design, 2020 [cit. 2020-08-14]. Dostupné z:

<https://www.saeaerodesign.com/cdsweb/gen/DownloadDocument.aspx?DocumentID=8499d6c7-950f-4b7a-af76-4ae3d89b5f86>

- [31] *SAE Aero Design East Results* [online]. SAE Aero Design, 2020 [cit. 2020-08-14]. Dostupné z: <https://saeaerodesign.com/app/InfoPageViewer.aspx?pageid=3577524d-a772-446c-919a-9c24e5d3f17b>
- [32] WALKER, Felysha. *Texas A&M pulls surprise win at international design competition* [online]. Texas A&M, 2020 [cit. 2020-08-14]. Dostupné z: <https://engineering.tamu.edu/news/2020/07/texas-am-pulls-surprise-win-at-international-design-competition.html>
- [33] *Plywood* [online]. MatWeb, 2020 [cit. 2020-08-14]. Dostupné z: http://www.matweb.com/search/datasheet_print.aspx?matguid=bd6620450973496ea2578c283e9fb807
- [34] PALENČÁR, R. *Nejistoty v měření I: vyjadřování nejistot*. Automa, 201.
- [35] *ČSN EN ISO 178*. Úřad pro technickou normalizaci, 2019.

15. Seznam obrázků

Obr. 1 Prototyp dvouplošníku 21. století TVS-2DTS [7]	7
Obr. 2 Samokřídlo N9MB [8]	8
Obr. 3 Vought V-173 "Flying pancake" [9]	8
Obr. 4 Poláry – porovnání hornoplošníků a dolnoplošníků [6]	9
Obr. 5 Barrows Bearhawk "Bush plane" [10]	10
Obr. 6 Návrhový V-N diagram [12]	11
Obr. 7 Muška letadla (rozměry v imperiálních jednotkách) [13]	12
Obr. 8 Render celého nákladu	14
Obr. 9 Boční pohled na pláty (box cargo)	14
Obr. 10 Základní typy podvozku [6]	17
Obr. 11 Hlavní podvozek Boeingu 747-400 [14]	18
Obr. 12 B-52 s vytaženým podvozkem [15]	18
Obr. 13 Porovnání sil působících na tricykly při zatočení [6]	19
Obr. 14 Vyložení hl. podvozku (e)	21
Obr. 15 Konfigurace podvozku	21
Obr. 16 Uložení podvozku vůči nákladu	22
Obr. 17 Kolmo připevněné podvozkové nohy	23
Obr. 18 Podvozek připevněný ke gondole – varianta 1 a 2	25
Obr. 19 Schéma možné podoby vnitřní konstrukce gondoly z profilu	27
Obr. 20 Pohled na návrh vnějšího tvaru gondoly (půdorys a bokorys)	27
Obr. 21 Hl. podvozková noha jako vetknutý nosník	28
Obr. 22 Vodorovné přistání na tři body [14]	29
Obr. 23 Schéma pro výpočet a_1 , b_1 a c_1 goniometrickými funkcemi	30
Obr. 24 Schéma hřídelky (Příloha Výkresy)	35

Obr. 25 První koncepce ovládání příďového kola	38
Obr. 26 Rameno příďového podvozku – mechanicky namáhaný 3D tištěný díl	38
Obr. 27 Schéma vidličky	39
Obr. 28 Detail uložení vidličky a šroubu pro táhlo na ramen	40
Obr. 29 Uspořádání ramene s vidličkou a servomotorem	41
Obr. 30 Odsazení osy příďového kola od konce nosníku	41
Obr. 31 Výsledná konstrukce podvozku	42
Obr. 32 Model hl. přepážek s podlážkou a nákladem	43
Obr. 33 Hlavní přepážky a vnější vrstvy sendviče podlážky	44
Obr. 34 Dveře	46
Obr. 35 Závitové tyče v řezu gondoly a nákladu	46
Obr. 36 Schéma získání tvaru zadní části gondoly	47
Obr. 37 Výsledná podoba nákladového prostoru	48
Obr. 38 Různé pohledy na kompletní model letadla	50
Obr. 39 Sestavení kostry gondoly z překližky před vlepáním jádra podlážky a uložení podvozku	51
Obr. 40 Pohled na příďový podvozek s novou vidličkou	51
Obr. 41 Hřídelka nasazená a axiálně zajištěná na trubce s jedním nasazeným ložiskem	52
Obr. 42 Sestavený náklad v plné konfiguraci 9 [kg]	52
Obr. 43 Ze vnitř dobře viditelný balsový potah a fólií potažené dveře	52
Obr. 44 Plně naložená gondola	53
Obr. 45 Zkouška nakládky a vykládky nákladu	53
Obr. 46 První zkompletování letounu	53
Obr. 47 Letoun těsně před záletem už na vzletové ploše	54
Obr. 48 Místo havárie	55

Obr. 49 Stav nalezených součástí letounu	55
Obr. 50 Součásti poškozené při záletu – trubka hl. podvozku (levo), rameno př. podvozku (vpravo)	56
Obr. 51 Dráha použitá na soutěžní lety	57
Obr. 52 Jedna z provizorních úprav při problémech s OP	58
Obr. 53 Let bezpilotního letounu Chicken Wings - CTU	58
Obr. 54 Šroub jistící dveře na místě v místě, kde se před záletem nacházely magnety	59
Obr. 55 Poslední let letounu	60
Obr. 56 "Sestřely" vyznačené na golfovém vozíku odvázející trosky	60
Obr. 57 Letoun týmu Farmers Flight	62
Obr. 58 Uvolnění nosníku	67
Obr. 59 průběh momentu	68
Obr. 60 Dosazení derivace	68
Obr. 61 Kritická místa na hřídelce	72
Obr. 62 Zjednodušený model hřídelky	73
Obr. 63 Vzdálenost kontrolovaná na střih	80
Obr. 64 Zúžená místa - I. přední přepážce, II. zadní přepážce	82
Obr. 65 Vyobrazení dodatečného zatížení předového kola [18]	83
Obr. 66 Schéma pro výpočet statického zatížení podvozku	84
Obr. 67 Trhací stroj Walter+bai ag ZD 10/90	88
Obr. 68 Vytvoření krčku u vzorku PLA	89
Obr. 69 Tahová zkouška filamentu Creality PLA – vlevo "starý", vpravo "nový"	94
Obr. 70 Tahová zkouška filamentu PET-G – černý Gembrid, oranžový Prusament	95
Obr. 71 Prodloužení prvního vzorku Prusmanetu	96
Obr. 72 Umístění vzorek připravený ke zkoušce	97

Obr. 73 Tisk sérií P6 a P7	97
Obr. 74 Ukázka geomtrie vzorku P1 – Grid	98
Obr. 75 Ukázka geometri vzorku P2 – Cubic	99
Obr. 76 Ukázka geometri vzorku P3 – Grid	99
Obr. 77 Ukázka geometrie vzorku P4 – Lines	100
Obr. 78 Ukázka geometrie vzorku P5 – Triangles	100
Obr. 79 Ukázka geometrie vzorku P6 – Tri-Hexagon	101
Obr. 80 Ukázka geometrie vzorků P7 – Cubic Subdivision	101
Obr. 81 Ukázka geometrie vzorků P8 – Octet	102
Obr. 82 Ukázka geometrie vzorků P9 – Tri Quartet Cubic	102
Obr. 83 Ukázka geometrie vzorků P10 – Tri-Concentric	103
Obr. 84 Ukázka geometrie vzorků P11 – ZigZag	103
Obr. 85 Ukázka geometrie vzorků P12 – Cross	104
Obr. 86 Ukázka geometrie vzorků P13 – Cross3D	104
Obr. 87 Ukázka geometrie vzorků P14 – Gyroid	105
Obr. 88 Vzorek po provedení zkoušky před odlehčením	105
Obr. 89 Nádoba s model na odlití silikonové formy	112
Obr. 90 Silikonová forma po vyjmutí modelu	112
Obr. 91 Odlitek z pryskyřice ihned po vyndání (vlevo) a očištěný s vyvrtanou dírou (vpravo)	113
Obr. 92 Schéma přípravku pro upnutí ramene do čelistí	113
Obr. 93 Zhotovený přípravek	114
Obr. 94 Výsledek zkoušky vzorku X17	115

16. Seznam tabulek

Tab. 1 Vzletová omezení [2]	3
Tab. 2 Mezní dimenze	5
Tab. 3 Pláty a jejich rozměry (Box cargo)	14
Tab. 4 Mechanické vlastnosti hliníku EN AW 6060 T66 [19]	32
Tab. 5 Dimenzování nosníku z EN AW 6060 T66 (I.) [20]	33
Tab. 6 Dimenzování nosníku z EN AW 6060 T66 (II.)	33
Tab. 7 Dimenzování nosníku z EN AW 6060 T66 (III.)	33
Tab. 8 Dimenzování trubky hl. podvozku dle napětí pro materiál EN AW 2024	34
Tab. 9 Dimenzování nosníku předového podvozku	36
Tab. 10 Hmotový rozbor [11]	49
Tab. 11 Hodnoty deformace experimentálně zjištěné deformace nosníku hl. podvozku	70
Tab. 12 Výsledky tahových zkoušek PLA starý	90
Tab. 13 Výsledky tahových zkoušek PLA nové	90
Tab. 14 Výsledky tahových zkoušek Gembrid PET-G	90
Tab. 15 Výsledky tahových zkoušek Prusament PET-G	90
Tab. 16 Tahová zkouška PLA při zvýšení rychlosti	91
Tab. 17 Tahová zkouška Gembrid PET-G při zvýšení rychlosti	91
Tab. 18 Tahová zkouška Prusament PRT-G při zvýšení rychlosti	91
Tab. 19 Naměřené hodnoty vzorků P1	98
Tab. 20 Naměřené hodnoty vzorků P2	99
Tab. 21 Naměřené hodnoty vzorků P3	99
Tab. 22 Naměřené hodnoty vzorků P4	100
Tab. 23 Naměřené hodnoty vzorků P5	100
Tab. 24 Naměřené hodnoty vzorků P6	101

Tab. 25 Naměřené hodnoty vzorků P7	101
Tab. 26 Naměřené hodnoty vzorků P8	102
Tab. 27 Naměřené hodnoty vzorků P9	102
Tab. 28 Naměřené hodnoty vzorků P10	103
Tab. 29 Naměřené hodnoty vzorků P11	103
Tab. 30 Naměřené hodnoty vzorků P12	104
Tab. 31 Naměřené hodnoty vzorků P13	104
Tab. 32 Naměřené hodnoty vzorků P14	105
Tab. 33 Naměřené hodnoty vzorků E1	107
Tab. 34 Naměřené hodnoty vzorků G1	107

17. Seznam grafů

Graf 1 Kombinace plátů pro získání různých hmotností (Příloha 4)	15
Graf 2 Experimentálně zjištěná deformace nosníku hl. podvozku	70
Graf 3 průběhy sil v závislosti na deformaci – PLA nová	91
Graf 4 průběhy sil v závislosti na deformaci – PLA stará	92
Graf 5 průběhy sil v závislosti na deformaci – Prusament PET-G	92
Graf 6 průběh sil v závislosti na deformaci – Gembrid PET-G	93
Graf 7 Porovnání vybraných průběhů zatížení starého a nového PLA	93
Graf 8 Porovnání průběhu zatěžování při rychlosti 10 mm/min (5) a 100 mm/min (6)	94
Graf 9 Porovnání vrcholných napětí vzorků	106
Graf 10 Porovnání modulů pružnosti jednotlivých vzorků	106
Graf 11 Porovnání vzorků z ohybové zkoušky ISO 178 dle měrné pevnosti	106
Graf 12 Porovnání maximálního zatížení v ohybů různých materiálů	108
Graf 13 Porovnání mezí pevnosti v ohybů různých materiálů	108
Graf 14 Porovnání modulu různých materiálů při ohybové zkoušce	108
Graf 15 Průběh napětí vzorků P1 (64), E1 (70) a G1(74)	109
Graf 16 Porovnání všech vzorků na základě NH koeficientu.	109
Graf 17 Průběh zatížení ramene X10	115
Graf 18 Průběh zatížení ramene X11	116
Graf 19 Průběh zatížení ramene X12	116
Graf 20 Průběh zatížení ramene X13	117
Graf 21 Průběh zatížení ramene X14	117
Graf 22 Průběh zatížení ramene X15	118
Graf 23 Průběh zatížení ramene X16	118
Graf 24 Průběh zatížení ramene X17	119

Graf 25 Průběh zatížení ramene X18	119
Graf 26 Průběh zatížení ramene E10	120
Graf 27 Průběh zatížení ramene E11	120
Graf 28 Průběh zatížení ramene E12	121
Graf 29 Průběh zatížení ramene E13	121
Graf 30 Průběh zatížení ramene G10	122
Graf 31 Průběh zatížení ramene G11	122
Graf 32 Průběh zatížení ramene G12	123
Graf 33 Průběh zatížení ramene G13	123
Graf 34 Průběh zatížení ramene odlitého z pryskyřice	124
Graf 35 Porovnání ramen série X10	124
Graf 36 Porovnání ramen série E10	125
Graf 37 Porovnání ramen série G10	125
Graf 38 Porovnání ramene X10 a odlitku	126
Graf 39 Porovnání ramen na základě zatížení	127

18. Seznam příloh

Příloha 1.: Výtah z pravidel SAE2020

Příloha 2.: Konfigurace nákladu (CD) a jeho sestava

Příloha 3.: Model (CD) a výrobní výkresy

Příloha 4.: G-code a nastavení sliceru (CD)

Příloha 5.: Seznam 3D tištěných dílů (CD)

Příloha 6.: Data z provedených statických zkoušek (CD)