

**ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE**  
**FAKULTA STROJNÍ**

---

**Ústav mechaniky tekutin a termodynamiky**

**Návrh trupu ultralehkého letadla**

**Design of an Ultralight Aircraft Fuselage**

Bakalářská práce

Studijní program: B2342 TEORETICKÝ ZÁKLAD STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ

Studijní obor: 2301R000 Studijní program je bezoborový

Vedoucí práce: Ing. Vít Štorch

**Petr Šifalda**

---

**Praha 2016**

## **Prohlášení**

Prohlašuji, že svou bakalářskou práci „Návrh trupu ultralehkého letadla“ jsem zpracoval samostatně, pod vedením vedoucího bakalářské práce a s použitím odborné literatury a dalších informačních zdrojů, které jsou citovány v práci a uvedeny v seznamu použité literatury na konci práce.

V Praze dne 26. srpna 2016

Petr Šifalda

## **Poděkování**

Rád bych touto cestou poděkoval Ing. Vítu Štorchovi za vedení bakalářské práce, za odborné rady a cenné připomínky při jejím vypracování.

## Anotační list

Jméno autora:	<b><i>Petr Šifalda</i></b>
Název BP:	Návrh trupu ultralehkého letadla
Anglický název:	Design of an Ultralight Aircraft Fuselage
Rok:	2016
Studijní program:	B2342 Teoretický základ strojního inženýrství
Obor studia:	2301R000 Studijní program je bezoborový
Ústav:	Ústav mechaniky tekutin a termodynamiky
Vedoucí BP:	Ing. Vít Štorch
Bibliografické údaje:	počet stran: 30 počet obrázků: 20 počet tabulek: 6 počet příloh: 0
Klíčová slova:	trup, odpor, koeficient odporu, letadlo
Keywords:	fuselage, drag, drag coefficient, aircraft
Anotace:	Obsahem této bakalářské práce je návrh trupu ultralehkého letadla a jeho otestování z hlediska pevnosti pomocí MKP simulací. Dále je práce z velké části zaměřena na odpor trupu a na jeho výpočet.
Abstract:	This bachelor thesis deals with designing of an Ultralight aircraft fuselage and its testing of firmness by FEM simulations. Next big aim of thesis is fuselage drag and its calculation.
<i>Anglicky</i>	

## Obsah

SEZNAM ZKRATEK A SYMBOLŮ .....	1
1 ÚVOD.....	3
2 KONSTRUKCE TRUPU .....	4
2.1 Charakteristiky trupu .....	5
2.2 Kabina posádky .....	6
2.3 Výhled.....	6
3 ODPOR TRUPU.....	8
4 VÝPOČET ODPORU NAVRHOVANÉHO TRUPU.....	11
5 PŘÍHRADOVÉ TRUPY.....	14
5.1 Celková charakteristika příhradových trupů.....	15
6 NÁVRH KONKRÉTNÍHO PŘÍHRADOVÉHO TRUPU .....	16
7 VÝPOČTY .....	18
7.1 MKP analýzy .....	18
7.1.1 Přistání .....	18
7.1.2 Přitažení .....	19
7.1.3 Krut.....	21
7.1.4 Turbulence.....	22
7.2 Výpočet čepů .....	24
7.2.1 Kontrola na stříh.....	25
7.2.2 Kontrola na otláčení.....	25
7.3 Výpočet kritických nýtových spojů .....	26
7.3.1 Místo 1.....	26
7.3.2 Místo 2:.....	27
7.4 Kontrola prutů na vzpěr .....	28
8 ZÁVĚR .....	29
9 SEZNAM POUŽITÉ LITERATURY .....	30



## Seznam zkratek a symbolů

$A_k$	[m <sup>2</sup> ]	plocha křidel
$A_{om.}$	[m <sup>2</sup> ]	omočená plocha
$A_v$	[m <sup>2</sup> ]	vztažná plocha
$\alpha$	[°]	úhel náběhu
$C_d$	[-]	koeficient odporu trupu
$C_f$	[-]	koeficient třecího odporu
$C_L$	[-]	koeficient vztlaku
CFD	[-]	computational fluid dynamics (simulace proudění tekutin)
$D_T$	[m]	největší průměr trupu
$d_{min}$	[mm]	minimální průměr čepu
$d_n$	[mm]	průměr nýtu
$E$	[GPa]	Youngův modul pružnosti
$\eta$	[Pa*s]	dynamická viskozita
$F$	[N]	působící síla
$F_D$	[N]	odporová síla
$F_{kr}$	[N]	kritická síla
$F_L$	[N]	vztlaková síla
$f_{LD}$	[-]	koeficient poměru délky a max. průměru trupu
$f_M$	[-]	funkce Machova čísla
$g$	[m*s <sup>-2</sup> ]	gravitační zrychlení
$xG$	[-]	násobky G
$i$	[-]	potřebný počet nýtů
$J$	[mm <sup>4</sup> ]	kvadratický moment průřezu
$k$	[-]	bezpečnost
$L$	[m]	referenční délka
$L_T$	[m]	délka trupu
$L_p$	[mm]	délka prutu
$\lambda_T$	[-]	štíhlost trupu



M	[-]	Machovo číslo
$m_L$	[kg]	hmotnost letadla
MKP	[-]	metoda konečných prvků
n	[-]	typ zatížení prutu na vzpěr
$P_d$	[MPa]	dovolený tlak
$\rho$	[kg/m <sup>3</sup> ]	hustota vzduchu
Re	[-]	Reynoldsovo číslo
SOP	[-]	svislá ocasní plocha
$t_\zeta$	[mm]	tloušťka plechu pro uložení čepu
$t_n$	[mm]	tloušťka styčnickového plechu
$T_D$	[MPa]	dovolené tečné napětí
v	[m/s]	rychlost
$v_{max}$	[m/s]	max. rychlost
$v_c$	[m/s]	rychlost zvuku
VOP	[-]	vodorovná ocasní plocha



## 1 Úvod

Práce se věnuje návrhu trupu ultralehkého letadla. Letadla tohoto typu se řadí do samostatné třídy rekreačního a sportovního letectví. Dělí se do třech kategorií podle způsobu konstrukce. Do kategorie „P“ spadají letadla stavěná profesionálními firmami. Do kategorie „A“ patří letadla stavěná amatérsky, ale podle schválené dokumentace. Poslední kategorie „Z“ zahrnuje letadla stavěná amatérsky jako prototypy. Vzletová hmotnost ultralehkých letadel nesmí přesáhnout 450kg pro dvoumístný stroj bez záchranného systému, 472,5kg pak se záchranným systémem. Vzletová hmotnost je součet hmotností letadla, posádky a paliva. Hmotnostní omezení jsou přísná, a proto jsou v praxi ne vždy dodržovaná.

Teoretická část práce se zaměřuje na problematiku konstrukce trupů letadel. Existují tři základní typy trupů, a v práci je věnován prostor jejich konstrukčnímu řešení a seznámení s jejich výhodami, popř. nevýhodami. Na základě těchto poznatků bude v práci vytvořen návrh trupu letadla. Při návrhu je kladen velký důraz na co největší snížení hmotnosti kvůli výše zmíněným hmotnostním omezením ultralehkých letadel. Hmotnost se samozřejmě nesmí snižovat na úkor pevnosti a tuhosti trupu. Pevnostní výpočty odpovídající některým extrémním situacím, do kterých se může letadlo dostat, budou řešeny pomocí MKP. V práci budou zahrnuty i výpočty kritických nýtových spojů.

Dále se teoretická část zaměřuje na aerodynamiku letadla se zvláštním zaměřením na odpor trupu. Jedná se o složitou problematiku, neboť odpor trupu je ovlivněn mnoha faktory, jako je např. geometrie trupu, drsnost trupu, fyzikální vlastnosti vzduchu, atd.. Za použití jednoduchých rovnic bude spočítán odpor námi navrhnutého trupu. Ačkoli tento výsledek nebude tak přesný jako kdybychom použili aerodynamický tunel, tak nám to o odporu dá určitou představu.





## 2 Konstrukce trupu

Trup je hlavní část letadla z hlediska umístění posádky, cestujících a výstroje. Spojuje v jeden celek ostatní hlavní části letadla – křídla, motor, ocasní plochy, podvozek. Požadavky na konstrukci trupu vyplývají z jeho základních funkcí. Musí zajistit bezpečné a komfortní umístění pilotů, cestujících a uložení zavazadel. Během letu musí konstrukce zajišťovat ochranu před nepříznivými vlivy spojenými s letem – střídání teplot, vlhkosti, tlaku, hluku. V trupu jsou rozmístěny letadlové systémy a většinou je v trupu umístěno i palivo, nebo jeho část. Z aerodynamického hlediska je nutné zajistit co nejmenší odpor. Odpor trupu tvoří 20-40% celkového odporu letadla [1]. Odpor závisí hlavně na maximálním průřezu trupu a velikosti omočené plochy. Konstrukce trupu musí být dostatečně tuhá a pevná při zachování co nejmenší možné hmotnosti a ceny. Tvar trupu se vyvíjel podle aerodynamických požadavků. Dříve byl hojně využíván obdélníkový průřez. Tento tvar je však z hlediska odporu zcela nevýhodný a postupně se přecházelo k aerodynamicky lepším obrysům. Odstraňovaly se také části, jež vyčnívaly na povrchu trupu. Začaly se také překrývat dříve otevřené pilotní kabiny. Dnes má nejpoužívanější průřez trupu tvar elipsy a jediný výstupek tvoří kryt pilotní kabiny. Konstrukce se vyvíjela v závislosti na materiálových a technologických možnostech, pokroku ve výpočtových metodách a v požadavcích na letadlo samotné. Z konstrukčního hlediska lze trupy rozdělit do tří skupin – příhradové, skořepinové a příhrado-skořepinové.

**Příhradová konstrukce** se skládá ze dvou svislých a dvou vodorovných příhradovin, které jsou vzájemně spojené příčnou soustavou přepážek.

**Skořepinová konstrukce** je dutá a skládá se z podélné a příčné soustavy a z potahu.

**Příhrado-skořepinové** trupy kombinují obě konstrukce a vyskytují se poměrně zřídka.



V počátcích letectví se využívalo téměř výhradně příhradové konstrukce, a i dlouho po objevení skořepinového trupu zůstával trup příhradový hlavním typem trupu, i přes zjevné přednosti skořepiny. Dnes se příhradové trupy používají jen zřídka, spíše u menších letadel. Někdy se jako příhradové dělají pouze některé oddíly trupy. Za první světové války se objevily skořepinové trupy, které jsou dnes zdaleka nejrozšířenější. Ideální skořepinový trup si lze představit jako tenkostěnnou oválnou nádobu, se stěnou proudnicového tvaru. Tomuto se nejvíce přibližuje čistá skořápka, u níž je hlavním nosným prvkem potah. Oproti příhradové konstrukci má skořepina řadu výhod – snadno se dosáhne libovolného tvaru přímo vlastní nosnou kostrou, je plně využit vnitřní prostor, je odolnější, články jsou využity účelně.

## 2.1 Charakteristiky trupu

Trup tvoří přibližně 7-14% vzletové hmotnosti letadla, z toho nosná konstrukce tvoří 85-90% hmotnosti vlastního trupu. U dopravních letadel zasahuje značnou měrou do hmotnosti interiér – sedačky, izolace, zavazadlový prostor, čalounění [1].

Kromě hmotnosti je další charakteristickou vlastností trupu štíhlost, která je daná rovnicí [1]:

$$\lambda_T = \frac{L_T}{D_T} \quad (1)$$

Hodnoty štíhlosti bývají:

6-7 pro lehké letouny

8-9 pro malé dopravní letouny

10-13 pro těžké dopravní letouny s velkým doletem

16-20 pro nadzvukové dopravní letouny

Příčný průřez jednotlivých kategorií letadel:

1-1,2m<sup>2</sup> – jednomístný letoun

1,5-1,7m<sup>2</sup> – dvomístný letoun s piloty vedle sebe

1,3-2,5m<sup>2</sup> – stíhací letoun s jedním motorem v trupu



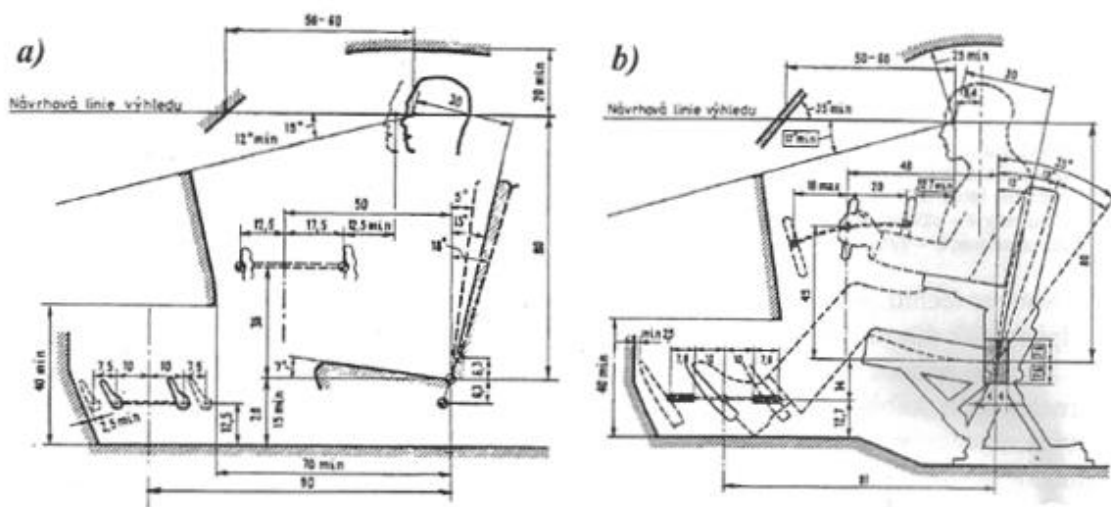
25-50m<sup>2</sup> – těžký transportní letoun

## 2.2 Kabina posádky

Kabina je konstruována striktně dle ergonomických požadavků. Uspořádání je dáno předpisy letové způsobilosti. U malých jednomístných popř. dvoumístných letadel je prostor pro piloty dán nutným minimem pro komfort pilota, dosažitelností řídicích orgánů výhledem, možností nastoupení/vystoupení a možnost nouzového opuštění kabiny.

Standardizovaný rozměr panáka vyhovující pro evropskou populaci [2]:

- a) Pro pákové řízení
- b) Pro volantové řízení



obr. 1.: standardizované rozměry pilota v kabině [2]

Při konstrukci kabiny se zásadně vychází od polohy oka pilota na návrhové linii výhledu. Všechny ostatní rozměry se vztahují k ní.

## 2.3 Výhled

S ohledem na výhled pilota je nutné postupovat pozorně při návrhu dělení skel větrného štítu kabiny a krytu palubní desky. Výhled směrem dopředu je nejvíce



omezován u letadel s motorem v přední části trupu, boční výhled je obtížné zajistit u letadel s šípovým typem křídla [2].



### 3 Odpor trupu

Pokud těleso obtéká ideální kapalina (kapalina o nulové viskozitě), platí, že kapalina tělesu neklade žádný odpor, neboť lze předpokládat, že dokonale sleduje povrch tělesa. Reálně však dochází vlivem viskozity k silové interakci mezi kapalinou a obtékaným tělesem [3]. Faktory, které ovlivňují odpor trupu, jsou velikost a tvar trupu, drsnost trupu, rychlost letadla a jeho odklon od proudění vzduchu, rychlost vzduchu, hmotnost vzduchu proudícího kolem letadla a na fyzikálních vlastnostech vzduchu samotného – viskozitě a stlačitelnosti [4]. Závislost tvaru, viskozity a stlačitelnosti vzduchu lze vyjádřit pomocí jedné proměnné, a tím výrazně zjednodušit výpočet. Zavede se tzv. koeficient odporu  $C_d$ . Všechny faktory lze zahrnout do jedné jednoduché rovnice, jejímž řešením získáme představu o odporu tělesa určitého tvaru pohybující se danou rychlostí danou tekutinou [4].

$$F_D = C_d * \frac{\rho * v^2}{2} * A_v \quad (2)$$

Problémem je však určení hodnoty  $C_d$ . Kvůli mnoha různým zdrojům odporu je určení složitější, než určení koeficientu vztlaku. Koeficient odporu v sobě zahrnuje odpor daný tvarem, drsností, vlnový odpor při překonávání rychlosti zvuku a indukovaný odpor. Zjišťuje se, téměř výhradně, experimentálně v aerodynamickém tunelu. Jako další problematrická veličina by se mohla jevit vztažená plocha. Nabízí se totiž otázka, jakou plochu použít. Pokud bychom mysleli, že odpor je způsobený třením mezi vzduchem a trupem, logická volba by byla použít omočenou plochu trupu. Pokud bychom však uvažovali o odporu jako o odporu proti proudění vzduchu, použili bychom plochu kolmou ke směru proudění vzduchu. A pokud bychom chtěli porovnat koeficient odporu a koeficient vztlaku museli bychom použít stejnou plochu křídla, jakou jsme použili k určení koeficientu vztlaku. Vzhledem k tomu, že se  $C_d$  určuje experimentálně, můžeme si zvolit jakoukoli lehce měřitelnou plochu. Pro každou plochu se koeficienty budou lišit, nicméně výsledná vypočtená odporová síla bude stejná, protože koeficient je vždy vztažen k určité ploše. V praxi musí být vždy u každého koeficientu odporu



specifikována plocha, vůči které byl určen [4].

Důležité také je, aby ve větrném tunelu byla nastavena hustota a stlačitelnost vzduchu odpovídající reálnému případu. Pro malé rychlosti (<320km/h) je stlačitelnost vzduchu zanedbatelná. Pro rychlosti blízké rychlosti zvuku a vyšší (>1200km/h) je však důležité, aby odpovídalo Machovo číslo (poměr rychlosti letadla k rychlosti zvuku) reálným letovým podmínkám. Při nadzvukových rychlostech vznikají před letadlem rázové vlny a je nutné počítat s odporem, který vznikne vynaložením energie letadla na jejich stlačení [4].

Ještě důležitější, než odpovídající stlačitelnost, je odpovídající Reynoldsovo číslo [4], díky kterému je možno rozlišit, jestli je proudění vzduchu laminární či turbulentní.

$$Re = \frac{\rho * L * v}{\eta} \quad (3)$$

Pokud je Reynoldsovo číslo při experimentu a při reálném letu přibližně stejné, potom je laboratorní model situace správný a výsledky měření lze použít [4].





Příklady koeficientu odporu některých běžných objektů vztažených k čelnímu průřezu [5]:

Podzvukové nákladní letadlo	0,012
Delfín	0,0036
Běžný automobil	0,29
Nadzvukový stíhací letoun	0,016

*Tabulka 1: příklady koeficientu odporu*



Z následující tabulky [4] je vidět, že tvar má na odpor obrovský vliv. Tvary použité v tabulce mají stejný maximální čelní průřez.

Deska		1,28
Koule		0,5
Kulka		0,295
Profil křídla		0,045

*Tabulka 2: příklady koeficientu odporu 2*



## 4 Výpočet odporu navrhovaného trupu

Ačkoli se koeficient odporu ve většině případů zjišťuje experimentálně, lze ho přibližně zjistit i výpočtem. Koeficient odporu trupu za nulového vztlaku je dán vztahem [6]:

$$C_d = C_f * f_{LD} * f_M * \frac{A_{om.}}{A_k} \quad (4)$$

$C_f$  značí koeficient třecího odporu. Je určen na základě Prandtlova vztahu [6]:

Pro turbulentní proudění

$$C_f = \frac{0,455}{[\log_{10}(Re)]^{2,58}} \quad (5)$$

Pro laminární proudění

$$C_f = \frac{1,327}{\sqrt{Re}} \quad (6)$$

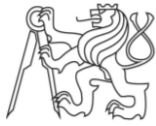
Výše uvedené rovnice platí buď pouze pro laminární, nebo pouze pro turbulentní proudění. V praxi však na komponenty letadla působí kombinace obou proudění. Existují způsoby pro odhad poměru laminárního a turbulentního proudění. Pro zjednodušení toto však nebudeme uvažovat. Pro rozlišení laminárního a turbulentního proudění můžeme vyjít z teorie, podle které je proud čistě laminární, pokud je  $Re$  menší než 4 000 [6]. V praxi však není třeba s turbulentní mezní vrstvou počítat, pokud je  $Re$  menší než 200 000. Jestliže je tedy  $Re$  menší než 200 000, je možno proudění považovat za laminární. Za turbulentní můžeme proudění považovat za předpokladu, že  $Re$  je vyšší než 2 000 000. V oblasti  $200\,000 < Re < 2\,000\,000$  závisí charakter proudění vzduchu na geometrii trupu, drsnosti a dalších parametrech.

$$Re = \frac{\rho * L * v}{\eta} = \frac{1,225 * 7 * 55}{1,71 * 10^{-5}} = 2\,758\,041$$

$$\rho = 1,225 \text{ kg/m}^3$$

$$L = 7 \text{ m}$$





$$v=55\text{m/s}$$

$$\eta=1,71\cdot 10^{-5}$$

V našem případě vyšlo  $Re > 2\,000\,000$ , proto k výpočtu  $C_f$  bude použit vzorec (5) pro turbulentní proudění.

$$C_f = \frac{0,455}{[\log_{10}(Re)]^{2,58}} = \frac{0,455}{[\log_{10}(2\,758\,041)]^{2,58}} = 0,00372$$

Dalším parametrem rovnice je koeficient vyjadřující poměr mezi délkou a maximálním průměrem trupu [6].

$$f_{LD} = 1 + \frac{60}{(L_T/D_T)^3} + 0,0025 \cdot \left(\frac{L_T}{D_T}\right) \quad (7)$$

$$L_T = 7\text{m}$$

$$D_T = 1,178\text{m}^2$$

$$f_{LD} = 1 + \frac{60}{(7/1,178)^3} + 0,0025 \cdot \left(\frac{7}{1,178}\right) = 1,301$$

Třetí parametr rovnice ( $f_M$ ) je funkcí Machova čísla a je definován vztahem [6]:

$$f_M = 1 - 0,08 \cdot M^{1,45} \quad (8)$$

$$M = \frac{v_{\max}}{v_c} \quad (9)$$

$$v_{\max} = 55\text{m/s}$$

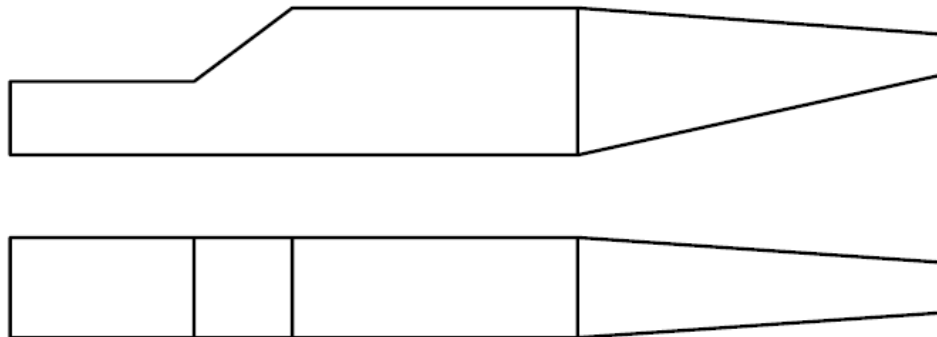
$$v_c = 340\text{m/s}$$

$$M = \frac{55}{340} = 0,162$$



$$f_M = 1 - 0,08 * 0,162^{1,45} = 0,994$$

Poslední parametry jsou omočená plocha  $A_{om}$ . a plocha křídél  $A_k$ . Omočenou plochou je povrch materiálu, který tvoří plášť letadla, a je v kontaktu se vzduchem proudícím kolem letadla. Výpočet omočené plochy může být, kvůli tvarově složitým plochám trupu, velmi náročný. Pro zjednodušení byla ve výpočtu plocha trupu nahrazena jednoduššími geometrickými tvary.



obr. 2: omočená plocha

$$A_{om} = 21,62 \text{m}^2$$

$$A_k = 15,86 \text{m}^2$$

Po dosazení všech neznámých do rovnice (4):

$$C_D = 0,00372 * 1,301 * 0,994 * \frac{21,62}{15,86} = 0,00656$$

Nyní, když je známo  $C_d$ , je možno vrátit k samotnému výpočtu odporové síly podle rovnice (2) v kapitole 3.

$$C_d = 0,00656$$

$$\rho = 1,225 \text{kg/m}^3$$

$$v = 55 \text{m/s}$$

$$A_k = 15,86 \text{m}^2$$

$$F_D = 0,00656 * \frac{1,225 * 55^2}{2} * 15,86 = 193 \text{N}$$

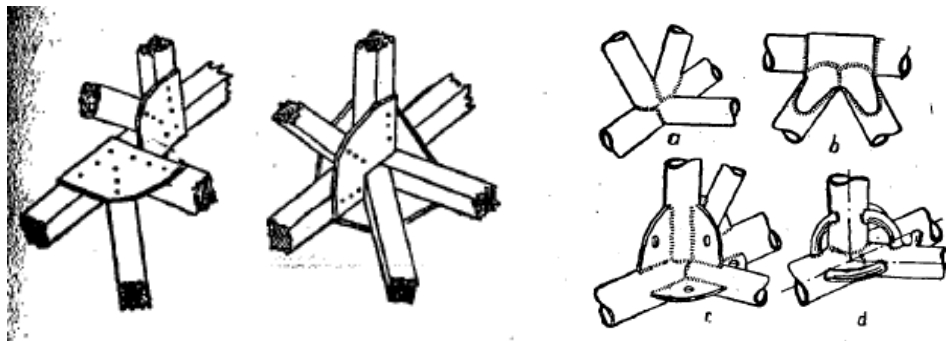


## 5 Příhradové trupy

Obecná příhradová konstrukce je soustava prutů, které jsou vzájemně ve svých koncích, styčnicích, spojené. Pruty mají konstantní průřez, jehož tvar může být různý. Používají se trubky, kruhové tyče, L, I, T, C profily. Dříve byl nejpoužívanější materiál dřevo. Dnes se pro tyto typy konstrukcí využívá dural a slitiny hliníku.

V ideální příhradové konstrukci jsou jednotlivé pruty připojeny do styčnic kloubově. Tím se docílí, že se konstrukce jako celek chová jako ideálně tuhé těleso [7]. Veškeré síly, které má konstrukce přenášet se zavádí do styčnic, tím se zajistí, že pruty jsou namáhány pouze osovými silami. Toto řešení nabízí dobré využití mechanických vlastností materiálu při zachování nízké hmotnosti.

Reálně má však trup do tohoto ideálního modelu daleko. V první řadě styčnicky nebývají kloubové, ale tuhé. Používají se lepené, nýťované a svařované spoje.



obr. 3.: ukázka uchycení prutů v příhradové konstrukci [8]

Další problém je, že v praxi není většinou možné zajistit, aby byla konstrukce zatížena výhradně ve styčnicích, díky čemuž nejsou pruty namáhány pouze osově, ale i na ohyb, což výrazně snižuje jejich únosnost. Tuhé styčnicky poskytují však i výhody. Pruty namáhané na tlak nejsou často limitovány mezí kluzu, ale ztrátou vzpěrové stability. Oproti oboustranně kloubově uloženému prutu, nabízí tuhé uložení značně vyšší kritické napětí. Další výhodou je možnost, aby pruty, které na sebe navazují v přímce, byly vyrobeny jako jeden kus a nebyly přerušeny v každém styčnicu, což umožňuje výrazná technologická ulehčení. [7]



Příhradový trup se obvykle skládá z vlastní nosné části tvořené příhradovou konstrukcí, a z pomocné kostry, která dodává trupu požadovaný aerodynamický tvar a nese potah.

## 5.1 Celková charakteristika příhradových trupů

Používané typy příhrad bývají jednoduché a staticky určité. V praxi se pro zjednodušení konstrukce je třeba někdy odchýlit od pravidla, které žádá, aby se osy všech prutů protínaly v jediném bodě.

U příhradových trupů se dá místo tuhých příček použít dvojice zkřížených drátů. Toto konstrukční řešení však snižuje tuhost trupu, zvláště u svislých příhradovin, a je navíc nutné je občas seřídít, neboť dráty mají tendenci se vytahovat. Dráty je navíc nutné při montáži předepnout, aby se zamezilo jejich prověšení při deformaci trupu, což porušuje statickou určitost a ztěžuje výpočet [8].

Aerodynamický tvar dosažený pomocnou kosterou má horší vlastnosti než např. u skořepinového trupu. Jeden z hlavních důvodů je to, že potah se kvůli rozdílu vnitřního a vnějšího tlaku má tendenci vyboulovat, nebo v případě otevřeného kokpitu vtahovat dovnitř, což narušuje proudnicový tvar trupu. Pomocná kostra navíc není součástí nosné konstrukce a tím pádem je to zbytečná hmotnost navíc [8].

Aby byla zajištěna tuhost konstrukce v krutu, musí být použity vnitřní úhlopříčné výztuhy. Tyto pruty značnou mírou ztěžují umístění zařízení či nákladu uvnitř trupu, což je velkým nedostatkem příhradových konstrukcí. V praxi se proto v přední části letadla od příhradoviny opustí, a nahradí se skořepinou [8].

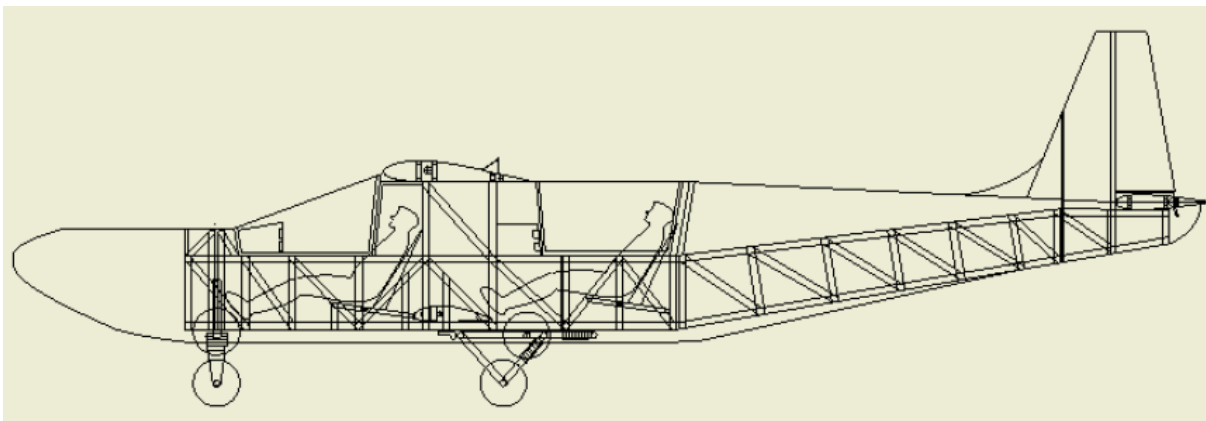
Kladnou vlastností příhradového trupu je snadný přístup do interiéru. Potah není nosná část trupu, a tudíž je do něj možno libovolně dělat výřezy, nebo je možno celé části konstruovat jako odnímatelné [8].

Z hlediska zranitelnosti je však příhradovina ze všech trupů nejméně spolehlivá, neboť zborcení byť jen jednoho prutu má za následek značné snížení celkové pevnosti konstrukce [8].



## 6 Návrh konkrétního příhradového trupu

Při návrhu trupu letadla bylo vycházeno z již praxí ozkoušených a ověřených koncepcí a po vzoru příhradových trupů v [1], [2] a [8] byla navržena prvotní verze příhradového trupu.



obr. 4.: první verze trupu letadla

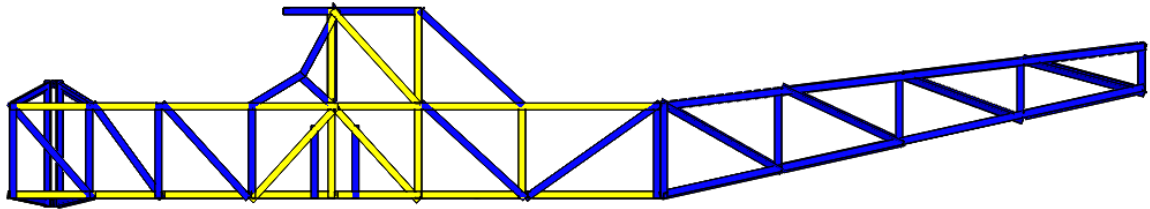
První verze návrhu měla příliš vysokou hmotnost, a hlavně ocasní část musela být upravena vyjmutím dvou příčných segmentů. Další změny čekaly oblast kabiny. Zde byla konstrukce upravena převážně pro zlepšení výhledu pilotů. Trup je pro ulehčení přepravy tvořen jako dvoudílný. Ocasní část je ke kabině připojena čtyřmi čepy.

Trup je tvořen L profily 40x40x3 a 40x40x2 spojených nýty. Nejdříve byla velká část trupu tvořena L profily 50x50x5 díky čemuž byl trup extrémně předimenzovaný a odpovídala tomu i obrovská hmotnost až 110kg. Na základě MKP simulací byla identifikována místa, kde je možno použít menší profily a hmotnost trupu se podařilo dostat na 56kg. Trup i po takovém odlehčení stále zůstává lehce předimenzovaný, ale pro zachování vyšší bezpečnosti např. při nouzovém přistání bylo rozhodnuto, že se takto ponechá.

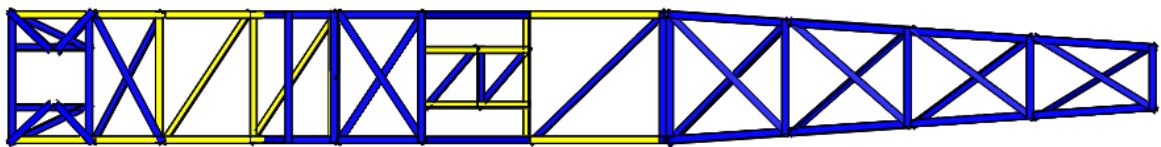
Za materiál byl zvolen dural EN AW 2024, který je v leteckém průmyslu jeden z nejpoužívanějších materiálů. Ze stejného materiálu jsou vyrobeny i nýty a čepy. Tento dural má vysokou pevnost, je dobře obrobitelný a špatně svařitelný. Používá se dále pro výrobu vědeckých nástrojů, veterinárních a ortopedických výztuh [9].



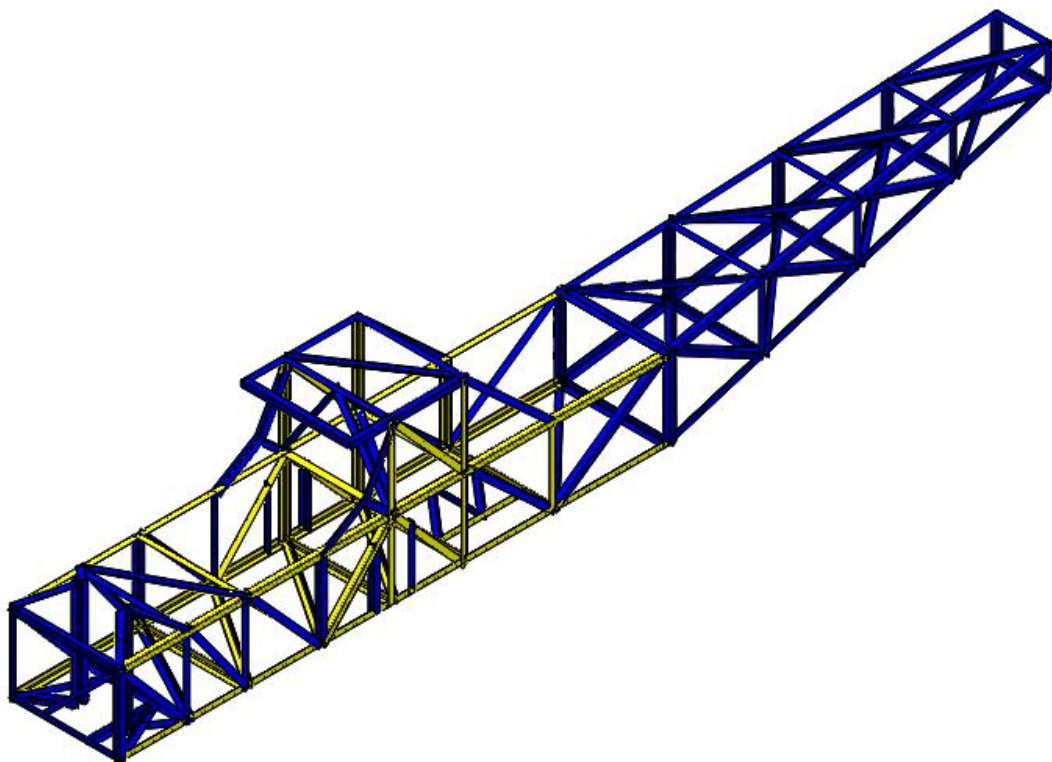
Modře jsou znázorněny L profily 40x40x2, žlutě pak L profily 40x40x3.



*obr. 5.: finální verze trupu – boční pohled*



*obr. 6.: finální verze trupu – vrchní pohled*



*obr. 7.: finální verze trupu – 3D pohled*



## 7 Výpočty

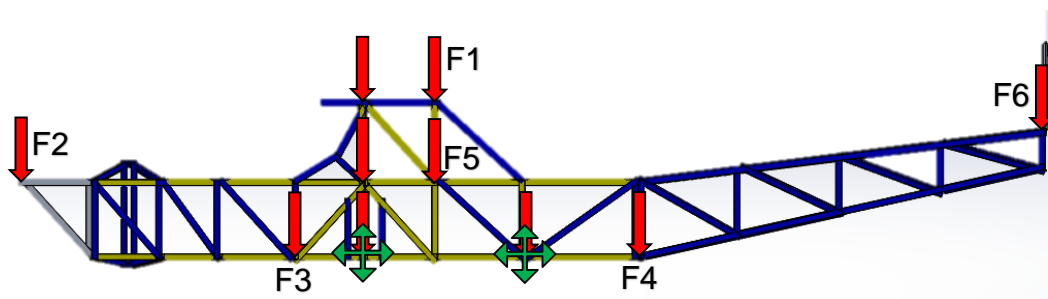
### 7.1 MKP analýzy

#### 7.1.1 Přistání

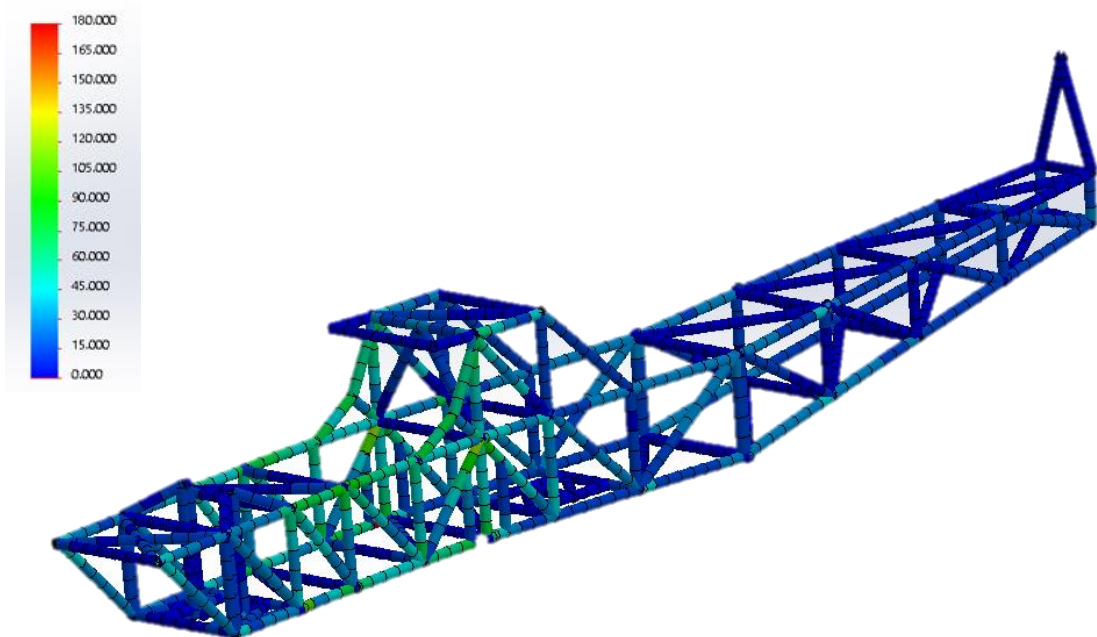
Při přistání musí trup letadla vydržet přetížení 6G bez jakékoliv plastické deformace. Při simulaci byl fixně zajištěn hlavní podvozek a všechny hmotné prvky letadla působící na trup byly zatíženy šestinásobkem vlastní tíhy, viz tabulka.

Prvek	Hmotnost [kg]	Působící síla[N]
Přední křídla – F1	70	4120,2
Motor – F2	100	5886
2 piloti – F3, F4	2x 80	2x 4708,8
Nádrž – F5	30	470,9
ocasní plochy – F6	20	1177,2

Tabulka 3: zatížení prvků - přistání



obr.8: rozložení působících sil - přistání



obr. 9: výsledek simulace - přistání

### 7.1.2 Přitažení

Trup letadla musí podle normy vydržet při maximálním vychýlení výškového kormidla během vodorovného letu maximální rychlostí. [10] Při simulaci bylo fixně zajištěno přední křídlo a hmotné prvky vyjma VOP byly zatíženy pětinásobkem vlastní tíhy. Při prudkém přitažení výškového kormidla se VOP chová jako oklapované křídlo, a je tím způsobena skoková změna  $C_L$ . Přírůstek  $C_L$  je podle [11] 0,95.

Prvek	Hmotnost [kg]	Působící síla [N]
Motor – F1	100	4905
2x Piloti – F2, F3	2x 80	2x 3924
Nádrž – F4	30	1472

Tabulka 4: zatížení prvků - přitažení





### 7.1.2.1 Výpočet síly působící na VOP

$$F_5 = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_{\max}^2 \cdot A_v \cdot C_L \quad (10)$$

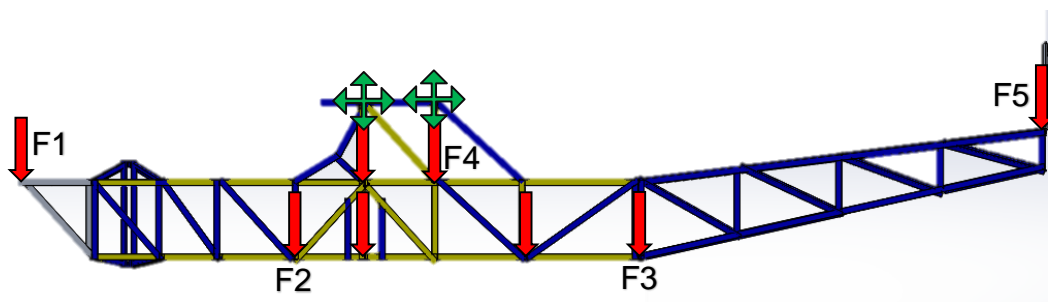
$$\rho = 1,225 \text{ kg/m}^3$$

$$v_{\max} = 55 \text{ m/s}$$

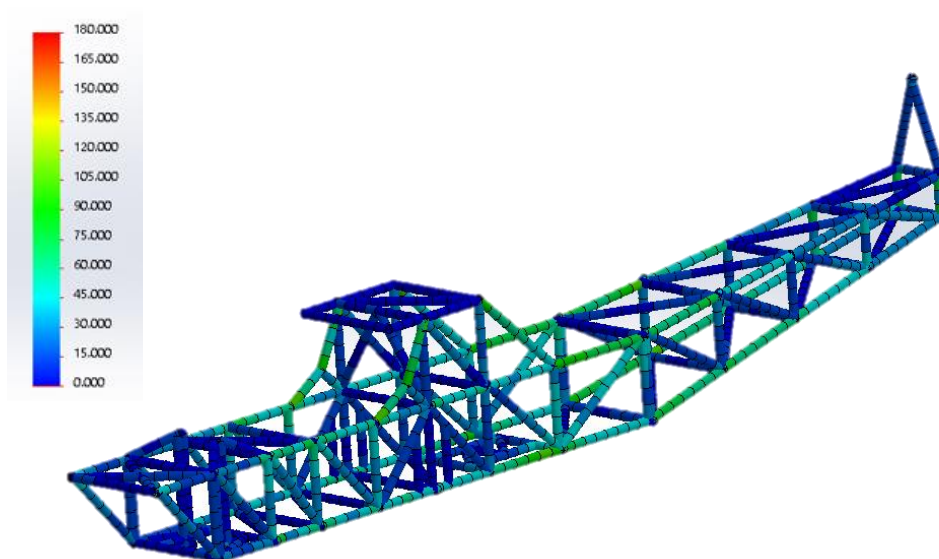
$$A_v = 2 \text{ m}^2$$

$$C_L = 0,95$$

$$F_5 = \frac{1}{2} \cdot 1,225 \cdot 55^2 \cdot 2 \cdot 0,95 = 3520 \text{ N}$$



obr. 10.: rozložení působících sil - přitažení



obr. 11.: výsledek simulace - přitažení



### 7.1.3 Krut

Vzhledem k tomu, že v oblasti pilotní kabiny je příhradová konstrukce narušená odebráním některých prutů, vzniká zde riziko, že trup nevydrží při maximálním vychýlení směrového kormidla za letu maximální rychlostí. Při simulaci byla opět fixně zajištěna přední křídla. Stejně jako u případu přitažení je SOP s prudce vychýleným směrovým kormidlem považována za oklapované křídlo, viz výše.

#### 7.1.3.1 Výpočet síly působící na SOP

$$F = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_{\max}^2 \cdot A_v \cdot C_L$$

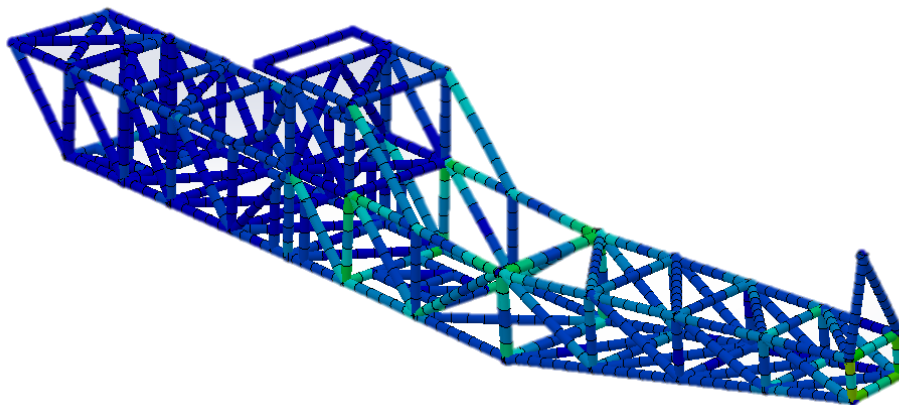
$$\rho = 1,225 \text{ kg/m}^3$$

$$v_{\max} = 55 \text{ m/s}$$

$$A_v = 0,7 \text{ m}^2$$

$$C_L = 0,95$$

$$F = \frac{1}{2} \cdot 1,225 \cdot 55^2 \cdot 2 \cdot 0,95 = 1233 \text{ N}$$



Obr. 12.: výsledek simulace - krut



### 7.1.4 Turbulence

Podle normy musí letadlo letící maximální rychlostí vydržet kladný a negativní poryv větru o rychlosti  $7,5 \text{ ms}^{-1}$  [10]. Poryv způsobí skokovou změnu úhlu náběhu a v důsledku toho i změnu koeficientu vztlaku. Z výsledné síly se vypočítají násobky  $G$ , které budou při poryvu na letadlo působit.

$$m_L = 475,5 \text{ kg}$$

$$g = 9,81 \text{ ms}^{-2}$$

$$\rho = 1,225 \text{ kg/m}^3$$

$$v_{\max} = 55 \text{ ms}^{-1}$$

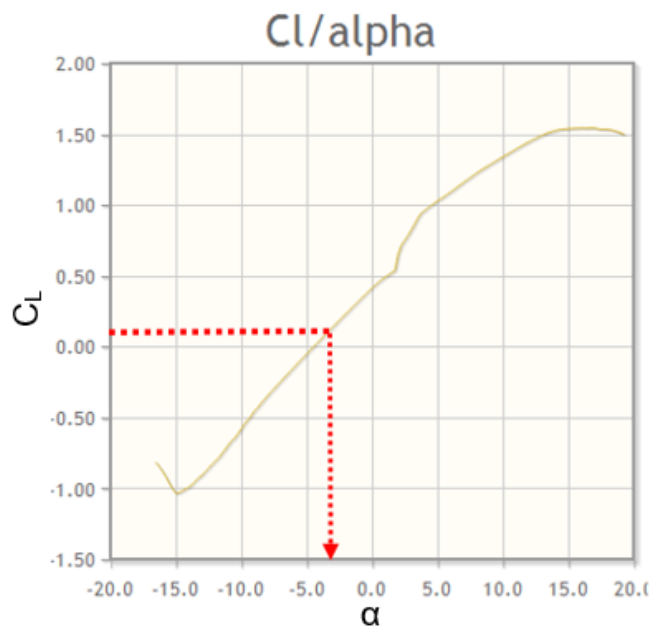
$$A_k = 15,86 \text{ m}^2$$

$$F_L = m_L \cdot g = 4635 \text{ N}$$

$$F_L = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_{\max}^2 \cdot C_L \cdot A_k$$

$$m_L \cdot g = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_{\max}^2 \cdot C_L \cdot A_k$$

$$\frac{2 \cdot m_L \cdot g}{\rho \cdot v_{\max}^2 \cdot A_k} = C_L = 0,16$$



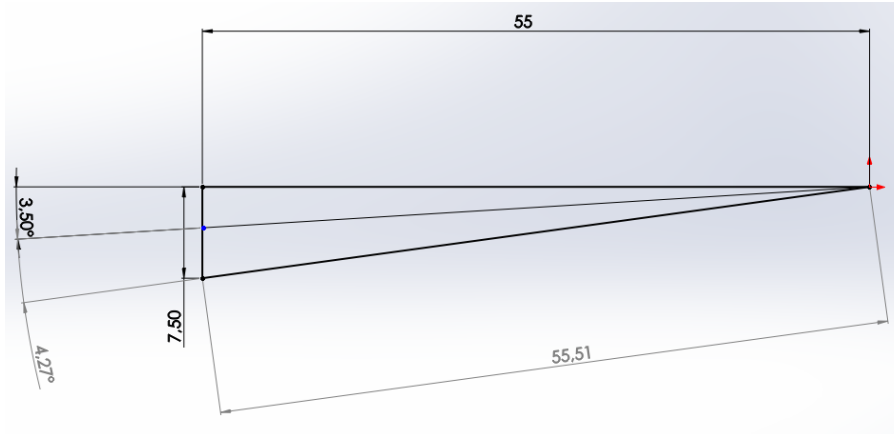
Obr. 13.: graf  $C_L/\alpha$  pro profil NACA 0008 [12]

Z  $C_L/\alpha$  diagramu byl z vypočteného koeficientu vztlaku odečten příslušný úhel náběhu  $\alpha$ .

$$\alpha = -3,5^\circ$$



Následně byla graficky vyřešena změna úhlu náběhu při poryvu větru.



Obr. 14.: grafické řešení poryvu větru

Změna úhlu náběhu vyvolá změnu koeficientu vztlaku. Z diagramu byl odečten odpovídající  $C_L$ .

$$C_{L2}=0,95$$

Poryv vyvolal i změnu maximální rychlosti.

$$V_{\max 2}=55,51 \text{ ms}^{-1}$$

Výpočet vztlakové síly po působení poryvu:

$$F_{L2} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_{\max 2}^2 \cdot C_{L2} \cdot A_k = 28436 \text{ N}$$

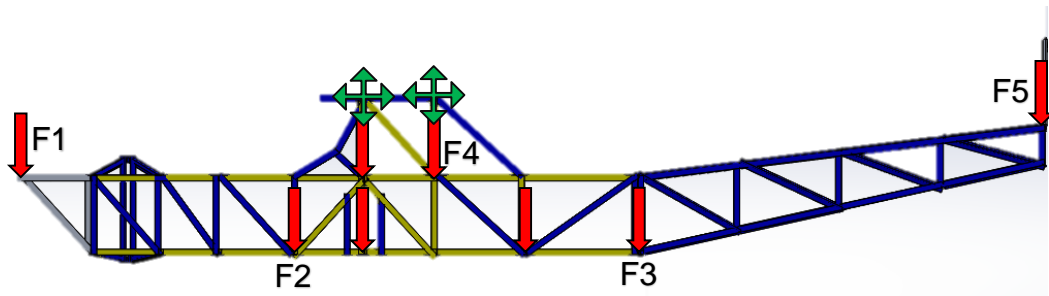
Násobky G:

$$xG = \frac{F_{L2}}{F_L} = 6,1$$

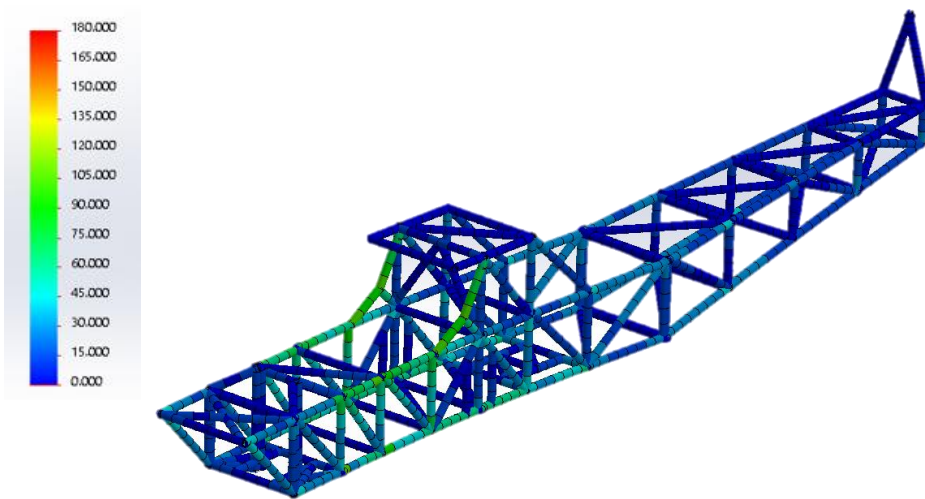
Z výpočtu vyplývá, že na letadlo bude při turbulenci působit přetížení 6,1G. V simulaci byla fixně zajištěna přední křídla a zbylé hmotné prvky zatíženy 6,1 násobkem vlastní tíhy, viz tabulka.

Prvek	Hmotnost [kg]	Působící síla[N]
Motor – F1	90	5385,7
2x pilot – F2, F3	2x 80	2x 4787,2
Nádrž – F4	30	1795,2
Ocasní plochy – F5	20	1196,8

Tabulka 5: zatížení prvků - turbulence



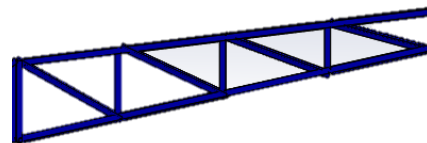
Obr. 15.: rozložení působících sil - turbulence



Obr. 16.: výsledek simulace - turbulence

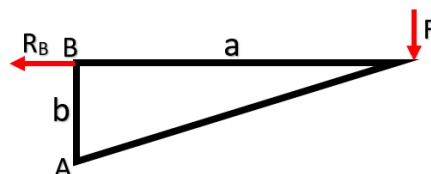
## 7.2 Výpočet čepů

Trup je navržen jako dvoudílný kvůli usnadnění přepravy. Ocasní část bude ke kabině přimontována čtyřmi čepy.



Obr. 17.: detail ocasní části trupu

$$F=3500N$$
$$a=2800mm$$



Obr. 18.: schéma momentové rovnováhy



$$b=550\text{mm}$$

$$k=2$$

$$R_B \cdot b = F \cdot a$$

$$R_B = \frac{F \cdot a}{b} = 17818,2\text{N}$$

Síla působící na jeden čep = 8909,1N

### 7.2.1 Kontrola na stříh

$$d_{\min} = \sqrt{\frac{4 \cdot F \cdot k}{2 \cdot \pi \cdot \tau_D}} \quad (11)$$

$$F=8909,1\text{N}$$

$$K=2$$

$$\tau_D=174\text{ MPa}$$

$$d_{\min} = \sqrt{\frac{4 \cdot 8909,1 \cdot 2}{2 \cdot \pi \cdot 174}} = 8,07\text{mm}$$

### 7.2.2 Kontrola na otláčení

$$d_{\min} = \frac{1}{2} \cdot k \cdot F \quad (12)$$

$$k=2$$

$$F=8909,1\text{N}$$

$$P_d=290\text{MPa}$$

$$t_{\check{c}}=4\text{mm}$$

$$d_{\min} = \frac{1}{2} \cdot 2 \cdot 8909,1$$
$$d_{\min} = \frac{17818,2}{290 \cdot 4} = 7,68\text{mm}$$

Na základě kontrol byl zvolen průměr čepů 9mm.

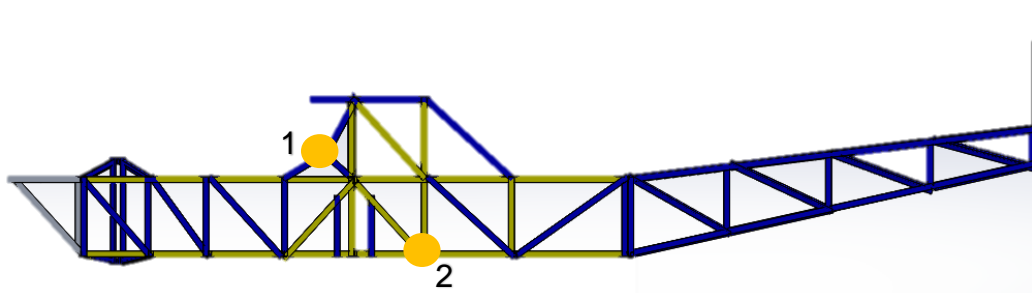


## 7.3 Výpočet kritických nýtových spojů

Z výsledků MKP simulací byla zjištěna kritická místa konstrukce, včetně konkrétních působících sil. Tato místa byla vybrána pro ukázkou kontroly z hlediska pevnosti nýtových spojů.

Místo	Působící síla [N]
1	8500
2	6400

Tabulka 6: síly v nýtových spojích



Obr. 19.: umístění kritických míst nýtových spojů

### 7.3.1 Místo 1

7.3.1.1 Kontrola na otláčení:

$$i = \frac{F \cdot k}{t_n \cdot d_n \cdot P_d} \quad (13)$$

$$t_n = 4 \text{ mm}$$

$$d_n = 5 \text{ mm}$$

$$F = 8500 \text{ N}$$

$$P_d = 290 \text{ MPa}$$

$$k = 1,2$$

$$i = \frac{8500 \cdot 1,2}{4 \cdot 5 \cdot 290} = 1,76 \rightarrow 2$$



### 7.3.1.2 Kontrola na smyk:

$$i = \frac{F \cdot k}{\frac{\pi \cdot d_n^2}{4} \cdot \tau_d} \quad (14)$$

$$d_n = 5 \text{ mm}$$

$$F = 8500 \text{ N}$$

$$\tau_d = 174 \text{ MPa}$$

$$k = 1,2$$

$$i = \frac{8500 \cdot 1,2}{\frac{\pi \cdot 8^2}{4} \cdot 174} = 2,99 \rightarrow 3$$

### 7.3.2 Místo 2:

#### 7.3.2.1 Kontrola na otláčení:

$$i = \frac{F \cdot k}{t_n \cdot d_n \cdot P_d}$$

$$t_n = 4 \text{ mm}$$

$$d_n = 5 \text{ mm}$$

$$F = 6400 \text{ N}$$

$$P_d = 290 \text{ MPa}$$

$$k = 1,2$$

$$i = \frac{6400 \cdot 1,2}{4 \cdot 5 \cdot 290} = 1,3 \rightarrow 2$$

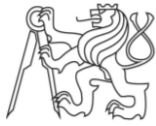
#### 7.3.2.2 Kontrola na smyk:

$$i = \frac{F \cdot k}{\frac{\pi \cdot d_n^2}{4} \cdot \tau_d}$$

$$d_n = 5 \text{ mm}$$

$$F = 6400 \text{ N}$$





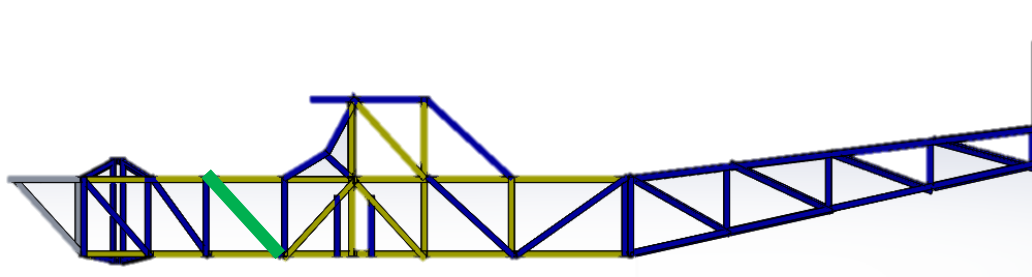
$$\tau_d = 174 \text{ MPa}$$

$$k = 1,2$$

$$i = \frac{6400 \cdot 1,2}{\frac{\pi \cdot 5^2}{4} \cdot 174} = 2,2 \rightarrow 3$$

## 7.4 Kontrola prutů na vzpěr

Ideálně by v příhradové konstrukci měly být pruty namáhány na tah. To však v praxi nelze zajistit u všech prutů, a u prutů namáhaných tlakem vzniká nebezpečí ztráty vzpěrové stability. Z výsledků MKP simulací byly zjištěny maximální síly v jednotlivých prutech. Na obrázku je vyznačeno nejkritičtější místo.



Obr. 20.: umístění kritického místa z hlediska vzpěru

$$F_{kr} = n \cdot \frac{\pi^2 \cdot E \cdot J}{L^2}$$

$$E = 71 \text{ GPa}$$

$$L = 740 \text{ mm}$$

$$N = 4$$

$$J = 24762 \text{ mm}^4$$

$$F_{kr} = 4 \cdot \frac{\pi^2 \cdot 71000 \cdot 24762}{740^2} = 126746,5 \text{ N}$$

Kritická síla pro daný prut, při které dojde ke ztrátě vzpěrové stability, je 126,7 kN.

Maximální síla působící na prut je však pouze 5,6 kN. Z hlediska vzpěru je tedy trup naprosto bezpečný.



## 8 Závěr

Pro pochopení problematiky návrhu trupů bylo nutné seznámit se s historií, rozdělením a současnými trendy konstrukce trupů letadel. Dále pak také s charakteristickými znaky, s výhodami a nevýhodami jednotlivých typů trupů (trup příhradový, skořepinový, příhrado-skořepinový). Nejvíce prostoru bylo věnováno trupu příhradovému.

Další část práce byla zaměřena na aerodynamiku trupu s výhradním zaměřením na odpor trupu. Tato problematika není v současné době dokonale prozkoumána a nejvíce dat se proto zjišťuje v aerodynamickém tunelu. Při zkoumání odporu trupu však měření probíhá za absence křídel, což zkresluje výsledek měření a jsou nutné korekce. Další možností je použití moderních CFD metod. Tyto metody umožňují velmi dobře optimalizovat trup např. z hlediska geometrie a drsnosti. Jsou však časově a hardwarově velmi náročné. Nejjednodušší způsob výpočtu odporu je popsán v kapitole 4. Ze všech metod je však nejméně přesný, neboť při výpočtu se musí provést určité odhady, hlavně co se charakteru proudění vzduchu týče, a ty se mohou více či méně odchýlovat od reality. V této metodě není zohledněna geometrie, drsnost, místo odtržení toku vzduchu, místo přechodu laminárního a turbulentního proudění, atd..

Výsledkem práce je návrh příhradového trupu pro dvoumístné ultralehké letadlo s umístěním pilotů za sebou a se zatažitelným podvozkem. Nebylo snahou vymyslet nový revoluční typ trupu, ale navrhnout bezpečný a dobře fungující příhradový trup schopný letu. Pevnost trupu je zkontrolována několika MKP výpočty, které odpovídají mezním režimům letu (přistání, přitažení, prudké vychýlení SOP, turbulence). Dále byla analyticky ověřena pevnost nejzatíženějších nýtových a čepových spojů, a příhradovina byla zkontrolována i z hlediska rizika ztráty vzpěrové stability. Veškerý návrh včetně simulací byl vytvořen v programu SOLIDWORKS.



## 9 Seznam použité literatury

- [1] Ing. Mertl, Vlastimil. *Konstrukce a projektování letadel*. Brno: PC-DIR Real, s.r.o., 2000.
- [2] Ing. Mikula, Jan. *Konstrukce a projektování letadel II*. Praha: nakladatelství ČVUT, 2005
- [3] Šob, František. *Hydromechanika*. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2002.
- [4] Glenn Research Center. *Guided tours of BGA* [online]. [cit. 2016-06-20]. Dostupné z: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/guided.htm>
- [5] Wikipedia. *Drag Coefficient* [online]. [cit. 2016-06-25]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/Drag\\_coefficient](https://en.wikipedia.org/wiki/Drag_coefficient)
- [6] Sadraey, M. *Aircraft Performance Analysis*. Saarbrücken: VDM Verlag Dr. Müller, 2009.
- [7] Dušan Slavětínský: O letadlech. *Příhradové konstrukce* [online]. [cit. 2016-06-15]. Dostupné z: [http://www.slavetind.cz/stavba/St\\_mechanika/Prihradovekonstrukce.aspx](http://www.slavetind.cz/stavba/St_mechanika/Prihradovekonstrukce.aspx)
- [8] Sulženko, M., N. *Konstrukce letadel*. Praha: Státní nakladatelství technické literatury, 1954.
- [9] BE GROUP. *Značení hliníku a jeho slitin vč. stavů* [online]. [cit. 2016-06-15]. Dostupné z: <http://www.begroup.com/cz/BE-Group-Czech-Republic/>
- [10] UL2 - I. Část. *Požadavky letové způsobilosti: Ultralehké letouny řízené aerodynamicky* [online]. [cit. 2016-05-14]. Dostupné z: <http://www.laacr.cz/SiteCollectionDocuments/predpisy/UL2-I.pdf>
- [11] Florian, Josef. *Aerodynamické charakteristiky letounu I*. Brno: VAAZ, 1962.
- [12] *Airfoil Tools* [online]. [cit. 2016-04-11]. Dostupné z: <http://airfoiltools.com/>