VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ
BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ
FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING

LETECKÝ ÚSTAV
INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

PODVOZEK A NÁKLADNÍ PROSTOR SOUTĚŽNÍHO MODELU LETOUNU
LANDING GEAR AND CARGO BAY OF COMPETITION MODEL AIRPLANE

BAKALÁŘSKÁ PRÁCE
BACHELOR'S THESIS

AUTOR PRÁCE Christos Bazakas
AUTHOR

VEDOUCÍ PRÁCE Ing. Jan Šplíchal, Ph.D.
SUPERVISOR

BRNO 2020

VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ

Zadání bakalářské práce

Ústav:	Letecký ústav
Student:	**Christos Bazakas**
Studijní program:	Strojírenství
Studijní obor:	Základy strojního inženýrství
Vedoucí práce:	**Ing. Jan Šplíchal, Ph.D.**
Akademický rok:	2019/20

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

Podvozek a nákladní prostor soutěžního modelu letounu

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Navrhněte podvozek a nákladový prostor letadla studentského týmu Chicken Wings pro soutěžní ročník 2020.

Cíle bakalářské práce:

1. Vyberte uspořádání podvozku letounu pro danou soutěž.
2. Navrhněte vnější tvar nákladního prostoru s ohledem na pravidla soutěže.
3. Navrhněte konstrukci nákladního prostoru a podvozku.

Seznam doporučené literatury:

RAYMER, D. Aircraft design: a conceptual approach. 3. print. Washington: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1989. ISBN 09-304-0351-7.

GUDMUNDSSON, S. General aviation aircraft design: applied methods and procedures. Oxford: Elsevier, 2014. ISBN 978-0-12-397308-5.

ABSTRAKT

Tato bakalářská práce se zabývá návrhem podvozku a nákladního prostoru soutěžního letounu pro soutěž SAE Aero Design East 2020. V úvodu této práce jsou zmíněny požadavky soutěže a rozbor pravidel, které se přímo dotýkají řešené problematiky. V následující části jsou formou rešerše zhodnoceny známé uspořádání podvozků. Práce dále pokračuje analýzou nejvhodnějšího vnějšího tvaru nákladového prostoru a uspořádáním nákladu uvnitř. Práce je zakončena konstrukčním návrhem nákladového prostoru a podvozku s ohledem na pravidla soutěže a realizaci.

KLÍČOVÉ SLOVA

Uspořádání podvozku, návrh vnějšího tvaru nákladového prostoru, návrh konstrukce nákladového prostoru a podvozku

ABSTRACT

The aim of this bachelor’s thesis is design of landing gear and cargo bay of an aircraft model for competition SAE Aero Design East 2020. The first part focuses on the rules of the competition. Next part contents known landing gear configurations. Analysis of suitable airfoils follows with selection of the best on efor the model. Last part shows the design of inner structure of the cargo bay.

KEYWORDS

landing gear configuration. airfoil analysis, structure design

BIBLIOGRAFICKÁ CITACE

BAZAKAS, Christos. *Podvozek a nákladní prostor soutěžního modelu letounu.* Brno, 2020. Dostupné také z: https://www.vutbr.cz/studenti/zav-prace/detail/125228. Bakalářská práce. Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, Letecký ústav. Vedoucí práce Jan Šplíchal.

PODĚKOVÁNÍ

Rád bych poděkoval svému vedoucímu bakalářské práce Ing. Janu Šplíchalovi Ph.D. za trpělivost a vstřícnost při tvorbě této práce. Dále chci poděkovat všem členům týmu Chicken Wings. Nakonec bych chtěl poděkovat své rodině za podporu po dobu mého studia.

Obsah

ÚVOD 10

1. SOUTĚŽ SAE AERO DESIGN EAST 2020 11
   1.1 Pravidla soutěže 11
2. PODVOZEK 13
   2.1 Stručná charakteristika podvozku 13
   2.2 Požadavky na podvozek 13
   2.3 Známá uspořádání podvozku 13
      2.3.1 Podvozek s ostruhovým kolem 14
      2.3.2 Podvozek s příďovým kolem 15
      2.3.3 Tandemový podvozek 16
      2.3.4 Výběr nejvhodnějšího uspořádání pro daný letoun 17
3. VNĚJŠÍ TVAR NÁKLADNÍHO PROSTORU 18
   3.1 Stručná charakteristika koncepce uspořádání křídlo-trup 18
   3.2 Optimalizace uspořádání nákladu v nákladovém prostoru 21
   3.3 Návrh a analýza vnější tvaru nákladového prostoru 26
      3.3.1 Analýza pomocí programu XFLR5 26
      3.3.2 Konečný výběr profilů pro vnější tvar nákladového prostoru 28
4. NÁVRH KONSTRUKCE PODVOZKU A NÁKLADOVÉHO PROSTORU 31
   4.1 Návrh konstrukce podvozku 31
   4.2 Návrh vnitřní konstrukce nákladového prostoru 35
5. Závěr 40

SEZNAM POUŽITÉ LITERATURY 41

SEZNAM JEDNOTEK, ZKRATEK A ZNAKŮ 42

SEZNAM OBRÁZKŮ 43

SEZNAM TABULEK 44

ÚVOD

Tato bakalářská práce se zabývá koncepčním návrhem podvozku a nákladového prostoru soutěžního letounu studentského týmu Chicken Wings pro soutěž SAE Aero Design East 2020.

V úvodní části jsou shrnuty požadavky a pravidla soutěže a jejich vliv při navrhování podvozku a nákladového prostoru.

V následující části jsou v rámci rešerše zmíněny a zhodnoceny známé provedení podvozků letadel, které by mohly být použity pro finální konstrukci soutěžního modelu.

V další části jsou krátkou formou rešerše vyjmenovány možné konfigurace křídla na soutěžním modelu, ze které následně vychází optimalizace uložení nákladu a jeho tvaru a zároveň analýza vnějšího tvaru nákladového prostoru.

V konečné části práce jsou uvedeny možné konstrukční provedení podvozku a nákladového prostoru a vytvoření konečného konstrukčního návrhu.

1. SOUTĚŽ SAE AERO DESIGN EAST 2020

Tato soutěž umožňuje studentům aplikovat teoretické znalosti a nabýt praktické zkušenosti navrhováním a následně stavbou soutěžního letounu. Jednotlivé studentské týmy poměří své síly s ostatními v psané části technické zprávy, ústní části prezentace a letovou ukázkou, která hodnotí letové výkony modelu. Soutěž sestává ze tří samostatných kategorií: Standartní (Regular Class), Pokročilá (Advanced Class), Mikro (Micro class). Náš tým soutěžil pouze ve Standartní kategorii.

Pro rok 2020 má Standartní kategorii své zadání: Týmům je zadáno vyvinout letoun, který je schopen operovat na krátké vzletové dráze, zatímco musí být schopno převést primární objemný náklad a sekundární platící závaží. Dodatečná omezení jsou omezení vzletové a přistávací dráhy, rozpětí křídel a omezovač výkonu pro pohonnou soustavu. [1]

1.1 PRAVIDLA SOUTĚŽE

Pravidla jsou každoročně obměňována, aby bylo zajištěno, že týmy každý rok vytvoří unikátní řešení problému oproti předcházejícímu ročníku.

V následující pasáži je obsažen výtažek z pravidel soutěže, které se přímo týkají problematiky návrhu a konstrukce podvozku a nákladového prostoru soutěžního letounu [1].

Druhy nákladu

Náklad se skládá ze dvou typů: Sférický (Fotbalový míč splňující FIFA certifikát) a tíhový (ocelový náklad, jehož hmotnost se započítává do rovnice bodového hodnocení), oba musí být převezeny uvnitř letounu a musí být snadno přístupné.

Požadavky pro nákladový prostor

Letoun musí mít jednotný nákladový prostor, který je schopen pojmout oba typy nákladu zároveň.

Nákladový prostor nemá specifikované rozměry ani tvar.

Nákladový prostor musí pojmout alespoň jeden míč.

Požadavky pro náklad

Náklad se nesmí podílet na konstrukci draku letounu, letoun musí být letuschopný i bez nákladu.

Platící závaží musí být zajištěno spojovacím materiálem ke konstrukci nákladového prostoru jako jedna masa materiálu.

Platící závaží nemá specifikovanou konfiguraci ani tvar a týmy si musí zaopatřit vlastní.

Sférický náklad musí splňovat podmínky: obvod v rozmezí 27 až 28 palců (průměr 218 až 227 milimetrů), hmotnost v rozmezí 14 až 16 uncí (397 až 454 gramů), tlak uvnitř míče musí být minimálně 9 psi (více než 62 kPa).

Omezení konstrukčních materiálů

Je zakázáno použití olova jako materiálu pro stavbu letounu nebo nákladu.

Je zakázáno použití vláknem vyztužených kompozitů vyjma komerčně dostupných motorových loží, vrtulí, přistávacích zařízení a spojovacích komponent ovládání serv.

Je zakázáno použití jakéhokoliv druhu lepící pásky a použití elastického materiálu jako jsou gumičky pro připevnění křídla nebo nákladu.

Omezení vzletové a přistávací plochy

Na vzlet je omezený časový interval 120 sekund.

Vzlet a přistání musí proběhnout pouze na přistávací, respektive vzletové ploše.

Pro vzlet je určena maximální dráha 100 stop (přibližně 30,5 metru) a pro přistání je maximální dráha 400 stop (přibližně 122 metrů).

Dodatečná omezení

Tým má na vyložení nákladu omezený časový interval 120 sekund, pouze náklad vyložený za tuto dobu je započítáván k bodovému zisku.

Podvozek letounu musí být ovladatelný.

Rovnice pro výpočet bodového hodnocení letové části

$$FS = 120 * \frac{2 * O + W}{b_W + L}$$

kde:

- O – počet uvezených míčů
- W – hmotnost tíhového nákladu v librách
- b_W – rozpětí křídel v palcích
- L – délka nákladového prostoru v palcích

Dodatečně chci zmínit fakt, že se soutěž konala v zámoří, kam jsme se museli přemístit leteckou dopravou, a proto bylo nutné vzít v úvahu omezení rozměrů přepravovaných zavazadel, mezi které právě patřila krabice ve které byl uložen náš soutěžní model.

2. PODVOZEK

2.1 Stručná charakteristika podvozku

Přistávací zařízení je neméně důležitou částí letounu, která umožňuje postoj a pohyb letounu na vzletové a přistávací dráze, ať již pevné nebo vodní. Další důležitou funkcí přistávacího zařízení je převzetí a utlumení kinetické energie při přistávacím rázu. A v neposlední řadě zajistit dobrou stabilitu a řiditelnost při pojezdu a pozemních fázích vzletu a přistání (rozjezd, dojezd).[2]

2.2 Požadavky na podvozek

Podvozek letounu by měl pro splnění bezpečnosti splňovat tato specifika [3]:

- jednoduchost konstrukce pro snížení rizika poruchy
- nízká hmotnost při zajištění dostatečné pevnosti a tuhosti, většinou by se měla pohybovat v rozmezí 4-8% hmotnosti letounu
- zajištění dostatečné vzdálenosti všech částí letounu od země
- dostatečná statická a dynamická stabilita
- dobrá ovladatelnosti při pojíždění a vzletu
- nízký aerodynamický odpor při letu, který je zajištěn buď zasunovacím mechanismem nebo aerodynamickým opláštěním konstrukce
- nízká cena
- jednoduchá údržba a nenáročná výměna poškozených součástí

2.3 Známá uspořádání podvozků

V této kapitole se budu věnovat třem nejrozšířenějším konceptům kolových podvozků a jejich pozitivům a negativům, na základě kterých následně provedu výběr nejvhodnější konfigurace pro náš soutěžní letoun [2][4][5].

2.3.1 Podvozek s ostruhovým kolem

Patří mezi nejstarší typy přistávacího zařízení a byl nejrozšířenějším typem až do konce druhé světové války. Dnes se tento typ zužitkuje pouze u sportovních letounů.

Typickým znakem je osazení hlavního podvozku před těžištěm letounu a ostruhovým kolem na zádi letounu. Reakce na ostruhové kolo se pohybují v rozmezí 6 až 13% tíhy letounu.

Pozitiva tohoto provedení:

Toto provedení umožňuje pilotovy provádět pozemní manévry při nízké rychlosti. Dále je konstrukčně lehké a levné. Při pevném provedení má menší aerodynamický odpor než podvozek s příďovým kolem v pevném provedení. Lépe se přizpůsobuje nerovnostem vzletové a přistávací dráhy. Díky velkému úhlu náběhu při přistání není třeba tak intenzivní brždění.

Negativa tohoto provedení:

Omezení přistávací rychlosti. Vysoký úhel náběhu při vzletu i přistání má za následek zhoršený výhled pilota. Při brždění hrozí převrácení na příď. Nízká stabilita a ovladatelnost během vzletu a přistání vlivem destabilizujícího momentu.

Obr. 2.1 Ukázka letadla s ostruhovým podvozkem [9]

2.3.2 Podvozek s příďovým kolem

Tato konfigurace patří k nejrozšířenějšímu provedení zejména u dopravních letounů všech kategorií.

Charakteristickým rysem je umístění hlavního podvozku za těžištěm letounu a pomocného kola v příďové části díky čemuž na něj také vzniká vyšší reakce než u provedení s ostruhovým kolem.

Pozitiva tohoto provedení:

Je dynamicky stabilnější díky stabilizujícímu momentu, a proto jednodušší při manévrování na zemi a při přistání. Velmi nízký úhel náběhu umožňuje pilotovy dobrý výhled na dráhu při pojíždějí, vzletu a přistání. Díky příďovému kolu je vynulováno riziko převrácení letounu na příď při intenzivním brždění a zároveň zajišťuje bezpečnou vzdálenost vrtule od země i při nepříznivých podmínkách přistání. Díky nízkému úhlu náběhu má letoun také lepší zrychlení při vzletu.

Negativa tohoto provedení:

Letoun při otáčení a manévrování na dráze vyžaduje minimální rychlost. Díky více zatíženému příďovému kolu je konstrukce těžší než provedení s ostruhou. Při pevném provedení příďové kolo výrazně zvyšuje aerodynamický odpor podvozku v porovnání s ostruhovým provedením. Toto provedení se nedokáže dobře přizpůsobit nerovnostem vzletové a přistávací dráhy. Příďové kolo je náchylné na samobuzené příčné kmitání, také nazývané ,,shimmy‘‘.

Obr. 2.2 Ukázka letadla s příďovým podvozkem [10]

2.3.3 Tandemový podvozek

Tandemové přistávací zařízení se rozšířilo u velmi hmotných letadel hlavně ve vojenství, kde klasické uspořádání vycházejí značně nevýhodně.

Charakteristickým rysem je umístění hlavních podvozkových jednotek za sebou na trupu s dodatečným použitím pomocných podvozkových jednotek umístěných zpravidla na koncích křídel nebo na motorových gondolách pro zajištění příčné stability na dráze.

Pozitiva tohoto provedení:

Podvozek vychází hmotnostně lehčí. Zatížení podvozku se přenáší přímo do konstrukce trupu.

Negativa tohoto provedení:

Velmi nízká manévrovatelnost při pojíždění na dráze. Díky nízké konstrukční výšce podvozku je také snížena bezpečná vzdálenost vrtulí od země. Vyžadována vyšší vzletová rychlost vlivem velkého rozvoru kol a velké vzdálenosti zadní podvozkové jednotky od těžiště. Zatahování podvozku vyžaduje velký prostor v trupu.

Obr. 2.3 Ukázka letadla s tandemovým podvozkem [11]

2.3.4 Výběr nejvhodnějšího uspořádání pro daný letoun

Vlivem velmi objemného nákladového prostoru a omezené délky startovací dráhy, který byl umístěn pod křídlo, byl zamítnut podvozek s ostruhovým kolem, který by měl za následek příliš velký úhel náběhu letounu při vzletu, a tudíž také příliš velký aerodynamický odpor. Proto byl zvolen podvozek s příďovým kolem, který umožňuje rychlou akceleraci při vzletu, a tudíž rychlejší dosažení vzletové rychlosti. Zároveň poskytuje lepší dynamickou stabilitu při vzletu a přistání a ochranu vrtule před převrácením na příď. Jelikož letoun nemá za úkol poskytnout rychlostní výkony, ale pouze zaručit letuschopnost, bylo rozhodnuto o pevném provedení podvozku i za cenu zvýšeného aerodynamického odporu za letu. V tomto rozhodnutí také hrál roli fakt nedostatku prostoru v trupu či nákladovém prostoru, kam by bylo možné uložit zasouvací mechanismus s podvozkem. Z podobného důvodu bylo také rozhodnuto, že podvozek bude neodpružený, a také aby byla zajištěna jednoduchost konstrukce při současném zaručení ovladatelnosti příďového kola.

3. VNĚJŠÍ TVAR NÁKLADOVÉHO PROSTORU

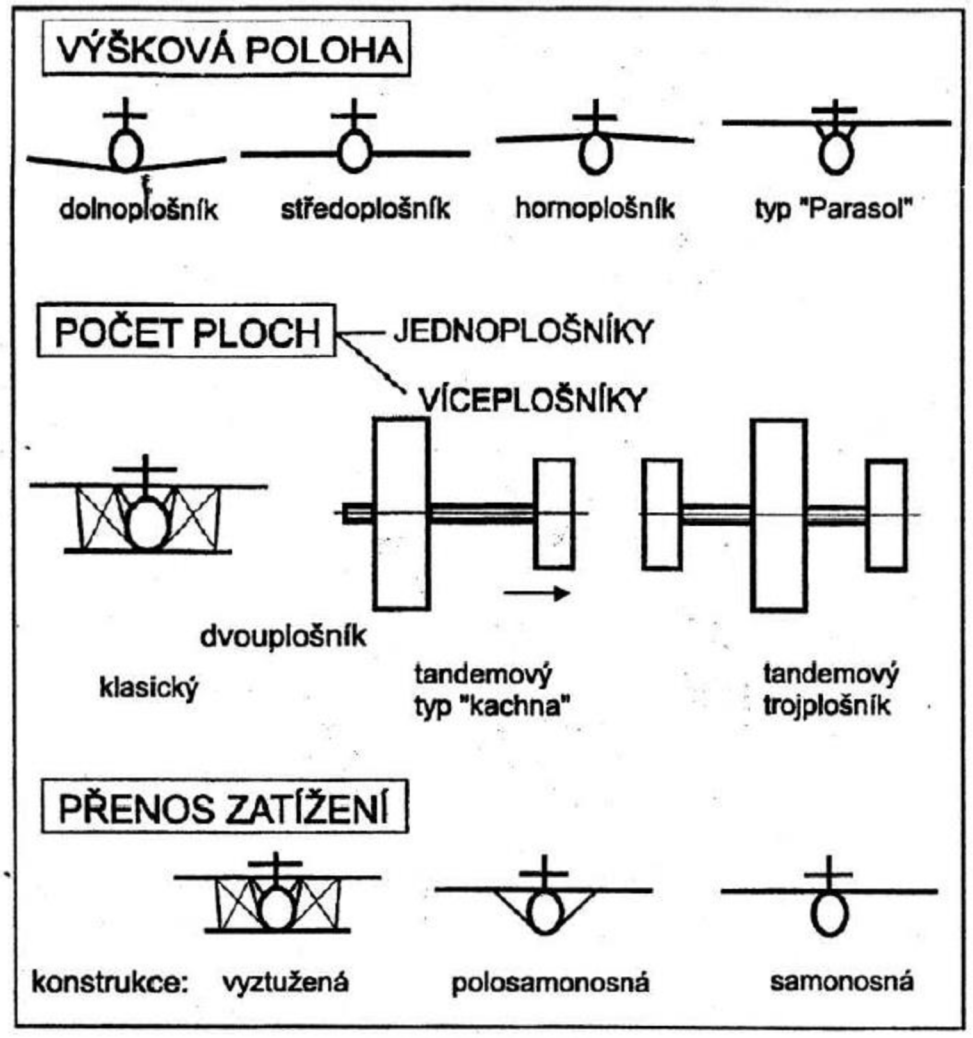
V této kapitole se budu zabývat převážně volbou uspořádání nákladu v nákladním prostoru a jeho vlivem na vnější tvar, který je následně analyzován prostřednictvím programu XFLR5.

3.1 Stručná charakteristika koncepce uspořádání křídlo-trup

Z hlediska vnějšího tvaru kombinace křídlo + trup je letoun charakterizován třemi koncepčními znaky a těmi jsou [4]:

- výšková poloha křídla na trupu
- počet umístěných nosných ploch
- vnějším vyztužením

V každé podkapitole se budu věnovat jednotlivým pozitivům a negativům daných koncepčních znaků.



Obr. 3.1 Koncepční znaky letadla [4]

<u>Výšková poloha křídla</u>

Hornoplošník

+ těžiště letounu je umístěno níže, než je aerodynamický střed letounu, což má za následek lepší stranovou i podélnou stabilitu, při osazení motorů na křídlo je stále dodržena minimální bezpečná vzdálenost mezi vrtulí a zemí, hornoplošníky jsou méně ovlivněny přízemním efektem při přistávání [5] [6]
- pro tuto konfiguraci je obtížnější navrhnout spolehlivý podvozek [6]

Středoplošník

+ křídlo je umístěno ve střední části trupu a má díky tomu nejmenší interferenční odpor oproti ostatním uspořádáním a zároveň se těžiště nachází blízko aerodynamickému středu křídla, proto je tato konfigurace často používána při návrhu akrobatů [6]
- konstrukce křídla prochází středem trupu a tím výrazně snižuje jeho efektivní kapacitu [6]

Dolnoplošník

+ konstrukce křídla prochází ve spodní části trupu a neubírá na kapacitě nákladového prostoru, zároveň umožnuje snížený podvozek zabudovaný do konstrukce křídla, ale pouze u konfigurace s ostruhovým kolem, u konfigurace s příďovým kolem je nutné dodržet bezpečnou vzdálenost mezi vrtulí a zemí [5] [6]
- těžiště letounu je výše, než je jeho aerodynamický střed, což má za následek podélnou i stranovou nestabilitu, která musí být kompenzována například vzepětím křídla, horní plocha křídla je narušena přítomností trupu což má negativní vliv na rozložení vztlaku po křídle a jeho aerodynamické charakteristiky, dolnoplošník je také více ovlivněn přízemním efektem při přistávání což má za následek delší přistávací dráhu [5] [6]

Typ „Parasol“

- tato konstrukce je velmi podobná hornoplošníku, ale s rozdílem toho, že křídlo není přímo připojeno k trupu a místo toho je trup jakoby zavěšen pod křídlem, tato konfigurace byla velmi používána na počátku letectví pro svou jednoduchost, tato konfigurace se jeví jako aerodynamicky čistější, protože křídlo není interferováno trupem, ale zároveň tím vznikají další dvě odporové plochy na spodní části křídla a horní části trupu, tato konfigurace také byla příznivá pro použití na hydroplánech díky velkému odsazení motoru a vrtule od vodní plochy [5]

Počet umístěných nosných ploch

Jednoplošník

+ u jednoplošníku nedochází k vzájemné interferenci nosných ploch, protože se tam nachází pouze jedna [6]
- křídlo jednoplošníku je více namáháno, protože pro dosažení stejného plošného zatížení jako u dvouplošníku musí mít větší rozpětí [6]

Dvouplošník a více-plošník

+ více-plošníky mohou dosahovat stejného nebo vyššího plošného zatížení než jednoplošníky, při zachování konstantního rozpětí křídel [6]
- nosné plochy spolu interferují což vede ke zvýšení odporu jednotlivých nosných ploch oproti jednoplošníku, také konstrukce jednotlivých křídel omezují efektivní kapacitu v trupu letounu [6]

Vnější vyztužení

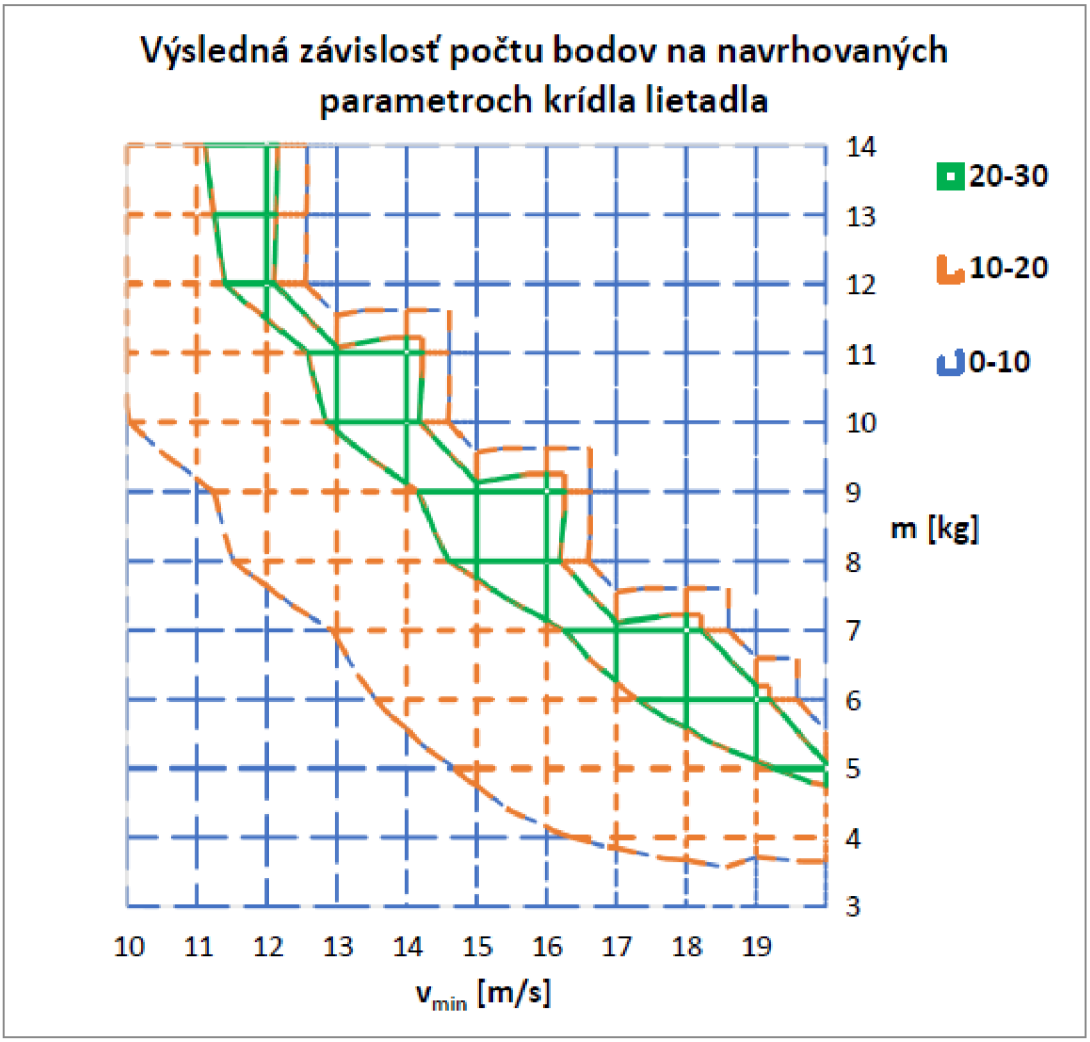
Rozdělují se na výztužná a samonosná, kde výztužná jsou vybavena pomocnými konstrukčními prvky, které lépe pomáhají odebrat zatížení ze samotné konstrukce křídla [6].

Závěrečné zhodnocení zvoleného uspořádání

Konečným rozhodnutím o koncepčním uspořádání křídlo+trup byl zvolen hornoplošník s odsazeným nákladovým prostorem s jednou samonosnou plochou. V našem případě, kdy potřebujeme převážet objemný a zároveň velmi hmotný náklad, by dolnoplošník byl velmi riskantní kvůli své nestabilitě způsobené polohou těžiště nad aerodynamickým středem křídla, která by se ještě více projevila při bočních poryvech, se kterými musíme počítat, protože se soutěž koná v oblasti s nepříznivými povětrnostními podmínkami. Dále středoplošník nám neumožnuje z hlediska konstrukce dostatečnou kapacitu nákladového prostoru. Dvouplošník se ukázal být konstrukčně příliš komplikovaný a zároveň by mohl zkomplikovat přístupnost nákladního prostoru. Odsazený nákladový prostor jsem zvolil z následujícího důvodu, v případě, že by nákladový prostor byl bezprostředně pod křídlem, a tudíž také součástí trupu, tak by při svém objemu odebíral z efektivní plochy křídla až 11% a také by více interferoval s tokem vzduchu za vrtulí a tím by mohl snižovat efektivitu celé pohonné soustavy.

3.2 Optimalizace uspořádání nákladu v nákladovém prostoru

Z bodové analýzy bylo stanoveno, že letoun bude převážet jeden míč a 12kg závaží [7].



Obr. 3.2. Graf závislosti bodů na navrhovaných parametrech letadla [7]

Při navrhování nákladního prostoru a jeho tvaru jsem vycházel z myšlenky dosažení co nejmenšího aerodynamického odporu této části letadla, protože se jednalo o část letadla, která sloužila pouze k uskladnění nákladu, a proto jsem chtěl, aby co nejméně negativně ovlivnila celkové letové vlastnosti letounu.

Proto jsem vycházel ze vzorce pro výpočet aerodynamického odporu:

$$D = \frac{1}{2} * \rho_{vz} * v^2 * S * C_D \qquad [5]\ (3.1)$$

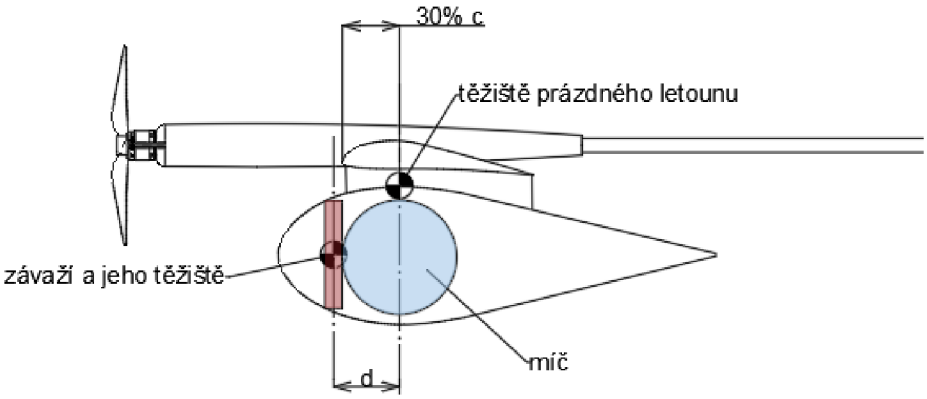
kde:

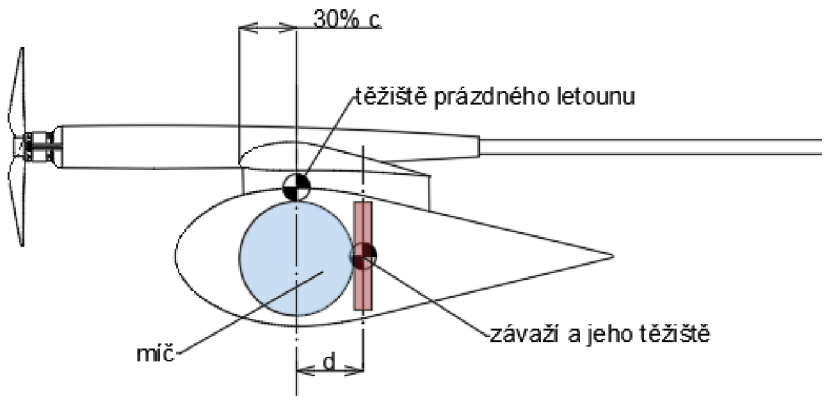
- ρ_{vz} – je hustota vzduchu
- v – je rychlost v nekonečnu neboli rychlost pohybu tělesa v plynu
- S – je průřez tělesa kolmý na směr rychlosti v
- C_D- je součinitel odporu

V této podkapitole se budu zabývat minimalizací průřezu nákladového prostoru.

Na počátku se nabízelo několik možných řešení:

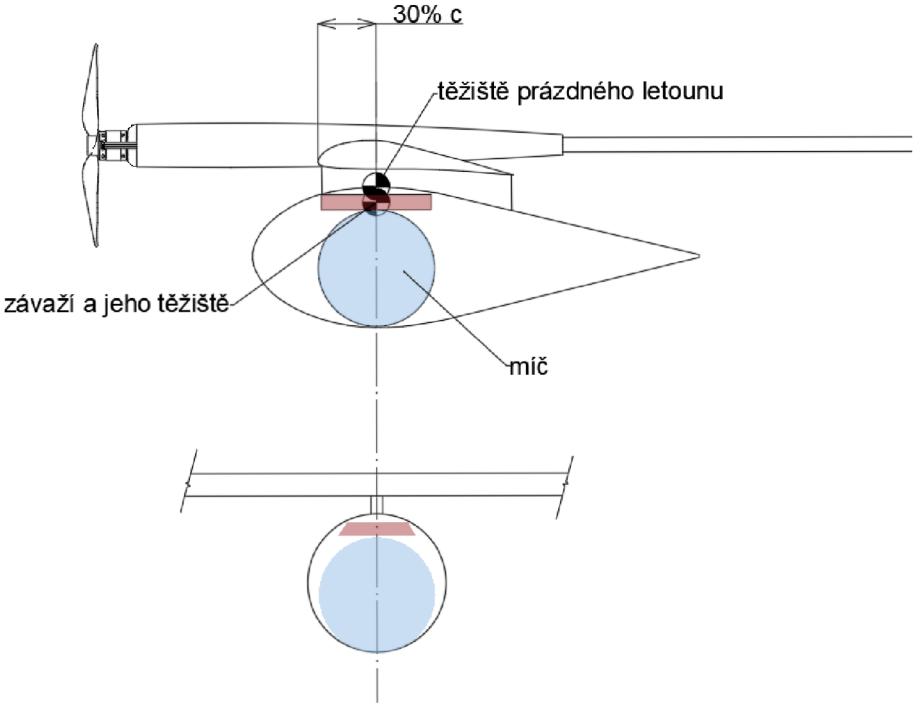
- Řešení s uložením závaží před nebo za míčem způsobovalo řadu komplikací, hlavní bylo vyosení těžiště nákladu z osy těžiště letounu, což by mělo za následek nechtěný moment. Zároveň tato varianta zvětšuje délku nákladního prostoru.



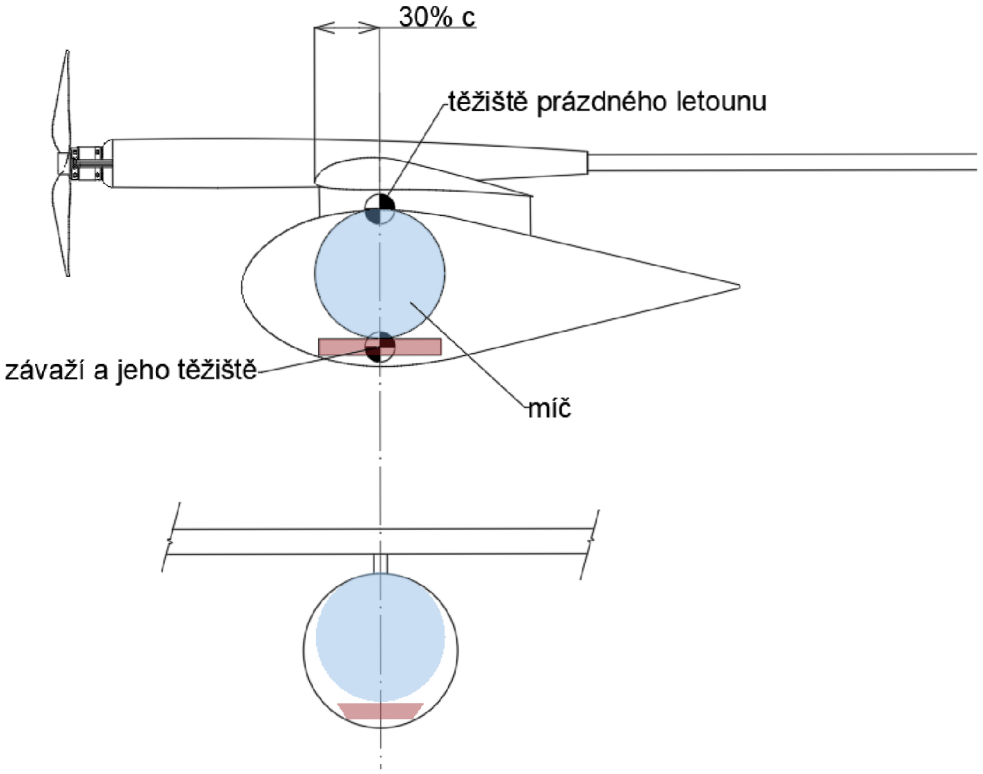


Obr. 3.3. Schématické zobrazení uložení nákladu v nákladním prostoru se závažím před a za míčem

- Dalším řešením bylo uložení ocelového závaží do horní části nákladového prostoru a míče pod něj nebo naopak, které nezpůsobovalo změnu polohy těžiště.

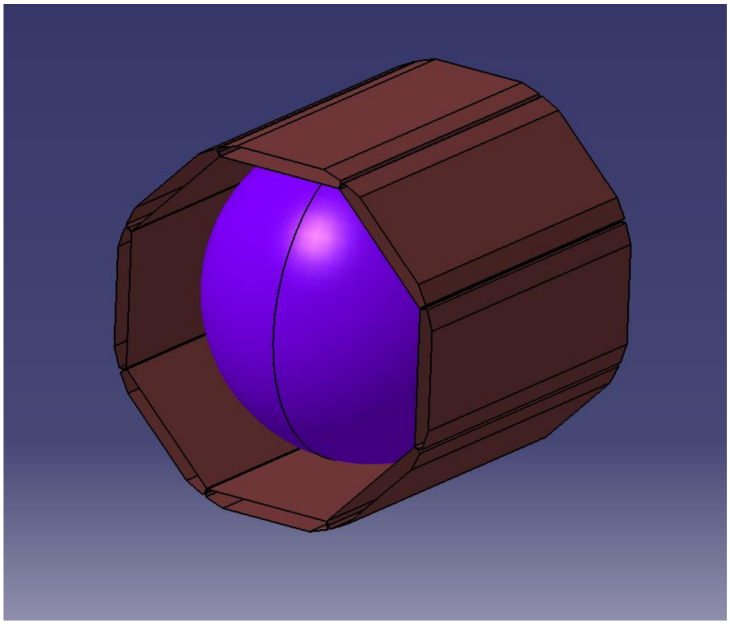


Obr. 3.4. Schématické zobrazení uložení nákladu v nákladním prostoru se závažím nad míčem a jeho příčný průřez

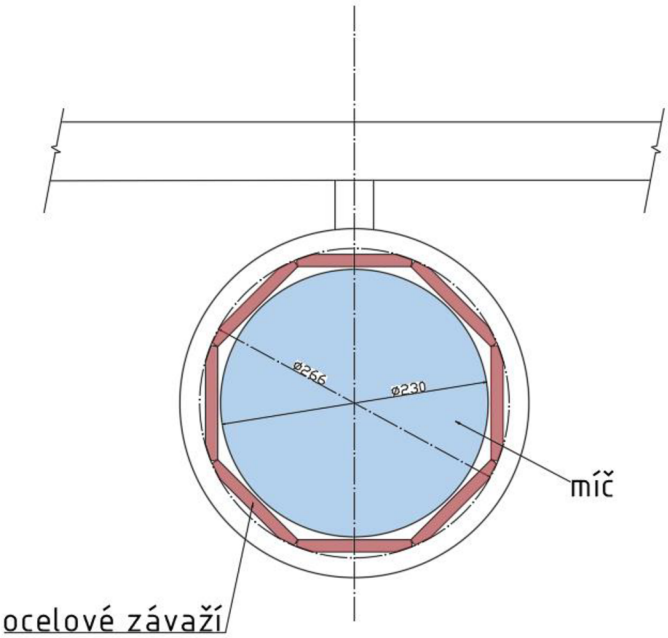


Obr. 3.5. Schématické uložení nákladu v nákladním prostoru se závažím pod míčem a jeho příčný průřez

Z výše uvedených možností bylo vysledováno, že bude nejlepší přizpůsobit tvar závaží co nejvíce tvaru míče, který zůstává neměnný. Pokud by tedy mělo závaží obklopovat míč, pak je ale nutné zajistit možnost snadné přístupnosti míče. Proto finální verze tvaru závaží získala podobu osmistěnné trubky, aby bylo možné snadno vložit míč dovnitř závaží. Osmistěnný tažený profil závaží byl volen s ohledem na vyrobitelnost jako svařenec osmi totožných ocelových plátů.



Obr. 3.6. 3-D model závaží a míče



Obr. 3.7. Příčný průřez uspořádáním nákladu v nákladním prostoru

Kontrola, zda závaží splňuje požadovanou hmotnost

Závaží se skládá z osmi plátů o rozměrech 10x95x230 milimetrů z oceli o hustotě $\rho_{ocel} = 7{,}8\ g/cm^3$

$$m_{požadovaná} \leq m_{dostupná}$$

$$m_{požadovaná} \leq V_{závaží} * \rho_{ocel}$$

$$m_{požadovaná} \leq 8 * V_{plátu} * \rho_{ocel} \tag{3.2}$$

$$m_{požadovaná} \leq 8 * 1 * 9{,}5 * 23 * 7{,}8$$

$$12000 \leq 13634$$

Tímto výpočtem jsem si ověřil, že navržený tvar závaží obsahuje požadovanou zásobu hmotnosti.

3.3 Návrh a analýza vnějšího tvaru nákladového prostoru

Jak již bylo zmíněno v předešlé kapitole, pro dosažení co nejmenší hodnoty odporu je potřeba dosáhnout co nejmenší hodnoty příčného průřezu a dále také co nejmenší hodnoty součinitele odporu, který přímo souvisí s tvarem profilu. Analýza vhodných profilů bude proto náplní této kapitoly.

Budeme analyzovat pouze symetrické profily, které mají tu výhodu, že při nulovém úhlu náběhu negenerují žádný vztlak a jedinou silou působící na těleso takového tvaru je pouze odporová síla. Navzdory tomu, že je vztlak síla, která nám pomáhá se udržet ve vzduchu, tak vyvolává klopivý moment, který se snaží těleso otočit ve směru svého působení [7]. Symetrické profily je také možné rotovat kolem své osy, a tím vytvořit například vnější tvar nákladového prostoru.

3.3.1 Analýza pomocí programu XFLR5

Z konstrukčního hlediska byli analyzovány hrubé symetrické profily, které poskytují velkou stavební výšku pro uskladnění nákladu.

Vybrané profily pro analýzu jsou následující: E864, E863, E862, GOE775, GOE776, NACA0021, NACA0024, US1000ROOT

Aby tyto profily mohly být analyzovány programem XFLR5, je potřeba stanovit pro každý profil Reynoldsovo číslo dle vztahu:

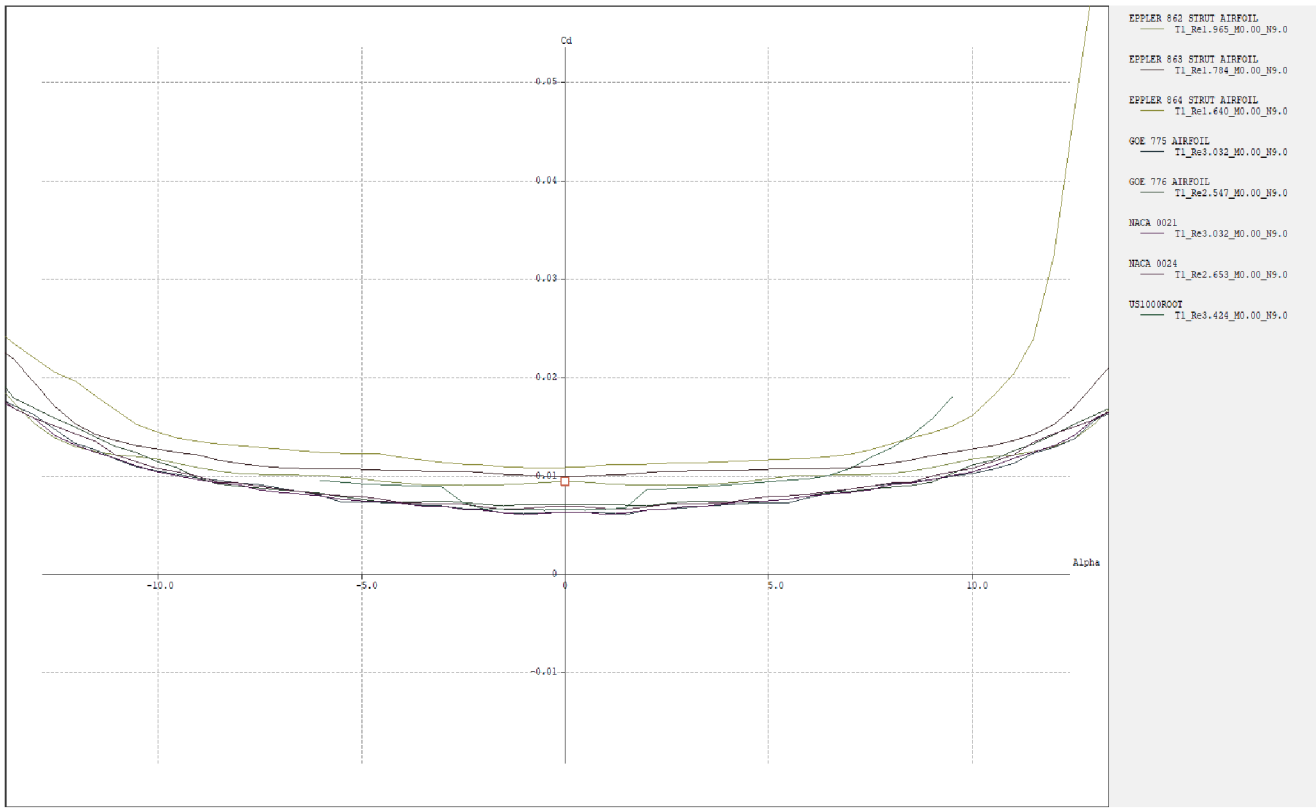
$$Re = \frac{v_H * d}{\nu} \qquad [5]\ (3.3)$$

kde:

- v_H – je rychlost horizontálního letu letounu [7]
- d – je délka tětivy profilu
- ν – je kinematická viskozita vzduchu

Tabulka 3.1. Charakteristiky profilů pro nákladový prostor

Profil	Hloubka profilu d [m]	Reynoldsovo č. Re [-]	Max. tlouška [-]	Rychlost v_H [m/s]	Kinematická viskozita [m^2/s]
E864	0,7727	1640391	0,3882	22,8	1,39918E-05
E863	0,8403	1783753	0,357	22,8	1,39918E-05
E862	0,9259	1965431	0,324	22,8	1,39918E-05
GOE775	1,4285	3032380	0,21	22,8	1,39918E-05
GOE776	1,2	2547199	0,25	22,8	1,39918E-05
NACA0021	1,4285	3032380	0,21	22,8	1,39918E-05
NACA0024	1,25	2653332	0,24	22,8	1,39918E-05
US1000ROOT	1,6129	3423655	0,186	22,8	1,39918E-05

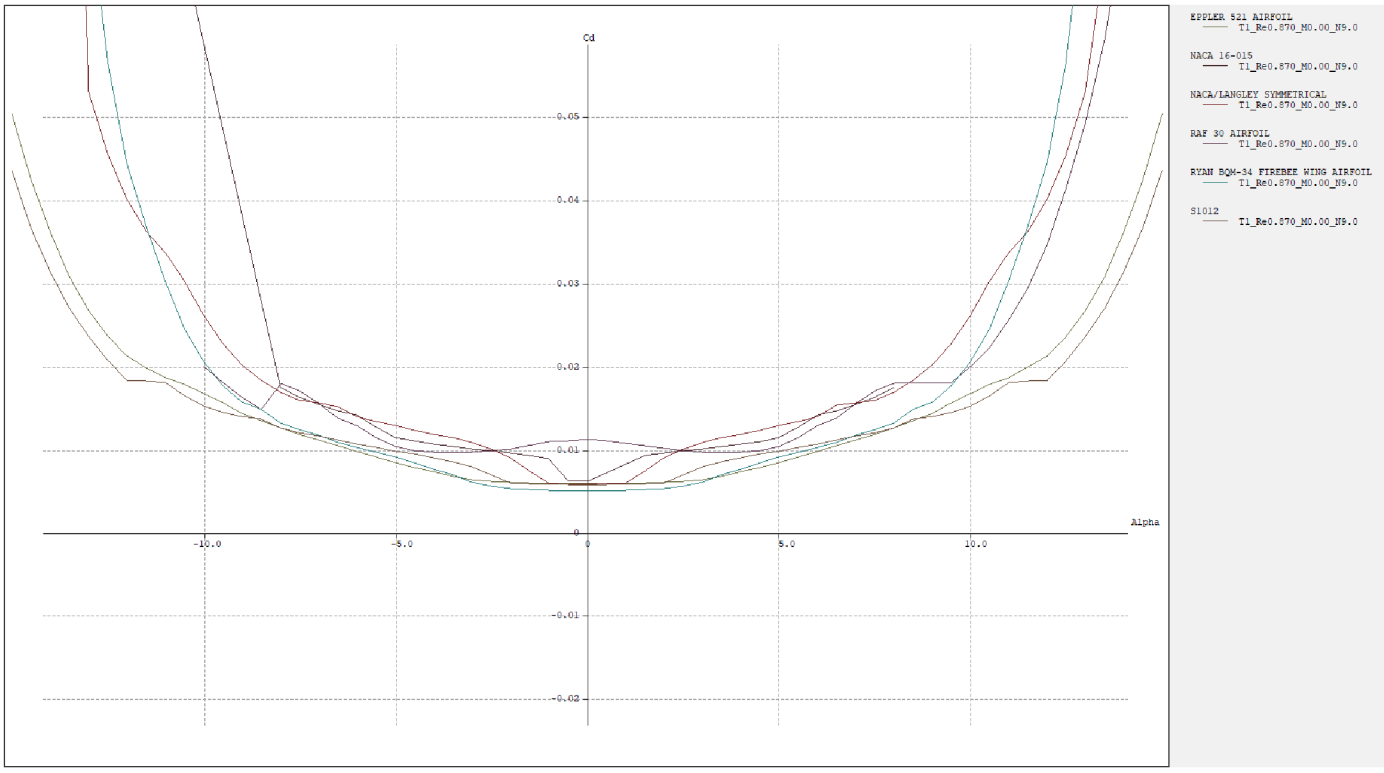


Obr. 3.8. Analýza profilů pro rychlost v_H a potřebnou tloušťku profilu 30 centimetrů

Stejným způsobem byli analyzovány profily pro spojovací krček, který propojuje centroplán a nákladový prostor. Vybrané profily pro analýzu jsou následující: Bqm34, RAF30, E521, naca16015, s1012, naca0011sc

Tabulka 3.2. Charakteristiky profilů pro spojovací krček

Profil	Hloubka profilu d [m]	Reynoldsovo č. Re [-]	Max. tloušťka [-]	Rychlost v_H [m/s]	Kinematická viskozita [m^2/s]
Bqm 34	0,41	870293	0,099	22,8	1,39918E-05
RAF30	0,41	870293	0,1263	22,8	1,39918E-05
E521	0,41	870293	0,1376	22,8	1,39918E-05
naca16015	0,41	870293	0,1498	22,8	1,39918E-05
s1012	0,41	870293	0,1202	22,8	1,39918E-05
naca0011sc	0,41	870293	0,1095	22,8	1,39918E-05



Obr. 3.9. Analýza profilů pro rychlost v_H a potřebnou hloubku profilu 41 centimetrů

3.3.2 Konečný výběr profilů pro vnější tvar nákladového prostoru

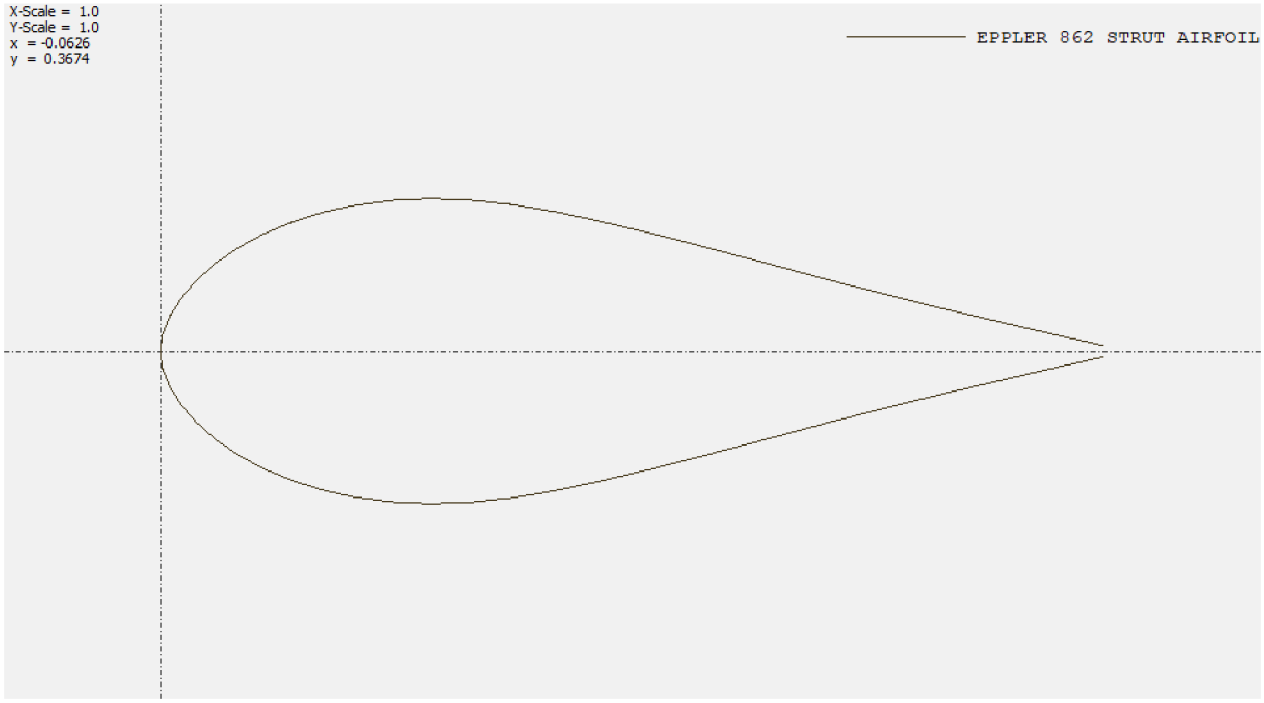
Po zhodnocení výsledků analýz a s ohledem na pozitiva při budoucím návrhu vnitřní konstrukce byli vybrány tyto profily:

- pro nákladový prostor E862
- pro spojovací krček RAF30

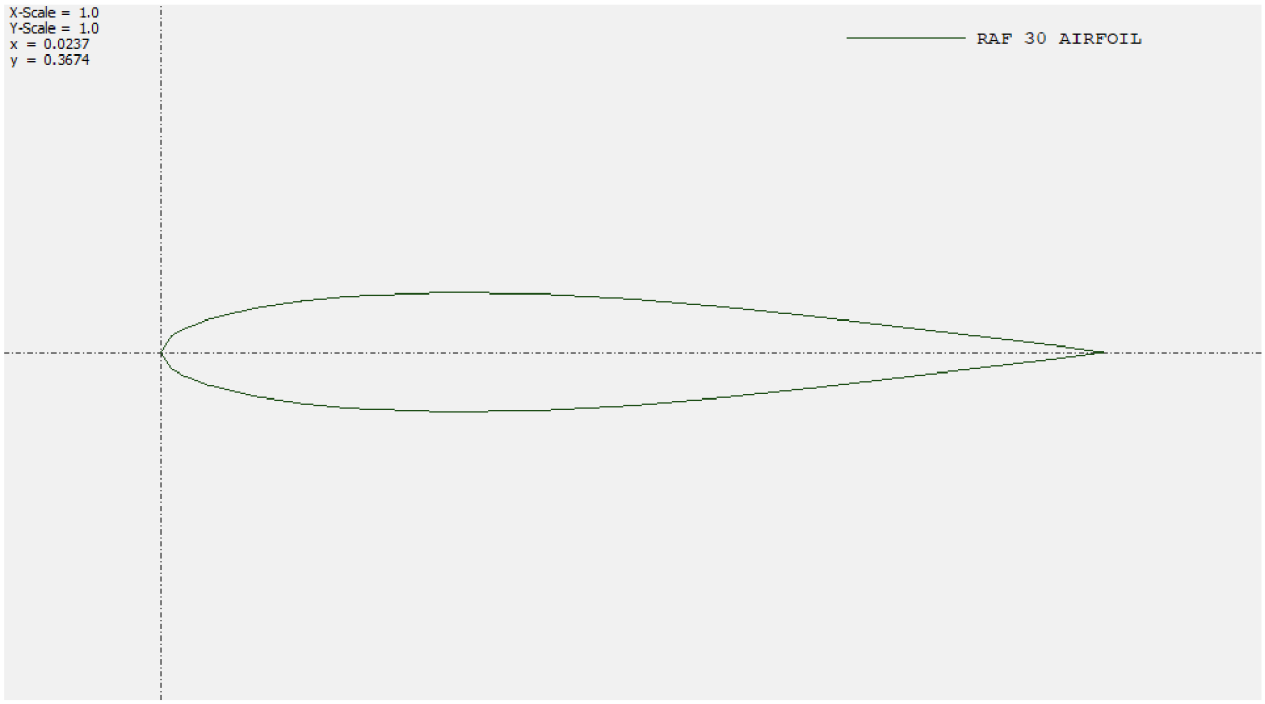
Tabulka 3.3 Charakteristiky zvolených profilů

Profil	Hloubka profilu d [cm]	Reynoldsovo č. Re [-]	Max. tloušťka [-]	Rychlost v_H [m/s]	kinematická viskozita [m²/s]	C_D [-]
E862	92,6	1965431	0,324	22,8	1,39918E-05	0,0094
RAF30	41	870293	0,1263	22,8	1,39918E-05	0,0056

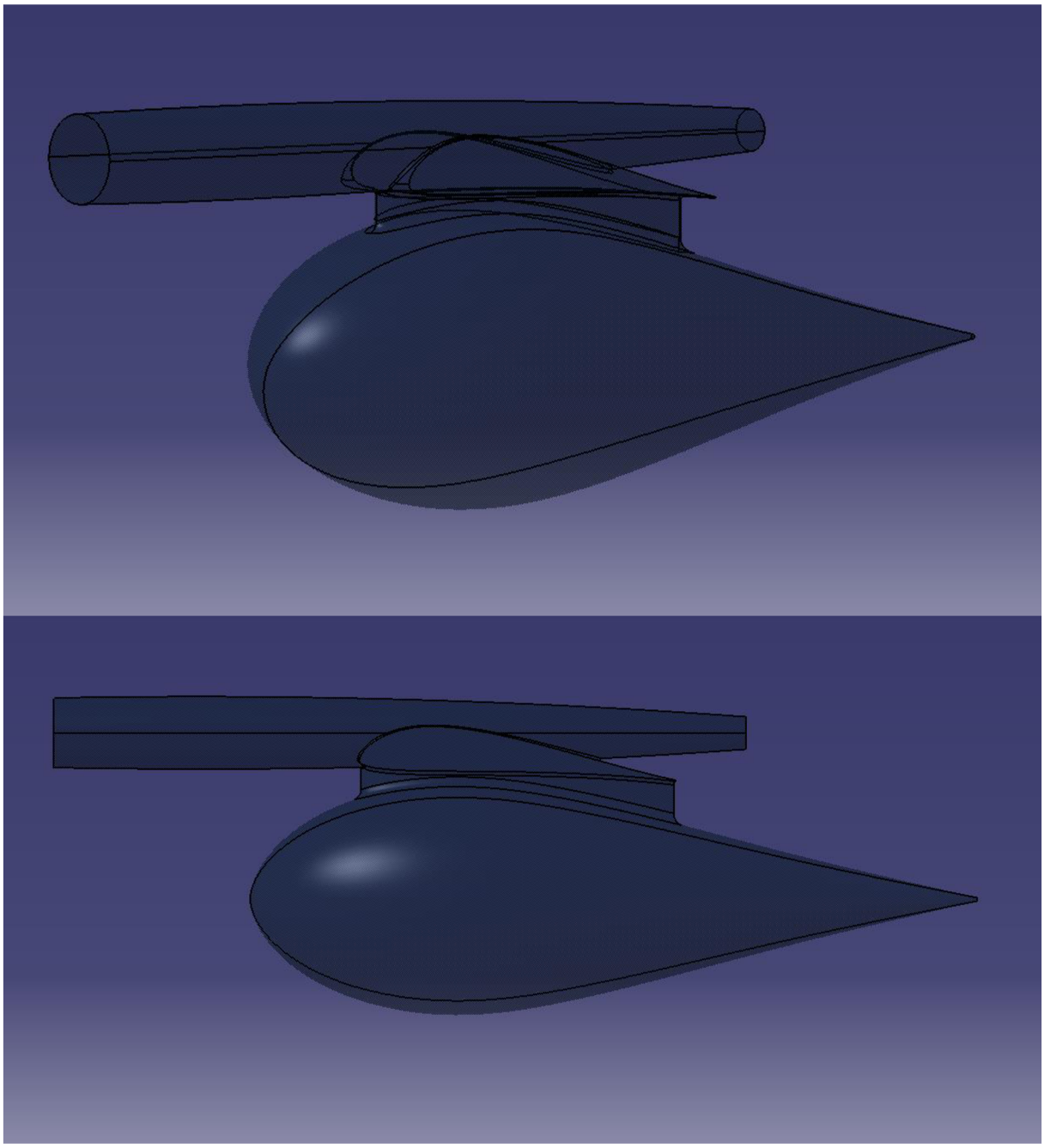
Geometrie profilu RAF30 byla pro analýzu popsána malým počtem bodů, což mělo za následek chybné výsledky analýzy, proto byla použita hodnota $C_D = 0{,}0056$ z databáze [12] pro Reynoldsovo číslo Re=1 000 000 .



Obr. 3.10. Geometrie profilu E862



Obr. 3.11. Geometrie profilu RAF30

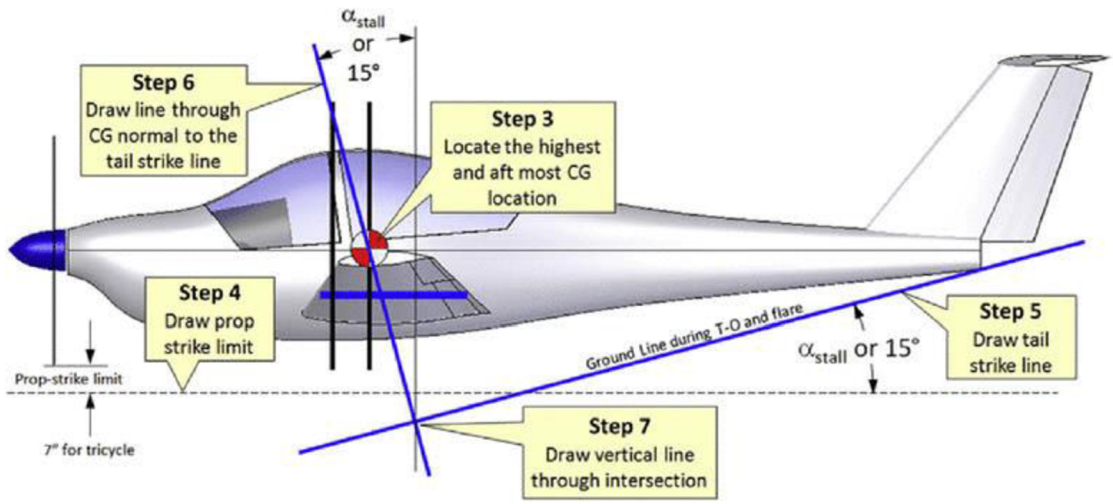


Obr. 3.12. Konečný model vnější plochy nákladového prostoru napojený na centroplán a trup vytvořen pomocí programu CATIA V5R20

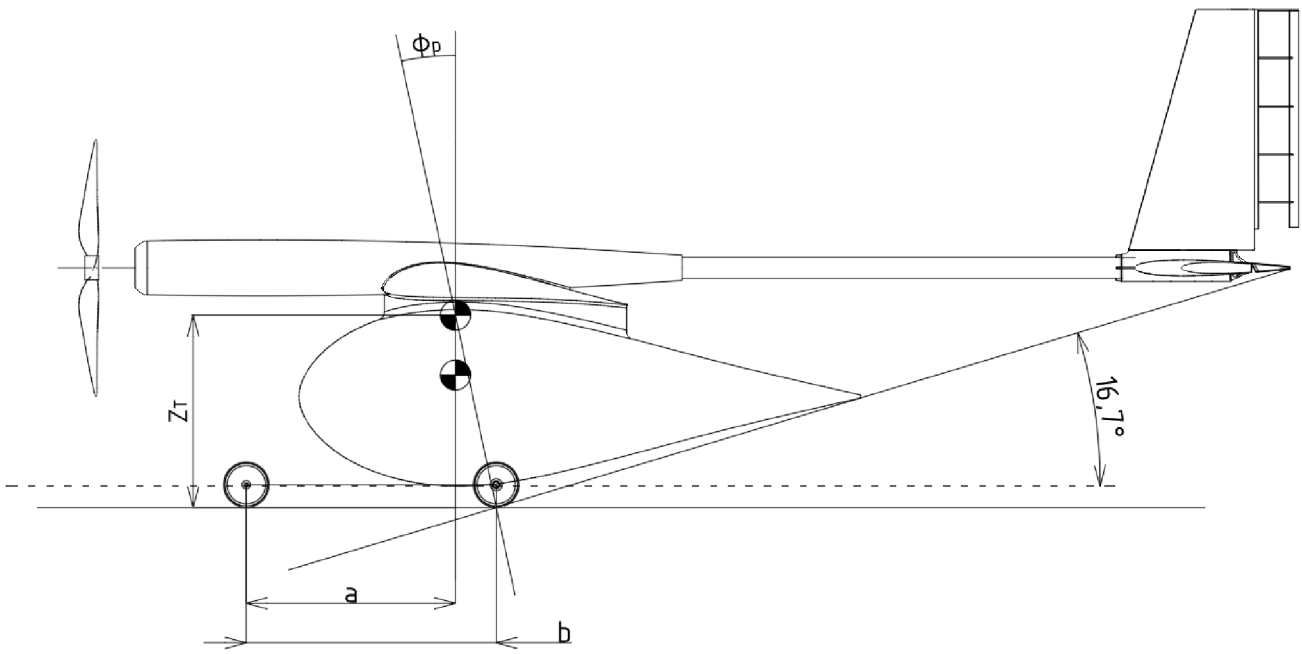
4. Návrh konstrukce podvozku a vnitřní konstrukce nákladového prostoru

4.1 Návrh konstrukce podvozku

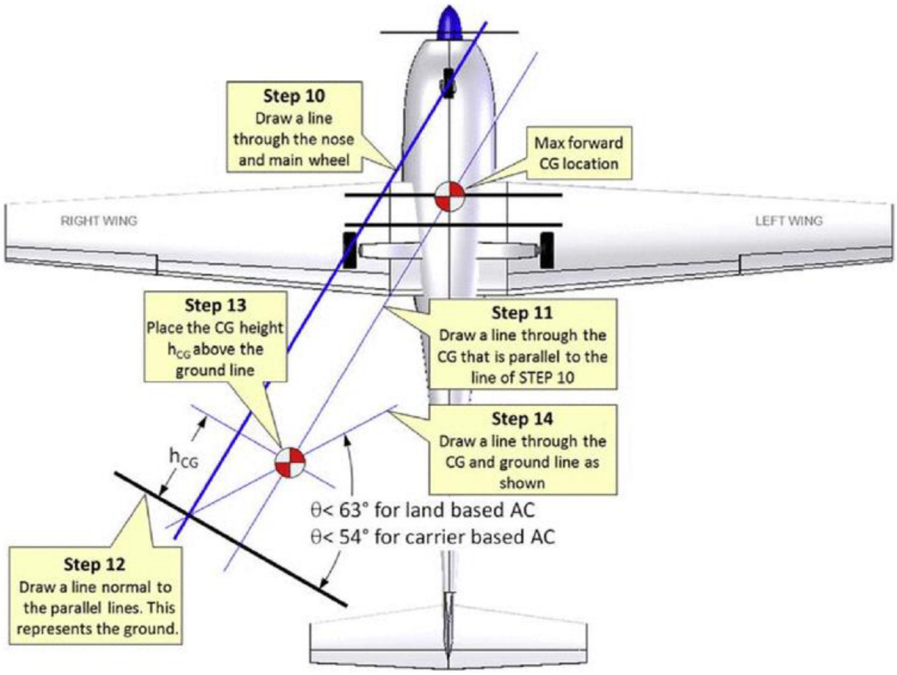
Konstrukce podvozku byla navržena pomocí literatury [5]:



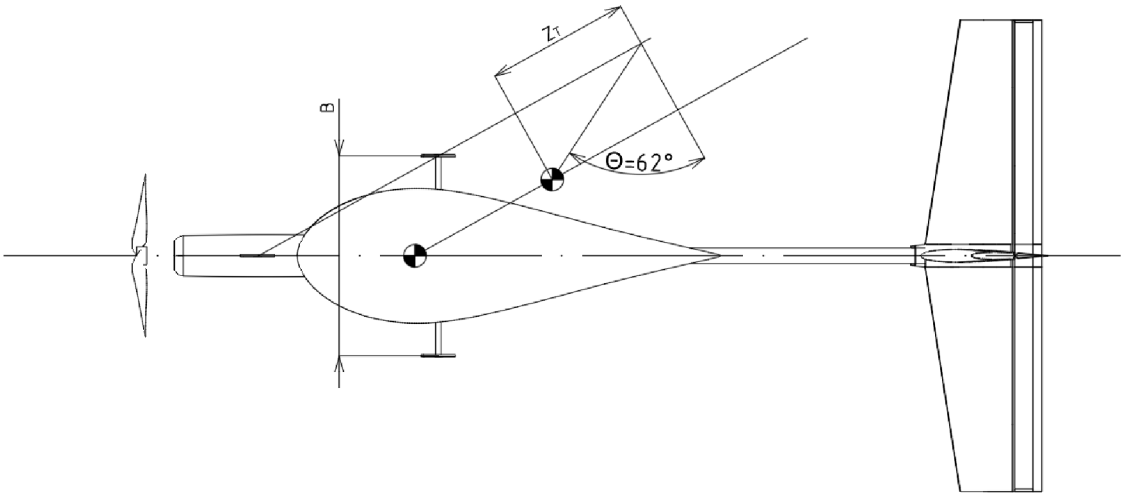
Obr. 4.1. Postup nalezení polohy hlavního podvozku [5]



Obr. 4.2. Interpretace postupu na náš model



Obr. 4.3. Stanovení optimálního rozvoru a rozchodu podvozku

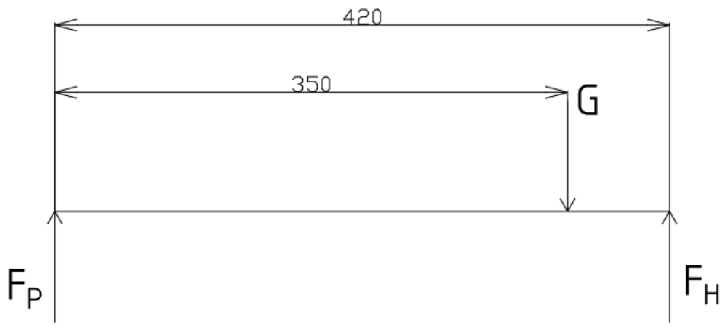


Obr. 4.4. Interpretace postupu na náš model

Tabulka 4.1 Základní parametry podvozku

Rozvor	b	[mm]	420
Rozchod	B	[mm]	450
Rameno příďového podvozku	a	[mm]	350
Výšková poloha těžiště prázdného letounu od země	Z_T	[mm]	320
Maximální přistávací úhel	ϕ_p	[°]	12

Reakce na příďové kolo:

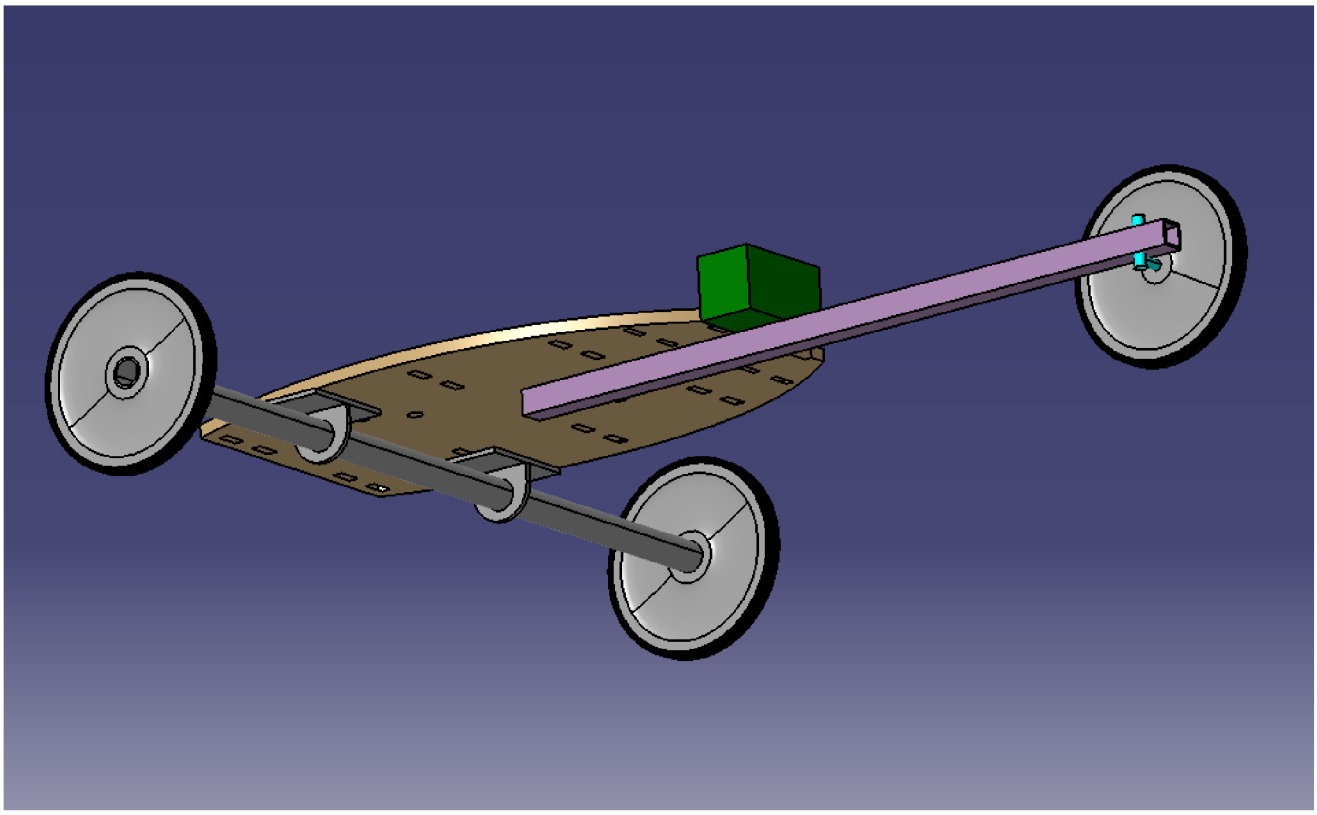


Obr. 4.5. Reakce na příďové kolo

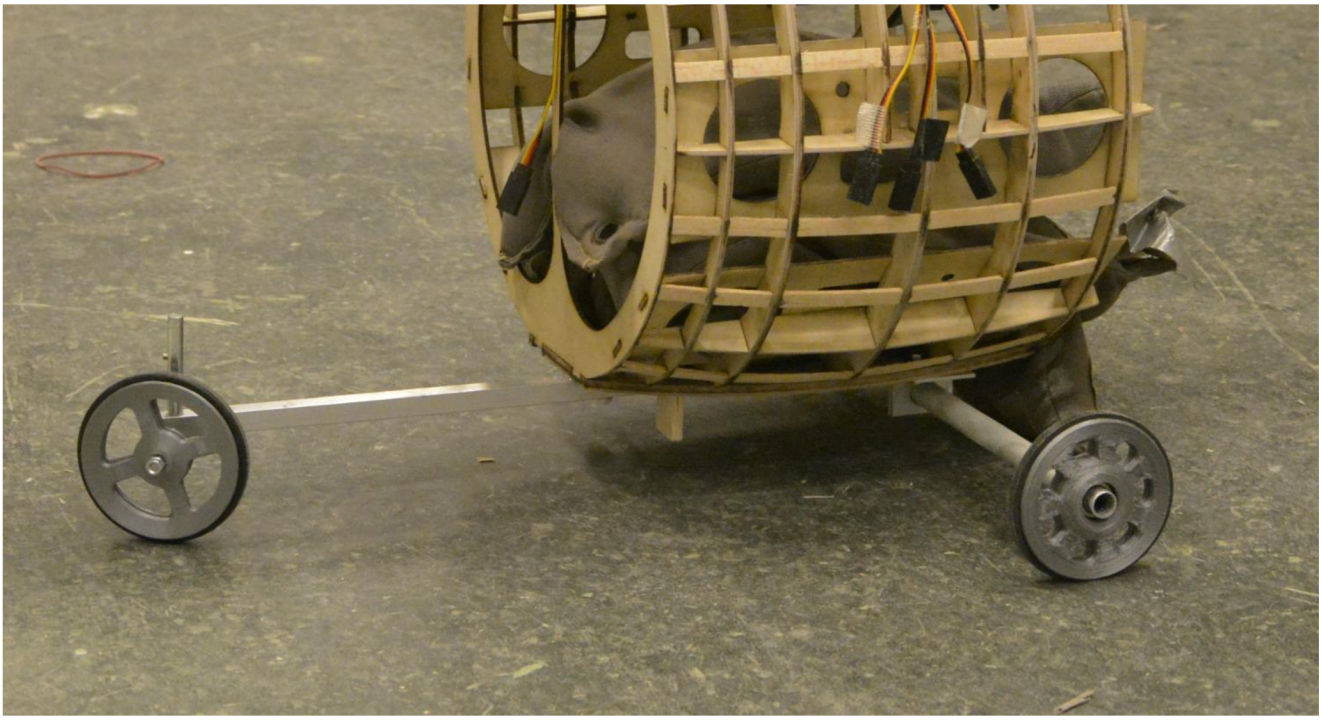
$$\sum M_{oH} = 0: \qquad G * (420 - 350) - F_P * 420 = 0 \tag{4.1}$$

$$F_P = \frac{1}{6} G = 16{,}67\%\ G$$

$$10\%\ G\ < F_P\ < 20\%\ G \qquad [5]\ (4.2)$$



Obr. 4.6. Model podvozku



Obr. 4.7. Konečné provedení podvozku

Závěr

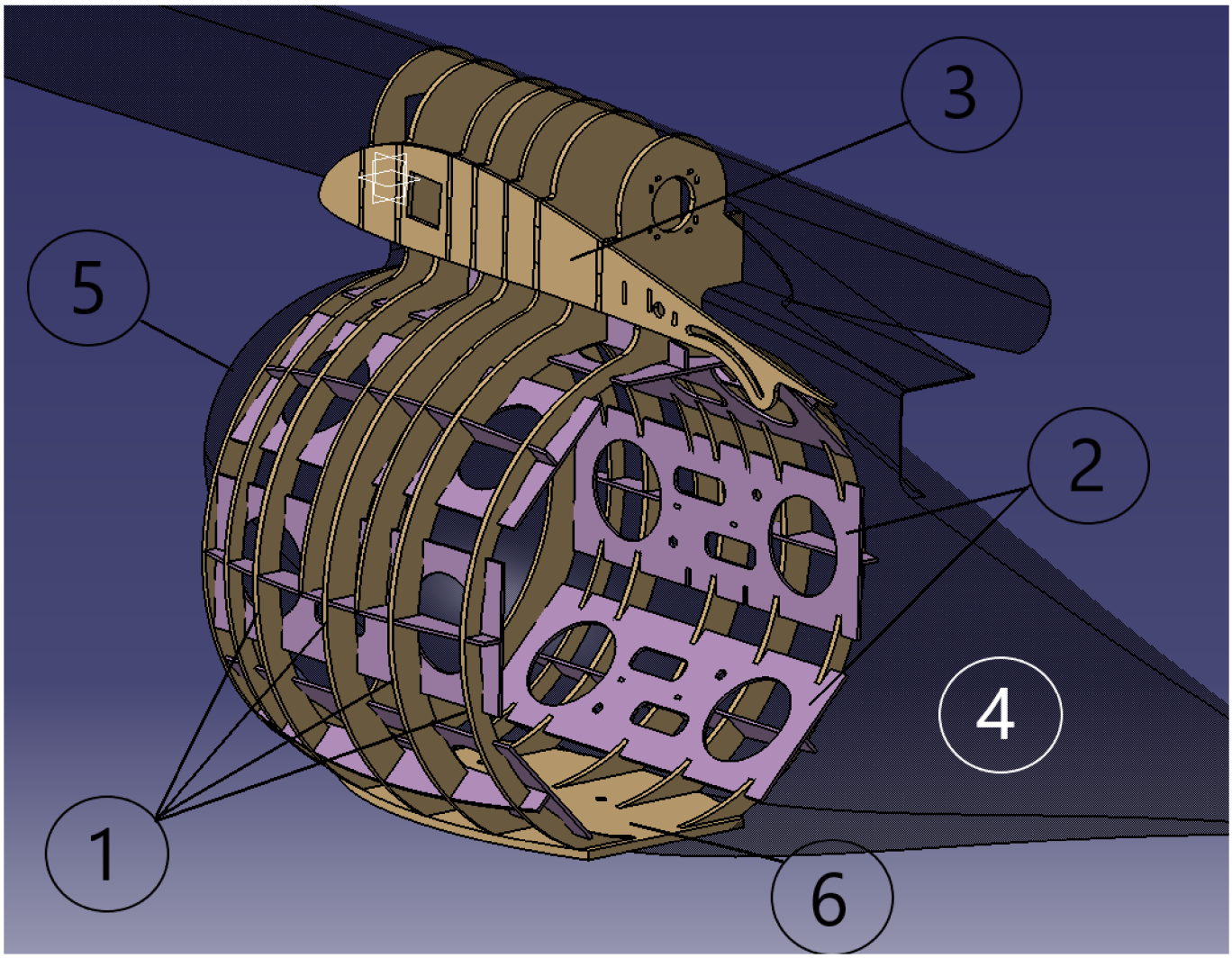
Hlavní podvozková osa byla vytvořena z komerčně dostupné duralové trubky se sklolaminátovým pouzdrem. Kola hlavního podvozku mají zabudovaná kuličková ložiska pro snížení tření, disky 3D vytisknuté z materiálu PLA a po obvodu tvrdou pryž. Přední podvozková noha byla vytvořena z hliníkového profilu, která je připevněna zespod na konstrukci nákladového prostoru. Nabízelo se ještě možné provedení montáže příďové nohy na trupovou část, ale tato možnost byla zamítnuta z důvodu jak hmotnostní náročnosti, tak nedostatku prostoru v trupu, jelikož se v dané části nachází veškerá elektronika. Příďové kolo je ovládáno servomotorem, které je umístěno na prvním podélném žebru vnitřní konstrukce nákladového prostoru, pomocí táhla.

Ačkoli je hlavní podvozková noha dostatečně pevná, není dostatečně tuhá, a proto kuličková ložiska spíše generují odpor, než snižují, to má za následek, že letoun není schopen s větší zátěží vzletět na požadované dráze. Nejvhodnější řešení by bylo nahradit ji trubkou o větším průměru, bohužel za cenu vyšší hmotnosti.

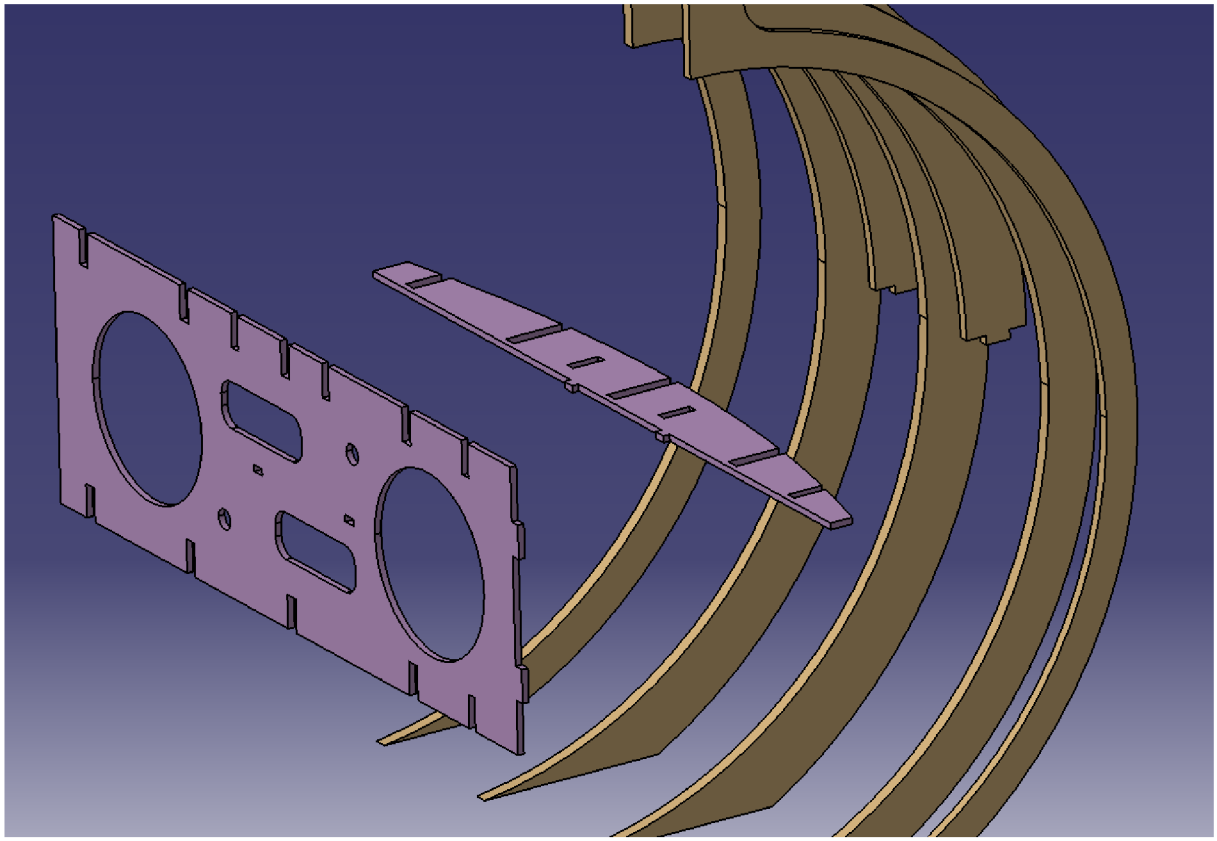
4.2 Návrh vnitřní konstrukce nákladového prostoru

Vnitřní konstrukce nákladového prostoru musí poskytnout dostatečný prostor pro transport nákladu a dále možnost montáže podvozku. Proto byla navržena tak, aby zajistila dostatečnou pevnost a tuhost potřebnou pro přenesení tíhové síly od nákladu za letu, a zároveň aby si zachovala co nejnižší hmotnost.

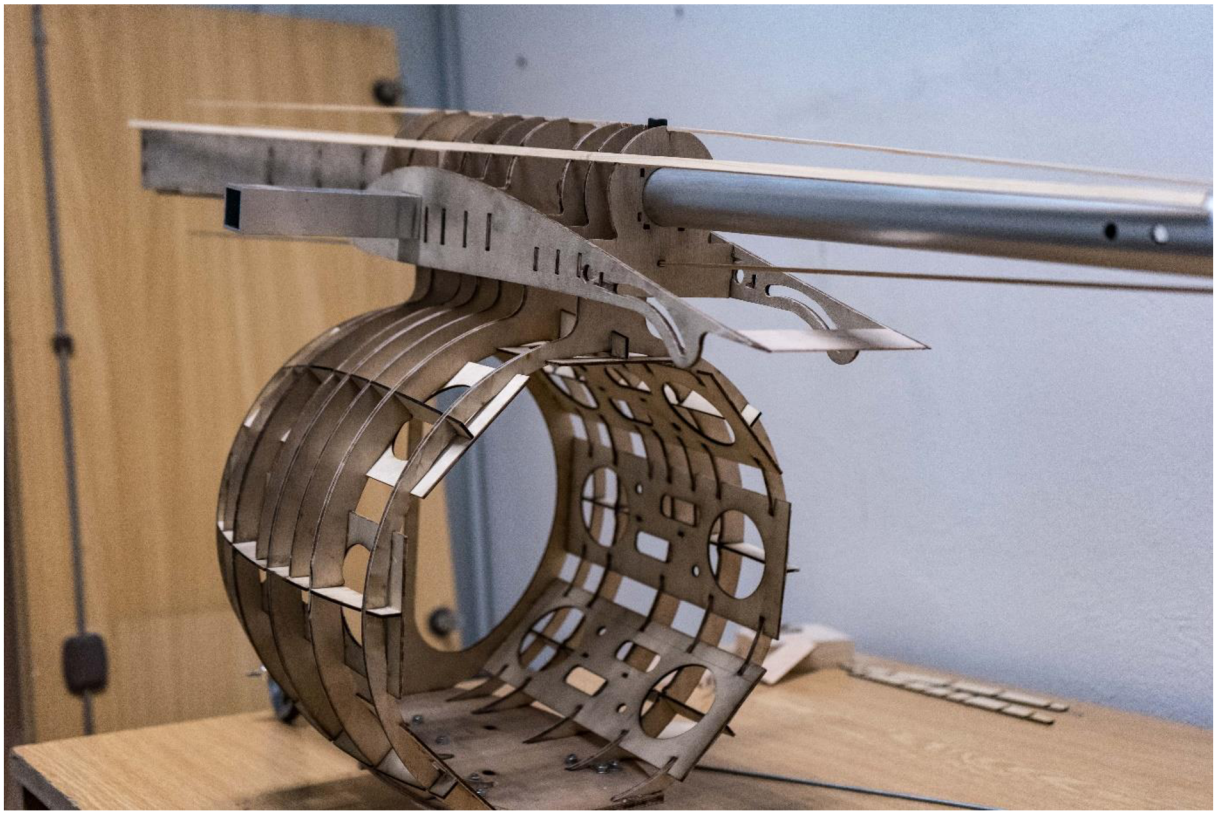
Jako konstrukční materiál byla zvolena letecká vícevrstvá překližka. Pro výrobu všech částí byla použita technologie řezání laserovým paprskem. Pro lepení spojů bylo použito dvousložkové lepidlo EPOXY.



Obr. 4.8. 3-D model vnitřní konstrukce nákladového prostoru – (1) podélná žebra ; (2) příčná žebra ; (3) kořenové žebro centroplánu ; (4) zadní krycí štít ; (5) přední krycí štít ; (6) podvozková plocha



Obr. 4.9. Detail na vzájemnou provázanost příčných a podélných žeber



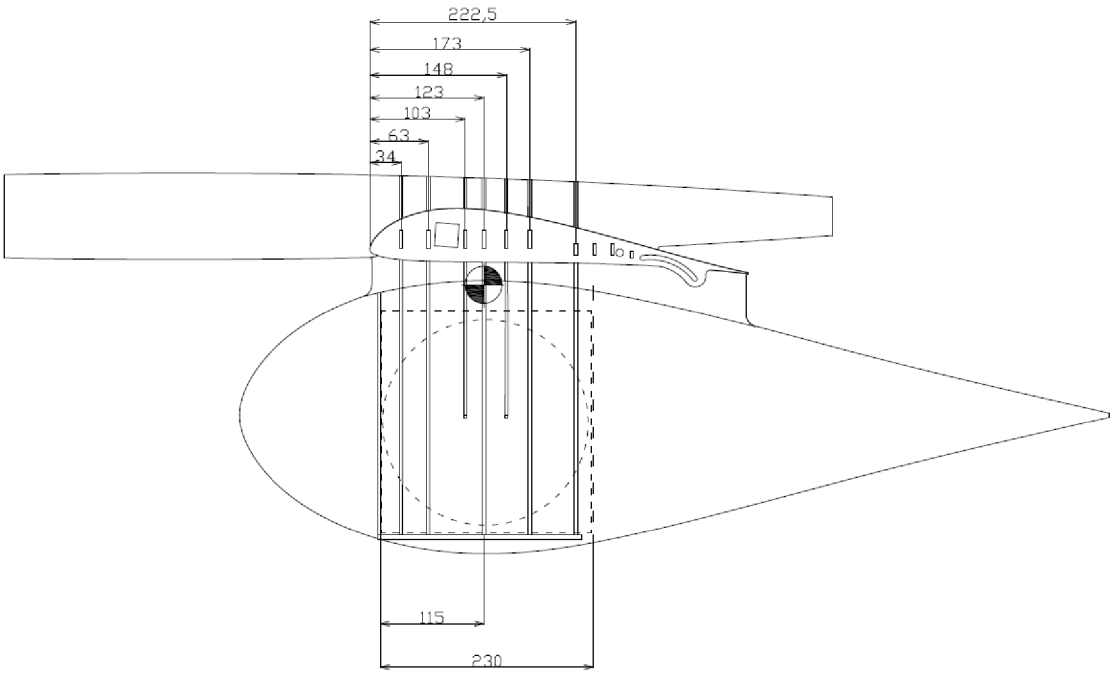
Obr. 4.10. Ukázka z výroby

Konstrukce nákladového prostoru se skládá z pěti podélných žeber hlavních a dvou podélných půlžeber pomocných a jednoho předního žebra (V Obr. 4.8. označena č.1). Tato žebra jsou vyrobena z 3mm a 4mm silné letecké překližky. Všechna podélná žebra vyjma předního jsou provázána s kořenovými žebry centroplánu (V Obr. 4.8. označena č.3) a tím i s křídlem. Přední podélné žebro slouží pro vymezení nákladového prostoru a také je na něm připevněno servo pro ovládání podvozku, neslouží pro přenos zatížení.

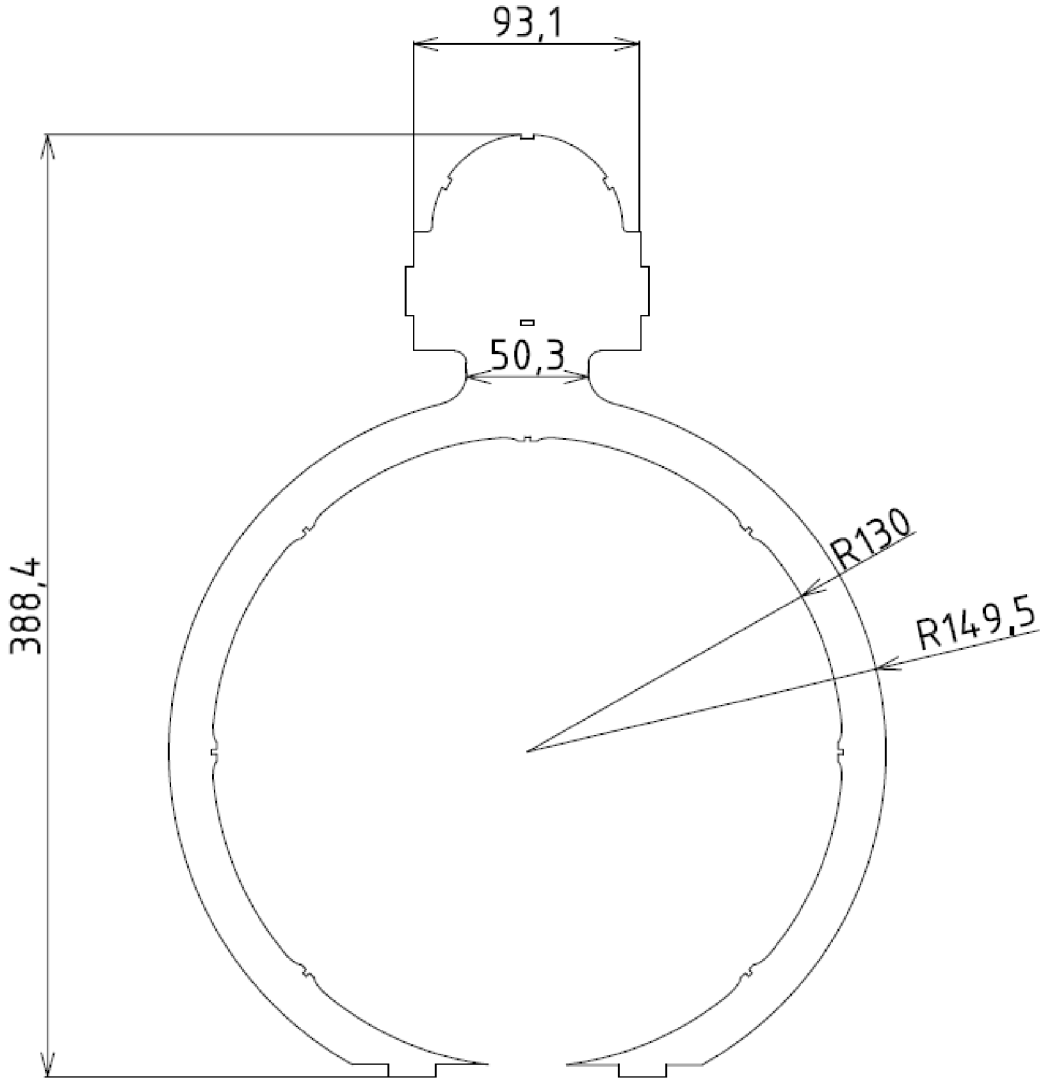
Příčná žebra (V Obr. 4.8. označena č.2) slouží k vzájemnému provázání podélných žeber, tak aby vznikl jeden ucelený celek schopný přenášet tah a tlak, stejně tak jako ohyb a krut. Všechna příčná žebra jsou vyrobena z 2mm silné letecké překližky a spojena s podélnými žebry pomocí dvousložkového lepidla EPOXY.

Podvozková plocha (V Obr. 4.8. označena č.6) slouží k upevnění náladu pomocí dvou šroubů a zároveň jako plocha, ke které je připevněn podvozek, také pomocí šroubů pro snadnou montáž a demontáž při transportu do zámoří.

Vnější tvar nákladovému prostoru dodává přední a zadní krycí štít (V Obr. 4.8. označeny č.4 a č.5), kde přední štít je připevněn na pevno a byl vyroben vakuovým tvarováním ABS plastu. Zadní štít je připevněn pomocí neodymových magnetů tak aby byl snadno odnímatelný, a umožnil přístup pro naložení a vyložení nákladu. Pro úsporu hmotnosti je zadní štít vyroben z polystyrenu a společně s konstrukcí nákladového prostoru je potažen nažehlovací folií. Spojovací krček je společně s centroplánem a zbytkem trupu potažen 1mm silnou balsou.



Obr. 4.11. Poloha podélných žeber vzhledem k náběžné hraně křídla



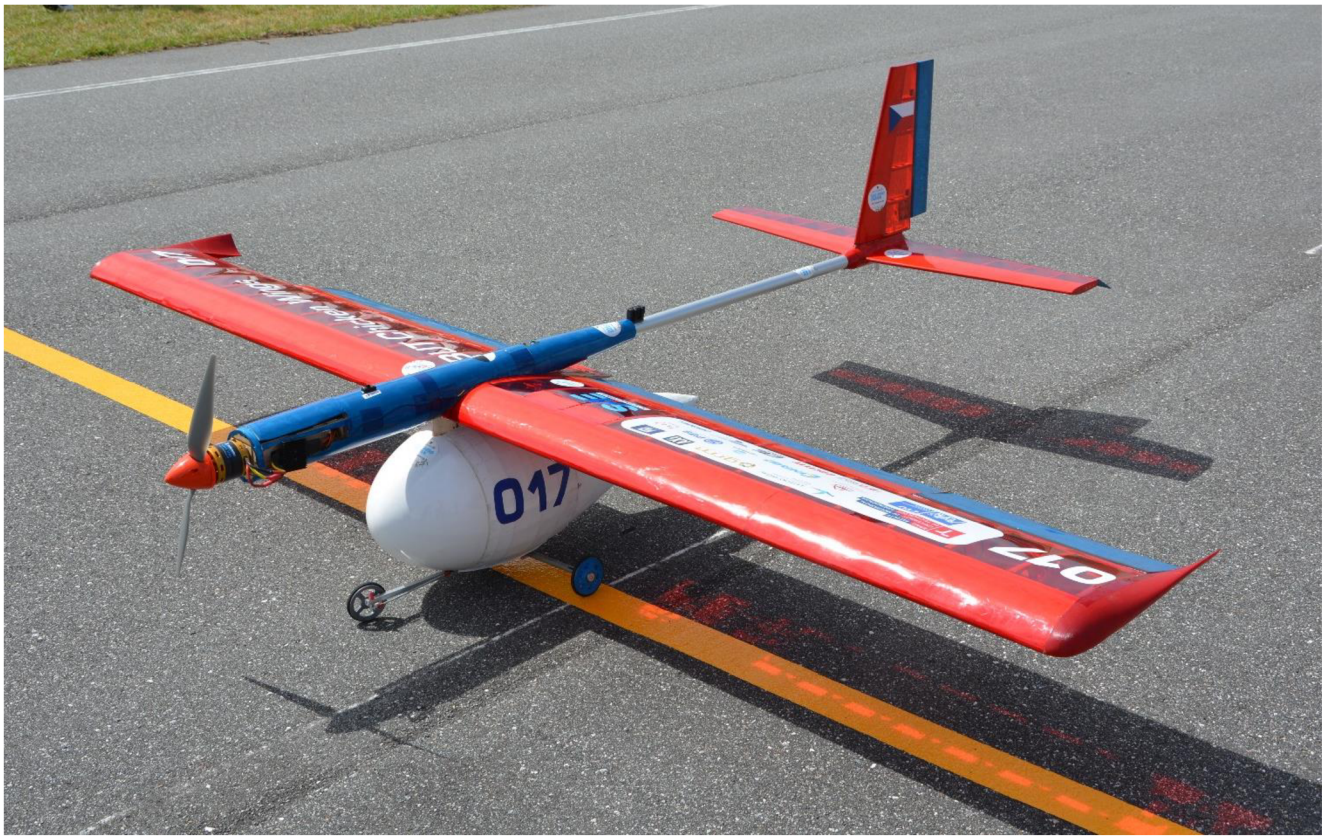
Obr. 4.12. Základní rozměry podélného žebra umístěného v těžišti

Závěr

Cílem této bakalářské práce bylo navrhnout vhodný podvozek a nákladový prostor pro soutěžní letoun splňující pravidla soutěže SAE Aero Design East 2020.

Návrh vychází z bodové analýzy, která určila hmotnost a objem převáženého nákladu. Byli vypracovány rešeršní srovnání známých konfigurací podvozků a koncepcí uložení trup-křídlo, ze kterých bylo následně vybráno nejvhodnější řešení.

Výběr profilu pro nákladový prostor byl proveden pomocí analýzy programem XFLR5. Prostřednictvím programu CATIA V5R20 byl vytvořen kompletní model, podle kterého byl následně postaven skutečný model.



Obr. 4.13. Soutěžní letoun

SEZNAM POUŽITÉ LITERATURY

[1] SAE Aero Design Rules Committee. 2020 SAE Aero Design Rules [online]. 2019 [cit. 2020-04-20]. Dostupné z: https://www.saeaerodesign.com/cdsweb/gen/DocumentResources.aspx

[2] DANĚK, Vladimír. Projektování letadel: určeno pro stud. fak. strojní. 1. vyd. Brno: VUT, 1991, 148 s. Učební texty vysokých škol. ISBN 80-214-0373-X

[3] CHREN, T. Návrh podvozku pro letoun Rapid 600. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2010, 66 s. Vedoucí diplomové práce prof. Ing. Antonín Píštěk, CSc.

[4] SLAVÍK, S. Stavba letadel: učební texty. Praha: Vydavatelství ČVUT, 1997. ISBN ISBN 80-01-01671-4.

[5] GUDMUNDSSON, Snorri. GALE GROUP. General aviation aircraft design: applied methods and procedures. 2013. DOI: 10.1016/C2011-0-06824-2. ISBN 9780123973085

[6] SLAVĚTÍNSKÝ, Dušan. O letadlech [online] [cit. 2020-05-11]. Dostupné z: http://www.slavetind.cz/Default.aspx

[7] JURDA, Martin. Návrh křídla soutěžního letounu [online]. Brno, 2020 [cit. 2020-06-21]. Dostupné z: https://www.vutbr.cz/studenti/zav-prace/detail/125264. Bakalářská práce. Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, Letecký ústav. Vedoucí práce Tomáš Katrňák.

[8] Aerodynamika [online]. [cit 2020-05-10]. Dostupné z: http://lu.fme.vutbr.cz/ucebnice/opory/aerodynamics.php

[9] Fokker D.VII [online]. [cit. 2020-06-10]. Dostupné z: https://www.astramodel.cz/cz/katalog/hangar-9/hangar-9-fokker-d-vii-2-2m-arf-p69196.html

[10] Concorde F-BVFB [online]. [cit. 2020-06-10]. Dostupné z: https://sinsheim.technik-museum.de/cs/concorde

[11] B-47 Stratojet [online]. [cit. 2020-06-10]. Dostupné z: https://commons.wikimedia.org/wiki/B-47_Stratojet

[12] RAF 30 AIRFOIL (raf30-il) Xfoil prediction polar at RE=1,000,000 Ncrit=9 [online]. [cit. 2020-05-20]. Dostupné z: http://airfoiltools.com/polar/details?polar=xf-raf30-il-1000000

SEZNAM JEDNOTEK, ZKRATEK A ZNAKŮ

Označení	**Jednotka**	**Název**
a	[mm]	rameno příďového podvozku
b	[mm]	rozvor podvozku
b_W		rozpětí křídla
B	[mm]	rozchod podvozku
C_D		součinitel odporu
d	[m]	charakteristický rozměr
D	[N]	odpor vzduchu
F_H	[N]	zatížení hlavního podvozku
F_P	[N]	zatížení příďového podvozku
G	[N]	tíhová síla
kg		kilogram
kPa		kilo pascal
L		délka nákladového prostoru
$m_{dostupná}$	[kg]	dostupná hmotnost
$m_{požadovaná}$	[kg]	požadovaná hmotnost
mm		milimetr
M_{oH}	[N*m]	ohybový moment
O		počet míčů
psi		libra síly na čtvereční palec
Re		reynoldsovo číslo
S	[m^2]	plocha křídla
v	[m/s]	rychlost
v_H	[m/s]	rychlost horizontálního letu
W		hmotnost nákladu
Z_T	[mm]	výška těžiště od země
ρ_{ocel}	[kg/m^3]	hustota oceli
ρ_{vz}	[kg/m^3]	hustota vzduchu
ν	[m^2/s]	kinematická viskozita
ϕ_p	[°]	maximální vzletový úhel

SEZNAM OBRÁZKŮ

Obr. 2.1 Ukázka letadla s ostruhovým podvozkem [9] 14
Obr. 2.2 Ukázka letadla s příďovým podvozkem [10] 15
Obr. 2.3 Ukázka letadla s tandemovým podvozkem [11] 16
Obr. 3.1 Koncepční znaky letadla [4] 18
Obr. 3.2. Graf závislosti bodů na navrhovaných parametrech letadla [7] 21
Obr. 3.3. Schématické zobrazení uložení nákladu v nákladním prostoru se závažím před a za míčem 22
Obr. 3.4. Schématické zobrazení uložení nákladu v nákladním prostoru se závažím nad míčem a jeho příčný průřez 23
Obr. 3.5. Schématické uložení nákladu v nákladním prostoru se závažím pod míčem a jeho příčný průřez 23
Obr. 3.6. 3-D model závaží a míče 24
Obr. 3.7. Příčný průřez uspořádáním nákladu v nákladním prostoru 24
Obr. 3.8. Analýza profilů pro rychlost v_H a potřebnou tloušťku profilu 30 centimetrů 27
Obr. 3.9. Analýza profilů pro rychlost v_H a potřebnou hloubku profilu 41 centimetrů 28
Obr. 3.10. Geometrie profilu E862 29
Obr. 3.11. Geometrie profilu RAF30 29
Obr. 3.12. Konečný model vnější plochy nákladového prostoru napojený na centroplán a trup vytvořen pomocí programu CATIA V5R20 30
Obr. 4.1. Postup nalezení polohy hlavního podvozku [5] 31
Obr. 4.2. Interpretace postupu na náš model 31
Obr. 4.3. Stanovení optimálního rozvoru a rozchodu podvozku 32
Obr. 4.4. Interpretace postupu na náš model 32
Obr. 4.5. Reakce na příďové kolo 33
Obr. 4.6. Model podvozku 34
Obr. 4.7. Konečné provedení podvozku 34
Obr. 4.8. 3-D model vnitřní konstrukce nákladového prostoru 36
Obr. 4.9. Detail na vzájemnou provázanost příčných a podélných žeber 37
Obr. 4.10. Ukázka z výroby 37
Obr. 4.11. Poloha podélných žeber vzhledem k náběžné hraně křídla 38
Obr. 4.12. Základní rozměry podélného žebra umístěného v těžišti 39
Obr. 4.13. Soutěžní letoun 40

SEZNAM TABULEK

Tabulka 3.1. Charakteristiky profilů pro nákladový prostor 26

Tabulka 3.2. Charakteristiky profilů pro spojovací krček 27

Tabulka 3.3 Charakteristiky zvolených profilů 28

Tabulka 4.1 Základní parametry podvozku 33