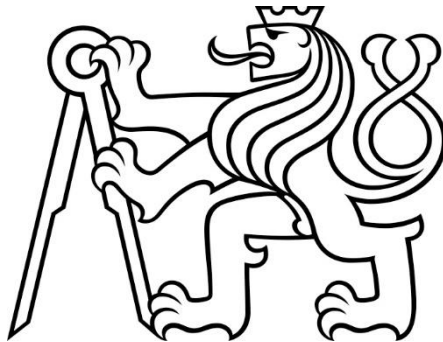


ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE

Fakulta strojní

ÚSTAV LETADLOVÉ TECHNIKY



BAKALÁŘSKÁ PRÁCE

2023

Návrh zatahovací ostruhy rychlostního letounu

Design of tail wheel for racing airplane

Yevheniia Yatsunyk

Studijní program: B2342 TEORETICKÝ ZÁKLAD STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ

Studijní obor: 2301R000 Studijní program je bezoborový

Vedoucí práce: Ing. Jakub Valenta

Prohlášení

Prohlašuji, že jsem bakalářskou práci s názvem: „Návrh zatahovací ostruhy rychlostního letounu“ vypracovala samostatně pod vedením Ing. Jakuba Valenty a použila jsem pouze podklady uvedené v příloženém seznamu.

Nemám závažný důvod proti zpřístupnění této závěrečné práce v souladu se zákonem č. 121/2000 Sb., o právu autorském, o právech souvisejících s právem autorským a o změně některých zákonu (autorský zákon) v platném znění.

V Praze dne

podpis.....

Poděkování

Ráda bych tímto poděkovala vedoucímu bakalářské práce panu Ing. Jakubu Valentovi za cenné rady, jež mi poskytl při jejím zpracování. Dále také celé mé rodině, která mě v průběhu studia na ČVUT v Praze podporovala

Anotační list

Jméno autora: Yevheniia Yatsunyk

Název bakalářské práce: Návrh zatahovací ostruhy rychlostního letounu

Rozsah práce: 57 str., 37 obr., 12 tab.

Rok zpracování: 2023

Ústav: Ústav letadlové techniky

Vedoucí BP: Ing. Jakub Valenta

Klíčová slova: Ostruhový podvozek, Zatahovací podvozek, Zádové kolo, Zatížení, Pevnostní kontrola

Anotace: Úkolem této bakalářské práce je navrhnout vhodný zatahovací systém zadního kola podvozku pro rychlostní letoun, jehož návrh je představen v práci Jakuba Valenty „Koncepční návrh rychlostního letounu“[1]. První část práce zahrnuje rešeršní a teoretickou informaci. Potom následuje kinematika, návrh 3D modelu a pevnostní výpočty. Dále je uveden hmotový rozbor konstrukce.

Anotation

Title: Design of retractable tail wheel for racing airplane

Academic year: 2023

Department: Department of aerospace engineering

Supervisor: Ing. Jakub Valenta

Extent: 57 pages, 37 figures, 12 tables

Keywords: Retractable tail wheel, Tailgear, Load, Strength control

Anotation: The aim of this bachelor`s thesis is to design a suitable retractable system for the tail wheel of an undercarriage for a high-speed aircraft, the design of which is presented in Jakub Valenta`s work "Conceptual Design of a High-Speed Aircraft" [1]. The first part of the thesis includes research and theoretical information. This is followed by kinematics, the design of a 3D model, and strength calculations. Furthermore, the mass analysis of the structure is provided.

I. OSOBNÍ A STUDIJNÍ ÚDAJE

Příjmení: **Yatsunyk** Jméno: **Yevheniia** Osobní číslo: **492633**
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:

Návrh zatahovací ostruhy rychlostního letounu

Název bakalářské práce anglicky:

Design of retractable tail wheel for racing airplane

Pokyny pro vypracování:

Body zadání:
- Rešerše současného stavu
- Návrh kinematiky
- Vypracování konstrukce
- Stanovení zatížení
- Pevnostní kontrola
- Hmotový rozbor

Seznam doporučené literatury:

Dle pokynů vedoucího

Jméno a pracoviště vedoucí(ho) bakalářské práce:

Ing. Jakub Valenta ústav letadlové techniky FS

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

Datum zadání bakalářské práce: **28.04.2023**

Termín odevzdání bakalářské práce: **26.05.2023**

Platnost zadání bakalářské práce: _____

Ing. Jakub Valenta
podpis vedoucí(ho) práce

Ing. Milan Dvořák, Ph.D.
podpis vedoucí(ho) ústavu/katedry

doc. Ing. Miroslav Španiel, CSc.
podpis děkana(ky)

III. PŘEVZETÍ ZADÁNÍ

Studentka bere na vědomí, že je povinna 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 studentky

Obsah

1	Úvod	10
2	Popis podvozku se zádovým kolem	11
2.1	<i>Obecné parametry</i>	11
2.2	<i>Rozdělení podvozku se zádovým kolem</i>	12
2.2.1	<i>Letoun s pevnou ostruhou</i>	12
2.2.2	<i>Letoun se zatahovací ostruhou</i>	13
2.3	<i>Výhody a nevýhody použití</i>	13
2.4	<i>Geometrický návrh</i>	14
2.5	<i>Analýza schémat podvozků pro hlavní podvozek a jeho porovnání se zádovým kolem</i> 15	
2.5.1	<i>První klasifikační skupina podvozku</i>	15
2.5.2	<i>Druhá klasifikační skupina podvozku</i>	16
2.5.3	<i>Třetí klasifikační skupina podvozku</i>	17
2.5.4	<i>Čtvrtá klasifikační skupina podvozku</i>	17
2.5.5	<i>Porovnání se zádovým kolem</i>	18
2.6	<i>Konstrukční uspořádání podvozku</i>	18
2.6.1	<i>Nosníkové</i>	18
2.6.2	<i>Nosníkové – prutové</i>	19
2.6.3	<i>Prutové</i>	19
2.7	<i>Inspirace pro zatahovací ostruhy</i>	20
2.8	<i>Typy zatahování ostruhy</i>	21
2.8.1	<i>Elektricky ovládací systém</i>	21
2.8.2	<i>Hydraulicky ovládací systém</i>	21
2.8.3	<i>Pneumaticky ovládací systém</i>	21
2.8.4	<i>Mechanicky (ručně) ovládací systém</i>	21
2.8.5	<i>Volba ovládacího systému</i>	22
3	Předpisy UL-2	23
3.1	<i>Provozní a početní zatížení</i>	23
3.2	<i>Součinitel bezpečnosti</i>	23
3.2.1	<i>Doplňkový součinitel</i>	23

3.3	Požadavky na pevnost.....	24
4	Výpočet sil na zad'ové kolo.....	26
4.1	Zatížení ostruhy při vodorovném přistání	27
4.2	Zatížení ostruhy při přistání s velkým uhlem náběhu	27
4.3	Dodatečné zatížení zad'ového kola	29
4.3.1	Statické zatížení zad'ového podvozku	29
4.3.2	Zatížení vlivem překážky.....	30
4.3.3	Případ při působení bočního zatížení	30
4.3.4	Výsledné zatížení	31
5	Kinematika podvozku.....	32
5.1	Směr zatahování ostruhy do trupu.....	32
5.1.1	Výběr polohy zatažené ostruhy	33
5.2	Návrh mechanismu	34
5.3	Aretace podvozku.....	34
6	Návrh konstrukčních prvků	35
6.1	Výběr disku kola a pneumatiky.....	35
6.2	Konstrukční návrh vidlice	36
6.3	Čepové spojení	36
6.3.1	Spojení kola s vidlicí.....	37
6.3.2	Spojení zavěšení s vidlicí	37
6.4	Kulisa podvozku.....	37
6.5	Tlačná opěrka	38
6.6	Mechanismus řízení ostruhy.....	38
7	Pevnostní kontrola.....	40
7.1	Materiály konstrukce	40
7.2	Výpočet sil	40
7.3	Kontrola vidlice.....	42
7.3.1	Kontrola řezu	43
7.4	Kontrola čepu	46
8	Hmotový rozbor	50
9	Závěr	51
	Seznam literatury	52
	Seznam použitých symbolu, značek a zkratek.....	54

Seznam použitých programů	55
Seznam tabulek.....	57

1 Úvod

Úkolem této bakalářské práce je navrhnout vhodný zatahovací systém zadního kola podvozku pro rychlostní letoun, jehož návrh je představen v práci Jakuba Valenty „Koncepční návrh rychlostního letounu“[1]. V práci jsou zahrnuty kinematické a pevnostní výpočty a návrh 3D modelu. V této části bakalářské práce je zpracována rešerše typů zatahovacích systémů podvozku a následně je rozhodnuto, který z něj bude nejlepší variantou. Dále jsou zde uvedeny výhody a nevýhody zatahování ostruhy dopředu a dozadu a proveden výpočet sil ovlivňujících podvozek. Konkrétně kolmé a dodatečné zatížení podvozku. A také jsou zde uvedené důležité odstavce z leteckého předpisu UL-2 část 1.

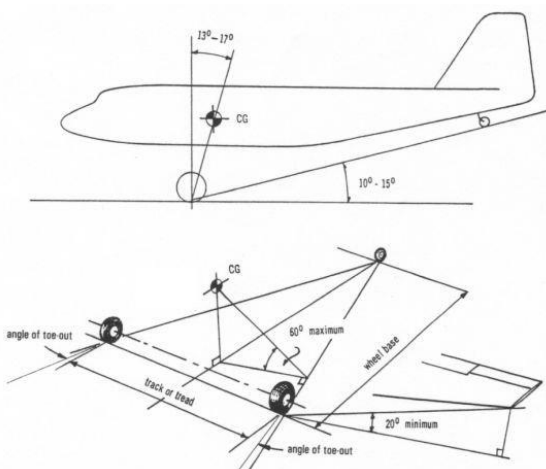
2 Popis podvozku se zád'ovým kolem

Hodnoty parametrů podvozku do značné míry určují charakteristiky stability a ovladatelnosti letadla, jeho vzletové, přistávací a hmotnostní charakteristiky, která zahrnuje v sobě charakteristiku podvozku a taky hmotnost jednotek, ke kterým je podvozek připevněn.

V rychlostních letounech za letu se používají zatahovací podvozek. Což umožňuje výrazně snížit odpor letadla, získat lepší aerodynamické a následně i letové vlastnosti. Přes mírný nárůst hmotnosti a komplikace v konstrukci a provozu letadla se zatahovacím podvozkem se obecně jeho účinnost zvyšuje.

2.1 Obecné parametry

Podvozek se zád'ovým kolem představuje podvozek s dvěma koly hlavního podvozku a ostruhou. Hlavní podvozek se nachází před nebo blízko těžiště letounu kvůli tomu při zaparkování přenáší až 90 % tíhy letadla. Zád'ní kolo je značně posunuto dozadu od těžiště pod ocasníma plochami. Na tuto oporu přichází do 10 % tíhy. Podle geometrických rozměrů je mnohem menší než hlavní podvozek, což dovoluje získat kratší, jednodušší zád'ové kolo. [1]



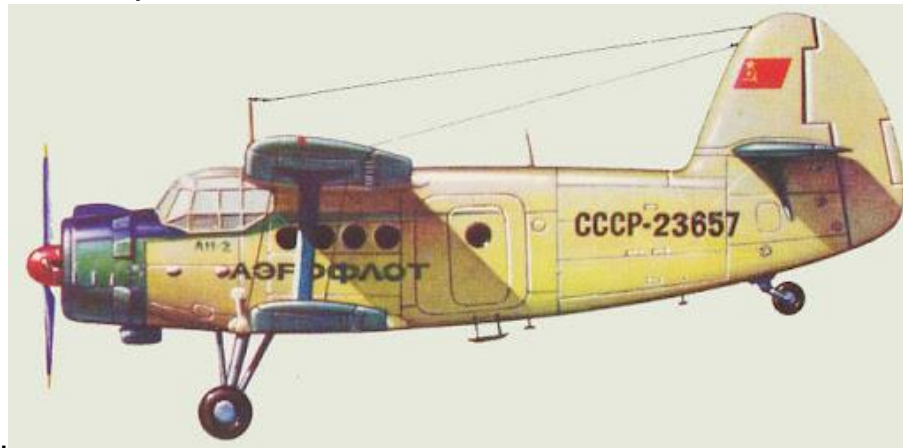
Obrázek 1 Geometrie ostruhového podvozku [2]

2.2 Rozdělení podvozku se zád'ovým kolem

Daný podvozek můžeme rozdělit do dvou typů: pevný podvozek s ostruhovým kolem (dříve byla používána podpora) a podvozek se zatahovací ostruhou. Příklady těch typů uvedené níže.

Rozdíl je v tom že v prvním případě kolo má stálou polohu, v druhém naopak hned po vzletu ostruha zajíždí do podvozkové šachty v zadní části letounu.

2.2.1 Letoun s pevnou ostruhou



Obrázek 2 Letoun An-2 s pevným ostruhovým kolem [6]

Příkladem takového letounu je An-2. Na výškovém a směrovém kormidle je použito aerodynamické odlehčení. Ocasní část je odnímatelná. Ostruha je vybavena kolem s pneumatikou a tlumičem. [6]

2.2.2 Letoun se zatahovací ostruhou



Obrázek 3 North american P-51 Mustang [7]

Příkladem letounu s tímto typem ostruhy je americký P-51 Mustang. Ostruha je otočná, řízená mechanismem uloženým v ocasní části trupu. [7]

2.3 Výhody a nevýhody použití

Podvozek ostruhového typu se v současné době již moc nepoužívá kvůli velkému množství nevýhod, které jsou uvedené níže

Pokud dojde, při vzletu a popojíždění letadla k zatáčení, setrvačná síla spolu s výslednou třecí silou hlavních kol vytvoří dvojici, která bude mít tendenci zvětšovat zatáčení:

- špatná viditelnost dopředu, když letadlo přistává;
- špatná směrová stabilita v důsledku umístění hlavního podvozku před těžištěm;
- tendence k převrácení přes příď při náhlém brzdění nebo zapadnutí hlavního podvozku do měkké země;
- vodorovné přistání ve zvýšené rychlosti na kola hlavního podvozku má většinou za následek skok s prudkým opakovaným dopadem na zem, který může vést k poškození podvozku nebo příďe letadla. [6]

I přes všechny nedokonalosti podvozku se záďovým kolem, je tento typ stále používán. Hlavně u rychlostních letounů. Je to kvůli výhodám a schopnostem odlišných od jiných typů podvozku. Konkrétní kritéria jsou uvedena níže:

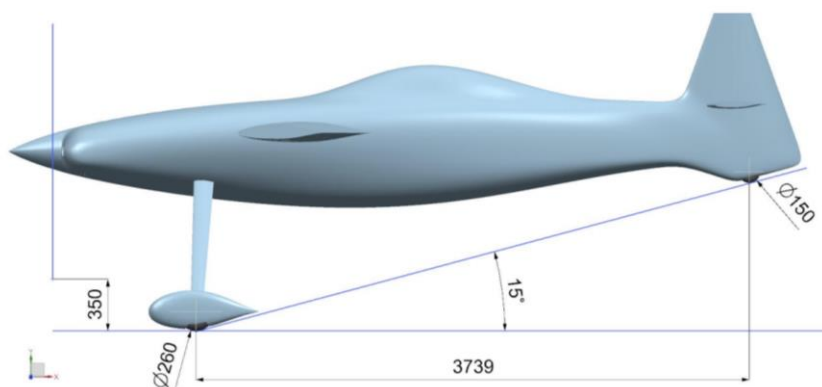
- geometrické rozměry jsou mnohem menší než u podvozku s předovým kolem

- konstrukční jednoduchost
- krátká délka přistávající dráhy
- přítomnost další ocasní podpory [8]

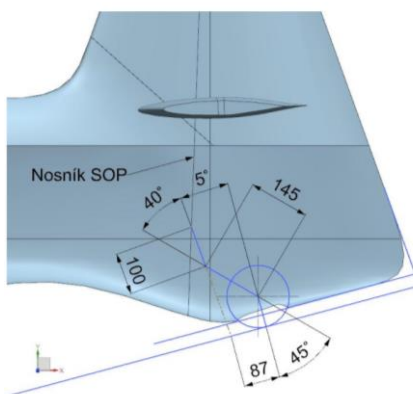
2.4 Geometrický návrh

Geometrické parametry podvozku se volí podle podmínek zabezpečení: poloha letounu při přistání, minimální vzdálenost vzletové dráhy, stabilita pohybu na dráze a při manévrování. Dál jsou představené obrázky, které jsou návrhem geometrie zvoleného podvozku. Který byl navržený dříve, jako část diplomové práce s názvem Koncepční návrh rychlostního letounu.

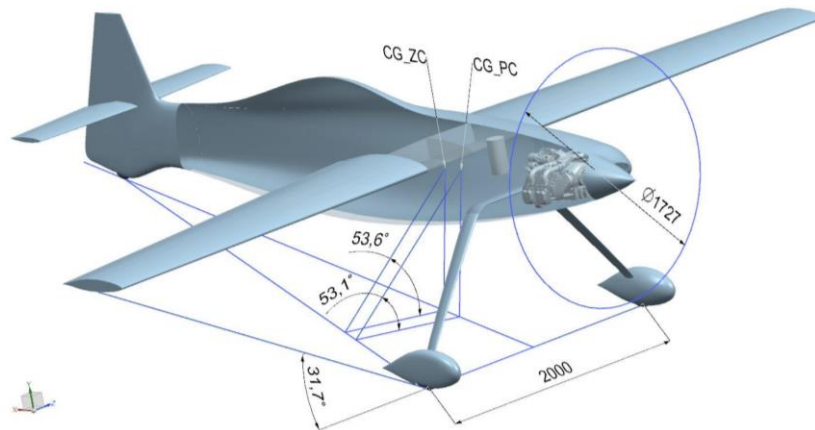
Další výpočty budou provedené podle parametrů zadaných na těchto obrázcích.



Obrázek 4 Geometrie ostruhového podvozku [1]



Obrázek 5 Ostruha [1]



Obrázek 6 Geometrie podvozku [1]

2.5 Analýza schémat podvozků pro hlavní podvozek a jeho porovnání se zád'ovým kolem

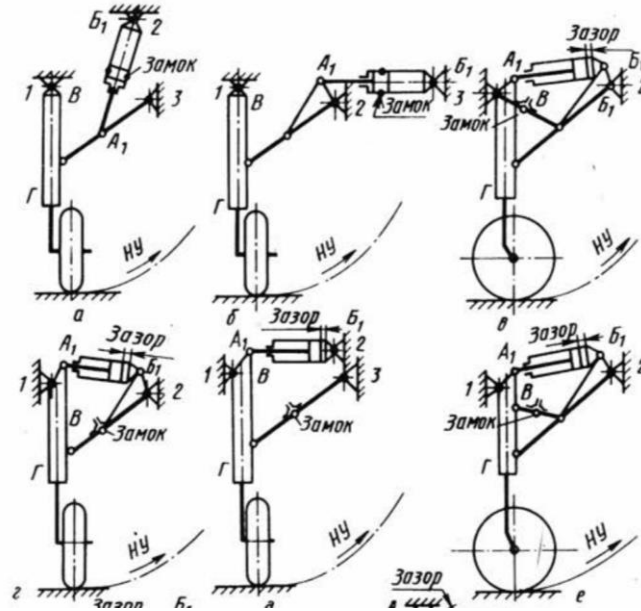
Kinematická schémata zatahování a uvolňování podvozku určují polohu vysunutého a zasunutého podvozku. Princip tvoření těchto schémat je to, že pohyb pneumatiky z jedné polohy do druhé lze provést jedním otočením kolem definovaného středu. Zatahovací podvozky můžeme rozdělit do čtyř klasifikačních skupin.

2.5.1 První klasifikační skupina podvozku

Základní charakteristiky podvozku první skupiny:

- Geometrická neměnnost mechanismu ve vysunuté poloze podvozku je zajištěna táhlem se zámky nebo zámky instalovanými ve sklopných vzpěrách.
- Hydraulické válce pro zatahování a přistání podvozku není prvky silových obvodů podvozku.

Typickou podobou podvozku této skupiny jsou schémata, ve kterých: podvozek je připevněn k nosným prvkům draku letadla pomocí malého počtu uzlů, což umožňuje snížit množství materiálů vynaloženého na posílení rámu letadla. [9]



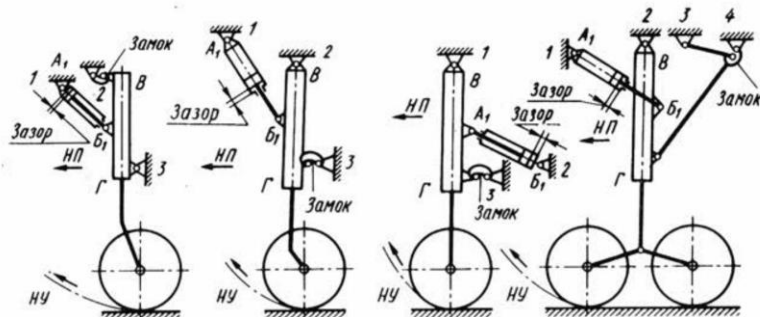
Obrázek 7 První klasifikační skupina podvozku [9]

2.5.2 Druhá klasifikační skupina podvozku

Základní charakteristiky podvozku druhé skupiny:

- Geometrická neměnnost mechanismu ve vysunuté poloze je zajištěná zámky, které připevňují nosníky podvozku nebo vzpěry přímo k draku letadla.
- Hydraulické válce pro zatahování a přistání podvozku nejsou prvky silových obvodů podvozku.
- V procesu zatahování nebo uvolňování tvoří články podvozku čtyřčlankový závěsový mechanismus nebo čtyřčlankový mechanismus s připojenými dvoučlankovými a tříčlankovými skupinami

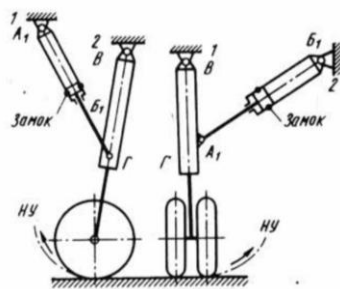
Nevýhodou schémat podvozků této skupiny, u kterých podvozek se zatěžuje proti směru letu, je možnost selhání zámku, který uzamkne podvozek ve vysunuté poloze vlivem působení prachu, písku, sněhu, ledu atd. Při zatahování podvozku ve směru letu je v některých případech zajištěna geometrická neměnnost i při neuzavření zámku čelními a vertikálními silami působícími na podvozek při přistání. [9]



Obrázek 8 Druhá klasifikační skupina podvozku [9]

2.5.3 Třetí klasifikační skupina podvozku

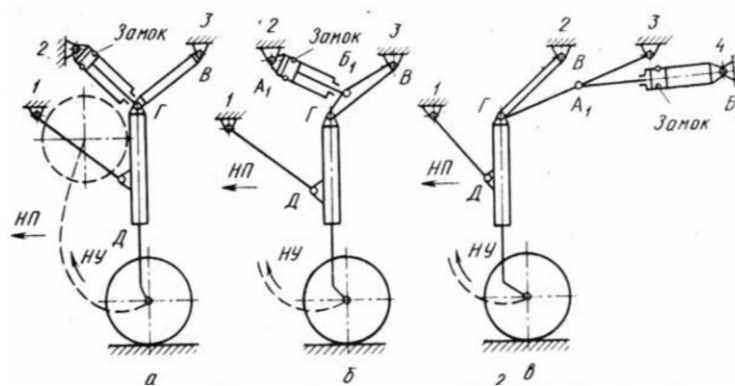
- Geometrická neměnnost mechanismu ve vysunuté poloze podvozku je zajištěna mechanickými zámkami instalovanými v hydraulických válcích pro zatažení a uvolnění.
- Hydraulické válce pro zatahování a přistání podvozku nejsou prvky silových obvodů podvozku.
- V procesu zatahování nebo uvolňování tvoří články podvozku čtyřčlankové mechanismy, které pohybují koly a tím zmenšují objem, který zabírá podvozek v zatažené poloze. [9]



Obrázek 9 Třetí klasifikační skupina podvozku [9]

2.5.4 Čtvrtá klasifikační skupina podvozku

- Geometrická neměnnost mechanismu při vysunutém podvozku je zajištěna metodami používanými u podvozků první, druhé a třetí klasifikační skupiny.
- V procesu zatahování a uvolňování tvoří články podvozku čtyřčlankový závěsový mechanismus s připojenými dvojchodými a trojchodými válci.
- Hydraulické válce pro zatahování a přistávací zařízení, v závislosti na místě jejich instalace, mohou být silové nebo nezátížené tyče. [9]



Obrázek 10 Čtvrtá klasifikační skupina podvozku [9]

2.5.5 Porovnání se zádovým kolem

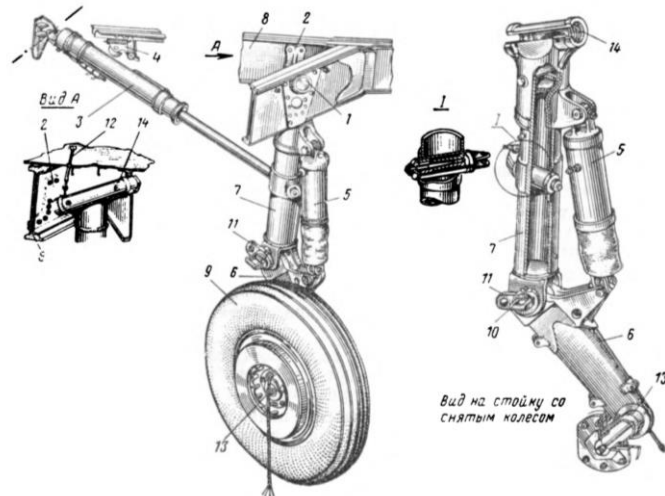
Ohledem na všechny typy hlavního podvozku můžeme říct, že zádový je o mnohem lehčí při konstruování a nepotřebuje tolik elementů a složitých systémů. Hlavně z důvodu malého zatížení působící na ostruhu a požadavkům kladených na něj. Takže konstrukce zádového podvozku představuje jednoduchý mechanismus, vždy má malou váhu a menší rozměry.

2.6 Konstrukční uspořádání podvozku

Podle způsobu vnímání a přenosu zatížení se konstrukce obvykle dělí na: nosníkové, nosníkové – prutové a prutové podvozky.

2.6.1 Nosníkové

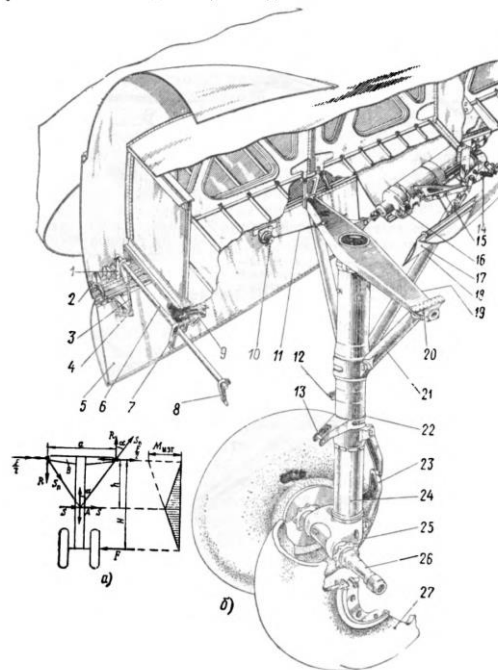
Nosníková konstrukce zjednodušuje zatahování nohy podvozku díky absenci vzpěry. Nosník je navržen pro stlačení, ohyb, ve dvou rovinách a krut. Mimo toho delší vzpěra nosníkového podvozku může být nedostatečně tuhá v podélném a příčném směru, což bude přispívat ke vzniku různých vibrací. [10]



Obrázek 11 Schéma nosíkové konstrukce podvozku [10]

2.6.2 Nosíkové – prutové

Podvozek tvoří jeden (jednosloupkový) nebo dva (dvousloupkové) konzolové nosníky vyztužené vzpěrami. Instalace vzpěr odlehčuje nosník od ohybových momentů a boční vzpěry – od momentů podél osy letadla. [10]

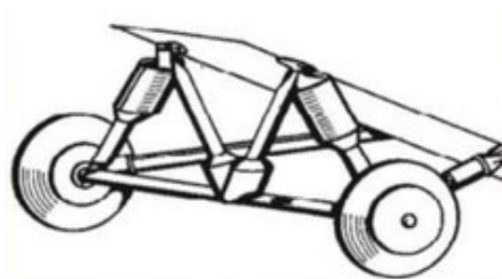


Obrázek 12 Schéma nosíkové- prutové konstrukce [10]

2.6.3 Prutové

Prutová konstrukce může být lehká, protože její energetické prvky a tyče pracují v tahu a tlaku. Prutové sloupky se však používají relativně zřídka kvůli obtížnému čištění a

vysokému čelnímu odporu. Typickou konstrukcí takového schématu je pyramidový podvozek běžně používaný na vrtulnicích a pomalu se pohybujících letadlech, kde se za letu nezatahuje. [10]



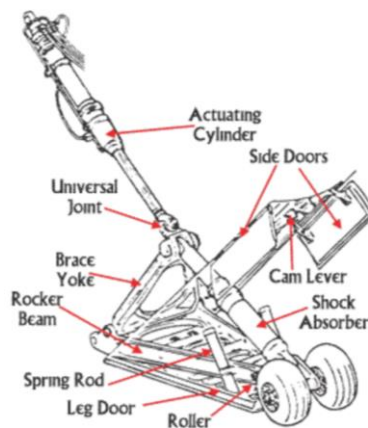
Obrázek 13 Prutová konstrukce podvozku [10]

2.7 Inspirace pro zatahovací ostruhy

Pro inspiraci budoucího systému ostruhy byl vybrán Letoun Concorde. Tento model má jednoduchou konstrukci, což splňuje naše požadavky. [11]



Obrázek 14 Zádové kolo letadla Concorde [11]



Obrázek 15 Schéma se zádovým kolem letadla Concorde [11]

2.8 Typy zatahování ostruhy

Zatahovací podvozek lze ovládat elektricky, hydraulicky, pneumaticky nebo mechanicky (ručně).

Bez ohledu na to, jak jsou provozovány, jsou však principy zatahování podvozku podobné.

Převodovka a související závěsný systém se otáčí kolem ložiskového systému, ke kterému je připojeno táhlo.

2.8.1 Elektricky ovládací systém

Elektrické systémy se běžně používají v menších, lehkých a vysokorychlostních letounech, protože váží méně a jsou méně složité než hydraulické systémy. Plně elektrický systém používá k pohybu elektromotor a převodovku. To je realizováno s relativně lehkým vybavením, které se vyskytuje u menších letadel [1].

2.8.2 Hydraulicky ovládací systém

Hydraulické systémy používají k ovládaní převodů tlakovou hydraulickou kapalinu a jsou nejtěžší a nejsložitější z dříve jmenovaných systémů. Kvůli vysokým silám, generovaných hydraulickými systémy, se používají ve velkých a těžkých letadlech, jako jsou například dopravní letadla. Hydraulické systémy mohou používat čerpadla poháněná motorem nebo elektromotory k natlakování kapaliny a mohou mít několik stupňů redundance, což zvyšuje jejich spolehlivost. [5]

2.8.3 Pneumaticky ovládací systém

Činnost pneumatického zatahovacího systému je podobná jako u hydraulického systému, s tím rozdílem, že tlak ve zpětném potrubí je vypouštěn do atmosféry přes vypouštěcí ventil. Tlak se vytváří v hlavním zásobním válci vzduchovými čerpadly pohaněnými motorem a prochází přes redukční ventil do ventilu voliče podvozku. Podvozkové kryty jsou ovládána mechanicky, pomocí napojení na podvozkovou nohu. [4]

2.8.4 Mechanicky (ručně) ovládací systém

Nejjednodušší obsahuje páku v pilotní kabině mechanicky spojenou s převodem. Díky mechanické vazbě pilot pomocí páky vysouvá a zasouvá podvozek. Běžně je použití válečkového řetězu, řetězových kol a ruční kliky ke snížení požadované síly. Výhodou

ručně ovládaného podvozku je jednoduchost a spolehlivost, protože správně udržovaný manuální systém má jen zřídka problémy [3].

2.8.5 Volba ovládacího systému

S ohledem na všechny výše uvedené systémy pro zatahování podvozku, jsme vybírali mezi dvěma: elektricky a mechanicky. V našem případě podvozek bude ovládán mechanicky. Prioritně pomocí soustavy táhel nebo lan, podle předpisu vysouvání podvozku děje pohybem táhla dozadu, zatahování – dopředu. Z důvodu toho, že náš letoun má malé rozměry a je lehký, jiné systémy mají docela velkou váhu a složitou konstrukci. Jedním z důležitých požadavků je možnost ovládaní ostruhy z pilotního prostoru.

3 Předpisy UL-2

Tato kapitola je věnovaná důležitým podmínkám uvedených v leteckém předpisu UL-2 Část 1 pro návrh konstrukci.

3.1 Provozní a početní zatížení

Pevnostní požadavky jsou definované formou provozního a početního zatížení. První sebou představuje nejvyšší zatížení vyskytující na konstrukci při normálním provozu bez trvalých deformací. Druhé je provozní zatížení násobené předepsanými součiniteli bezpečnosti. Jestli nic jiného neuvedeno, pak vzdušná a pozemní zatížení jsou přivedena do rovnováhy setrvačnými silami, je důležité uvažovat větší osamělé hmotnosti letounu. Rozložení zatížení musí vyhovovat skutečným podmínkám. [12]

3.2 Součinitel bezpečnosti

Součinitel bezpečnosti f se ukazuje v kolikrát početní zatížení je větší než provozní zatížení. Nejvíce používaný součinitel bezpečnosti je 1,5, pokud není uvedený jiny. Občas tento součinitel je násobený doplňkovým součinitelem, jestli je to nutné za zvláštních podmínek. Pro konstrukci budoucího letounu budou použité kompozity. Bezpečnostní součinitel f , kterých je v rozmezí 1,5 až 2,25, zvyšující součinitel 1 až 1,5. Nejpoužívanější hodnota je 1,875. [12]

3.2.1 Doplňkový součinitel

Doplňkový součinitel bezpečnosti je uváděn při zvláštních podmínkách, například jestli část má vůli, nebo je ovlivněna vlhkostí a teplotou.

Aplikace	Doplňkový součinitel bezpečnosti	Výsledný součinitel bezpečnosti f_u
spoje (smykové uložení) s vůlí, zatížené rázovým namáháním nebo vibracemi	2,0	$f_u = 2,0 \times 1,5 = 3,0$
závěsy kormidel (mimo valivých a kloubových ložisek)	4,44	$f_u = 6,67$
ložiska (klouby) v řízení táhly	2,2	$f_u = 3,30$
ložiska (klouby) v lanovém řízení	1,33	$f_u = 2,0$
odlisky	2,0	$f_u = 1,5 \times 2,0 = 3,0$
kování – platí pro <ul style="list-style-type: none"> - Všechny prvky kování, - Všechny spojovací prvky, - Otláčení (u pevného uložení) 	1,15	$f_u = 1,5 \times 1,15 = 1,725$
bezpečnostní pasy a sedáčky	1,33	$f_u = 1,5 \times 1,33 = 2,0$
kompozity	1,2	$f_u = 1,875$

Tabulka 1 Doplnkový a výsledný součinitel bezpečnosti [12]

3.3 Požadavky na pevnost

Další požadavky platí především pro soustavy řízení:

Konstrukce musí přenášet provozní zatížení bez trvalých deformací. Deformace na konstrukci nesmí omezit bezpečný provoz letounu. Konstrukce musí snášet početní

zatížení nejméně 3 sekundy. Tento limit není platný, pokud je pevnostní průkaz proveden dynamickou zkouškou. [12]

4 Výpočet sil na zádové kolo

Táto část práce se zabývá určením zatížení a rozložení jednotlivých sil, která působí na kolo zádového podvozku.

Výpočty jsou prováděny podle předpisu UL2 – Část 1. [12], který je určen pro ultralehké letouny, a zahrnují případy pozemního zatížení, zatížení při přistání, dodatečné zatížení. Pro navrhovaný letoun jsou z dřívějšího návrhu známé některé parametry potřebné pro výpočet zatížení a následné dimenzování hlavního podvozku. Výpočty byly provedené pro určené hmotnosti letounu $m_1 = 345 \text{ kg}$, $m_2 = 302,3 \text{ kg}$, $m_3 = 300,3 \text{ kg}$. Který byly vybrány podle 2 kritérií: největší vzdálenosti těžiště od ostruhy a největší hmotnost letounu. Označení uvedené v tabulce jsou: a – hlavního podvozku a těžiště letounu, b – těžiště a zádového kola podvozku, c – mezi koly hlavního a zádového podvozku (součet a a b, je konstantní). Tyto hodnoty byly odečteny z modelu letounu v programu NX. Hodnoty souřadnic těžiště a nutné vzdálenosti jsou uvedené v tabulce níž.

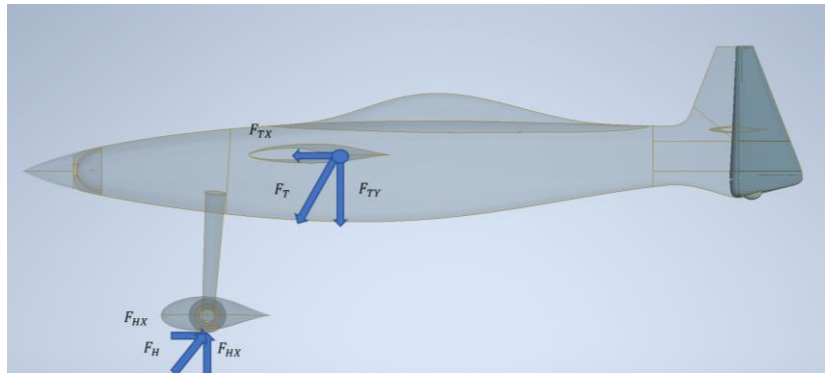
	x_{CG}	y_{CG}	a	b	c
m_1	2679 mm	2005 mm	836 mm	3020 mm	3856 mm
m_2	2687 mm	1989 mm	840 mm	3016 mm	3856 mm
m_3	2691 mm	1989 mm	844 mm	3012 mm	3856 mm

Tabulka 2 Hodnoty odečteny z modelu

Plocha křídla je $S = 5,029 \text{ m}^2$. Výpočet celkové dráhy tlumení nárazu byl vypočten jen přibližně v dřívější práci „Návrh přistávacího zařízení rychlostního letounu“ [1] a rovná se $y = 0,2 \text{ m}$, kde $y = y_{PN} + y_{TL}$. S pomocí hodnoty celkové dráhy tlumení nárazu lze při použití gumového nebo pružinového tlumiče určit účinnou dráhu tlumení [13]:

$$y_{ef} = 0,5 \cdot y_{PN} + 0,5 \cdot y_{TL} = 0,5 \cdot y = 0,5 \cdot 0,2 = 0,1 \text{ m} \quad (1)$$

4.1 Zatížení ostruhy při vodorovném přistání

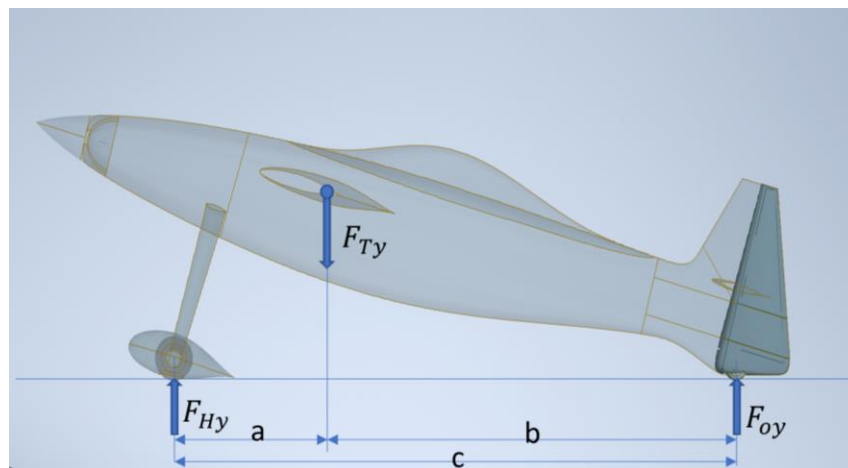


Obrázek 16 Zatížení ostruhy při vodorovném přistání

Na obrázku výše jsou zobrazeny síly ovlivňující hlavní podvozek letounu, v tomto případě na ostruhu žádné síly nepůsobí.

Tedy můžeme napsat: $F_{ox} = 0, F_{oy} = 0$.

4.2 Zatížení ostruhy při přistání s velkým uhem náběhu



Obrázek 17 Zatížení ostruhy při přistání s velkým uhem náběhu

Na obrázku výše jsou zobrazeny síly ovlivňující hlavní a záďový podvozek letounu. Výpočty byly provedeny podle vzorců z leteckého předpisu UL-2 část 1 [12] v tabulce uvedené níže. Příklad výpočtu hodnot je uveden jen pro $m_1 = 345 \text{ kg}$, všechny hodnoty jsou uvedené v tabulkách.

Z geometrických charakteristik letounu můžeme určit poměr vzdáleností a a c .

$\frac{a_1}{c_1}$	0,217
$\frac{a_2}{c_2}$	0,218
$\frac{a_3}{c_3}$	0,219

Tabulka 3 Poměr vzdálenosti a a c

Pro tyto výpočty jsme museli spočítat provozní násobek zatížení. „Jestliže n_{pr} je podle výpočtu větší než 4, potom je nutné uchycení všech soustředěných hmot (motor, palivové nádrže, sedadla posádky) kontrolovat na zatížení odpovídající vypočtenému n_{pr} , dle předpisu UL-2 část 1. [12]

Klesací rychlost:

$$ws = 0,51 \cdot \sqrt[4]{m \cdot \frac{g}{s}} = 0,51 \cdot \sqrt[4]{345 \cdot \frac{9,81}{5,029}} = 2,59 \text{ m/s} \quad (2)$$

$$n_k = \frac{0,0132 \cdot \sqrt[4]{m \cdot \frac{g}{s} + \frac{y}{3}}}{y_{ef}} = \frac{0,0132 \cdot \sqrt[4]{345 \cdot \frac{9,81}{5,029} + \frac{0,2}{3}}}{0,1} = 4,091 \quad (3)$$

$$n_{pr} = n_k + 0,67 = 4,091 + 0,67 = 4,76 \quad (4)$$

	ws	n_k	n_{pr}
m_1	2,598 m/s	4,091	4,761
m_2	2,513 m/s	3,872	4,542
m_3	2,509 m/s	3,861	4,531

Tabulka 4 Hodnoty vypočtených násobku podle UL-2 část 1

Sila pro hmotnost MTOM 345 kg:

$$F = (n_{pr} - 0,667) \cdot G \frac{a}{c} = (4,76 - 0,667) \cdot 9,81 \cdot 345 \cdot 0,217 = 4028,35 \text{ N} \quad (5)$$

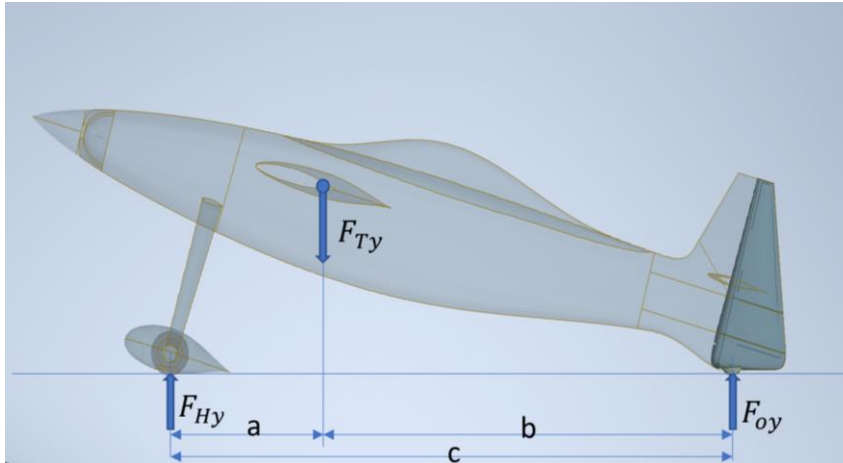
F_{ox}	F_{oy1}	F_{oy2}	F_{oy3}
0	4028,35 N	3367,47 N	3337,37 N

Tabulka 5 Hodnoty síly ovlivňující záďové kolo

4.3 Dodatečné zatížení zádového kola

Výpočet dodatečného zatížení je poměrně jednoduchý. Řešíme 2 případy: zatížení vlivem překážky a boční zatížení zádového podvozku. Tyto případy jsou zobrazeny na Obr. 18 níže. Pro výpočet hodnot potřebujeme nejprve spočítat statické zatížení zádového podvozku.

4.3.1 Statické zatížení zádového podvozku



Obrázek 18 Statické zatížení zádového podvozku

Pro určení statického zatížení zádového podvozku podle Obrázku 18 sestavíme rovnice k těžišti letounu - rovnovážnou silovou a momentovou.

Silová rovnice rovnováhy:

$$2F_{Hy} = G - F_{Oy} \quad (6)$$

Momentová rovnice k těžišti:

$$2F_{Hy} \cdot a = F_{Oy} \cdot b \quad (7)$$

Řešíme system rovnic a dostaneme, že síla na ostruhu je:

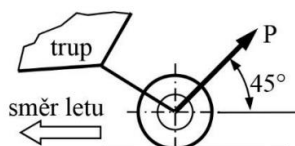
$$F_{Oy} = \frac{G \cdot a}{c} = \frac{9,81 \cdot 345,836}{3856} = 733,77 \text{ N} \quad (8)$$

F_{oy1}	F_{oy2}	F_{oy3}
733,77 N	646,03 N	644,81 N

Tabulka 6 Hodnoty vypočtených sil

4.3.2 Zatížení vlivem překážky

a.



P je maximální reakce od „přistání s velkým úhlem náběhu“, ale pod úhlem 45° dozadu

Obrázek 19 Zatížení vlivem překážky [12]

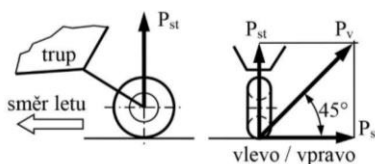
Pro první případ se předpokládá, že síla působí směrem dozadu přes čep kola pod úhlem 45°. Sílu působící na zadové kolo můžeme spočítat pomocí dalšího vzorečku podle UL-2 část 1 [12]:

$$P = 4 \cdot m \cdot g \cdot \frac{i_y^2}{i_y^2 + b^2} = 4 \cdot 345 \cdot 9,81 \cdot \frac{1,028^2}{1,028^2 + 3,02^2} = 1406 \text{ N} \quad (9)$$

$$i_y = 0,225 \cdot L = 0,225 \cdot 4,570 = 1,028 \text{ m} \quad (10)$$

4.3.3 Příklad při působení bočního zatížení

b.



P_{st} je maximální statická pozemní reakce na zadovém kole (při G a krajní zadní poloze)

Obrázek 20 Příklad při působení bočního zatížení [12]

V druhém případě při působení bočního zatížení na kolo síla ve svislém směru shodná se statistickým zatížením a shodná síla působí na kolo i v bočním směru:

$$F_z = P_{st-sv} = 733,77N \quad (11)$$

$$F_z = P_{st-bo} = 733,77 N \quad (12)$$

$$P_v = \sqrt{2 \cdot 733^2} = 1037,7 N \quad (13)$$

4.3.4 Výsledné zatížení

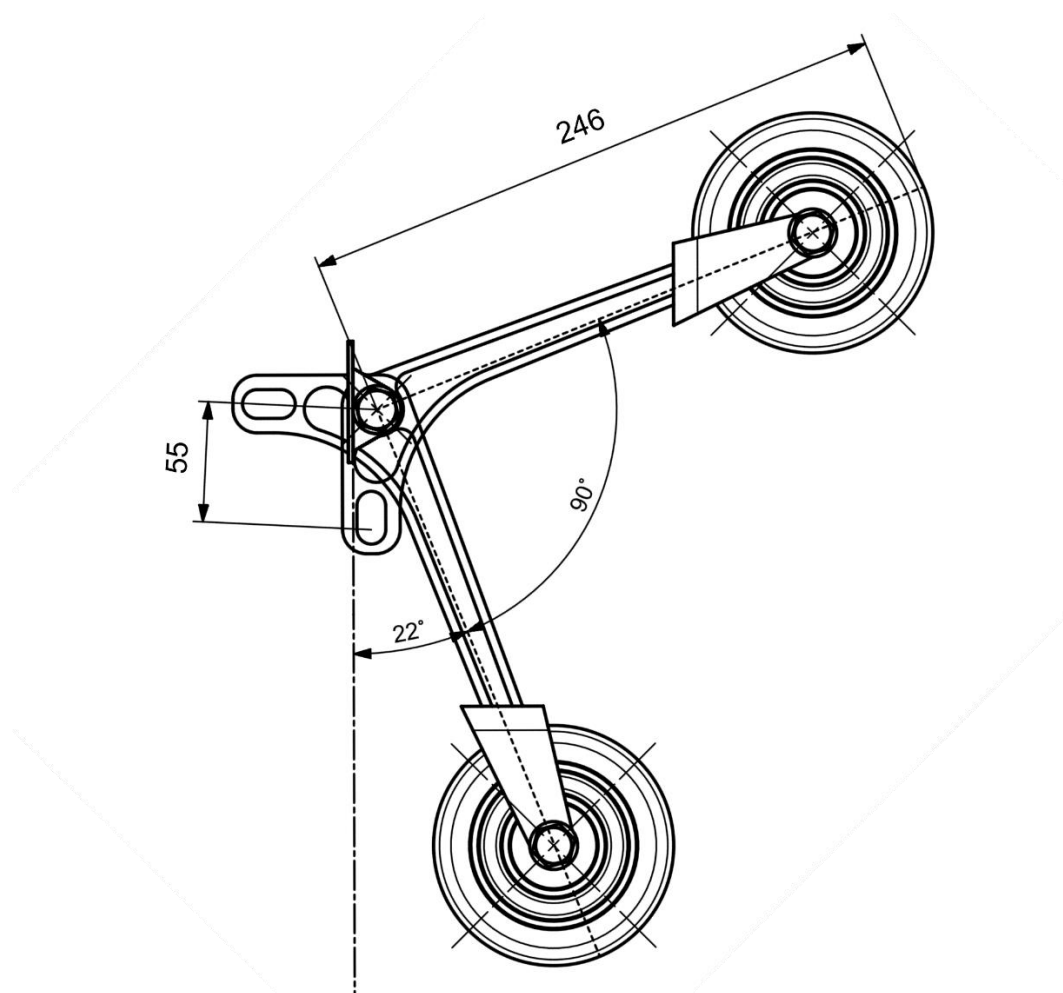
Pro pevnostní výpočty musíme spočítat početní zatížení podvozku. Tohle se počítá pomocí součinitele bezpečnosti, stanoveného podle předpisu UL-2 část 1 [12] jako $f = 1,5$ (kapitola 2). Hodnoty výsledných zatížení pro nejdelší vzdálenost polohy těžiště a ostruhy podvozku jsou uvedeny níže.

Zatezovací případ ostruhy	Provozní zatížení [N]			Početní zatížení [N]		
	x	y	z	x	y	z
Vodorovne na 3 kola	0	0	0	0	0	0
Velky uhel nabehu	0	4028,35	0	0	6042,5	0
Bocni zatizeni	0	733,77	733,77	0	1100,7	1100,7
Staticke zatizeni	0	733,77	0	0	1100,7	0
Vliv prepazky	994,2	994,2	0	1491,3	1491,3	0

Tabulka 7 Hodnoty výsledných zatížení působících na ostruhu podle UL-2 část 1

5 Kinematika podvozku

Ostruhový podvozek je navržen tak, aby v zatažené poloze celá konstrukce byla zakryta uvnitř letadla. Tato kapitola popisuje kinematiku zatahování ostruhového podvozku do letadla.



Obrázek 21 Schéma zatahování ostruhy

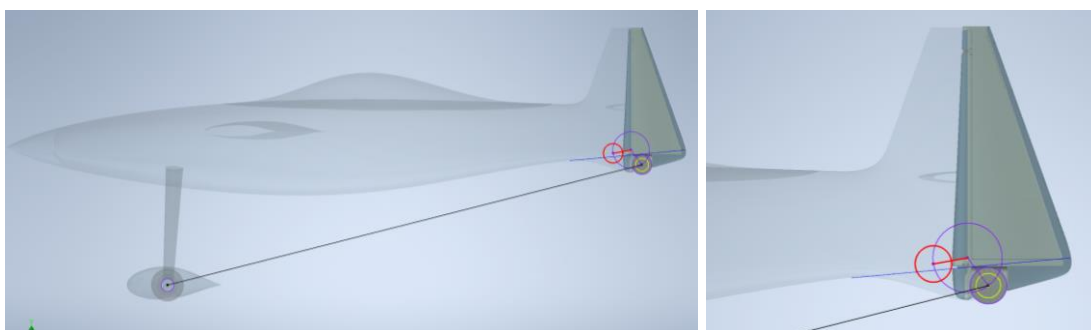
5.1 Směr zatahování ostruhy do trupu

Schéma zatahování ostruhy je poměrně jednoduché. Zádové kolo se zatahuje buď dopředu nebo dozadu. Schéma zatahování podvozku dopředu umožňuje uvolnění podvozkové nohy působením gravitace a dynamického tlaku i v případě výpadků palubních zdrojů energie. Na Obr. 7,8 je schematicky ukázáno polohu ostruhy v zataženém stavu dopředu a dozadu.

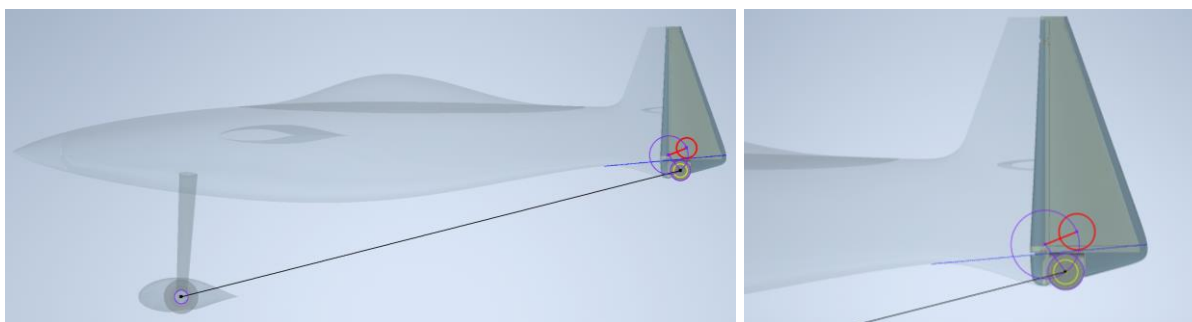
Pro daný letoun všechny důležité výpočty byly provedené v diplomové práci „Konstrukční návrh rychlostního letounu“[1]. Konkrétně ohledně polohy ostruhového kola, což určuje úhel mezi podvozkem a zemí. Kvůli tomu bylo rozhodnuto ponechat 15° a nechat původní polohu kola, ve vysunutě poloze. Pro zachování dane polohy musíme změnit zadní část letounu. Dolní část ocasní plochy spolu s nosníkem bude oříznutá po naznačené modré křivce.

5.1.1 Výběr polohy zatažené ostruhy

Na obrázcích níže jsou ukázány předpokládané polohy zatažené ostruhy směrem dopředu a dozadu. Červenou barvou je naznačena poloha zatažené ostruhy, modrou čerchovanou čarou přibližně oříznutí zadní části letounu.



Obrázek 22 Předpokládaná poloha zatažení ostruhy dopředu



Obrázek 23 Předpokládaná poloha zatažení ostruhy dozadu

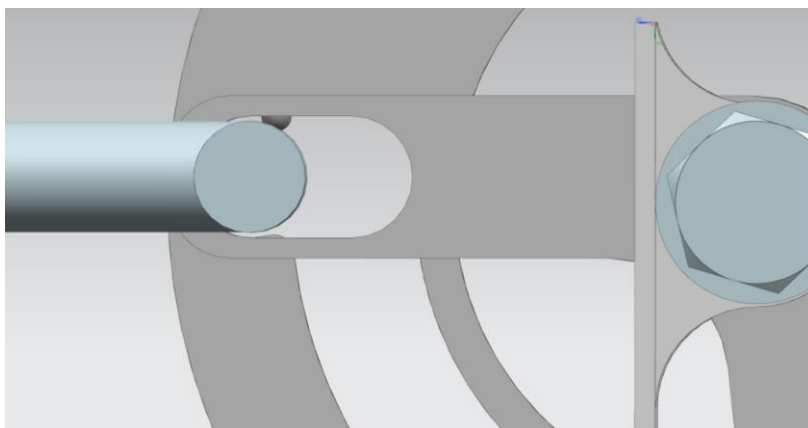
V našem případě se bude ostruha zatahovat dozadu. Považuji tento způsob za výhodnější kvůli tomu, že už máme volný prostor za svislou ocasní plochou. Tento způsob řeší problém s umístěním ostruhy v zataženém stavu.

5.2 Návrh mechanismu

Schéma mechanismu hlavního podvozku je znázorněno na Obr. 21. Směr zatahování podvozku je dozadu, pro zajištění stability ve vysunuté poloze podvozková noha svírá se svislou osou úhel 22° dozadu. Pohybuje se rotačně po trajektorii dané úhlem 90 stupňů. Úhel 90° je zvolen tak, aby v zatažené poloze podvozek byl skryt ve trupu a nevyskytovaly se žádné kolize.

5.3 Aretace podvozku

V krajních polohách je ostruha pevně fixována kvůli zabránění zpětného zasunutí nebo volného vypadnutí během pohybu letadla. Hlavní podmínkou při návrhu konstrukce zatahování podvozku je nulový moment v zatažené poloze působící na konstrukci. V našem případě byla navržena konstrukce s kulisou pro pohyb vidlice a kliky která činí pohyb celé konstrukce. Trajektorie pohybu je úhel 90 stupňů. V krajních polohách jsou udělané drážky pro zapadnutí tyče s vidlicí. Aretace podvozku je zajištěna drážkami v kulise, které kvůli své poloze neumožňují pohyb podvozku zpátky a taktéž tlačnými opěrkami, které při zapadnutí do drážky doplňují fixaci konstrukce. Aretace ostruhy ještě potřebuje dopracování. V této práci představen jen prvotní návrh toho, jak by celý systém měl fungovat.



Obrázek 24 Detail zajištění ostruhy

6 Návrh konstrukčních prvků

6.1 Výběr disku kola a pneumatiky

Výběr disku byl proveden s ohledem na statickou únosnost a co nejnižší hmotnost. Bylo vybráno kolo SONEX TAILWHEEL 4 X1-1/2 FOR 3/8 AXLE [14]. Guma je monolitní konstrukce, která nabízí lehké, a přitom odolné kolo se schopností absorbovat náraz. Navrženo bylo tak, aby přenášelo zatížení přímo na nosnou plochu pro hladší chod. Váha kola je přibližně 450 gramů. Průměr a šířka: 4" x 1-1/2". Jedním z hlavních parametrů disku je statické zatížení. Statická síla, která působí na kolo zádového podvozku je $F_z = 359,39 \text{ N}$, což přibližně odpovídá 35,9 kg. Maximální statické zatížení disku je 225 Lbs (102 kg), proto statická únosnost je v pořádku.

Výrobce disku s pneumatikou nedává 3D model, kvůli tomu v programu NX12 byl navržen náš vlastní přibližný model toho, jak disk může vypadat v reálném životě. Hlavní rozměry jsou převzaté z webu výrobce, zbytek je přibližný a nemusí tedy úplně odpovídat realitě.

Kolo se prodává společně s ložisky. Během vypracování modelu jsem použila ložiska SKF 6301, které splňují požadavky. V originálním modelu ložiska mají kryt, ten je však také vymodelován pouze přibližně.



Obrázek 25 Kolo SONEX TAILWHEEL 4 X1-1/2 FOR 3/8 AXLE [14]

6.2 Konstrukční návrh vidlice

Důležitý díl celé sestavy je vidlice, která drží kolo a je uchycená do nosníku směrového kormidla. Pro náš návrh bylo zvoleno dvoustranné provedení vidlice, kvůli zvýšení tuhosti v bočním směru.

Nůžky vidlice představují ohnutý profil. Svislá část má odchylku 22° od vertikální osy. Ve vodorovné části jsou umístěny dva otvory pro spojení s celkovou konstrukcí. Skrz otvor kruhového průřezu vidlice bude spojena se zavěšením. Otvor oválného průřezu slouží pro spojení se zatahovací konstrukcí.

Výroba vidlice je předpokládána ze dvou částí: vidlice a její nůžky. Každou součást můžeme vyfrézovat zvlášť a potom svařit dohromady.



Obrázek 26 Vidlice ostruhy

6.3 Čepové spojení

U záďového podvozku se předpokládá, že bude uchycen ke kormidlu zadní části letadla. Zástavba záďového podvozku bude vyžadovat rozsáhlou rekonstrukci ocasní části trupu letadla. V této práci bude předveden jen návrh předpokládané změny (Obr. 23). Přestože úhel mezi zemí a kolem podvozku musí zůstat 15° . Kvůli tomu musíme změnit geometrii dolní části ocasní plochy a kormidla. Dolní část svislé ocasní plochy a kormidla bude oříznutá. Žebro kořenové bude posunuto nahoru. V nosníku je vytvořen otvor pro závěs

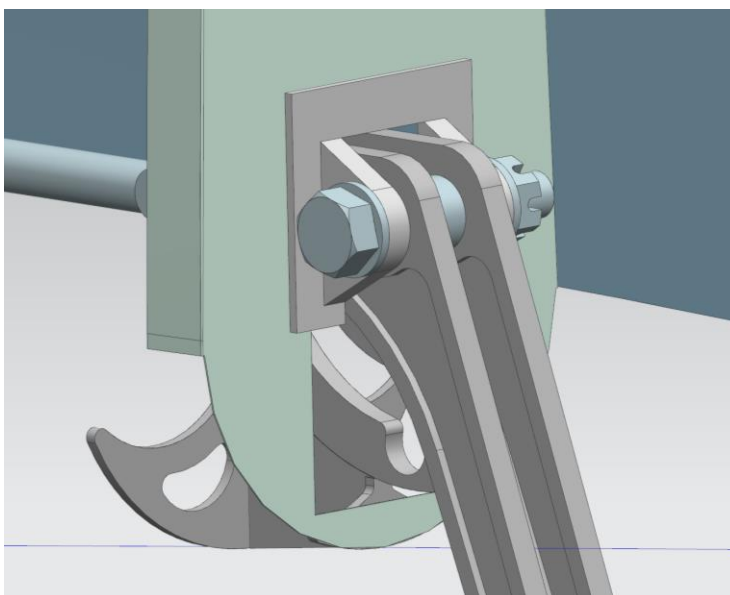
sestavy podvozku. V této části jsou řešeny dva spoje pomocí lícovaných šroubů. První je spoj vidlice a kola, druhý je spoj vidlice a zavěšení.

6.3.1 Spojení kola s vidlicí

Spojení řešíme pomocí lícovaného šroubu ČSN 02 1112-M10x55-10.9 s vyvrtaným otvorem pro závlačku a korunovou maticí M10 ČSN 02 1411 zajištěné závlačkou. Utažení vhodným momentem spoje vystačí pro zajištění proti pootočení.

6.3.2 Spojení zavěšení s vidlicí

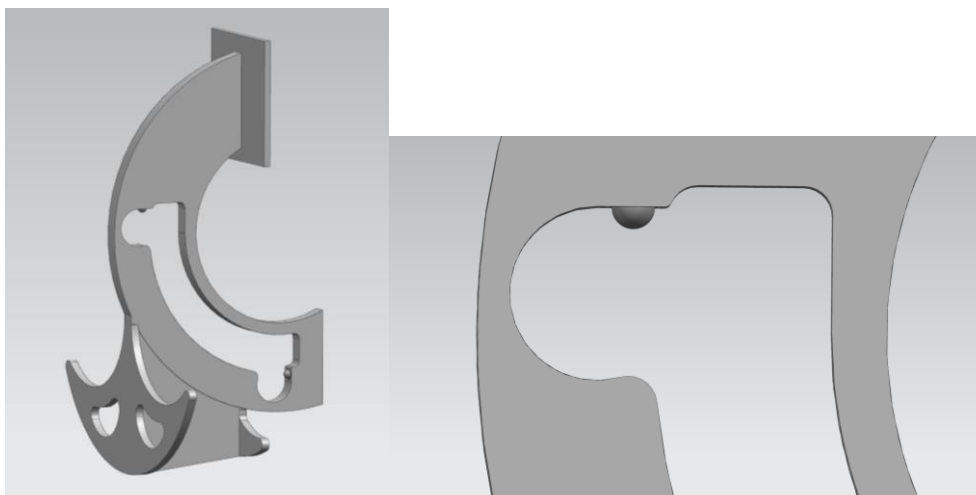
Uchycení podvozku do letadla je provedeno pomocí zavěšení. Tento díl je vyroben ze stejného materiálu jako vidlice. Této kovaní bude vlepeno, nebo přímo zalaminováno k nosníku letounu. Spojení vidlice se zavěšením je provedeno pomocí lícovaného šroubu ČSN 02 1112-M10x60-10.9 s vyvrtaným otvorem pro závlačku, matice je stejná z předchozího spojení. K tomu spoji mezi nuzky vidlice mělo by ještě přidat ložisko, tento návrh potřebuje dalšího dopracování, tato práce se tím nezabývá.



Obrázek 27 Spojení vidlice s zavěšením, ve spoji s nosníkem

6.4 Kulisa podvozku

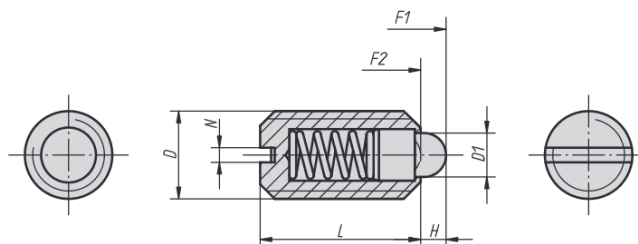
Trajektorii pohybu vyznačuje kulisa s vyfrézovanou drahou a otvory pro zapadnutí kliky s vidlicí ostruhy. Uvnitř kulisy jsou zašroubované pružné tlačné opěrky pro zajištění podvozku. Součást je vyrobená ze stejného materiálu jako vidlice a je svařená ze 4 částí. Dolní část slouží pro vlepení do kormidla a zaručuje dobrou stabilitu konstrukce.



Obrázek 28 Kulisa s tlačnou opěrkou

6.5 Tlačná opěrka

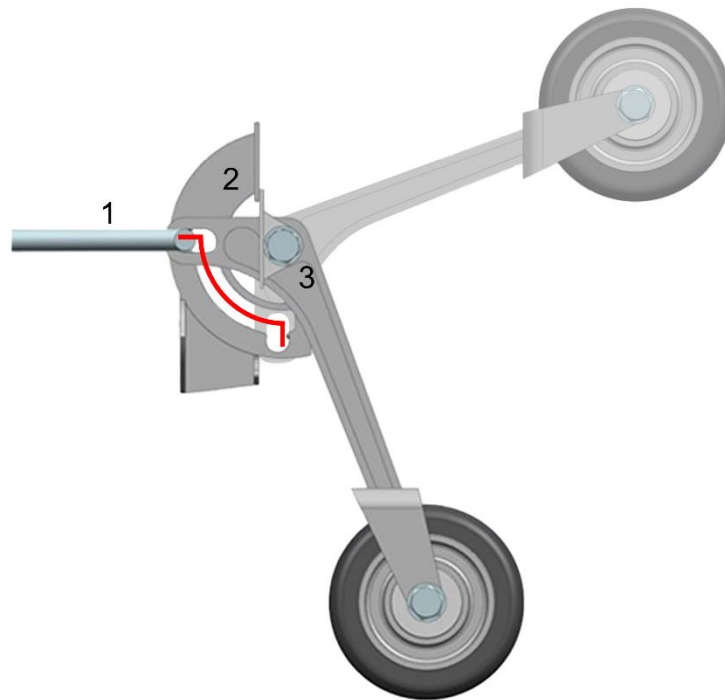
Pro doplňující fixaci podvozku ve vytažené a zatažené poloze byly vybrány dvě tlačné pružné opěrky s čepem. Pouzdro je vyrobeno z oceli třídy pevnosti 5.8, tlačný čep je ocelový, pružina je z pružinové oceli třídy D. Síla pružiny na začátku je cca 6N, na konci 20N.



Obrázek 29 Tlačná opěrka [16]

6.6 Mechanismus řízení ostruhy

Řízení podvozku se provádí pomocí táhla (1), které je propojeno do kabiny pilota. To se pohybuje kulisou (2) ve vyříznuté drážce, trajektorie pohybu je zobrazená červenou linií na obrázku níže. V krajních polohách táhlo zapadne do drážek v kulise, tím pádem zaaretuje ostruhu.



Obrázek 30 Mechanismus zatahování podvozku

7 Pevnostní kontrola

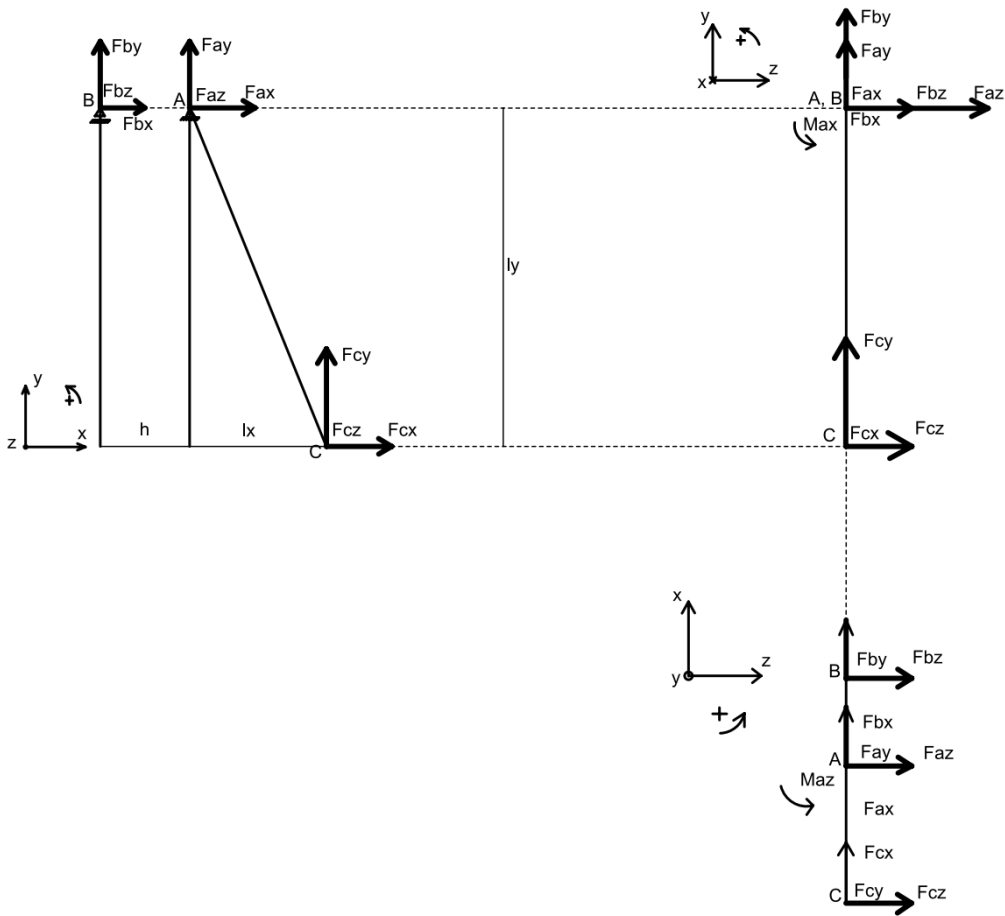
V této kapitole bude provedena pevnostní kontrola vidlice podvozku a šroubového spoje vidlice se zavěšením. Součinitel bezpečnosti, podle které dimenzujeme jednotlivé díly je uveden v kapitole 2. Pokud není uvedeno jinak, dosazujeme hodnotu 1,5 podle předpisu UL-2 část 1 [12]. K výpočtům jsou použity vztahy z teorii pružnosti. Materiálové vlastnosti jednotlivých součástí konstrukce, rozměry konstrukčních prvků jsou odečtené z navrhnutého modelu a hodnoty zatížení jsou vypočteny v kapitole 3.

7.1 Materiály konstrukce

Pro konstrukce vidlice, kulisy a zavěšení byl vybrán vysoce pevný materiál AMS 6532. Tento materiál je svařitelný a nevyžaduje žádné předehřívání. Je odlišný vynikající lomovou houževnatostí a tažností. Lze ho využívat až do 427 °C. Mez pevnosti v tahu je $R_m = 1920 \text{ MPa}$, mez kluzu $R_{0,2} = 1724 \text{ MPa}$. [17]

7.2 Výpočet síl

Na začátku vypočteme obyčejné reakce v podpěrách konstrukce pro rozdělené 3 případy zatížení letounu: pod velkým uhlím náběhu, vliv překážky a boční zatížení. Je nutné zjistit, v kterém z těch případů dochází k největšímu namáhání v ohybu Osa nosníku vidlice prochází bodem dotyku, což znamená, že ohybový moment od síly, která způsobuje tah/tlak v bodu dotyku je nulový. Tým pádem považujeme jako nohu podvozku celou délku vidlice a část kola dohromady. Pro výpočet upravíme geometrie podvozku jako křivý prut na dvou podpěrách, kde $l_y = 20 \text{ mm}$, $l_x = 88 \text{ mm}$, $h = 55 \text{ mm}$. Schéma působení sil a jejich reakci je ukazaná níž (Obrázek 31).



Obrázek 31 Schéma vypočtu reakcí působící na ostruhu

Napíšeme obecné rovnice pro výpočet reakce, které transformujeme pro výpočet každého případů zvlášť.

Dostaneme rovnovážné rovnice do třech směrů:

$$x: F_{cx} + F_{ax} + F_{bx} = 0 \quad (14)$$

$$y: F_{cy} + F_{ay} + F_{by} = 0 \quad (15)$$

$$z: F_{cz} + F_{az} + F_{bz} = 0 \quad (16)$$

Zapišeme momentové rovnice do bodu A:

$$M_{ax}: -F_{cz} \cdot l_y + M_{ax} = 0 \quad (17)$$

$$M_{ay}: -F_{bz} \cdot h + F_{cz} \cdot l_x + M_{az} = 0 \quad (18)$$

$$M_{za}: F_{cy} \cdot l_x + F_x \cdot l_y - F_{by} \cdot h = 0 \quad (19)$$

Předpokládáme, že v bodě B reakci ve směru x a z, takže můžeme říct, že síly $F_{bz} = 0, F_{bx} = 0$. Což máme šest rovnic a šest neznámých. Vyřešením těchto rovnic dostaneme síly působící v kritických bodech podvozku. Hodnoty jsou ukázané v tabulce níž.

	Velký uhel náběhu [N]	Vliv překážky [N]	Boční zatížení [N]
F_{cx}	0	1491,3	0
F_{cy}	6042,5	1491,3	1100,7
F_{cz}	0	0	1100,7
F_{ax}	0	1491,3	0
F_{ay}	20544,6	14424,9	3739,3
F_{az}	0	0	1100,7
F_{bx}	0	0	0
F_y	9668,0	8622,4	1759,7
F_z	0	0	0

Tabulka 8 Síly působící v podpěrách podvozku

7.3 Kontrola vidlice

V této kapitole je provedena kontrola vidlice záďového podvozku pomocí klasické metody pružnosti a pevnosti.

Z hodnot je vidět, že největší síla působí v místě spojení zavěšení s vidlicí. Pro pevnostní kontrolu vidlice potřebujeme spočítat momenty působící v tomto bodě pro každý ze třech případů. Abychom spočítali nosník musíme vynásobit rameno silou působící na něj. Napíšeme momentové rovnice k bodu A:

$$M_{ax} = F_{cx} \cdot l_y \quad (20)$$

$$M_{ay} = F_{cy} \cdot (l_x + h) \quad (21)$$

$$M = M_x + M_y \quad (22)$$

$$M_{az} = F_z \cdot l_y \quad (23)$$

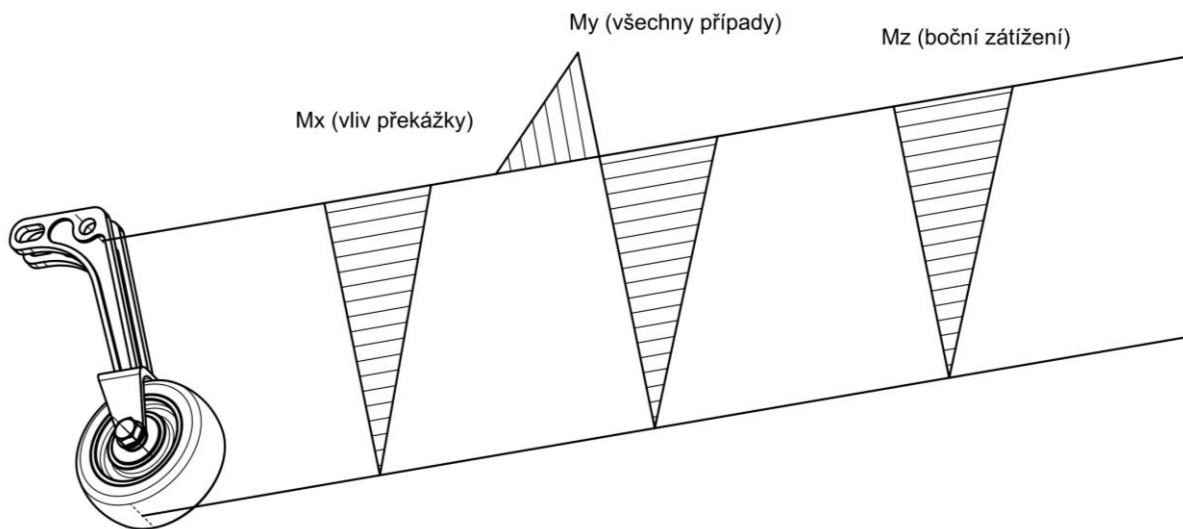
$$M_v = \sqrt{M^2 + M_z^2} \quad (24)$$

Hodnoty momentů jsou předvedené v tabulce níže:

		Velký úhel náběhu [Nmm]	Vliv překážky [Nmm]	Boční zatížení [Nmm]
CA	M_x	0	342999	0
	M_y	531742,2	131234,4	96857,64
	M_{xy}	531742,2	474233,4	96857,64
	M_z	0	0	253150,7
	M_{v1}	531742,2	474233,4	271047,0
BA	M_x	0	0	0
	M_y	531742,2	474233,4	96782,4
	M_{xy}	531742,2	474233,4	96782,4
	M_z	0	0	0
	M_{v3}	531742,2	474233,4	96782,4

Tabulka 9 Hodnoty momentů vznikající na vidlice při početním zatížení

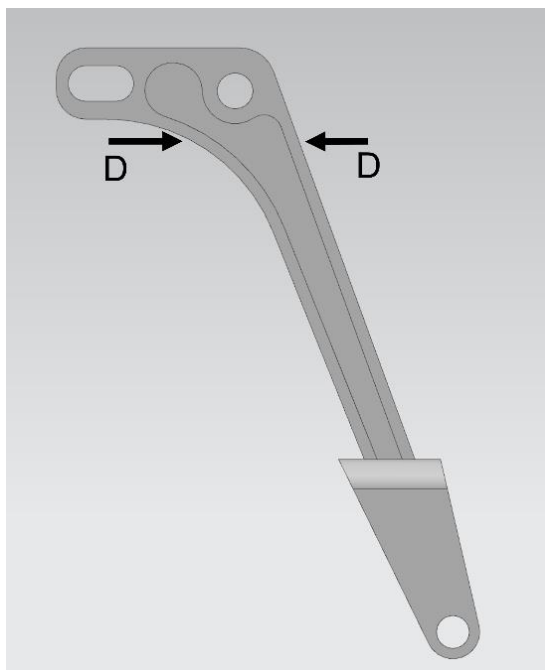
Z vypočtených hodnot můžeme říct ze největší ohybový moment působí při případě velkého uhlu náběhu Zobrazení průběhu momentu je uvedeno na Obrázku 33:



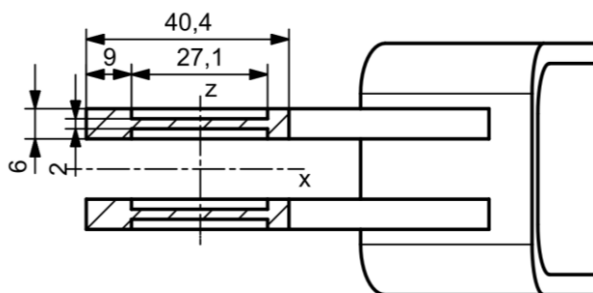
Obrázek 32 Průběh momentů na cele ostruže

7.3.1 Kontrola řezu

Pro výpočet napětí byl vybrán nebezpečný průřez v místě D. Vidlice je vyrobena z I-profilu.



Obrázek 33 Vybraný řez pro kontrolu



Obrázek 34 Rozměry profilu pro výpočet

Pro provedení kontroly vidlice spočítáme kvadraticky průřezový moment J_x a J_z . Máme I – profil, což použijeme klasicky vzoreček:

$$J_z = \frac{b \cdot h^3}{12} + a^2 \cdot S \quad (25)$$

Kde b je šířka profilu, h – výška, a – vzdálenost těžiště od osy, S – plocha průřezu.

Transformujeme tento vzoreček pro náš případ (všechny rozměry jsou uvedené na Obr. 33) a dostaneme:

$$J_z = \frac{6 \cdot 9^3}{12} + 6 \cdot 9 \cdot \left(\frac{40,4}{2} - \frac{9}{2} \right)^2 + \frac{2 \cdot 27,1^3}{12} + \frac{6 \cdot 4,3^3}{12} + 6 \cdot 4,3 \cdot \left(\frac{40,4}{2} - \frac{4,3}{2} \right)^2 = 25437,5 \text{ mm}^4 \quad (26)$$

$$J_x = \frac{9 \cdot 6^3}{12} + 9 \cdot 6 \cdot (8 + 3)^2 + \frac{27,1 \cdot 2^3}{12} + 27,1 \cdot 2 \cdot (8 + 3)^2 + \frac{4,3 \cdot 6^3}{12} + 4,3 \cdot 6 \cdot (8 + 3)^2 = 14075,6 \text{ mm}^4 \quad (27)$$

Vidlice sestavuje z dvou stejných I – profilů, musíme každou z vypočtených hodnot vynásobit 2:

$$J_{zc} = 50875 \text{ mm}^4$$

$$J_{xc} = 28151,2 \text{ mm}^4$$

Modul průřezu v ohybu spočítáme jako:

$$W = \frac{J}{d} \quad (28)$$

kde d je vzdálenost od těžiště profilu do jeho krajního vlákna.

$$W_z = \frac{J_{zc}}{20,2} = 2518,5 \text{ mm}^3 \quad (29)$$

$$W_x = \frac{J_{xc}}{16} = 1759,5 \text{ mm}^3 \quad (30)$$

Pro výpočet ohybového napětí dosadíme maximální hodnoty momentu z Tab. 7:

$$M_z = 253150 \text{ N} \cdot \text{mm}$$

$$M = 531742,2 \text{ N} \cdot \text{mm}$$

Ohybové napětí:

$$\sigma_{oz} = \frac{M}{W_z} = \frac{253150}{2518,5} = 100,5 \text{ MPa} \quad (31)$$

$$\sigma_{ox} = \frac{M}{W_x} = \frac{531742,2}{1759,5} = 302,2 \text{ MPa} \quad (32)$$

Redukované napětí:

$$\sigma_{red} = \sigma_{oz} + \sigma_{ox} = 100,5 + 302,2 = 402,7 \text{ MPa} \quad (33)$$

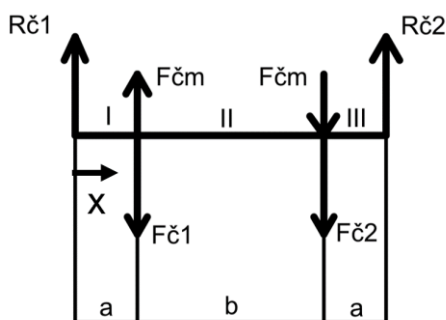
Výpočet bezpečností:

$$k = \frac{R_m}{\sigma} = \frac{1920}{402,7} = 3,63 \quad (34)$$

$$k = 3,63 > 1 - \text{vyhovuje}$$

7.4 Kontrola čepu

V této části bude kontrolováno čepové spojení vidlice se zavěšením, které je provedeno pomocí lícovaného šroubu s otvorem pro závlačku a korunové matice se závlačkou. Tento spoj bude kontrolován na ohyb, stříh a na otláčení. Síla, při které vzniká ohybový moment působí jen při bočním zatížení. Šroub je vyroben z oceli třídy 10.9, jeho mez kluzu je $R_{0.2} = 900 \text{ MPa}$. Pro výpočet momentu působících ve šroubu použijeme schéma na Obr.33



Obrázek 35 Schéma výpočtu momentu působícího na čep

Na začátku musíme sestavit rovnice pro výpočet reakcí $R_{č1}$ a $R_{č2}$:

$$y: R_{č1} + F_{čm} - F_{č1} - F_{čm} - F_{č2} + R_{č2} = 0 \quad (35)$$

$$M: R_{č1} \cdot (2 \cdot a + b) - F_{č1} \cdot (a + b) - F_{č2} \cdot a = 0 \quad (36)$$

Sestavíme obecné rovnice pro výpočet momentu:

$$I: R_{č1} \cdot x = M_I \quad (37)$$

$$II: R_{č1} \cdot x - F_1 \cdot (x - a) = M_{II} \quad (38)$$

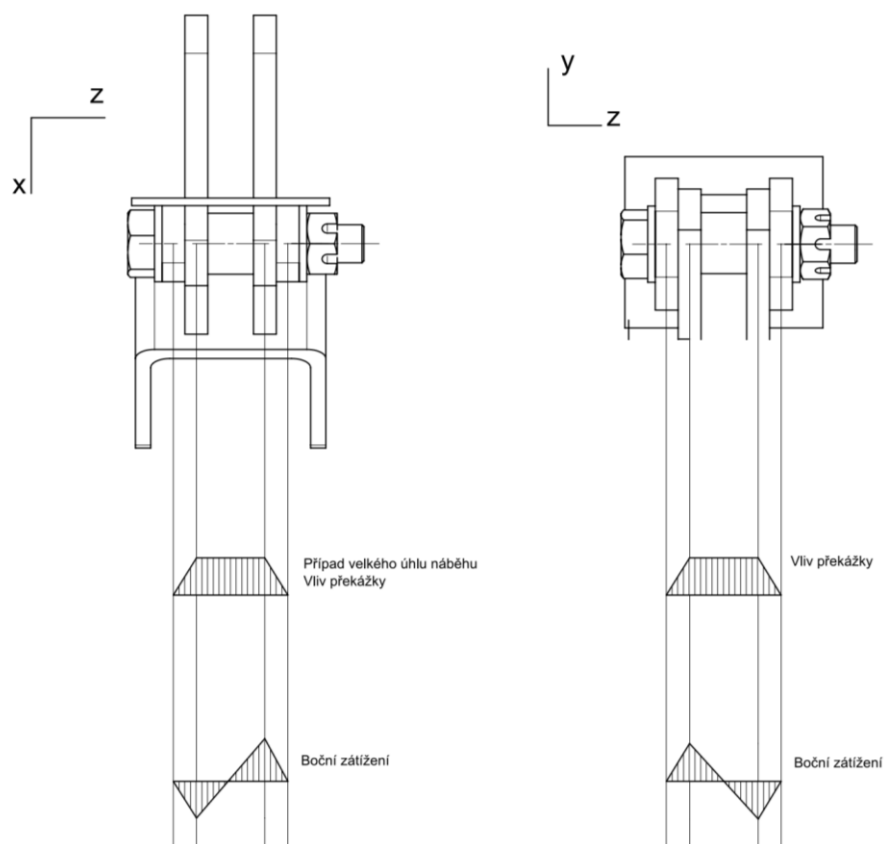
$$III: R_{č1} \cdot x - F_1 \cdot (x - a) - F_2 \cdot (x - a - b) = M_{III} \quad (39)$$

Řešením těchto rovnic pro 3 případy dostaneme hodnoty ukázané v Tabulce 8. Síly jsou spočítané s doplňkovým koeficientem zatížení $k = 1,15$.

	Velký úhel náběhu	Vliv překážky	Boční zatížení
$F_{\check{c}1}$ [N]	10272,3	7212,5	15933,6
$F_{\check{c}2}$ [N]	10272,3	7212,5	-12194,3
$F_{\check{c}m}$ [N]	0	0	14063,9
$R_{\check{c}1}$ [N]	10272,3	7212,5	10308,0
$R_{\check{c}2}$ [Nmm]	10272,3	7212,5	-6568,7
YZ			
M_I [Nmm]	70878,8	49766,0	71125,3
M_{II} [Nmm]	70878,8	49766,0	-45324
M_{III} [Nmm]	0	0	0
XZ			
M_I [Nmm]	0	5144,9	-24226,5
M_{II} [Nmm]	0	5144,9	24226,5
M_{III} [Nmm]	0	0	0
M_V [Nmm]	70878,8	50031,3	75138,1

Tabulka 10 Hodnoty momentů vznikajících na čepu

Zobrazení průběhů momentů v čepu:



Obrázek 36 Průběh momentů na čepu

Kontrola šroubu na ohyb:

Doplňkový koeficient zatížení je $k = 1,15$.

$$W_o = \frac{\pi \cdot d^3}{32} = \frac{\pi \cdot 11^3}{32} = 130,6 \text{ mm}^3 \quad (40)$$

$$\sigma_o = \frac{M}{W_o} = \frac{70878,8}{130,6} = 542,71 \text{ MPa} \quad (41)$$

Zjistíme o kolik máme předimenzovaný šroub pomocí jistoty:

$$e = \frac{R_m}{\sigma_o} = \frac{1000}{542,71} = 1,84 - \text{vyhovuje}$$

Kontrola na stříh:

$$\tau = \frac{F}{S} = \frac{15933}{94,9} = 167,9 \text{ MPa} \quad (42)$$

$$\tau_k = 0,6 \cdot R_{0,2} = 0,6 \cdot 900 = 540 \text{ MPa} \quad (43)$$

Jistota:

$$e = \frac{\tau_k}{\tau} = \frac{540}{167,9} = 3,2 - \text{vyhovuje}$$

Kontrola na otláčení:

$$p_D = 900 \text{ Mpa}$$

$$p = \frac{F}{d * a} = \frac{15933}{6 \cdot 11} = 241,4 \text{ MPa} - \text{vyhovuje}$$

8 Hmotový rozbor

Klíčovým prvkem při navrhování konstrukce v oblasti leteckého inženýrství je hmotový rozbor. Jeho účelem je podrobně popsat rozložení hmotnosti a hmoty ve všech částech letadla. Dále umožňuje určit celkovou hmotnost a polohu těžiště celého letadla. Tato kapitola zahrnuje přehled hmotových vlastností normalizovaných a jednotlivých součástí konstrukce. Hmotový rozbor navrhovaného podvozku je proveden ve programu Siemens NX. Hmotnosti jednotlivých součástí je odečten z 3D CAD modelu. Hmotnost normalizovaných součástí jsou odečteny z normy nebo z katalogu. Souřadnice těžiště všech součástí jsou odečteny z 3D CAD modelu. Hustota vidlice, kulisy a závěsu jsou $7888,7 \text{ kg/m}^3$.

Součást	Hmotnost [kg]
Lícovaný šroub M10x1,25x55	0,0513
Lícovaný šroub M10x1,25x60	0,0550
4x Podložka 11	0,0136
2x Korunová matice M10x1,25	0,0220
2x Závlačka 2,5x22	0,0024

Tabulka 11 Hmotnosti normalizovaných součástí

Součást	Hmotnost [kg]	x [mm]	y [mm]	z [mm]
Ostruhové kolo Sonex 4 X1-1/2	0,454	5862,0	1830,0	0
Vidlice	0,407	5814,6	1937,0	0
Kulisa	0,207	5758,3	1937,0	0
Zavěšení	0,058	5782,7	2014,4	0
Distanční trubka	0,008	5789,1	2011,5	0

Tabulka 12 Hmotové vlastnosti nenormalizovaných součástí

Celkovou hmotnost ostruhy zjistíme součtem jednotlivých hmotnosti:

$$m_c = \sum m_i \quad (44)$$

$$m_c = 1,28 \text{ kg}$$

9 Závěr

Hlavním cílem této bakalářské práce bylo navrhnout konstrukci zatahovací ostruhy pro rychlostní letoun, návrh kterého je představen v práci Jakuba Valenty „Koncepční návrh rychlostního letounu“[1]. Navrhovaný podvozek má splňovat podmínky uvedené ve předpisu UL-2.1. Splnění toho zadání zahrnovalo v sobě provedení rešerši informací k porozumění tématu a konstrukčního principu podvozku letadla.

Práce začíná rešeršní a teoretickou částí, která je nezbytná pro pochopení základních pojmů a principu fungování podvozku letadel. Z těchto informací vychází praktická část bakalářské práce.

V další části bylo provedeno stanovení zatížení ostruhy podle UL2 – Část 1 s uvažováním různých případů přistání a dodatečných podmínek. Dále byl zvolen vyhovující směr zatahování podvozky – zatahování dozadu.

Při návrhu konstrukci ostruhy dle parametru stanovených zadáním nejprve bylo zvoleno kolo s diskem SONEX TAILWHEEL 4 X1-1/2 FOR 3/8 AXLE [14]. V další části následoval návrh konstrukčních prvků záďového podvozku. Hlavní konstrukční prvky ostruhy jsou vidlice, kulisa pro pohyb vidlicí, zavěšení pro spojení vidlici s nosníkem kormidla.

Následoval pevnostní výpočet, ve kterém byla zkontrolována vidlice a šroub. Součásti kontrole vyhovovaly.

Důležitou částí práce byl hmotový rozbor. Hmotnosti jednotlivých součástí byly odečteny z modelu. Celková hmotnost vyšla relativně malá, ale určité může následovat odlehčení součástí konstrukce, například vidlice a kulisa.

Cíle bakalářské práce bylo dosaženo. Navrhnutý model ostruhy splňuje kladené na nejvyšší požadavky podle předpisu UL-2.1 a vyhovuje pevnostní kontrole. Jsem přede svěřena o tom, že moje práce bude užitečná a pomůže dalšímu zlepšení konstrukci daného rychlostního letounu. Však ve práci představen jen návrh konstrukce ostruhy, kterou můžeme zlepšovat. V návaznosti na tuto práci vhodně provést detailnější kontrolu vidlicí. Mohlo by následovat další dopracování aretace podvozku, přidání ložisek ke spoje vidlici a zavěšení.

Seznam literatury

- [1] VALENTA, JAKUB. Koncepční návrh rychlostního letounu. Praha, 2019. Diplomová práce. ČVUT. Vedoucí práce Ing. Jiří Brabec, PhD.
- [2] ATEC 212 SOLO. In: Atecaircraft.eu [online]. [cit. 2021-11-01]. Dostupné z: <https://www.atecaircraft.eu/letadla/atec-212-solo>
- [3] SKOTT, Jeff. Aircraft Landing Gear Layouts [online]. United States, 2004 [cit. 2021-10-25]. Dostupné z: <http://www.aerospaceweb.org/question/design/q0200.shtml>
- [4] Small Aircraft Retraction System. In: aircraftsystemstech.com [cit. 2022.02.09.22]. Dostupné z: <https://www.aircraftsystemstech.com/p/landing-gear-retraction.html>
- [5] Joen. N. Retractable Landing Gear Explained. [online]. December, 2020 [cit. 2022.09.22]. Dostupné z: <https://www.century-of-flight.net/retractable-landing-gear-explained/>
- [6] СОШИН, В. М. Шасси самолета АН-2. Россия, 2005 [cit. 2021-11-01]. Dostupné z: <https://studfile.net/preview/10060977/#4>
- [7] NORTH AMERICAN P-51 MUSTANG. In: Flyingbulls.at [online]. [cit. 2021-11-01]. Dostupné z: <https://www.flyingbulls.at/en/fleet/north-american-p51-d-mustang>
- [8] Der Einsitzer EB29. In: Binder-flugmotorenbau.de [online]. [cit. 2021-11-01]. https://www.binder-flugmotorenbau.de/index.php?id=11&no_cache=1&type=98
- [9] КОНДРАШОВ, Н. А Проектирование убирающихся шасси самолетов. Москва, 1991
- [10] ŠUL'ENKO, Michail N. Konstrukce letadel. 2. opravené vydání. Praha: Státní nakladatelství technické literatury, 1954
- [11] CONCORDE. In: Concordest.com at [online]. [cit. 2021-11-01]. Dostupné z: <http://www.concordest.com/gear.html>
- [12] UL 2 - Část I: Požadavky letové způsobilosti SLZ. Ultralehké letouny řízené aerodynamicky. Praha 10: Letecká amatérská asociace ČR, 2019.
- [13] OSIČKOVÁ, KLARA. Návrh přistávacího zařízení rychlostního. Praha, 2020. Bakalářská práce. ČVUT. Vedoucí práce Ing. Jiří Brabec, PhD.
- [14] AIRCRAFTSPRUCE- Tailwheels- SONEX Tailwheel Catalogue [online]. SONEX, 2022 [cit. 2023-02-21]. Dostupné z: <https://www.aircraftspruce.com/catalog/lgpages/sonexwheel4.php>

[15] GREŇ, Martin. Koncepce přistávacího zařízení. Brno, 2012. Bakalářská práce. VUT. Vedoucí práce Ing. Antonín Píštěk, CSc.

[16] OPĚRKY, PRUŽNÉ [online]. Kipp, [cit. 2023-04-15]. Dostupné z: <https://www.kipp.cz/cz/cs/Produkty/>

[17] Department of defense handbook, Metallic materials and elements for aerospace vehicle structures. USA: U.S. Government Printing Office, 2003

Seznam použitých symbolu, značek a zkratek

- f [-] součinitel bezpečnosti
- a [mm] vzdálenost hlavního podvozku a těžiště letounu
- b – [mm] vzdálenost těžiště a zádového podvozku letounu
- c – [mm] vzdálenost mezi koly hlavního a zádového podvozku
- m – [kg] hmotnost
- y – [mm] délka celkové dráhy tlumení nárazu
- y_{ef} – [mm] účinná dráha tlumení nárazu
- $MTOM$ [kg] Maximální vzletová hmotnost letounu
- G - [N] Tíha letounu
- g - [$m \cdot s^{-2}$] Gravitační zrychlení
- n_{pr} [-] Provozní násobek zatížení v těžišti letounu
- F –[N] *Síla působící na letoun*
- F_{ox} - [N] *Síla působící na podvozek ve směru x*
- F_{oy} - [N] *Síla působící na podvozek ve směru y*
- F_{oz} - [N] *Síla působící na podvozek ve směru z*
- P - [N] *Síla působící vlivem překážky*
- i_y - [N] *poloměr setrvačností letounu*
- P_v *Síla působící při bočním zatížení*
- F_x *Síla ve směru x*
- F_y *Síla ve směru y*
- F_z *Síla ve směru z*
- R_m [MPa] *Mez pevnosti v tahu*
- $R_{0,2}$ [MPa] *Mez kluzu*
- l_x [N] *Projekce délky vidlice na osu x*
- l_y [N] *Projekce délky vidlice na osu y*
- h [N] *Délka vidlice vodorovné části vidlice*

Seznam použitých programů

Microsoft Office Word 2015

Microsoft Office Excel 2015

Siemens NX 12

Seznam obrázků

Obrázek 1 Geometrie ostruhového podvozku [2].....	11
Obrázek 2 Letoun An-2 s pevným ostruhovým kolem [6]	12
Obrázek 3 North american P-51 Mustang [7]	13
Obrázek 4 Geometrie ostruhového podvozku [1].....	14
Obrázek 5 Ostruha [1]	14
Obrázek 6 Geometrie podvozku [1].....	15
Obrázek 7 První klasifikační skupina podvozku [9].....	16
Obrázek 8 Druhá klasifikační skupina podvozku [9]	17
Obrázek 9 Třetí klasifikační skupina podvozku [9].....	17
Obrázek 10 Čtvrtá klasifikační skupina podvozku [9].....	18
Obrázek 11 Schéma nosníkové konstrukce podvozku [10].....	19
Obrázek 12 Schéma nosníkové- prutové konstrukce [10]	19
Obrázek 13 Prutová konstrukce podvozku [10].....	20
Obrázek 14 Zádové kolo letadla Concorde [11].....	20
Obrázek 15 Schéma se zádovým kolem letadla Concorde [11].....	20
<i>Obrázek 16 Zatížení ostruhy při vodorovném přistání.....</i>	<i>27</i>
<i>Obrázek 17 Zatížení ostruhy při přistání s velkým úhlem náběhu.....</i>	<i>27</i>
Obrázek 18 Statické zatížení zádového podvozku	29
<i>Obrázek 19 Zatížení vlivem překážky [12]</i>	<i>30</i>
Obrázek 20 Příklad při působení bočního zatížení [12].....	30
Obrázek 21 Schéma zatahování ostruhy.....	32
Obrázek 22 Předpokládaná poloha zatažení ostruhy dopředu.....	33
Obrázek 23 Předpokládaná poloha zatažení ostruhy dozadu.....	33
Obrázek 24 Detail zajištění ostruhy.....	34
Obrázek 25 Kolo SONEX TAILWHEEL 4 X1-1/2 FOR 3/8 AXLE [14].....	35
Obrázek 26 Vidlice ostruhy	36
Obrázek 27 Spojení vidlice s zavěšením, ve spoji s nosníkem.....	37
Obrázek 28 Kulisa s tlačnou opěrkou.....	38
Obrázek 29 Tlačná opěrka [16].....	38
Obrázek 30 Mechanismus zatahování podvozku.....	39
Obrázek 31 Schéma výpočtu reakcí působících na ostruhu.....	41
Obrázek 33 Průběh momentů na cele ostruhy	43
Obrázek 34 Vybraný řez pro kontrolu.....	44
Obrázek 35 Rozměry profilu pro výpočet	44
Obrázek 36 Schéma výpočtu momentu působícího na čep	46
Obrázek 37 Průběh momentů na čepu	48

Seznam tabulek

Tabulka 1 Doplnkový a výsledný součinitel bezpečnosti [12].....	24
Tabulka 2 Hodnoty odečteny z modelu.....	26
Tabulka 3 Poměr vzdálenosti a a c.....	28
Tabulka 4 Hodnoty vypočtených násobku podle UL-2 část 1	28
Tabulka 5 Hodnoty síly ovlivňující záďové kolo	28
Tabulka 6 Hodnoty vypočtených sil	30
Tabulka 7 Hodnoty výsledných zatížení působících na ostruhu podle UI-2 část 1	31
Tabulka 8 Síly působící v podpěrách podvozku	42
Tabulka 9 Hodnoty momentů vznikající na vidlice při početním zatížení	43
Tabulka 10 Hodnoty momentů vznikajících na čepu	47
Tabulka 11 Hmotnosti normalizovaných součástí	50
Tabulka 12 Hmotové vlastnosti nenormalizovaných součástí	50