

ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE  
FAKULTA STROJNÍ  
ÚSTAV LETADLOVÉ TECHNIKY



BAKALÁŘSKÁ PRÁCE

Konstrukční návrh předového zatahovacího podvozku  
bezpilotního letounu o vzletové hmotnosti 7 kg

Design of the retractable nose landing gear  
for unmanned aircraft with a takeoff weight of 7 kg

AUTOR: Tomáš NAJMAN

STUDIJNÍ PROGRAM: Teoretický základ strojního inženýrství

VEDOUCÍ PRÁCE: Ing. Ivan JEŘÁBEK, Ph.D.

PRAHA 2019

## I. OSOBNÍ A STUDIJNÍ ÚDAJE

Příjmení: **Najman** Jméno: **Tomáš** Osobní číslo: **466682**  
Fakulta/ústav: **Fakulta strojní**  
Zadávací katedra/ústav: **Ústav letadlové techniky**  
Studijní program: **Teoretický základ strojního inženýrství**  
Studijní obor: **bez oboru**

## II. ÚDAJE K BAKALÁŘSKÉ PRÁCI

Název bakalářské práce:

**Konstrukční návrh předřového zatahovacího podvozku bezpilotního letounu o vzletové hmotnosti 7 kg**

Název bakalářské práce anglicky:

**Design of the retractable nose landing gear for unmanned aircraft with a takeoff weight of 7 kg**

Pokyny pro vypracování:

Pro vypracování proveďte:

- 1) Rešerši stávajících řešení (totéž jako oborový projekt)
- 2) Výpočet základního zatížení
- 3) Konstrukční návrh podvozku + kinematika zatahování
- 4) Pevnostní výpočet - kontrola základních konstrukčních prvků

Seznam doporučené literatury:

Dle pokynů vedoucího

Jméno a pracoviště vedoucí(ho) bakalářské práce:

**Ing. Ivan Jeřábek, Ph.D., ústav letadlové techniky FS**

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

Datum zadání bakalářské práce: **30.04.2019**

Termín odevzdání bakalářské práce: **02.08.2019**

Platnost zadání bakalářské práce:



Ing. Ivan Jeřábek, Ph.D.  
podpis vedoucí(ho) práce



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



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

## III. PŘEVZETÍ ZADÁNÍ

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

30.4.2019

Datum převzetí zadání

Najman T.

Podpis studenta

## Prohlášení

Prohlašuji, že jsem tuto práci vypracoval samostatně, s použitím pramenů a literatury, které jsou uvedené v seznamu citovaných zdrojů.

V Praze dne: .....

.....

Podpis

## Anotace

Cílem bakalářské práce je konstrukční návrh zatahovacího říditelného podvozku bezpilotního letounu o vzletové hmotnosti 7 kg. Konstrukční návrh podvozku je vytvořen na základě rešerše existujících koncepcí zatahovacího podvozku a způsobů řízení podvozku letounu. Konstrukční návrh podvozku zahrnuje určení základních rozměrů konstrukce podvozku a kinematiku zatahování podvozku do letounu.

## Klíčová slova

Bezpilotní letoun, podvozek, hlavní podvozek, příďový podvozek, konstrukční návrh, pevnostní analýza, zatahování podvozku.

## Annotation

The goal of this bachelor thesis is to design the retractable landing gear for unmanned aircraft with a takeoff weight of 7 kg. The design is based on a recherche of existing concepts of retractable landing gears and concepts of landing gear steering. The design of the landing gear includes basic dimensions of the landing gear and kinematics of landing gear retraction.

## Keywords

Unmanned aerial vehicle, landing gear, main landing gear, nose landing gear, engineering design, stress analysis, landing gear retraction.

## Poděkování

Děkuji panu Ing. Ivanu Jeřábkovi, Ph.D. za jeho odbornou pomoc a rodině a přátelům za cenné rady a připomínky, které mi při tvorbě bakalářské práce poskytovali.

# Obsah

Úvod.....	10
1 Definice základních návrhových parametrů .....	11
1.1 Popis bezpilotního letounu .....	11
1.2 Požadavky na podvozek bezpilotního letounu .....	13
1.3 Materiály a technologie výroby .....	13
1.4 Předpisy .....	13
2 Rešerše stávajících řešení .....	14
2.1 Koncepce podvozku .....	14
2.1.1 Koncepce 1 – podvozek příďového typu zatahovaný do gondol .....	14
2.1.1.1 Analýza koncepce 1 .....	15
2.1.1.2 Zhodnocení koncepce 1 .....	16
2.1.2 Koncepce 2 – podvozek příďového typu zatahovaný do křídla .....	16
2.1.2.1 Analýza koncepce 2 .....	17
2.1.2.2 Zhodnocení koncepce 2 .....	18
2.1.3 Koncepce 3 – podvozek příďového typu zatahovaný do trupu .....	19
2.1.3.1 Analýza koncepce 3 .....	20
2.1.3.2 Zhodnocení koncepce 3 .....	20
2.1.4 Koncepce 4 – ostruhový podvozek .....	20
2.1.4.1 Analýza koncepce 4 .....	22
2.1.4.2 Zhodnocení koncepce 4 .....	22
2.1.5 Koncepce 5 – tandemový podvozek.....	22
2.1.5.1 Analýza koncepce 5 .....	24
2.1.5.2 Zhodnocení koncepce 5 .....	24
2.1.6 Koncepce 6 – startovací zařízení/katapult.....	25
2.1.7 Zhodnocení koncepcí podvozku.....	25
2.2 Koncepce řízení podvozku .....	25
2.2.1 Řídicí servomotor připevněn na podvozkové noze .....	25
2.2.2 Řízení podvozku rozpojitelným převodem .....	26
2.2.3 Řízení podvozku proměnným převodem .....	27
2.2.4 Zhodnocení koncepcí řízení podvozku .....	27
2.3 Shrnutí rešerše .....	28

3	Základní parametry koncepce podvozku .....	29
4	Výpočet základního zatížení .....	30
4.1	Výpočet rychlosti klesání .....	31
4.2	Výpočet pro pružení a ekvivalentní tuhosti podvozku .....	31
4.3	Výpočet ekvivalentních tuhostí podvozkových noh.....	33
4.4	Výpočet zatížení podvozku .....	34
4.4.1	Statické zatížení podvozku.....	34
4.4.2	Vodorovné přistání I.....	35
4.4.2.1	Zatížení hlavního podvozku (obě kola) – vodorovném přistání I .....	35
4.4.2.2	Zatížení příďového kola – vodorovné přistání I.....	36
4.4.3	Vodorovné přistání II .....	36
4.4.3.1	Zatížení hlavního podvozku (obě kola) – vodorovné přistání II .....	37
4.4.3.2	Zatížení příďového kola – vodorovné přistání II.....	37
4.4.4	Přistání s velkým úhlem náběhu.....	37
4.4.4.1	Zatížení hlavního podvozku (obě kola) – přistání s velkým úhlem .....	38
4.4.4.2	Zatížení příďového kola – přistání s velkým úhlem.....	38
4.4.5	Přistání na jedno kolo.....	38
4.4.5.1	Zatížení hlavního podvozku – přistání na jedno kolo.....	38
4.4.5.2	Zatížení příďového kola – přistání na jedno kolo.....	39
4.4.6	Boční zatížení .....	39
4.4.6.1	Boční zatížení hlavního podvozku .....	39
4.4.6.2	Boční zatížení příďového kola.....	39
4.4.7	Brzdění při pojíždění .....	39
4.4.8	Dodatečné podmínky pro příďové kolo .....	40
4.4.8.1	Zatížení příďového podvozku směrem dozadu na ose kola .....	40
4.4.8.2	Zatížení příďového podvozku směrem dopředu při dotyku kola se zemí .....	40
4.4.8.3	Boční zatížení příďového podvozku při dotyku kola se zemí .....	41
4.5	Kritické zatížení podvozku letounu .....	41
5	Konstrukční návrh podvozku .....	43
5.1	Popis konstrukce podvozku .....	43
5.2	Vlastnosti použitých materiálů .....	44
5.3	Předpoklady konstrukčních výpočtů .....	44
5.4	Podvozková noha.....	44



5.4.1	Návrh podvozkové nohy .....	44
5.4.1.1	Upínací část podvozkové nohy .....	46
5.4.1.2	Funkční část podvozkové nohy .....	47
5.4.2	Konstrukce podvozkových noh .....	49
5.4.3	Kontrola vzpěru podvozkové nohy .....	49
5.5	Pružnice podvozku .....	50
5.5.1	Pružnice hlavního podvozku .....	51
5.5.1.1	Síla deformace hlavního podvozku .....	51
5.5.1.2	Základní rozměry pružnice hlavního podvozku .....	52
5.5.1.3	Výpočet uchycení pružnice k hlavní podvozkové noze .....	54
5.5.2	Pružnice příďového podvozku .....	56
5.5.2.1	Výpočet síly deformace příďového podvozku .....	56
5.5.2.2	Výpočet základních rozměrů pružnice příďového podvozku.....	56
5.5.2.3	Výpočet uchycení pružnice k příďové podvozkové noze.....	58
5.6	Upnutí kola k podvozkové noze .....	58
5.6.1	Kontrola vzpěru vidlice .....	58
5.6.2	Pevnostní kontrola pojistného kolíku .....	60
6	Kinematika zatahování podvozku letounu .....	62
6.1	Návrh mechanismu .....	62
6.2	Pohon mechanismu .....	67
6.3	Aretace mechanismu.....	68
	Závěr.....	69
	Literatura .....	70
	Přílohy .....	70

# Úvod

Bakalářská práce pojednává o konstrukčním návrhu příďového zatahovacího říditelného podvozku pro bezpilotní letoun s maximální vzletovou hmotností 7 kg. V první teoretické kapitole jsou definovány charakteristické parametry bezpilotního letounu, jimž odpovídají požadavky na konstrukci zatahovacího podvozku. V druhé kapitole (rešerši) jsou uvedeny různé koncepce podvozků letounů, které jsou posuzovány podle stanovených požadavků, jež musí podvozek bezpilotního letounu splňovat. Podobně jsou analyzovány i koncepce řízení podvozku letounu. Výsledkem teoretické části bakalářské práce je určení nejvhodnější koncepce zatahovacího říditelného podvozku pro bezpilotní letoun.

Další kapitoly (v praktické části práce) obsahují konstrukční návrh, kontrolní a pevnostní výpočty konstrukce zatahovacího říditelného podvozku, jehož koncepce byla vybrána jako nejvhodnější v teoretické části práce. Dále je proveden návrh mechanismu zatahování podvozku bezpilotního letounu.

# 1 Definice základních návrhových parametrů

Tématem práce je konstrukční návrh říditelného zatahovací podvozku pro jednomotorový bezpilotní letoun o vzletové hmotnosti do 7 kg. Podvozek bude vybavený mechanismem, který umožní jeho zatažení a vytažení do trupu nebo křídla letounu. Pro stanovení zatížení podvozku byl zvolen předpis CS-VLA. Základní návrhové parametry pro návrh podvozku vycházely z primárního použití podvozku pro školní projekt bezpilotního letounu, jehož třípohledový výkres je na obrázku 1. Podvozek pro bezpilotní letoun bude navržen s ohledem na tyto návrhové parametry:

- letoun je středplošník s tlačnou vrtulí a dvěma svislými ocasními plochami,
- maximální vzletová hmotnost letounu  $M = 7$  kg,
- rozpětí křídla  $l = 2989$  mm,
- nosná plocha  $S = 1,248$  m<sup>2</sup>,
- délka letounu  $b_F = 2050$  mm,
- délka trupu (bez ocasní části a vrtulového kuželu)  $b_T = 1049$  mm,
- šířka trupu (maximální)  $w_T = 450$  mm,
- poloha těžiště měřená od zadní vnější stěny trupu  $t = 355$  mm,
- vrtule je čtyřlístá a sklopná,
- průměr vrtule  $d = 330$  mm.

## 1.1 Popis bezpilotního letounu

Bezpilotní letoun (viz obrázek 2), označovaný též UAV<sup>1</sup>, který vznikl v Ústavu letadlové techniky Fakulty strojní ČVUT v Praze, je navržen jako letoun koncepce BWB<sup>2</sup> s maximální vzletovou hmotností 7 kg. Trup je řešen jako gondola, z které vychází dva trupy spojující křídlo s ocasními plochami. Bezpilotní letoun je opatřen čtyřlístou tlačnou sklopnou vrtulí. V původním návrhu se počítalo s tím, že UAV vzlétne z odhazovacího podvozku a přistane na „břicho“.

Konstrukce bezpilotního letounu je navržena jako nosníková poloskořepina<sup>3</sup>. Trup je vyroben z kompozitního sendviče metodou kontaktní laminace, křídla a ocasní plochy jsou dřevěné a jsou potažené nažehlovací folií.

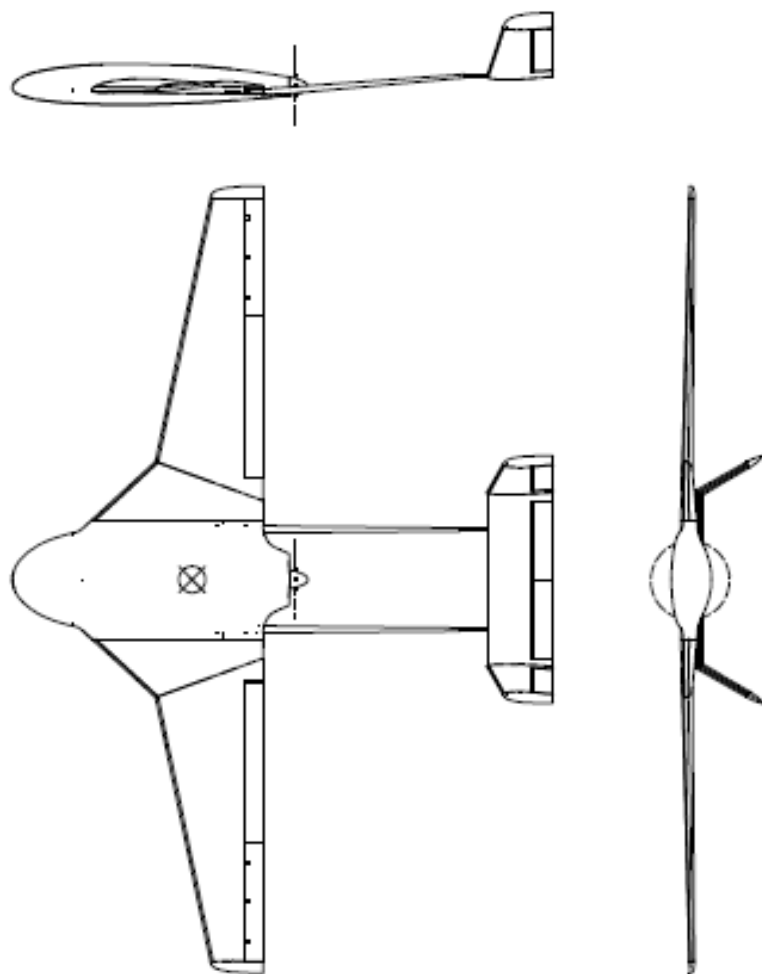
Pohon zajišťuje elektromotor AXI 5320/28 GOLD LINE s čtyřlístou vrtulí 13x12". Pro napájení jsou použity dvě LIPOl baterie o kapacitě 5 Ah.

---

<sup>1</sup> UAV je zkratka z anglického Unmanned Aerial Vehicle, tj. bezpilotní létající prostředek.

<sup>2</sup> BWB z anglického Blended Wing Body, ekvivalentní je označení HWB – Hybrid Wing Body.

<sup>3</sup> Zatížení konstrukce letounu je přenášeno z části potahem letounu (skořepinou), z části nosníky.



Obrázek 1 - Bezpilotní letoun UAV



Obrázek 2 - UAV se rozjíždí s odhazovacím podvozkem; snímek z videa; archiv Ústavu letadlové techniky

## 1.2 Požadavky na podvozek bezpilotního letounu

Na základě zadání bakalářské práce a konstrukčního řešení letounu byly definovány základní požadavky na podvozek bezpilotního letounu:

- podvozek musí bezpilotnímu letounu umožnit pohyb po zpevněných a nezpevněných plochách a musí absorbovat přistávací energie,
- podvozek bude zatahovací a říditelný,
- podvozek letounu musí zajistit dostatečnou vzdálenosti vrtule od okolních objektů při všech režimech letu i při pojíždění,
- podvozek musí zajistit stabilní pohyb letounu po zemi,
- rozměry a tvar podvozku musí být zvoleny s ohledem na zástavbu podvozku do letounu,
- není požadován brzděný podvozek,
- při návrhu podvozku se zohlední technologie dostupné na Ústavu letadlové techniky.

## 1.3 Materiály a technologie výroby

Podvozek bude sestavený z materiálů běžných v leteckém modelářství, zejména duralové plechy, ocelové, popř. uhlíkové kompozitové tyče apod. Konstrukce podvozku bude navržena s ohledem na dostupnou technologii výroby. Všechny části konstrukce budou muset být vyrobitelné pomocí ručního nářadí a technologiemi dostupnými na Ústavu letadlové techniky.

## 1.4 Předpisy

Návrh podvozku, stanovení jeho zatížení a následná pevnostní kontrola budou provedeny v souladu s předpisem *CS-VLA (CERTIFIKAČNÍ SPECIFIKACE PRO VELMI LEHKÉ LETOUNY)* vydaným Evropskou agenturou pro bezpečnost letectví [1]. Předpis definuje požadavky pro letouny do vzletové hmotnosti 750 kg. Jsou zde uvedené i způsoby výpočtu zatížení, kterými je podvozek při provozu namáhán. Další možností je použití předpisu pro ultralehké letouny *UL 2* vydaného Leteckou amatérskou asociací (LAA ČR). Bepilotní prostředky však nespádají pod Leteckou amatérskou asociaci. V České republice se certifikují u Úřadu pro civilní letectví, který v českém znění vydal i zmíněný předpis CS-VLA.

## 2 Rešerše stávajících řešení

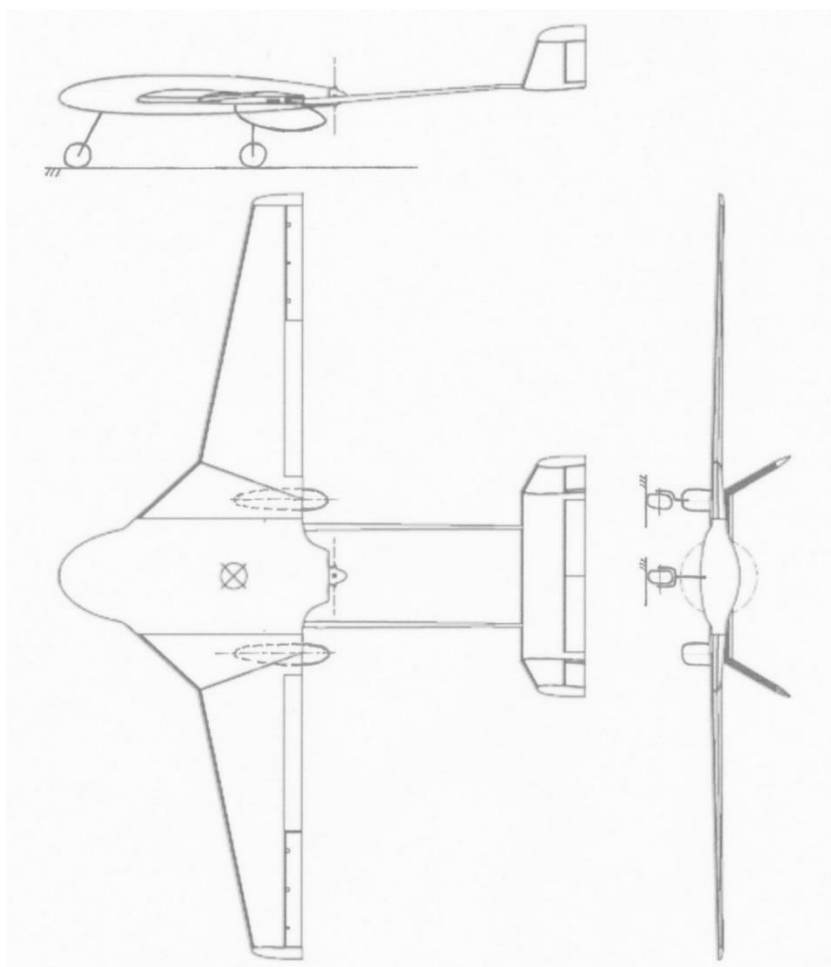
V následujících kapitolách je analyzováno několik provedení podvozků (pro úplnost nejen podvozků příďového typu). Každé řešení je hodnoceno podle bodů v kapitole 2.1 *Požadavky na podvozek a zvolená koncepce*. V žádné koncepci není podvozek brzděný (není požadováno). U každé koncepce je znázorněno, jak by bezpilotní letoun s podvozkem v konkrétním uspořádání vypadal (třípohledový výkres). Jsou také uvedeny příklady existujících konstrukcí podvozku v daných provedeních. Další část rešerše se zabývá příklady řízení podvozku (pohyb letounu na zemi).

Z uvedených koncepcí podvozku a způsobů řízení podvozku se vybere nejvhodnější řešení, jemuž bude odpovídat pozdější konstrukční návrh podvozku bezpilotního letounu.

### 2.1 Koncepce podvozku

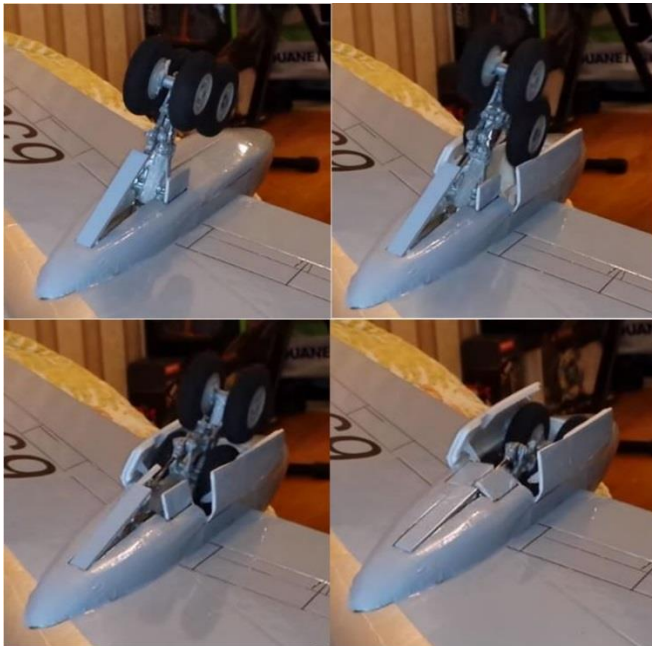
#### 2.1.1 Koncepce 1 – podvozek příďového typu zatahovaný do gondol

Příďový podvozek se zatahuje do trupu směrem dozadu. Hlavní podvozek se zatahuje do aerodynamických těles (gondol) připevněných pod křídly také směrem dozadu. Na schématu koncepce 1 (viz Obrázek 3) je znázorněno, že konstrukce hlavního podvozku téměř nezasahuje do stávající konstrukce letounu UAV, což je hlavní předností koncepce 1.



Obrázek 3 - Koncepce 1

Koncepce 1 se podobá řešení zvolenému na dopravních letounech Tupolev, i když podvozky Tupolevů jsou složitější [16]. Obrázek 4 ukazuje zatažení čtyřkolového vozíku modelu letounu Tupolev Tu-134.



Obrázek 4 - Hlavní podvozek modelu letounu Tupolev Tu-134; snímky z videa [5]

### 2.1.1.1 Analýza koncepce 1

**Odolnost podvozku koncepce 1 při přistání:** Koncepce 1 umožňuje instalaci podvozku s dostatečně velkými koly pro pohyb po zpevněných i nezpevněných plochách. Absorpce přistávací energie může být zajištěna podvozkovými nohami tvořenými pružnicí nebo podvozkem vybaveným pružinami.

**Dostatečná vzdálenost vrtule od okolních objektů zajištěná podvozkem koncepce 1:** Podvozek se musí umístit do konstrukce letadla tak, aby se s vrtulí nestřetla žádná jeho část ani při zatahování a vytahování podvozku<sup>4</sup>. Podvozek ve vysunuté poloze musí zajistit, že vrtule se nestřetne v žádném okamžiku se zemí ani s žádnou částí letadla. Rozhodující vliv má délka podvozkových noh. V koncepci 1 není délka nohou nijak zvlášť omezená. Příďový podvozek zatahující se do trupu směrem dozadu má k dispozici větší část trupu a vzhledem k rozměrům bezpilotního letadla UAV a průměru vrtule pravděpodobně nikdy tento prostor nevyužije celý. Ani délka noh hlavního podvozku není tolik omezená. Rozměrům hlavního podvozku se totiž mohou přizpůsobit rozměry aerodynamických těles, do kterých se hlavní podvozek zatahuje.

**Stabilní pohyb letounu koncepce 1 po zemi:** Příďový podvozek, který se zatahuje do trupu letadla směrem dozadu má tu výhodu, že ve vysunuté poloze se nachází ve větší vzdálenosti od těžiště letadla, než jak je tomu v případě příďového podvozku, který se zatahuje do trupu letadla směrem dopředu (tento případ je popsán v kapitole 2.1.2 *Koncepce 2 – podvozek příďového typu zatahovaný do křídla*). Rozchod hlavního podvozku koncepce 1 může být v porovnání s ostatními koncepcemi podvozku také relativně velký. Rozchod podvozku je omezen polohou vztlakových klapek na křídle letounu. Aerodynamická tělesa s hlavním podvozkem nesmí vztlakovým klapkám bránit v pohybu.

**Zástavba podvozku koncepce 1 do letounu:** Zatímco příďový podvozek vyžaduje úpravu konstrukce uvnitř trupu, pro hlavní podvozek je potřeba vytvořit aerodynamická tělesa

<sup>4</sup> Týká se zejména hlavního podvozku a jeho gondol.

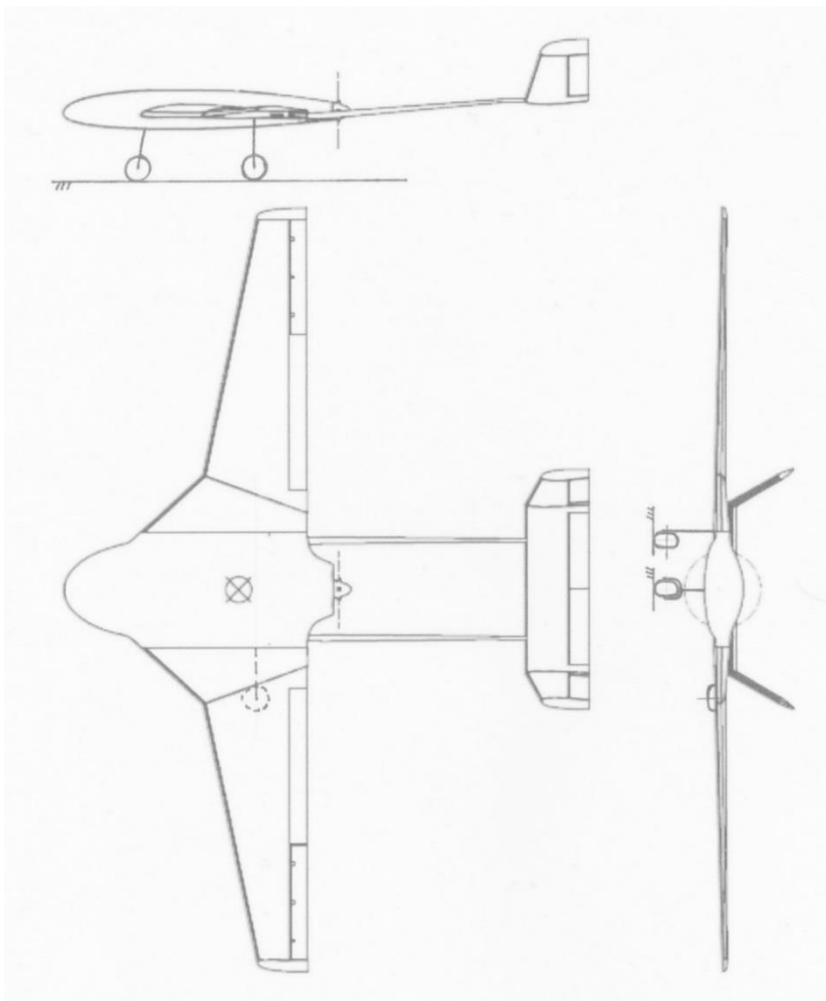
upevněná pod křídly, do kterých se hlavní podvozek zatáhne. Aerodynamická tělesa pro hlavní podvozek by však musela být vytvořena podle aerodynamického návrhu, což přesahuje rámec této práce. Instalaci aerodynamických těles by vzrostla hmotnost bezpilotního letounu UAV. Nejen kvůli samotným aerodynamickým tělesům, ale i kvůli nutnému zpevnění konstrukce křídla v místě, kde by byla aerodynamická tělesa pověšená. Z hlediska zástavby podvozku do letounu UAV je koncepce 1 nevhodná.

### 2.1.1.2 Zhodnocení koncepce 1

Tvorba aerodynamických těles pro hlavní podvozek by přinesla mnoho komplikací. Aerodynamická tělesa by byla dalšími součástmi, pro která by bylo potřeba vytvořit přípravky, navrhnout nejen tvar, ale i konstrukci a způsob výroby. Aerodynamická tělesa by také měla vliv na letové charakteristiky bezpilotního letounu UAV a vzrůst odporu letadla a jeho hmotnosti. Při nouzovém přistání na „břicho“ by se mohla aerodynamická tělesa pro hlavní podvozek snadno poškodit. Z výše uvedených důvodů koncepce 1 nevyhovuje.

### 2.1.2 Koncepce 2 – podvozek příďového typu zatahovaný do křídla

Příďový podvozek se zatahuje do trupu směrem dopředu. Hlavní podvozek se zatahuje do křídla a je upevněn v trupu (viz obrázek 5). Předpokládá se, že rozměry kol hlavního podvozku neumožní jejich úplné zasunutí do křídla. Pro dosažení co možná největšího rozvoru kol podvozku by se ani příďový podvozek nezatahoval do trupu letounu zcela, protože by se do trupu zatahoval v místě, kde trup letounu nemá dostatečný čelní průřez.



Obrázek 5 - Koncepce 2



Podvozek zatahující se do křídel je použitý například v letounu IAI 1124 Westwind [16]. Kolem otvoru pro kolo hlavního podvozku (viz obrázek 6) je křídlo zesílené, aby bylo kolo zataženého podvozku dokonale skryté v konstrukci relativně tenkého křídla.

V případě, že by byl bezpilotní letoun s podvozkem koncepce 2 vybaven zmíněnými kryty kol hlavního podvozku, bylo by nutné vytvořit jejich aerodynamický návrh. Instalaci těchto krytů by oproti jiným koncepcím vzrostl aerodynamický odpor i hmotnost letounu, což jsou spolu s nutností aerodynamického návrhu stejné nedostatky, jakými se vyznačuje koncepce 1 (viz kapitola 2.1.1.2 *Zhodnocení koncepce 1*). Proto nebudou kryty hlavních podvozků v koncepci 2 vůbec brány v úvahu.



Obrázek 6 - Malý proudový letoun IAI 1124 Westwind; foto Airliners.net

### 2.1.2.1 Analýza koncepce 2

**Odolnost podvozku koncepce 2 při přistání:** Podvozek koncepce 2 by k absorpci přistávací energie mohl použít podvozkové nohy plnicí roli pružnic nebo podvozek s pružinami (stejně možnosti jako v koncepci 1). Letoun by se mohl vybavit relativně velkými koly (dostatečnými pro pohyb po zpevněných i nezpevněných plochách), ale muselo by se počítat s tím, že by kola hlavního podvozku (a možná i podvozku příďového) v zatažené poloze nebyla celá skrytá v konstrukci letounu.

**Dostatečná vzdálenost vrtule od okolních objektů zajištěná podvozkem koncepce 2:** Dostatečná vzdálenost vrtule od země se zajistí odpovídající výškou podvozku. V koncepci 2 však na výšce podvozku závisí poloha kol podvozku ve vysunuté poloze, tzn. rozvor a rozchod podvozku.

**Stabilní pohyb letounu koncepce 2 po zemi:** Koncepce 2 má kvůli příďovému podvozku, který se zatahuje dopředu, relativně malý rozvor kol. Vzhledem k tomu, že hlavní podvozek je upevněn v trupu letounu, je i rozchod kol hlavního podvozku relativně malý. Rozvor a rozchod kol podvozku je podmíněn výškou podvozku, jak je uvedeno v předchozím bodě. V porovnání s koncepcí 1 je koncepce 2 z hlediska stability nevhodná.

**Zástavba podvozku koncepce 2 do letounu:** Předřový podvozek v koncepci 2 je upevněn v místě, kde má trup letounu poměrně velký čelní průřez, což zjednodušuje zástavbu podvozku do letounu. Na druhou stranu prostor pro kolo bude muset být vytvořený v přední části trupu, která se směrem dopředu zužuje.

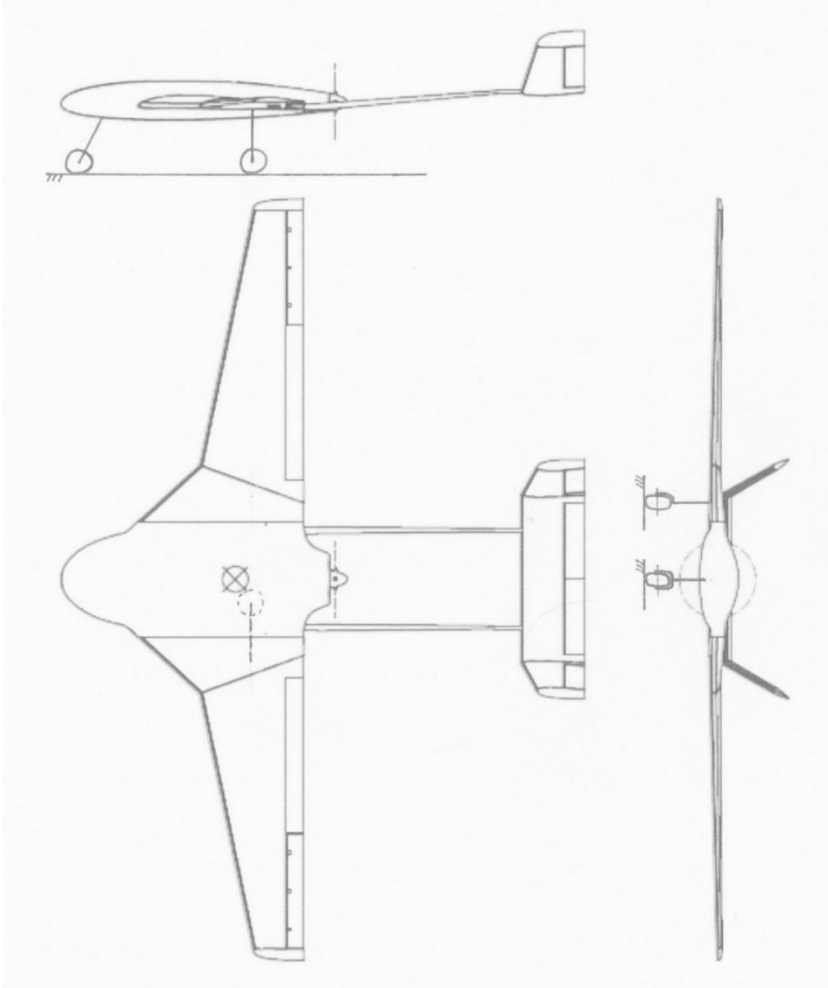
Hlavní podvozek je upevněn také v lehce přístupném a lehce upravitelném místě – k trupu letounu se zde připojuje křídlo. Komplikované je ovšem vytvořit podvozkovou šachtu v křídle letounu, která by se musela nacházet ve vnitřní a částečně i ve vnější části křídla, jak ukazuje Obrázek 5. Musela by se odstranit část konstrukce křídla (v místě, kam se zatáhne kolo hlavního podvozku). Popsaná konstrukční úprava by zeslabila konstrukci křídla. Proto by bylo nutné zpevnit konstrukci křídla v nejbližším okolí. Vzhledem k rozměrům křídla a předpokládaným rozměrům kola by ani to však nestačilo k úplnému zatažení kola do křídla. Koncepce 2 je z konstrukčního hlediska příliš komplikovaná, přitom neumožňuje zcela skrýt podvozek v zatažené poloze.

#### 2.1.2.2 Zhodnocení koncepce 2

Koncepce 2 je v uvedených podmínkách vyrobitelná (zohledňují se podmínky uvedené v kapitole 1.2 *Požadavky na podvozek a zvolená koncepce*), ale podvozková šachta hlavního podvozku by si vyžádala výrazný zásah do konstrukce křídla letounu. V případně nouzového přistání se zataženým podvozkem by se konstrukce podvozku mohla poškodit. Na schématu (viz Obrázek 5) je vidět, že při nouzovém přistání by letoun mohl zachytit o zem ne zcela zataženým kolem hlavního podvozku, což by mohlo vést k vytržení konstrukce podvozku i poškození konstrukce letounu. Z konstrukčního a technologického hlediska koncepce 2 nevyhovuje.

### 2.1.3 Koncepce 3 – podvozek příďového typu zatahovaný do trupu

Příďový podvozek se zatahuje do trupu směrem dozadu. Hlavní podvozek se zatahuje do trupu letounu a je upevněn v křídle (viz obrázek 7). Jedná se o velmi rozšířený způsob zatahování podvozku příďového typu [3], [4], [16].



Obrázek 7 - Koncepce 3

Uvedeným způsobem je řešen např. hlavní podvozek letounu Boeing B737, jehož létající maketa s rozpětím 2100 mm a letovou hmotností 7,5 až 9 kg je na obrázku 8.



Obrázek 8 - Maketa letounu Boeing 737-800; foto Diamond-Models.gr

Příďový podvozek tohoto letounu se sice zatahuje směrem dopředu (jako příďový podvozek bezpilotního letounu v koncepci 2), ale Boeing 737 má relativně dlouhý trup, takže příďový podvozek zatahující se dopředu nemá na stabilitu letounu výrazný negativní vliv.

### 2.1.3.1 Analýza koncepce 3

**Odolnost podvozku koncepce 3 při přistání:** Absorpce přistávací energie a bezpečný pohyb po zpevněných i nezpevněných plochách je v koncepci 3 zajištěn podobně jako v koncepci 1 a koncepci 2, tj. podvozkem s pružinami nebo podvozkem tvořeným pružnicemi. Proti koncepci 2 není koncepce 3 omezena malým prostorem pro zatažený podvozek v konstrukci bezpilotního letounu.

**Dostatečná vzdálenost vrtule od okolních objektů zajištěná podvozkem koncepce 3:** Pro dostatečnou vzdálenost vrtule od země se zvolí odpovídající výška podvozku, resp. délka podvozkových noh a průměry kol. Hlavní podvozek není umístěn v blízkosti vrtule. Nepředpokládá se, že by při zatahování podvozek zasahoval do roviny rotující vrtule, tudíž kolize hlavního podvozku s vrtulí při normálním provozu nehrozí.

**Stabilní pohyb letounu koncepce 3 po zemi:** Vzhledem k příďovému podvozkem, který se zatahuje do trupu směrem dozadu, má podvozek koncepce 3 velmi velký rozvor. Dostatečný rozchod kol může být zajištěn instalací hlavních podvozkových noh v křídle v odpovídající vzdálenosti od těžiště letounu.

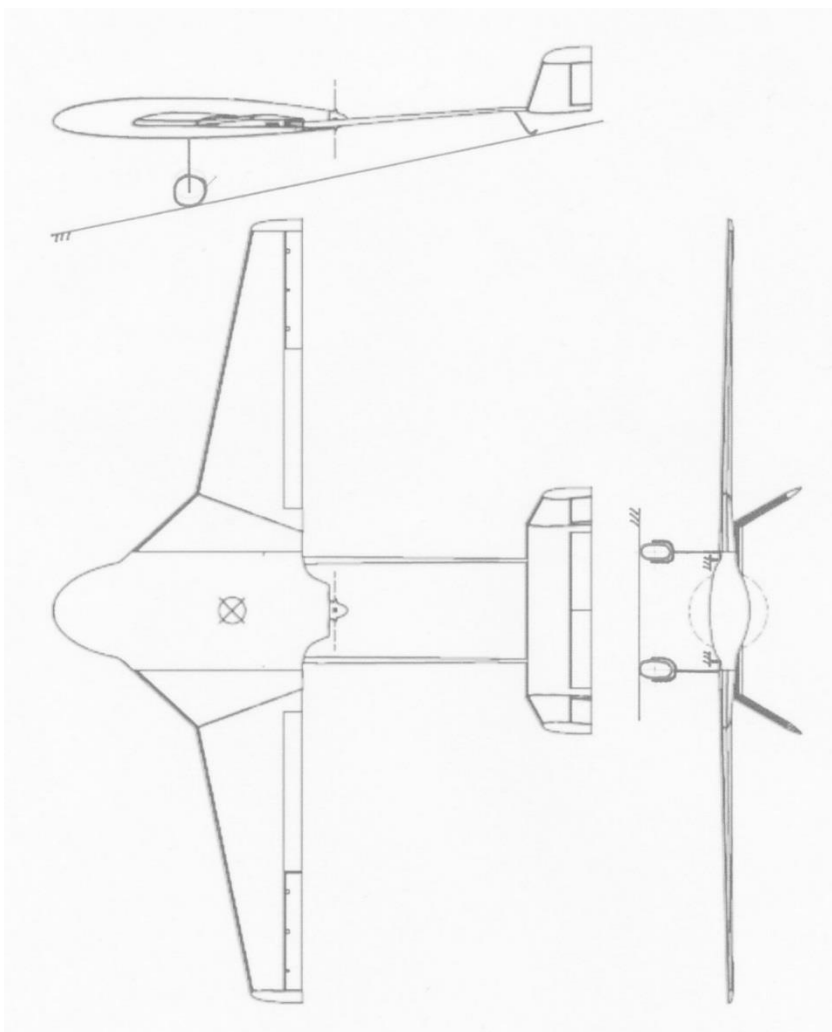
**Zástavba podvozku koncepce 3 do letounu:** Hlavní podvozek je uchycený v křídle, ale lze jej uchytit i v místě, kde se spojuje křídlo s trupem letounu, protože trup bezpilotního letounu je relativně široký. V této úpravě by bylo možné přichytit všechny podvozkové nohy k trupu (podobně jako v koncepci 2), čímž by byla ušetřena konstrukce křídla od jakýchkoli významných zásahů. Osy hlavních podvozkových noh by pak musely být různoběžné od podélné osy letounu, aby se hlavní podvozkové nohy nezatahovaly proti sobě (vzhledem k délce podvozkových noh by nebylo jejich úplné zatažení do trupu možné). Uchycení příďového podvozku v koncepci 3 je shodné s koncepcí 1.

### 2.1.3.2 Zhodnocení koncepce 3

Na rozdíl od koncepce 1 není nutné vyvíjet gondoly pro hlavní podvozek. V případě, že se přistoupí k vyosení noh hlavního podvozku (viz předchozí kapitola), se znatelně zjednoduší konstrukční úpravy bezpilotního letounu. I bez zmiňované úpravy je koncepce 3 konstrukčně (a stavebně) méně náročná než koncepce 1 a koncepce 2. V kapitole 2.1.7 *Zhodnocení koncepcí podvozku* bude brán v úvahu hlavní podvozek uchycený v trupu s různoběžným zatahováním podvozkových noh.

### 2.1.4 Koncepce 4 – ostruhový podvozek

Podvozek koncepce 4 je tvořený hlavním podvozkem uchyceným v trupu a dvěma ostruhami umístěnými na ocasích (viz obrázek 9). Obvykle se používá jedna ostruha, ale bezpilotní letoun je v koncepci 4 vybaven dvěma. Letoun by mohl být vybaven jednou ostruhou umístěnou ve středu vodorovné ocasní plochy. Na zemi by však byla vodorovná ocasní plocha trvale zatěžována, což není žádoucí.



Obrázek 9 - Koncepce 4

Zástupcem koncepce ostruhového podvozku s jednou ostruhou je Douglas DC-3 [16]. Na obrázku 10 je zachycený model tohoto letounu s rozpětím 1800 mm a letovou hmotností 3,5 kg.



Obrázek 10 - Maketa letounu Douglas DC-3; foto Albury RC Models & Hobbies

Hlavní podvozek letounu DC-3 se zatahuje za motory směrem dozadu. Stejným směrem by se pravděpodobně zatahoval hlavní podvozek bezpilotního letounu do trupu. Ostruha letounu DC-3 je trvale vysunutá a řiditelná. Stejně vlastnosti by měly i dvě ostruhy bezpilotního letounu v provedení s ostruhovým podvozkem.

#### 2.1.4.1 Analýza koncepce 4

**Odolnost podvozku koncepce 4 při přistání:** Při realizaci koncepce 4 by bylo pravděpodobně nutné hlavní podvozek oproti schématu zvýšit, protože ocas letounu UAV jsou z při namáhání v ohybu poměrně elastické. Při prohnutí ocasů při přistání by se mohla točící se vrtule střetnout se zemí. Letoun při minimální rychlosti letí s úhlem náběhu asi 15 stupňů. Podvozek umožňuje letounu na zemi dosáhnout menšího úhlu náběhu (cca 11 stupňů), což je však dostatečné, neboť se nepředpokládá že letoun bude vzlétat a přistávat při minimální rychlosti. Provoz letounu s ostruhovým podvozkem na nezpevněných plochách je nebezpečný, protože letoun snadno o hlavní podvozek „zakopne“ a převrátí se. S rostoucí výškou podvozku se pravděpodobnost havárie zvětšuje.

**Dostatečná vzdálenost vrtule od okolních objektů zajištěná podvozkem koncepce 4:** Dostatečná vzdálenost vrtule od okolních objektů je v koncepci 4 zajištěna vysokým podvozkem, resp. dostatečnou délkou noh hlavního podvozku. Vysoký podvozek ovšem snižuje stabilitu bezpilotního letounu na zemi.

**Stabilní pohyb letounu koncepce 4 po zemi:** Koncepce 4 je podvozek čtyřbodový. Rozchod kol hlavního podvozku lze zvětšit vyosením podvozkových noh do stran. Zatačení letounu by bylo prováděno společným vychylováním obou ostruhových podvozků nebo asymetrickým přibrzděním příďového podvozku.

**Zástavba podvozku koncepce 4 do letounu:** Koncepce 4 vyžaduje úpravu ocasů k připojení ostruhových podvozků. Ostruhové podvozky by byly pravděpodobně otočné, ale nikoli zatahovací. Hlavní podvozek by byl uchycen v místě, kde se spojuje křídlo s trupem. Hlavní podvozek by však vyžadoval velký prostor pro zatažení. Ať by se podvozek zatahoval do trupu nebo do křídla, vyžádal by si vzhledem ke svým rozměrům rozsáhlé úpravy dotčených částí letounu.

#### 2.1.4.2 Zhodnocení koncepce 4

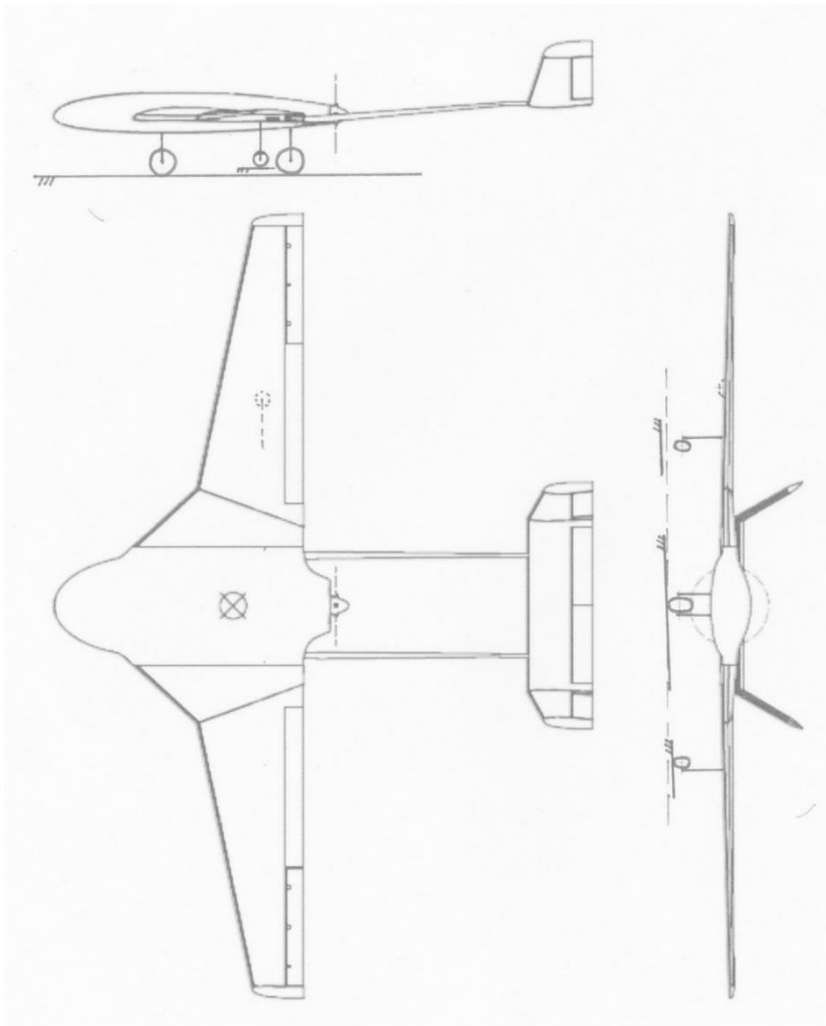
Pro realizaci koncepce 4 by bylo nutné výrazně upravit konstrukci letounu (viz předchozí kapitola). Zatačení letounu na zemi asymetrickým přibrzděním kol hlavního podvozku by bylo technicky příliš náročné. Byla by tedy nutná konstrukční úprava ocasů v místech, kde se k ocasům připojují ocasní plochy letounu. Vysoké podvozkové nohy by ve vysunutě poloze kladly velký aerodynamický odpor. Tím pádem by byla oproti předchozím uvedeným koncepcím více namáhána ukotvení podvozkových noh v trupu, což by si žádalo zesílení konstrukce v daných místech.

Výroba dvou shodných hlavních podvozků a dvou shodných ostruhových podvozků je výhodou koncepce 4. Konstrukční úpravy ve stávajícím bezpilotním letounu by ale byly příliš náročné. Proto je koncepce 4 z konstrukčního a technologického hlediska nevhodná.

#### 2.1.5 Koncepce 5 – tandemový podvozek

Tandemový podvozek může být tvořený mnohakolovými vozíky uchycenými pouze v trupu nebo trupovými a podpůrnými podvozky (uchycenými pod křídly) [4]. První uvedená koncepce tandemového podvozku by byla náročná z hlediska zástavby a zatažení podvozku do trupu. Vzhledem k většímu počtu kol by také byl podvozek uvedené koncepce velmi těžký. I výpočty

zatížení mnohakolových podvozkových vozíků by se odlišovaly od výpočtů zatížení podvozku uvedených v předpise CS-VLA.



Obrázek 11 - Koncepte 5

V následujících kapitolách je blíže popsána druhá zmíněná koncepce tandemového podvozku tvořená podvozky trupovými a podpůrnými (viz Obrázek 11). Předpokládá se, že trupové podvozky jsou v trupu umístěny tak, aby byly alespoň při pohybu po zemi namáhány podobně, díky čemuž je lze i podobně dimenzovat.

Příkladem letounu s tandemovým podvozkem s podpůrnými koly pod křídly je bombardér Boeing B-52 (viz obrázek 12). Při zatáčení letounu na zemi hrozí převážení letounu na jednu stranu a poškození motorů nebo křídla, proto je letoun vybavený podpůrnými podvozky, které se zatahují do křídla. Na fotografii (obrázek 12) je letoun při přistání v mírném náklonu, což by bez podpůrných podvozků znamenalo bezprostřední ohrožení motorů a křídla.





Obrázek 12 - Letoun Boeing B-52; foto Airliners.net

### 2.1.5.1 Analýza koncepce 5

**Odolnost podvozku koncepce 5 při přistání:** Předpokládá se, že většinu přistávací energie absorbují trupové podvozky. Při realizaci by se pravděpodobně použily dvoukolové vozíky místo jednokolových (tak jako je na Obrázek 11). Při přistání letounu v zatáčce (v náklonu) by hrozilo, že první přijde do kontaktu se zemí jeden z podpůrných podvozků, které by nebyly k absorpci přistávací energie primárně zkonstruovány. Podpůrné podvozky by byly pravděpodobně vybaveny relativně malými koly. To proto, aby bylo možné zatahnout je do křídel ve větší vzdálenosti od těžiště (v porovnání s koncepcí 2). Malá kola převalují hůře terénní nerovnosti. Z výše uvedených důvodů by nebylo bezpečné provozovat letoun s tandemovým podvozkem (s podpůrnými koly) na nepevných plochách.

**Dostatečná vzdálenost vrtule od okolních objektů zajištěná podvozkem koncepce 5:** Hlavní (trupové) podvozky lze navrhnout dostatečně vysoké, aby ani při selhání podpůrných podvozků nedošlo ke střetu vrtule se zemí.

**Stabilní pohyb letounu koncepce 5 po zemi:** Tandemový podvozek s podpůrnými podvozky by zajišťoval vysokou stabilitu letounu zejména při pohybu po rovném povrchu. Pokud by byly podpůrné podvozky konstruovány tak, aby se země dotýkal vždy jen jeden z nich, letoun by pojížděl po zemi ve stálém náklonu, a překlápěl by se při zatažení vlivem odstředivé síly nebo vlivem odskočení podpůrných podvozků od nerovností.

**Zástavba podvozku koncepce 5 do letounu:** Trupové podvozky by vyžadovaly navzájem podobné uchycení podvozkových noh v trupu letounu. Rozměry trupu UAV by umožňovaly úplné zatažení podvozků do trupu. Pro podpůrné podvozky by bylo zapotřebí upravit konstrukci křídla pro uchycení i zatažení podvozku do křídla letounu. Předpokládá se, že koncepce 5 by neumožňovala úplné zatažení podpůrných podvozků do křídel.

### 2.1.5.2 Zhodnocení koncepce 5

Uvažovaná koncepce tandemového podvozku umožňuje výrobu dvou shodných podvozků uchycených v trupu a dvou shodných podpůrných podvozků uchycených pod křídly. Shodnost většího množství komponent zjednodušuje a zlevňuje výrobu. Podpůrné podvozky na koncích křídel jsou však často navrhovány tak, aby se letoun na zemi opíral jen o levý nebo pravý



podpurný podvozek. Bylo by také nutné rozlišit případy přistání, kdy se hlavní podvozek deformuje, ale podpurné podvozky se nedotknou země, a kdy přistávací energii postupně absorbuje jak trupový podvozek, tak podvozky podpurné. Proto by musely být zvlášť odvozeny výpočty zatížení podvozku pro uvedené případy, neboť v předpise CS-VLA není zatížení při přistání tandemového podvozku popsáno.

## 2.1.6 Koncepte 6 – startovací zařízení/katapult

Koncepte je uvedena jen pro úplnost možných řešení. V zadání je definována koncepte podvozku. Bylo by možné katapult použít jako doplňkové zařízení, ale vzhledem k technické a technologické náročnosti nebude dále koncepte startovacího zařízení uvažována.

## 2.1.7 Zhodnocení koncepcí podvozku

Při hodnocení koncepcí podvozků se předpokládá, že konstrukčně jednodušší koncepte podvozku bude i lehčí (ve smyslu nižší hmotnosti), což se po konstrukci podvozku požaduje. V následující tabulce (Tabulka 1) se porovnávají koncepte 1 až 5 podle zadaných požadavků. Při multikriteriálním porovnání se použije stupnice od 1 do 5, kdy 1 je nejhorší a 5 nejlepší ohodnocení. Pro každou koncepci se bodové hodnocení za každé kritérium sečte a koncepte s nejvyšším celkovým bodovým ohodnocením bude považována za nejvhodnější.

Tabulka 1 - Multikriteriální porovnání koncepcí podvozku

Kritéria	Odolnost při přistání	Ochrana vrtule	Stabilní pohyb po zemi	Zástavba podvozku do letounu	Technologie, konstrukce	Suma
Koncepte 1	2	4	5	5	2	18
Koncepte 2	3	4	3	3	4	17
Koncepte 3	5	4	4	4	4	21
Koncepte 4	1	2	2	3	2	10
Koncepte 5	2	3	3	2	3	13

Multikriteriální porovnání koncepcí podvozků ukázalo, že jako nejméně vhodnou koncepcí je koncepte 4, tj. ostruhový podvozek. Podle bodového hodnocení je nejlepší koncepte 3, tzn. příďový podvozek se zatahuje do trupu směrem dozadu a hlavní podvozek se zatahuje do trupu. Pro bezpilotní letoun proto bude navržen podvozek, který svým provedením odpovídá koncepci 3.

## 2.2 Koncepte řízení podvozku

### 2.2.1 Řídicí servomotor připevněn na podvozkové noze

Mechanismy pro ovládání příďového kola bezpilotního letounu se vyskytují ve třech podobách. Tím teoreticky nejjednodušším příkladem je podvozek, na jehož části, která se zatahuje, je připevněn řídicí servomotor. K tomuto servomotoru je trvale připojeno příďové kolo pomocí táhel a pák. Výhodou je, že se jedná o velmi jednoduchý mechanismus. Překážkou není ani to, že se servomotor při zatahování a vytahování podvozkové nohy pohybuje vůči letounu, protože spojení s řídicí jednotkou (příjímačem, který zpracovává signál z vysílače a posílá povely do příslušných servomotorů) zajišťuje ohebný kabel.

Nevýhodou je, že servomotor zajišťující zatažení a vytažení podvozku musí být silnější, tím pádem těžší. U modelů letadel (resp. bezpilotních prostředků) je zvykem, že servomotor umožňující zatažení letounu na zemi dostává stejné signály, jako servomotor, který pohybuje směrovkou, která se využívá, i když je podvozek zatažený. Při zvolení uvedeného mechanismu by se musel uvažovat dodatečný prostor v trupu, ve kterém by se mohlo kolo otáčet, nebo elektronický prvek, který po zatažení podvozek nastaví do neutrální polohy a odpojí řídicí povely. V multikriteriálním hodnocení koncepcí řízení podvozku se uvažuje podvozek s uvedeným elektronickým prvkem.

### 2.2.2 Řízení podvozku rozpojitelným převodem

Druhým způsobem řízení předového podvozku je rozpojitelný mechanický převod. Funguje podobně jako odpojení servomotoru vypínačem v předchozím případě, ale jedná se o mechanické řešení. Zde servomotor pohybuje otočnou součástí. Při zatažení podvozku s ní není podvozek nijak spojený. Při vysunutí podvozku se do této součásti zasune mechanismus spojený pevně s předovým kolem (viz Obrázek 13 a Obrázek 14). Součástka ve tvaru rozseknutého písmene T s vydlicí má po stranách otvory, za které se zahákne táhlo vedoucí k servomotoru (viz obrázek 14). Servomotor umožní řízené otáčení této součástky. Druhou částí převodu je háček na podvozkové noze uprostřed obrázku 14, který při vysunutí podvozku zajede do vidlice.



Obrázek 13 - Předový podvozek modelu stíhačky s rozpojitelným převodem; snímek z videa [6]

Výhodou tohoto řešení je, že servomotor zajišťující zatažení a vytažení podvozku pohybuje pouze podvozkem a nezbytným mechanismem. Proti předchozímu případu již nikoliv servomotorem, který řídí kolo. Zmíněným řešením není tolik omezen ani servomotor ovládající kolo. Může se zvolit větší a silnější, aby překonal odpor povrchu, po kterém se letadlo pohybuje. Letadlo je na zemi tím pádem lépe ovladatelné. Další výhodou je, že se nemusí aplikovat řídicí obvod pro odpojení signálu (povely pro řídicí servomotor).

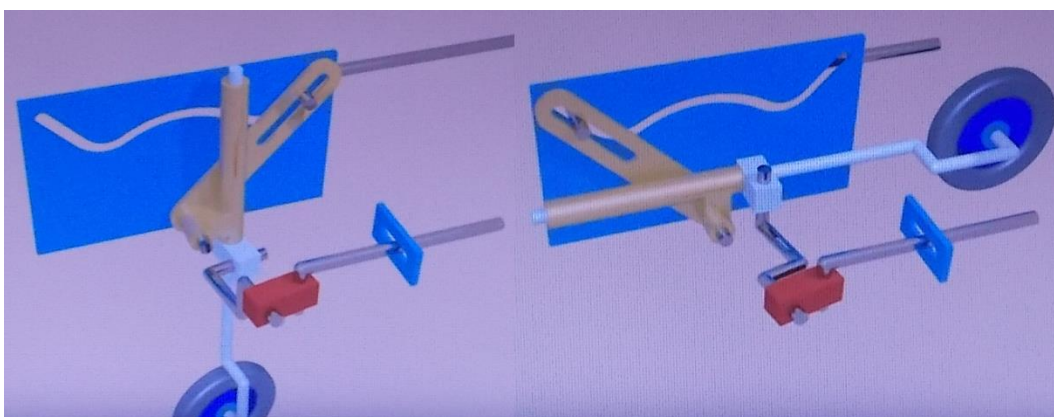
Rozpojitelný převod ale vyžaduje, aby byla při vytahování podvozku (a tedy zapojení převodu) otočná součást v nulové poloze, a aby i kolo bylo fixované v nulové poloze, dokud se nespojí s řídicím servomotorem. Toho lze dosáhnout stabilizační pružinou, která kolo v nulové poloze udrží. Řídicí servomotor však bude muset překonávat při vychýlení kola sílu vyvozenou stabilizační pružinou.



Obrázek 14 - Detailní pohled na rozpojitelný převod; snímek z videa [6]

### 2.2.3 Řízení podvozku proměnným převodem

Třetí možností je spojit servomotor s kolem předového podvozku proměnným převodem, který umožní pohyb vysunutého podvozku, ale který jím v zasunuté poloze nebude pohybovat. Docílí se toho například mechanismem zobrazeným níže (viz obrázek 15).



Obrázek 15 – Proměnný převod; snímky z videa [7]

V levé části obrázku 15 je mechanismus vysunutý – tedy se pohybem předního táhla (pohybujícího červenou součástí) řídí natočení kola. V pravé části obrázku 15 je mechanismus zasunutý – v tomto případě nemá pohyb předního táhla žádný vliv na pohyb (natočení) kola. Převod se však v žádném okamžiku nerozpojuje. Mechanismus s proměnným převodem klade vysoké nároky na přesnost výroby jednotlivých komponent podvozku, ale může být velmi lehký.

### 2.2.4 Zhodnocení koncepcí řízení podvozku

Uvedené koncepce řízení podvozku byly zhodnoceny podle následujících kritérií:

- odolnost při přistání,
- zástavba do letounu,
- předpokládaný mechanický odpor ovládacího mechanismu,
- technologické a konstrukční nároky.

Předpokládá se, že čím je mechanismus řízení podvozku složitější, tím náchylnější je k poškození (například vlivem přetížení při přistání nebo vlivem mechanických rázů od nerovností povrchu, po kterém se letoun pohybuje). Dále se předpokládá, že složitější mechanismus klade řídicímu servomotoru větší mechanický odpor. Zpravidla také se složitostí mechanismu rostou požadavky na zpevnění konstrukce, což vede k vyšší hmotnosti podvozku, která je však nežádoucí.

V multikriteriálním hodnocení koncepcí řízení podvozku se použije bodové hodnocení shodné s multikriteriální hodnocením koncepcí podvozku, tj. 1 je nejhorší, 5 je nejlepší. Mechanický odpor mechanismu není žádoucí, takže bodové hodnocení je lepší pro nižší mechanický odpor.

Tabulka 2 - Multikriteriální porovnání koncepcí řízení podvozku

	Odolnost při přistání	Zástavba do letounu	Mechanický odpor	Technologie, konstrukce	Suma
Řídicí servomotor na podvozkové noze	4	4	5	3	16
Rozpojitelný mechanický převod	3	3	4	4	14
Proměnný mechanický převod	2	2	3	1	8

Podle multikriteriálního porovnání koncepcí řízení podvozku vychází jako nejméně vhodný proměnný převod. Nejvíce bodů získala koncepce s řídicím servomotorem připevněným k podvozkové noze. Podvozek bezpilotního letounu bude navržen tak, aby se na příďovou nohu mohl nainstalovat řídicí servomotor.

## 2.3 Shrnutí řešerše

V řešerši bylo uvedeno několik koncepcí zatahovacího podvozku a způsobů řízení podvozku bezpilotního letounu. Analýzou jednotlivých koncepcí a jejich vzájemným srovnáním se určilo, která koncepce podvozku a který způsob řízení podvozku bude pro bezpilotní letoun nejvhodnější.

Bylo zjištěno, že nejvhodnějším konstrukčním řešením je podvozek příďového typu zatahovaný do trupu, přičemž všechny podvozkové nohy jsou uchyceny v trupu, aby byla stávající konstrukce bezpilotního letounu zasažena v co nejmenší míře. Dále bylo zjištěno, že nejvhodnějším způsobem řízení podvozku je řízení servomotorem, který je připevněn k podvozkové noze. Odpovídajícím způsobem bude proveden konstrukční návrh zatahovacího podvozku bezpilotního letounu v následujících kapitolách této práce.

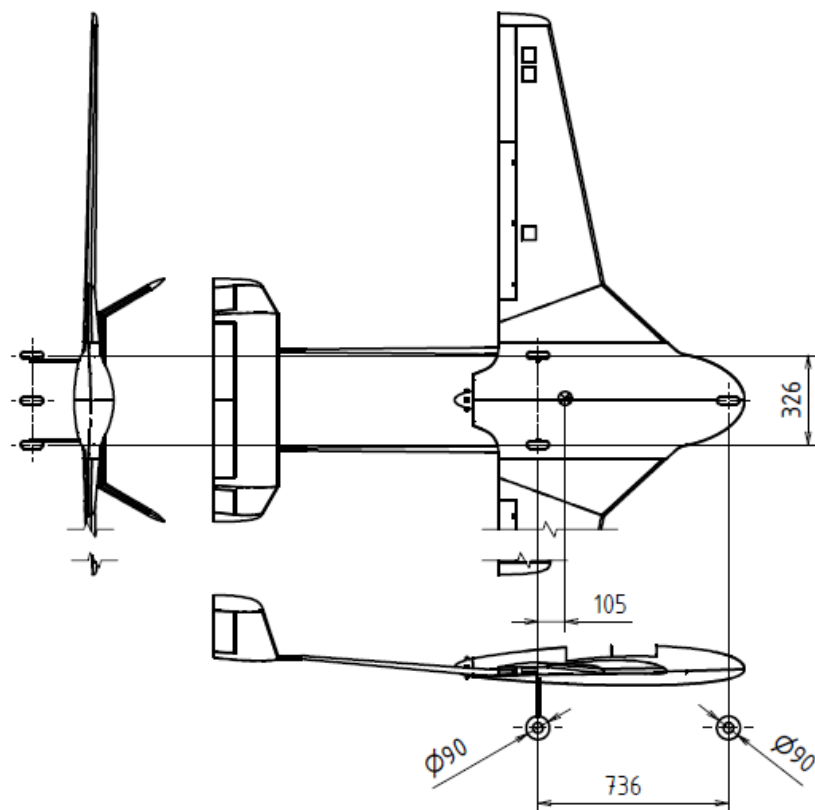
### 3 Základní parametry koncepce podvozku

Na základě provedeného rozboru (viz kapitola 2.1.7 *Zhodnocení koncepcí podvozku*) byla zvolena koncepce podvozku označená jako koncepce 3. Řízení podvozku bylo zvoleno řídicím servomotorem připevněným na podvozkové noze (vychází z rozboru v kapitole 2.2.4 *Zhodnocení koncepce řízení podvozku*). Uvažuje se zařazení elektronického prvku, který řídicí servomotor při zatažení podvozku odpojí od přijímače letounu.

Pro pevnostní výpočty a pozdější konstrukci podvozku bezpilotního letounu byly zvoleny následující základní parametry podvozku podle [4], které jsou znázorněny na obrázek 16:

- kolo RA polopneumatické [8],
- průměr kol 90 mm,
- otvor v kole pro osu (hřídel) 4 mm,
- rozchod podvozku 326 mm,
- rozvor podvozku 736 mm,
- vzdálenost hlavního podvozku od těžiště letounu 105 mm (podle podélné osy letounu).

Vzdálenost hlavního podvozku od těžiště (ve směru podélné osy letounu) byla zvolena tak, aby se smysl momentu od hlavního podvozku na letoun při pohybu po zemi neměnil až do úhlu náběhu 15 stupňů. Předpokládá se, že pokud by se letoun opřel o ocas a ty by byly dokonale tuhé, dosáhl by letoun úhlu náběhu asi 11 až 13 stupňů (v závislosti na okamžité deformaci podvozku). Ocas bezpilotního letounu jsou však pružné, což je zohledněno větším zvoleným úhlem náběhu (dříve uvedených 15 stupňů). Podle uvedených předpokladů bude zvolena výška podvozku v kapitole 5 *Konstrukční návrh podvozku*.



Obrázek 16 – Základní parametry koncepce podvozku v 3pohledovém výkresu UAV

## 4 Výpočet základního zatížení

Při výpočtu základního zatížení podvozku bezpilotního letounu se vycházelo ze specifikace CS-VLA. Výpočty jsou provedeny za těchto předpokladů:

- nosná plocha  $S = 1,248 \text{ m}^2$ ,
- hmotnost letadla podle zadání bakalářské práce  $M = 7 \text{ kg}$ ,
- podvozek charakterizován rozměry  $a, b, d$ , resp.  $a', b', d'$  (viz vztahy (4.1) až (4.3)),
- vzdálenost předového kola od těžiště<sup>5</sup> letounu  $a = 631 \text{ mm}$ ,
- vzdálenost kol hlavního podvozku od těžiště letounu  $b = 105 \text{ mm}$ ,
- rozvor kol podvozku  $d = a + b = 631 + 105 = 736 \text{ mm}$ ,
- konstanta definovaná v [1],  $K = 0,25$ ,
- rozměry  $a', b', d'$  definovány v [1], znázorněny jsou na obrázku 17:

$$a' = a \cdot \cos[\arctg(K)] = 631 \cdot \cos[\arctg(0,25)] = 612 \text{ mm} , \quad (4.1)$$

$$b' = b \cdot \cos[\arctg(K)] = 105 \cdot \cos[\arctg(0,25)] = 102 \text{ mm} , \quad (4.2)$$

$$d' = d \cdot \cos[\arctg(K)] = 736 \cdot \cos[\arctg(0,25)] = 714 \text{ mm} , \quad (4.3)$$

- tíhové zrychlení  $g = 9,81 \text{ m/s}^2$ ,
- rychlost klesání  $V$  se určí podle specifikace [1],
- dráha  $y$  – vzdálenost, na které letadlo zastaví svůj vertikální pohyb, tj. rychlost  $V$  klesne na nulovou hodnotu,
- vztlaková síla  $Y$  – vektor vztlakové síly směřuje proti vektoru tíhy letadla,
- velikost vztlakové síly<sup>6</sup>  $Y$  se určí podle [1], článek *CS-VLA 473, odstavec (c)*: poměr velikosti vztlakové síly a tíhy je  $L = 2/3$  a pro velikost vztlakové síly proto platí:

$$Y = LMg = \frac{2}{3} \cdot 7 \cdot 9,81 = 46 \text{ N} , \quad (4.4)$$

- ekvivalentní tuhost podvozku  $K_E$  charakterizuje jeho deformaci v případě, kdy bezpilotní letoun stojí na podvozku v klidu na vodorovné ploše a je zatěžován ve svém těžišti svislou silou,
- násobek při přistání je zvolen:

$$n = 8 . \quad (4.5)$$

<sup>5</sup> Vzdálenost předového kola a hlavních kol od těžiště letounu se určuje podle podélné osy letounu.

<sup>6</sup> Číselně vyjádřená velikost vztlakové síly (4.4) působící na letoun je zaokrouhlená a je uvedena pro názornost. Pro obecné vyjádření hledaných veličin (propružení podvozku a ekvivalentní tuhost podvozku) se využije zadaných veličin.

## 4.1 Výpočet rychlosti klesání

Rychlost klesání je svislou složkou rychlosti letounu, který se přibližuje k zemi<sup>7</sup>. Vztah pro výpočet rychlosti klesání  $V$  (4.6) je uveden ve specifikaci [1], *článek CS-VLA 473 Podmínky a předpoklady pozemního zatížení, odstavec (b)*:

$$V = 0,51 \sqrt[4]{\frac{Mg}{S}} = 0,51 \sqrt[4]{\frac{7 \cdot 9,81}{1,248}} = 1,39 \text{ m/s} . \quad (4.6)$$

Podle specifikace [1], *článek CS-VLA 473 Podmínky a předpoklady pozemního zatížení, odstavec (b)* se pro výpočet násobku přetížení při přistání počítá s rychlostí ne menší než 2,13 m/s. Proto se za směrodatný výsledek volí rychlost klesání:

$$V = 2,13 \text{ m/s} . \quad (4.7)$$

Z rychlosti klesání  $V$  se v dalším kroku určí dráha, na které zastaví svůj vertikální pohyb přistávající letounu. Zohlední se přitom zadaná hodnota násobku přetížení  $n = 8$ , viz (4.5).

## 4.2 Výpočet propružení a ekvivalentní tuhosti podvozku

Specifikace [1] uvádí postup výpočtu násobku  $n$ . Násobek  $n$  je již zvolený (viz (4.5)), tudíž se z energetických a silových bilancí vyjádří hledaná hodnota propružení<sup>8</sup> podvozku  $y$ , následně i ekvivalentní tuhost podvozku.

Při výpočtu propružení podvozku se vychází z energetické bilance pohybujícího se letounu, viz rovnice (4.8). Rovnice je sestavená pro okamžik, kdy se letoun pohybuje ve svislém směru rychlostí klesání  $V$  a kdy se kola podvozku letounu dotkla země, ale nejsou nijak zatížena [4]. Prvním členem na levé straně rovnice je kinetická energie letadla ve svislém směru (ve směru vektoru rychlosti). Celková energie letadla pohybujícího se z výšky  $y$  rychlostí  $V$  je součtem kinetické a potenciální energie a tvoří levou stranu rovnice (4.8). Svislý pohyb letadla je zpomalován vztlakovou silou rovnou  $2/3$  tíhy letounu a silou vyvozenou deformací pružných členů podvozku. Energie, kterou pohltí podvozek, je vyjádřena jako energie, kterou pohltí pružina s ekvivalentní tuhostí  $K_E$ .

$$\frac{1}{2}MV^2 + yMg = Yy + \frac{1}{2}K_E y^2 . \quad (4.8)$$

Do rovnice (4.8) je dosazen vztah vyjadřující vztlakovou sílu (4.4):

$$\frac{1}{2}MV^2 + yMg = \frac{2}{3}Mgy + \frac{1}{2}K_E y^2 . \quad (4.9)$$

<sup>7</sup> V originálu specifikace CS-VLA v anglickém jazyce [2] se zmiňovaná rychlost nazývá jako *descent velocity* (rychlost klesání), odtud vychází značka  $V$ .

<sup>8</sup> Slovo *propružení* podle [15] neexistuje. V této práci však bude použito jako ekvivalent slovního spojení *pružná deformace konstrukce (podvozku) vlivem jejího zatížení*.



Rovnice (4.9) se upraví do tvaru kvadratické rovnice s nulovou pravou stranou:

$$\frac{1}{2}K_E y^2 - \frac{1}{3}Mgy - \frac{1}{2}MV^2 = 0. \quad (4.10)$$

Z rovnice (4.10) se vyjádří propružení podvozku letounu  $y$  závislé na ekvivalentní tuhosti podvozku  $K_E$ :

$$y = \frac{\frac{1}{3}Mg + \sqrt{\left(\frac{1}{3}Mg\right)^2 - 4\frac{1}{2}K_E\left(-\frac{1}{2}MV^2\right)}}{2\frac{1}{2}K_E} = \frac{\frac{1}{3}Mg + \sqrt{\left(\frac{1}{3}Mg\right)^2 + K_E MV^2}}{K_E}. \quad (4.11)$$

Ekvivalentní tuhost podvozku se vyjádří ze silové rovnováhy:

$$nMg = yK_E + \frac{2}{3}Mg, \quad (4.12)$$

kteřá vyjadřuje, že při působení síly od pružiny a vztlakové síly letadlo o hmotnosti  $M$  zpomaluje se zrychlením  $a = ng$ .

Z rovnice (4.12) se vyjádří neznámá ekvivalentní tuhost podvozku  $K_E$ :

$$K_E = \frac{Mg}{y} \left( n - \frac{2}{3} \right). \quad (4.13)$$

Ekvivalentní tuhost podvozku  $K_E$ , vyjádřená ve vztahu (4.13), se dosadí do vztahu (4.11) a vyjádří se propružení podvozku letounu  $y$ :

$$y = \frac{V^2}{g} \cdot \frac{n - \frac{2}{3}}{(n-1)^2 - \frac{1}{9}} = \frac{2,13^2}{9,81} \cdot \frac{8 - \frac{2}{3}}{(8-1)^2 - \frac{1}{9}} = 0,069 \text{ m} = 69 \text{ mm}. \quad (4.14)$$

Hodnota propružení  $y$  se dosadí zpětně do vztahu (4.13). Ekvivalentní tuhost podvozku  $K_E$  bude:

$$K_E = \frac{Mg}{y} \left( n - \frac{2}{3} \right) = \frac{7 \cdot 9,81}{0,069} \cdot \left( 8 - \frac{2}{3} \right) = 7298 \text{ N/m}. \quad (4.15)$$

Vypočtené hodnoty propružení podvozku  $y$  a ekvivalentní tuhosti  $K_E$  se použijí při konstrukčním návrhu podvozku letounu.

Tuhost podvozku letounu  $K_E$  lze rozložit na tuhost podvozkové nohy  $K_{\text{Noha}}$  a tuhost kola  $K_{\text{Kolo}}$ <sup>9</sup>. Při dimenzování podvozkových noh se předpokládá, že kola podvozku jsou dokonale tuhá, tudíž pro tuhost platí:

$$K_{\text{Kolo}} = \infty. \quad (4.16)$$

<sup>9</sup> Ekvivalentní tuhost podvozku  $K_E$  se rozloží na tuhost *ekvivalentní* podvozkové nohy  $K_{\text{Noha}}$ , která v sobě zahrnuje vlastnosti všech podvozkových noh letounu, a na tuhost *ekvivalentního* kola  $K_{\text{Kolo}}$ , které zastupuje všechna kola podvozku.



Uvažuje se platnost rovnice vyjadřující závislost celkové tuhosti systému (podvozku) na tuhostech dílčích komponent systému (kola a podvozkové nohy):

$$\frac{1}{K_E} = \frac{1}{K_{Kolo}} + \frac{1}{K_{Noha}} . \quad (4.17)$$

Po dosazení předpokládané hodnoty  $K_{Kolo}$  (4.16) do rovnice (4.17) vychází:

$$K_E = K_{Noha} . \quad (4.18)$$

Rozložení zatížení podvozku při přistání letounu na tři body je stejné jako při statickém zatížení podvozku letounu. Uvedeného předpokladu se využije při určení ekvivalentních tuhostí jednotlivých podvozkových noh, což později umožní dimenzování pružných členů konstrukce podvozku.

### 4.3 Výpočet ekvivalentních tuhostí podvozkových noh

Pro dimenzování odpružení jednotlivých podvozkových noh je potřeba určit ekvivalentní tuhost každé podvozkové nohy zvlášť. Vychází se z předpokladu, že při statickém zatížení je propružení  $y$  všech podvozkových noh shodné. Pro výpočet jsou definovány následující veličiny:

- ekvivalentní tuhost podvozkové nohy příďového podvozku  $K_{EP}$ ,
- ekvivalentní tuhost (jedné) podvozkové nohy hlavního podvozku  $K_{EH}$ ,
- reakce od země na příďový podvozek  $P$ :

$$P = yK_{EP} , \quad (4.19)$$

- reakce od země na jednu podvozkovou nohu hlavního podvozku  $H$ :

$$H = yK_{EH} . \quad (4.20)$$

Pro ekvivalentní tuhosti jednotlivých podvozkových noh platí rovnost:

$$K_E = K_{EP} + 2K_{EH} . \quad (4.21)$$

Pro podvozek letounu platí momentová rovnováha:

$$Pa = 2Hb , \quad (4.22)$$

kde ramena sil  $a$ ,  $b$  jsou dříve definované vzdálenosti příďového a hlavního podvozku od těžiště letounu (viz úvod kapitoly 4 *Výpočet základního zatížení*).

Do momentové rovnováhy (4.22) jsou dosazeny definiční vztahy (4.19) a (4.20):

$$yK_{EP}a = 2yK_{EH}b . \quad (4.23)$$

Z rovnice (4.23) se vyjádří ekvivalentní tuhost příďového podvozku  $K_{EP}$ :

$$K_{EP} = 2K_{EH} \frac{b}{a} . \quad (4.24)$$

Po dosazení vztahu (4.24) do předpisu pro ekvivalentní tuhost  $K_E$  (4.21) se vyjádří ekvivalentní tuhost hlavní podvozkové nohy  $K_{EH}$ :

$$K_{EH} = \frac{\frac{1}{2}K_E}{\frac{b}{a} + 1} = \frac{\frac{1}{2} \cdot 7298}{\frac{105}{631} + 1} = 3128 \text{ N/m} . \quad (4.25)$$

Dosazením  $K_{EH}$  (4.25) zpět do rovnice (4.21) se vypočítá ekvivalentní tuhost příďového podvozku  $K_{EP}$ :

$$K_{EP} = K_E - 2K_{EH} = 7298 - 2 \cdot 3128 = 1042 \text{ N/m} . \quad (4.26)$$

## 4.4 Výpočet zatížení podvozku

Podvozek letounu musí odolat zatížení, která jsou popsána specifikací [1]. Rozlišuje se několik případů zatížení podvozku letounu. Cílem je zjistit, který případ je pro podvozek letounu kritický (nejvyšší zatížení podvozku), a podle něj podvozek letounu dimenzovat. V této podkapitole budou spočítány síly působící na podvozek v různých případech zatížení. V následující podkapitole (*4.5 Kritické zatížení podvozku letounu*) se pomocí spočítaných sil určí kritické zatížení příďového i hlavního podvozku.

Ve specifikaci [1] i [2], *dodatek C*, jsou uvedeny výpočtové vztahy s tíhou letounu  $W$ . V této práci jsou výpočty uvedeny se zadanými veličinami (hmotností  $M$  a tíhovým zrychlením  $g$ ) s využitím rovnosti  $W = Mg$ .

### 4.4.1 Statické zatížení podvozku

Statické zatížení jednotlivých podvozkových noh se určí z momentové rovnováhy letounu, který stojí na vodorovné hladké ploše, viz rovnice (4.27). Podmínkou je vyrovnání tíhy letounu reakcemi od podvozku letounu, což popisuje rovnice (4.28).

$$Pa = 2Hb , \quad (4.27)$$

$$Mg = P + 2H . \quad (4.28)$$

Z rovnic (4.27) a (4.28) lze vyjádřit reakci od jedné hlavní podvozkové nohy:

$$H = \frac{Mga}{2(a+b)} = \frac{Mga}{2d} = \frac{7 \cdot 9,81 \cdot 631}{2 \cdot 736} = 29,4 \text{ N} . \quad (4.29)$$

Reakci od hlavní podvozkové nohy  $H$  (4.29) lze dosadit zpět do rovnice (4.28) a vyjádřit svislou reakci od příďové podvozkové nohy:

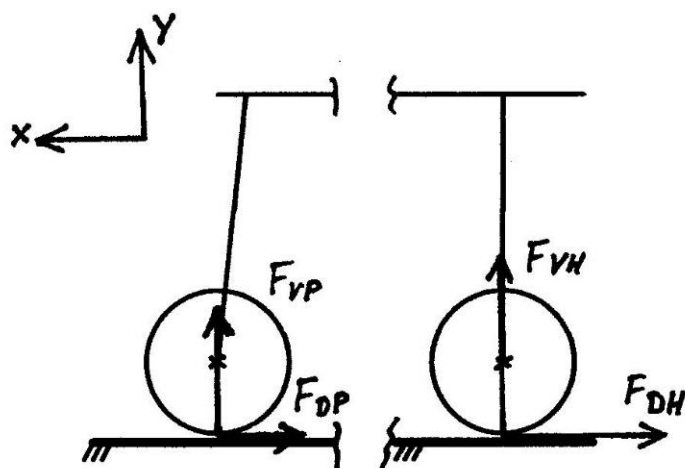
$$P = Mg - 2H = 7 \cdot 9,81 - 2 \cdot 29,4 = 9,87 \text{ N} . \quad (4.30)$$

## 4.4.2 Vodorovné přistání I

Vodorovným přistáním I je označeno přistání letounu ve vodorovné poloze, přičemž se uvažuje přistání na všechna kola podvozku současně (tzv. na tři body, viz obrázek 17). Vychází se ze specifikace [1], článek *CS-VLA 479 Podmínky vodorovného přistání*. Výpočty jsou uvedeny v *dodatku C* v tabulce *I-DC-1*.



Obrázek 17 - Vodorovné přistání na tři body; [1], *dodatek C*



Obrázek 18 - Silové působení na předový a hlavní podvozek při přistání na tři body; obrázek autora

### 4.4.2.1 Zatížení hlavního podvozku (obě kola) – vodorovném přistání I

Vertikální složka zatížení  $F_{VH}$  (síly znázorněny na obrázku 18):

$$F_{VH} = (n - L)Mg \frac{a'}{d'} = (8 - 2/3) \cdot 7 \cdot 9,81 \cdot \frac{612}{714} = 432 \text{ N.} \quad (4.31)$$

Odporová složka zatížení  $F_{DH}$ :

$$F_{DH} = KnMg \frac{a'}{d'} = 0,25 \cdot 8 \cdot 7 \cdot 9,81 \cdot \frac{612}{714} = 118 \text{ N.} \quad (4.32)$$

#### 4.4.2.2 Zatížení příďového kola – vodorovné přistání I

Vertikální složka zatížení  $F_{VP}$ :

$$F_{VP} = (n - L)Mg \frac{b'}{d'} = (8 - 2/3) \cdot 7 \cdot 9,81 \cdot \frac{102}{714} = 72 \text{ N.} \quad (4.33)$$

Odporová složka zatížení  $F_{DP}$ :

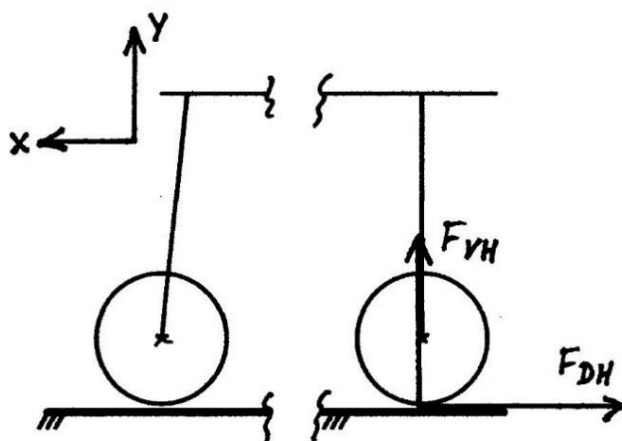
$$F_{DP} = KnMg \frac{b'}{d'} = 0,25 \cdot 7 \cdot 7 \cdot 9,81 \cdot \frac{102}{714} = 20 \text{ N.} \quad (4.34)$$

#### 4.4.3 Vodorovné přistání II

Vodorovným přistáním II je označeno přistání letounu ve vodorovné poloze, tentokrát se však předpokládá, že zatížena jsou pouze kola hlavního podvozku a příďové kolo je těsně nad zemí. Vychází se ze specifikace [1], článek *CS-VLA 479 Podmínky vodorovného přistání*. Uvažuje se vodorovné přistání nejprve na hlavní podvozek (viz obrázek 19).



Obrázek 19 - Vodorovné přistání bez zatíženého příďového podvozku; [1], *dodatek C*



Obrázek 20 - Silové působení s příďovým kolem těsně nad zemí; obrázek autora

#### 4.4.3.1 Zatížení hlavního podvozku (obě kola) – vodorovné přistání II

Vertikální složka zatížení  $F_{VH}$  (síly znázorněny na obrázku 20):

$$F_{VH} = (n - L)Mg = (8 - 2/3) \cdot 7 \cdot 9,81 = 504 \text{ N}. \quad (4.35)$$

Odporová složka zatížení  $F_{DH}$ :

$$F_{DH} = KnMg = 0,25 \cdot 7 \cdot 7 \cdot 9,81 = 137 \text{ N}. \quad (4.36)$$

#### 4.4.3.2 Zatížení příďového kola – vodorovné přistání II

Podle specifikace [1] se vertikální i odporová složka zatížení příďového podvozku v uvedeném případě rovná nule (odpovídá popsané situaci, kdy je příďový podvozek nezatížen a těsně nad zemí).

#### 4.4.4 Přistání s velkým úhlem náběhu

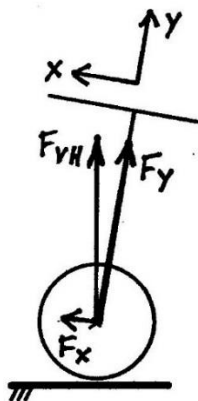
Vychází se ze specifikace [1], článek *CS-VLA 481 Podmínky přistání s velkým úhlem náběhu*. Kritérium pro určení úhlu náběhu, při kterém letoun přistává je citováno doslovně:

*“... Letouny s příďovými koly, pádová poloha nebo maximální úhel zachovávající určitou světlou výšku kterékoliv části letounu, podle toho, která vzdálenost je menší... “*

Vzhledem k uvedené podmínce byl zvolen úhel náběhu při přistání letounu 10 stupňů. Vychází se z geometrie bezpilotního letounu. Na obrázku 21 je znázorněn případ přistání s velkým úhlem náběhu.



Obrázek 21 - Přistání s velkým úhlem náběhu; [1], *dodatek C*



Obrázek 22 - Silové působení na hlavní podvozek při vysokém úhlu náběhu letounu; obrázek autora

#### 4.4.4.1 Zatížení hlavního podvozku (obě kola) – přistání s velkým úhlem

Vertikální složka zatížení (obou kol)  $F_{VH}$ :

$$F_{VH} = (n - L)Mg = (8 - 2/3) \cdot 7 \cdot 9,81 = 504 \text{ N}. \quad (4.37)$$

Vertikální složka zatížení míří vždy svisle vzhůru, ale v případě přistání letounu s velkým úhlem náběhu již není svislá složka zatížení rovnoběžná s podélnou osou podvozkové nohy (viz obrázek 22), resp. s osou  $y$  souřadnicového systému pevně spojeného s letounem (s počátkem systému v těžišti letounu), kde osa  $x$  je rovnoběžná s podélnou osou letounu. Proto je vhodné rozdělit sílu  $F_{VH}$  (působící na obě kola) do složek  $x$  a  $y$  souřadnicového systému letounu:

$$F_x = F_{VH} \sin 10^\circ = 504 \cdot \sin 10^\circ = 88 \text{ N}, \quad (4.38)$$

$$F_y = F_{VH} \cos 10^\circ = 504 \cdot \cos 10^\circ = 496 \text{ N}. \quad (4.39)$$

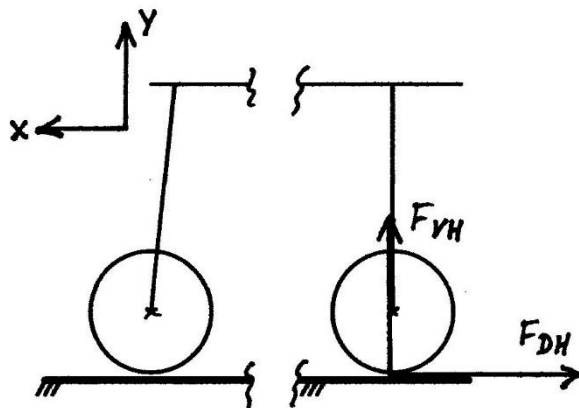
Odporová složka zatížení  $F_{DH}$  je podle specifikace [1] nulová.

#### 4.4.4.2 Zatížení předového kola – přistání s velkým úhlem

Vertikální i odporová složka zatížení předového kola je rovná nule (podle [1]), protože předové kolo se nedotýká země, viz obrázek 21.

#### 4.4.5 Přistání na jedno kolo

Vychází se ze specifikace [1], článek *CS-VLA 483 Podmínky přistání na jedno kolo*. Zatížení podvozku se vypočítá podobně jako v případě uvedeném v kapitole 4.3.2 *Přistání na tři body (vodorovné přistání) II*. Tentokrát je ale zatíženo pouze jedno kolo hlavního podvozku. Zatížení kola hlavního podvozku ukazuje obrázek 23.



Obrázek 23 - Silové působení je podobné jako v při vodorovném přistání s předovým kolem těsně nad zemí; obrázek autora

#### 4.4.5.1 Zatížení hlavního podvozku – přistání na jedno kolo

Vertikální složka zatížení  $F_{VH}$ :

$$F_{VH} = 0,5 \cdot (n - L)Mg = 0,5 \cdot (8 - 2/3) \cdot 7 \cdot 9,81 = 252 \text{ N}. \quad (4.40)$$

Odporová složka zatížení  $F_{DH}$ :

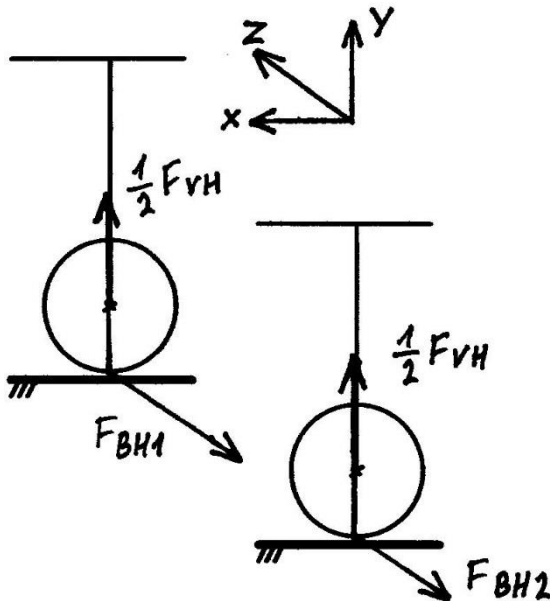
$$F_{DH} = 0,5 \cdot KnMg = 0,5 \cdot 0,25 \cdot 8 \cdot 7 \cdot 9,81 = 68,5 \text{ N}. \quad (4.41)$$

#### 4.4.5.2 Zatížení předového kola – přistání na jedno kolo

Podle specifikace [1] se vertikální i odporová složka zatížení předového kola rovná nule.

#### 4.4.6 Boční zatížení

Vychází se ze specifikace [1], článek *CS-VLA 485 Podmínky bočního zatížení*. Zatěžován je pouze hlavní podvozek. Svislá složka zatížení se rozloží na obě kola hlavního podvozku rovnoměrně. Boční zatížení se na kola rozloží nerovnoměrně (viz vztahy (4.39) a (4.40)). Silové působení v případě bočního zatížení hlavního podvozku je znázorněno na obrázku 24.



Obrázek 24 - Boční zatížení hlavního podvozku; obrázek autora

##### 4.4.6.1 Boční zatížení hlavního podvozku

Vertikální složka zatížení  $F_{VH}$  (působící na obě kola):

$$F_{VH} = 1,33Mg = 1,33 \cdot 7 \cdot 9,81 = 91 \text{ N} . \quad (4.42)$$

Boční složka zatížení  $F_{BH1}$  (působící na první kolo směrem k těžišti letounu):

$$F_{BH1} = 0,5Mg = 0,5 \cdot 7 \cdot 9,81 = 34 \text{ N} . \quad (4.43)$$

Boční složka zatížení  $F_{BH2}$  (působící na druhé kolo směrem od těžiště letounu):

$$F_{BH2} = 0,33Mg = 0,33 \cdot 7 \cdot 9,81 = 23 \text{ N} . \quad (4.44)$$

##### 4.4.6.2 Boční zatížení předového kola

Podle [1] se vertikální i odporová složka zatížení předového kola rovná nule.

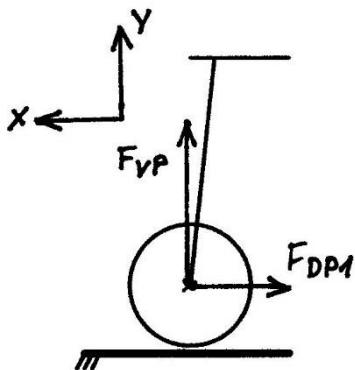
#### 4.4.7 Brzdění při pojíždění

Vychází se ze specifikace [1], článek *CS-VLA 493 Podmínky brzdění při pojíždění*. Podle požadavků (viz kapitola 2.2 *Požadavky na podvozek a zvolená koncepce*) se brzdění podvozku neuvažuje. Předpis je uveden pro úplnost výčtu způsobů zatížení podvozku.

#### 4.4.8 Dodatečné podmínky pro před'ové kolo

Vychází se ze specifikace [1], článek CS-VLA 499 *Dodatečné podmínky pro před'ová kola*. Rozlišují se tři případy zatížení před'ového kola.

##### 4.4.8.1 Zatížení před'ového podvozku směrem dozadu na ose kola



Obrázek 25 - Zatížení před'ového podvozku v ose kola směrem dozadu; obrázek autora

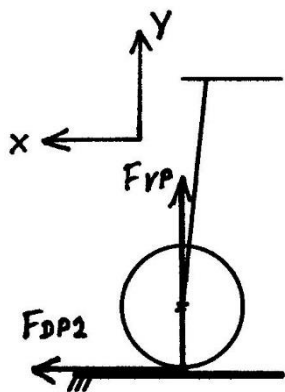
Svislá složka zatížení  $F_{VP}$  (síly znázorněny na obrázku 25):

$$F_{VP} = 2,25P = 2,25 \cdot 9,87 = 22,2 \text{ N} . \quad (4.45)$$

Odporová složka směrem dozadu  $F_{DP1}$ :

$$F_{DP1} = 0,8F_{VP} = 0,8 \cdot 155 = 17,8 \text{ N} . \quad (4.46)$$

##### 4.4.8.2 Zatížení před'ového podvozku směrem dopředu při dotyku kola se zemí



Obrázek 26 - Silové působení na před'ový podvozek od země směrem dopředu; obrázek autora

Svislá složka zatížení  $F_{VP}$  (síly znázorněny na obrázku 26):

$$F_{VP} = 2,25P = 2,25 \cdot 9,87 = 22,2 \text{ N} . \quad (4.47)$$

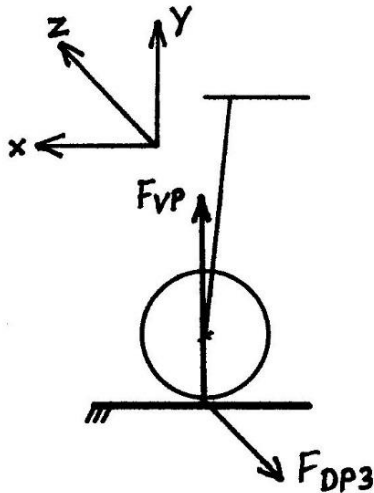
Odporová složka směrem dopředu  $F_{DP2}$ :

$$F_{DP2} = 0,4F_{VP} = 0,4 \cdot 155 = 8,9 \text{ N} . \quad (4.48)$$



#### 4.4.8.3 Boční zatížení příďového podvozku při dotyku kola se zemí

Uvedené zatížení příďového kola může odpovídat zatížení podvozku při malých výchylkách říditelného kola při pojíždění letounu. Neuvažuje se odporová síla směrem dozadu.



Obrázek 27 - Boční zatížení příďového podvozku od země; obrázek autora

Svislá složka zatížení  $F_{VP}$  (síly jsou znázorněny na obrázku 27):

$$F_{VP} = 2,25P = 2,25 \cdot 9,87 = 22,2 \text{ N} . \quad (4.49)$$

Odporová složka boční  $F_{DP3}$ :

$$F_{DP3} = 0,7F_{VP} = 0,7 \cdot 155 = 15,5 \text{ N} . \quad (4.50)$$

### 4.5 Kritické zatížení podvozku letounu

Pro dimenzování podvozku letounu je nutné znát kritické, resp. maximální dosažitelné zatížení podvozku letounu. Pro tento účel je níže sestavená tabulka zatížení (Tabulka 3). Kritické zatížení je posouzeno podle ekvivalentního ohybového momentu v závěsech podvozkových noh.

Ekvivalentní ohybový moment se určí podle následujícího výpočtu pro každý případ zatížení podvozku letounu daný specifikací [1]. Ekvivalentní ohybové momenty jsou určeny odpovídajícím silovým zatížením spočítaným pro každý uvažovaný případ v kapitole 4.4 *Výpočet zatížení podvozku*.

Pro názornost je uveden výpočet ekvivalentního momentu  $M_E$  v závěsu příďového (v tabulce 3 sloupec označený  $M_{EP}$ ) a hlavního podvozku (sloupec  $M_{EH}$ ) při vodorovném přistání na tři body. Ostatní ekvivalentní ohybové momenty jsou spočteny stejným způsobem a všechny výsledky ekvivalentních momentů uvedeny v tabulce 3. Jsou dány základní rozměry podvozku letounu použité při výpočtu ekvivalentních ohybových momentů:

- délka hlavní podvozkové nohy  $L_C = 320 \text{ mm}$ ,
- délka příďové podvozkové nohy  $L_C = 320 \text{ mm}$ , sklon  $\delta = 6^\circ$ ,

- předpokládaná kolmá vzdálenost podélné osy podvozkové nohy od podpěry podvozku v trupu  $u = 10$  mm.

Ekvivalentní moment  $M_{EH}$  pro hlavní podvozkovou nohu:

$$M_E = F_x L_C + F_y \cdot u = 59 \cdot 0,32 + 216 \cdot 0,01 = 21,1 \text{ Nm} . \quad (4.51)$$

Ekvivalentní moment  $M_{EP}$  pro příďovou podvozkovou nohu:

$$\begin{aligned} M_E &= (F_x \cos(\delta) - F_y \sin(\delta)) \cdot L_C + (F_x \sin(\delta) + F_y \cos(\delta)) \cdot u = \\ &= (20 \cdot \cos(6^\circ) - 72 \cdot \sin(6^\circ)) \cdot 0,32 + (20 \cdot \sin(6^\circ) + 72 \cdot \cos(6^\circ)) \cdot 0,01 = \\ &= 4,7 \text{ Nm} . \end{aligned} \quad (4.52)$$

Tabulka 3 – Přehled zatížení podvozku bezpilotního prostředku

		Příďový podvozek			$M_{EP}$	Hlavní podvozek (1 kolo)			$M_{EH}$
		$F_x$	$F_y$	$F_z$		$F_x$	$F_y$	$F_z$	
Způsob přistání		$F_x$	$F_y$	$F_z$		$F_x$	$F_y$	$F_z$	
Vodorovné na 3 body		20	72	0	4,7	59	216	0	21,1
Vodorovné na hlavní podvozek		0	0	0	0	68,5	252	0	24,4
Velký úhel náběhu ( $10^\circ$ )		0	0	0	0	44	248	0	16,6
Vodorovné na jedno kolo		0	0	0	0	68,5	252	0	24,4
Boční zatížení	první kolo	0	0	0	0	0	45,5	34	11,3
	druhé kolo	0	0	0	0	0	45,5	23	7,8
Příďové kolo	dozadu (osa)	17,8	22,2	0	5,2	---	---	---	---
	dopředu	8,9	22,2	0	2,3	---	---	---	---
	bočně	0	22,2	15,5	11,3	---	---	---	---

Kritickým případem zatížení hlavního podvozku je vodorovné přistání na hlavní podvozek, resp. na jedno kolo. Kritickým případem zatížení příďového podvozku je boční zatížení. Podvozek bezpilotního letounu bude dimenzován s ohledem na uvedené kritické případy zatížení podvozku.

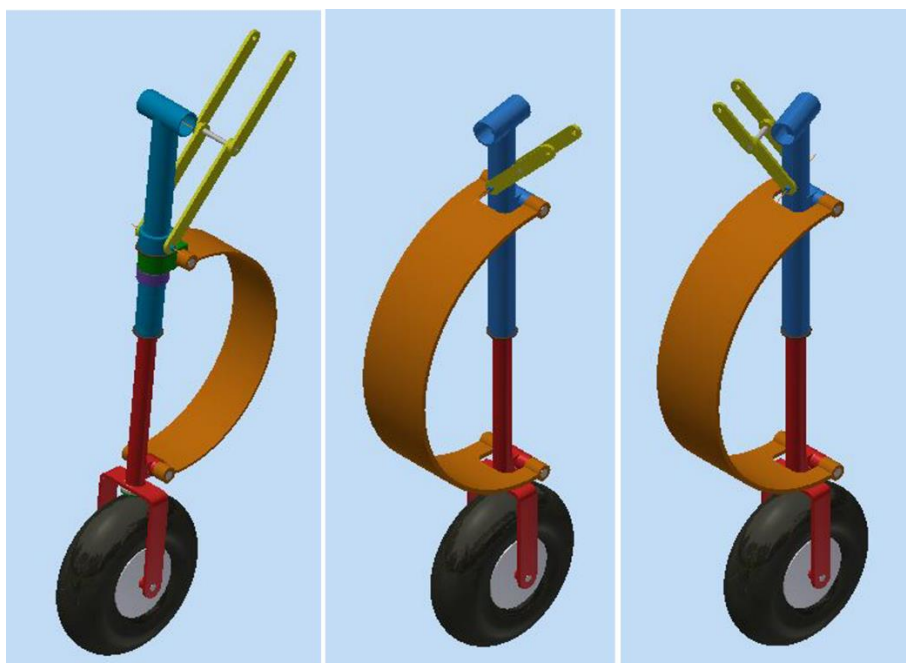
## 5 Konstrukční návrh podvozku

Výpočty základního zatížení podvozku letounu poslouží k dimenzování jednotlivých součástí příďové i hlavních podvozkových noh. Před konstrukčními výpočty je uvedena stručná charakteristika konstrukce podvozku bezpilotního letounu. V následujících podkapitolách jsou provedeny návrhové a kontrolní výpočty jednotlivých částí podvozku.

### 5.1 Popis konstrukce podvozku

Podvozek bezpilotního letounu je tvořen dvěma hlavními a jednou příďovou podvozkovou nohou. Všechny podvozkové nohy jsou osazeny koly stejných rozměrů.

Odpružení podvozkových noh je zajištěno pružnicemi tvaru písmene C. Průřez pružnic je obdélníkový. Uvedené odpružení bylo zvoleno s ohledem k předpokládané nákladné výrobě ocelových pružin. Podvozky jsou takzvané teleskopické, tzn. kola jsou umístěna přímo na pohyblivé (resp. výsuvné) části podvozkové nohy [4].



Obrázek 28 - Zobrazení 3D modelů příďového, pravého hlavního a levého hlavního podvozku

Obrázek 28 ukazuje všechny podvozkové nohy. Pro přehlednost jsou součásti podvozku letounu barevně odlišeny a očíslovány, jak je uvedeno v tabulce 4:

Tabulka 4

Barva	Název	Popis	Materiál
MODRÁ	Díl 1	pevná část podvozkové nohy (připojená k trupu)	Hexcel [10]
ČERVENÁ	Díl 2	pohyblivá část podvozkové nohy s vidlicí	-//-
ORANŽOVÁ	Díl 3	pružnice tvaru C	-//-
ŽLUTÁ	Díl 4	zlamovací vzpěra	-//-
PNEU	Díl 5	polopneumatické kolo RA [8]	Pryž, plasty

Díly 1 podvozkových noh se navzájem liší orientací osy, kolem které se podvozek zatahuje do letounu. Díl 1 příďové podvozkové nohy se navíc od dílů 1 hlavních podvozkových noh liší konstrukční úpravou pro volné otáčení pružnice. Více viz kapitola 5.4.2 *Konstrukce podvozkových noh*.

Kolo na každé podvozkové noze je připojeno k dílu 2, který se při propružení pohybuje po vnitřní stěně dílu 1 (plynulému pohybu napomáhá kluzné ložisko s přírubou a povrchová úprava dílu 2). Pružnice (díl 3) na každé podvozkové noze spojuje právě tyto části konstrukce (díl 1 a díl 2). Pružnice se s podvozkovou nohou spojí na obou koncích čepy. Čep je vyroben z ocelového drátu, jehož průměr se stanoví pomocí pozdějších výpočtů (viz kapitola 5.5.1.3 *Výpočet uchycení pružnice k hlavní podvozkové noze*). Předpokládá se, že čep bude na jedné straně zahnutý do pravého úhlu, na druhé straně čepu bude zářez pro nasazení zámku čepu. Uvedené řešení je jednodušší než šroubový spoj.

Hlavní podvozkové nohy jsou při stání letounu na vodorovné hladké podložce svislé. Předřová noha ve vysunuté poloze svírá se svislicí úhel 6 stupňů. Kola na všech podvozkových nohách jsou umístěna ve vidlicích a zajištěna čepem. Vidlice na každé podvozkové noze je pevně spojena s dílem 2.

Vzhledem ke zvolené koncepci podvozku letounu se hlavní podvozkové nohy zatahují směrem k těžišti letounu. Hlavní podvozkové nohy se však nemohou zatahovat kolem os rovnoběžných s podélnou osou letounu, protože délka hlavních podvozkových noh nedovolí jejich zatažení přímo proti sobě. Předřový podvozek se zatahuje do trupu směrem dozadu (podrobně viz kapitola 6 *Kinematika zatahování podvozku letounu*).

Pohyb a polohování podvozkových noh zajišťují zlomovací vzpěry (díly 4). Zlomovací vzpěry hlavních podvozkových noh jsou v trupu letounu uchyceny mezi hlavními podvozkovými nohami letounu. Zlomovací vzpěra předřové podvozkové nohy je v trupu uchycená za podvozkovou nohou.

## 5.2 Vlastnosti použitých materiálů

Předpokládá se, že uhlíkový kompozit použitý při stavbě součástí podvozku má tyto fyzikální vlastnosti:

- hustota uhlíkového kompozitu  $\rho = 1500 \text{ kg/m}^3$  [10],
- modul pružnosti  $E = 48\,200 \text{ N/mm}^2$  [10],
- maximální normálové napětí (pevnost)  $\sigma_m = 471 \text{ N/mm}^2$  [10].

Předpokládané vlastnosti oceli použité k výrobě čepů jsou:

- modul pružnosti  $E = 210\,000 \text{ N/mm}^2$  [12],
- zvoleno normálové napětí dovolené  $\sigma_D = \sigma = 200 \text{ N/mm}^2$ .

## 5.3 Předpoklady konstrukčních výpočtů

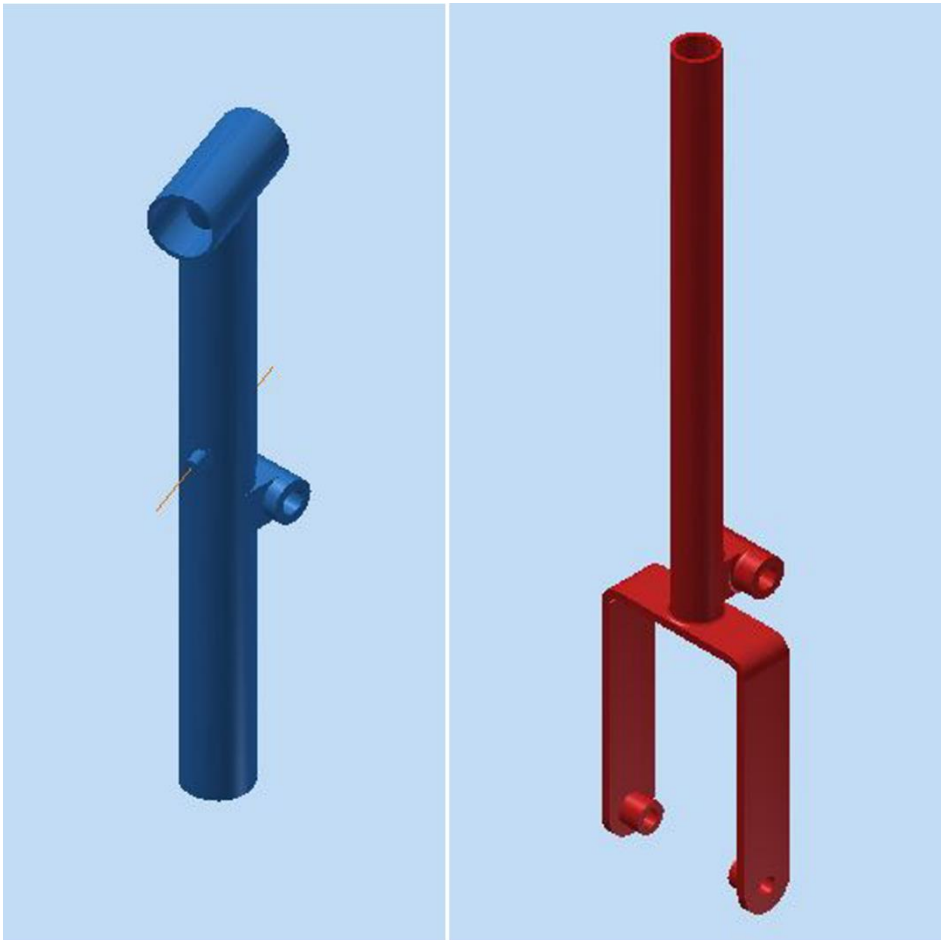
V následujících kapitolách jsou uvedeny návrhové a kontrolní výpočty konstrukce zatahovacího podvozku pro bezpilotní letoun. Pro usnadnění výroby podvozku budou některé díly předřového a hlavního podvozku shodné. Z výše uvedeného důvodu jsou v některých kapitolách uvedeny výpočty jen pro více namáhaný podvozek, tj. pro hlavní podvozek. Některé konstrukční součásti musí mít na předřovém a hlavním podvozku odlišné vlastnosti a tím pádem i rozměry. U těchto součástí jsou kapitoly s výpočty pro předřový a hlavní podvozek oddělené.

## 5.4 Podvozková noha

### 5.4.1 Návrh podvozkové nohy

Při návrhu základních rozměrů podvozkové nohy se vyjde z dříve zmiňovaného předpokladu, že bude postačující provést výpočty pro více namáhaný podvozek. Při dimenzování předřové

i hlavní podvozkové nohy proto bude zohledněno zatěžování hlavního podvozku. Na obrázku 29 je znázorněn díl 1 a díl 2, z kterých se podvozková noha skládá.



Obrázek 29 - Díl 1 a 2 hlavního podvozku

Noha hlavního podvozku musí být zkonstruována tak, aby vydržela přistání letounu na jedno kolo, protože právě při přistání na jedno kolo je noha hlavního podvozku namáhána nejvíce (vyplývá z tabulky 3). V tabulce 3 je uvedeno, že na podvozkovou nohu působí svislá síla  $F_{y\max}$  (5.1) a vodorovná odporová síla  $F_{x\max}$  (5.2), která namáhá podvozkovou nohu ohybem:

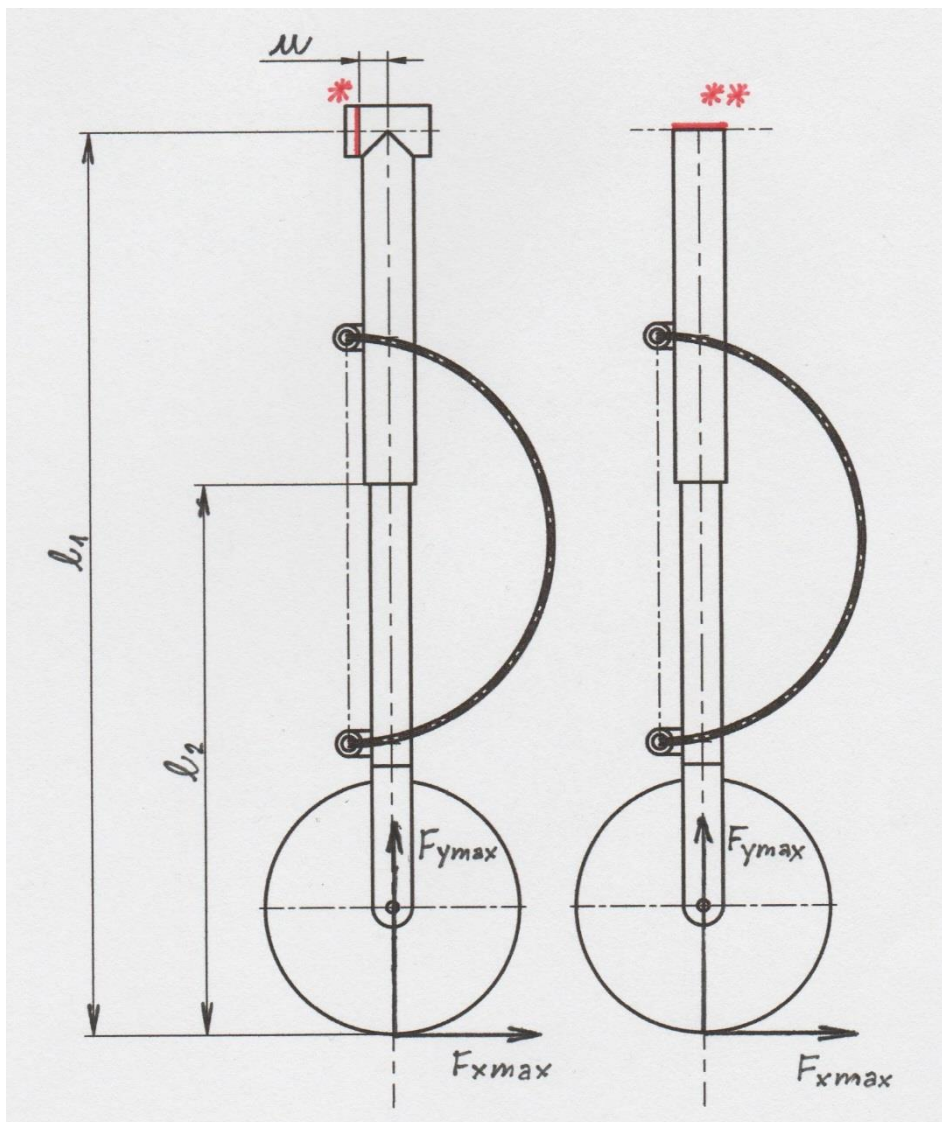
$$F_{y\max} = F_{VH} = 252 \text{ N} , \quad (5.1)$$

$$F_{x\max} = F_{DH} = 68,5 \text{ N} . \quad (5.2)$$

Geometrií podvozkových noh jsou dána ramena síly  $F_{x\max}$ :

$$l_1 = 0,32 \text{ m} = 320 \text{ mm} , \quad (5.3)$$

$$l_2 = 0,21 \text{ m} = 210 \text{ mm} . \quad (5.4)$$



Obrázek 30 - Vlevo podvozková noha s upínací částí, vpravo zjednodušený model; obrázek autora

#### 5.4.1.1 Upínací část podvozkové nohy

Na obrázku 30 jsou znázorněny výše uvedené síly a rozměry, podle nichž se stanoví zatížení podvozkové nohy. V levé části obrázku 30, v místě označeném hvězdičkou, je podvozková noha zatěžována ohybem od vodorovné síly  $F_{xmax}$  na rameni  $l_1$  i od svislé síly  $F_{ymax}$  na rameni  $u$ . Vzniklý ohybový moment odpovídá kritickému zatížení spočítaném v kapitole 4.5 *Kritické zatížení podvozku letounu*.

Průřez upínací části dílu 1 je charakterizován průřezovým modulem v ohybu  $W_{ou}$ . Pro minimální průřezový modul v ohybu platí:

$$W_{oumin} = \frac{M_{EH}}{\sigma_m} = \frac{24,4 \cdot 1000}{471} = 52 \text{ mm}^3. \quad (5.5)$$

Průřezový modul v ohybu byl počítán pro různé rozměry. S přihlédnutím k výrobitelným rozměrům a k bezpečnostnímu násobku  $k = 1,5$  [1]<sup>10</sup> vyhovuje průřez upínací části dílu 1, která má:

- vnější průměr  $D_u = 14$  mm,
- vnitřní průměr  $d_u = 12$  mm.

Se zvolenými rozměry je totiž její průřezový modul v ohybu:

$$W_{ou} = \frac{\pi}{32D_u} (D_u^4 - d_u^4) = \frac{\pi}{32 \cdot 14} (14^4 - 12^4) = 124 \text{ mm}^3, \quad (5.6)$$

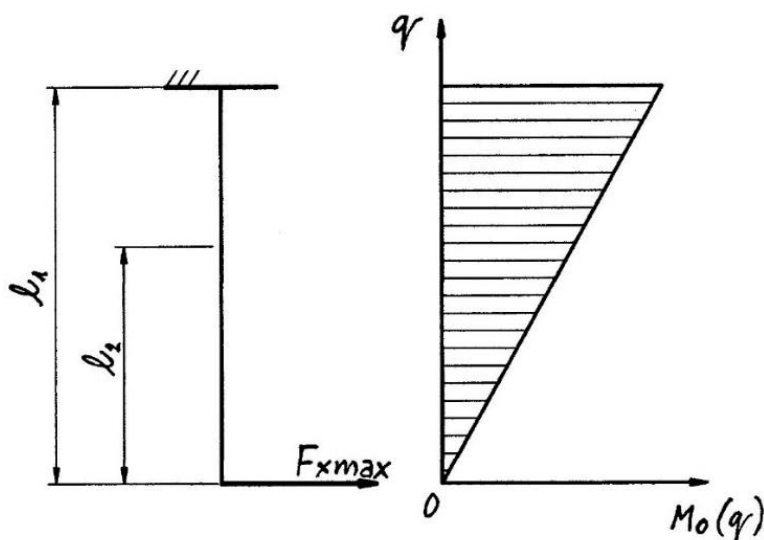
což je 2,4krát víc v porovnání s minimálním průřezovým modulem v ohybu, tzn. upínací část vydrží 2,4krát větší zatížení, než jaké se předpokládá. **Upínací část dílu 1 vyhovuje pevnostní kontrole.**

#### 5.4.1.2 Funkční část podvozkové nohy

V pravé části obrázku 30 je zjednodušený model podvozkové nohy hlavního podvozku. Dvěma hvězdičkami je označeno místo, pro které se počítá zatížení podvozkové nohy mimo její upínací část (ta proto není ve zjednodušeném modelu podvozkové nohy vůbec zahrnutá). Zde platí, že svislá síla  $F_{y\max}$  působí na nulovém rameni, tj. od této síly je podvozková noha namáhána tlakem. Vodorovná síla  $F_{x\max}$  podvozkovou nohu ohýbá podobně jako v předchozím případě. Vzniklé napětí v tlaku je v porovnání s napětím v ohybu od síly  $F_{x\max}$  zanedbatelné, proto se působení síly  $F_{y\max}$  dále neuvažuje.

Průběh ohybového momentu (5.7) v podvozkové noze je znázorněný na obrázku 31. Za proměnnou hodnotu  $q$  se postupně dosazují hodnoty  $l_1$  a  $l_2$ , viz vztahy (5.8) a (5.9).

$$M_o(q) = F_{x\max} \cdot q. \quad (5.7)$$



Obrázek 31 - Zjednodušený model podvozkové nohy a funkce  $M_o(q)$

<sup>10</sup> Specifikace [1] uvádí, že v obecných případech má být součástka dimenzována tak, aby vydržela alespoň 1,5krát vyšší zatížení, než jaké se při jejím použití předpokládá. Tato vlastnost součástek je vyjádřena bezpečnostním násobkem  $k$ , v tomto případě  $k = 1,5$ .

Maximální ohybový moment  $M_{o1}$  v kořeni hlavní podvozkové nohy od síly  $F_{x\max}$  na rameni  $l_1$  se určí podle vztahu:

$$M_{o1} = F_{x\max}l_1 = 68,5 \cdot 0,32 = 22 \text{ Nm} , \quad (5.8)$$

Maximální ohybový moment  $M_{o2}$  v místě, kde z pevné části podvozkové nohy vychází její pohyblivá součást, je vypočten z téže síly  $F_{x\max}$  působící na rameni  $l_2$ :

$$M_{o2} = F_{x\max}l_2 = 68,5 \cdot 0,21 = 14 \text{ Nm} . \quad (5.9)$$

Z momentů  $M_{o1}$  a  $M_{o2}$  a z vlastností použitého materiálu (uhlíkový kompozit s vlastnostmi uvedenými v kapitole 5.2 *Vlastnosti použitých materiálů*) lze určit minimální průřezový modul, resp. minimální průměr podvozkové nohy.

Minimální průřezový modul v ohybu je při  $M_{o1}$  a  $\sigma_m = 471 \text{ N/mm}^2$ :

$$W_{o1\min} = \frac{M_{o1}}{\sigma_m} = \frac{22 \cdot 1000}{471} = 47 \text{ mm}^3 . \quad (5.10)$$

Podobně je určen minimální průřezový modul pro díl 2, tj. při  $M_{o2}$  a stejném maximálním napětí  $\sigma_m$ :

$$W_{o2\min} = \frac{M_{o2}}{\sigma_m} = \frac{14 \cdot 1000}{471} = 30 \text{ mm}^3 . \quad (5.11)$$

Průřezové moduly v ohybu byly spočítány pro několik průměrů dílů 1 a 2 zvolených s ohledem na normalizovanou řadu kluzných ložisek, která jsou součástí konstrukce podvozku. Cílem výpočtů bylo určit vhodné průřezy dílu 1 a 2. Při dimenzování funkční části dílu 1 bylo vzato v úvahu, že v případě shodnosti charakteristických rozměrů upínací a funkční části dílu 1 se tento díl snáze vyrobí.

Pro trubku tvořící **díl 1** byly zvoleny tyto parametry:

- vnější průměr  $D_1 = 14 \text{ mm}$ ,
- vnitřní průměr  $d_1 = 12 \text{ mm}$ .

V uvedeném případě má díl 1 průřezový modul v ohybu:

$$W_{o1} = \frac{\pi}{32D_1} (D_1^4 - d_1^4) = \frac{\pi}{32 \cdot 14} (14^4 - 12^4) = 124 \text{ mm}^3 . \quad (5.12)$$

Funkční část dílu 1 byla dimenzována s bezpečností  $k = 2,6$ . **Díl 1 po pevnostní stránce vyhovuje.**

Podobný postup následuje u dílu 2. Pro trubku tvořící **díl 2** byly zvoleny následující parametry:

- vnější průměr  $D_2 = 10 \text{ mm}$ ,
- vnitřní průměr  $d_2 = 8 \text{ mm}$ ,
- průřez dílu 2 je po celé své délce zevnitř zesílen pojistným kolíkem, který chrání vidlici před vylomením a má vnější průměr  $D_K = 8 \text{ mm}$  a vnitřní průměr  $d_K = 5 \text{ mm}$ .



Průřezový modul v ohybu dílu 2 zesíleného kolíkem je určen následovně:

$$W_{o1} = \frac{\pi}{32D_2} (D_2^4 - d_K^4) = \frac{\pi}{32 \cdot 10} (10^4 - 5^4) = 92 \text{ mm}^3. \quad (5.13)$$

Jedná se o hodnotu 3krát větší než minimální průřezový modul v ohybu dílu 2  $W_{o2min}$ .

**Díl 2 zesílen pojistným kolíkem po pevnostní stránce vyhovuje.**

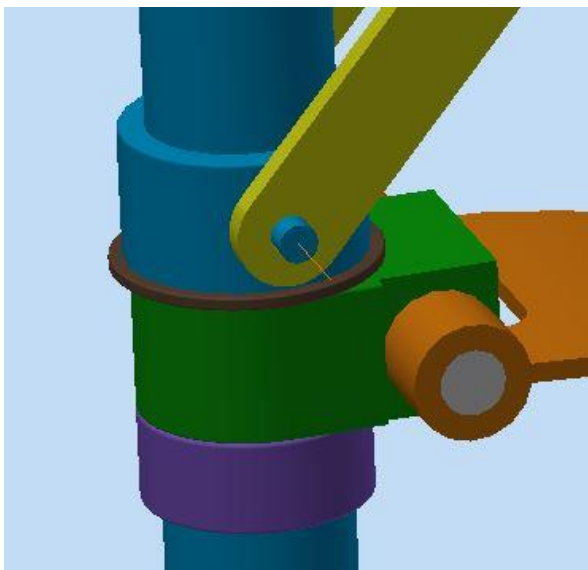
### 5.4.2 Konstrukce podvozkových noh

Z návrhových a kontrolních výpočtů vyplývá, že díl 1 je tvořen trubicí o vnějším průměru 14 mm s tloušťkou stěny 1,5 mm, v méně namáhané části dílu 1 pak s tloušťkou stěny 1 mm.

Díl 2 je tvořen trubicí o vnějším průměru 10 mm s tloušťkou stěny 1 mm, přičemž je zesílen pojistným kolíkem s vnějším průměrem 8 mm a tloušťkou stěny 1,5 mm. Podrobněji je o pojistném kolíku pojednáno v kapitole 5.6.2 *Kontrola pojistného kolíku*.

Obě části podvozkové nohy (díly 1 i 2) mají nástavce s otvory o průměru 5 mm pro nasazení pružnice a zasunutí čepu (viz obrázek 29). Dále jsou vybaveny výstupky umožňujícími nasazení zlomovací vzpěry k dílu 1 (viz horní část obrázku 32).

Přídová podvozková noha se liší otočným dílem (na obrázku 32 zelená součástka), který se nasadí na kluzné ložisko opřené o osazení na dílu 1. Zdola je otočný díl pojištěn kroužkem (fialový díl) nalepeným na dílu 1, u kterého se nepředpokládá výraznější zatížení. Otočný díl je navržen předběžně, aby umožnil otáčení pružnice a kola, ale je nutné jej modifikovat pro připojení konkrétního řídicího servomotoru.



Obrázek 32 - Otočný díl s připojenou pružnicí

### 5.4.3 Kontrola vzpěry podvozkové nohy

Kontrola vzpěry je provedena porovnáním štíhlostí dílu 1 a dílu 2 s kritickou štíhlostí (5.14), při jejímž překročení se musí uvažovat namáhání dílu 1 a dílu 2 ve vzpěru, což není žádoucí. Kritická štíhlost  $\lambda_{KRIT}$  je dána takto:

$$\lambda_{KRIT} = 32. \quad (5.14)$$

Štíhlost  $\lambda$  zatěžovaného nosníku je definována vztahem (5.15) a kvadratický moment setrvačnosti nosníku  $I_x$  (5.17). Délka zatěžovaného nosníku je  $L$ , průřez je kruhový (trubka) s vnějším průměrem  $D$  a vnitřním průměrem  $d$ .

$$\lambda = L \cdot \sqrt{\frac{S}{I_x}}. \quad (5.15)$$

Charakteristickými veličinami průřezu zatěžovaného nosníku jsou průřez nosníku  $S$ :

$$S = \frac{\pi}{4} \cdot (D^2 - d^2) \quad (5.16)$$

a kvadratický moment setrvačnosti nosníku  $I_x$ :

$$I_x = \frac{\pi}{64} \cdot (D^4 - d^4). \quad (5.17)$$

Dosazením vztahů (5.16) a (5.17) do definičního vztahu (5.15) se dostane po zjednodušení výraz:

$$\lambda = 4 \cdot L \cdot \sqrt{\frac{1}{(D^2 + d^2)}}. \quad (5.18)$$

Díl 1 má charakteristickou délku  $L = 130$  mm, vnější průměr  $D = D_1 = 14$  mm a vnitřní průměr  $d = d_1 = 12$  mm. Po dosazení uvedených veličin do vztahu (5.18) se stanoví štíhlost dílu 1:

$$\lambda = 4 \cdot L \cdot \sqrt{\frac{1}{(D_1^2 + d_1^2)}} = 4 \cdot 130 \cdot \sqrt{\frac{1}{(14^2 + 12^2)}} = 28 < \lambda_{\text{KRIT}}. \quad (5.19)$$

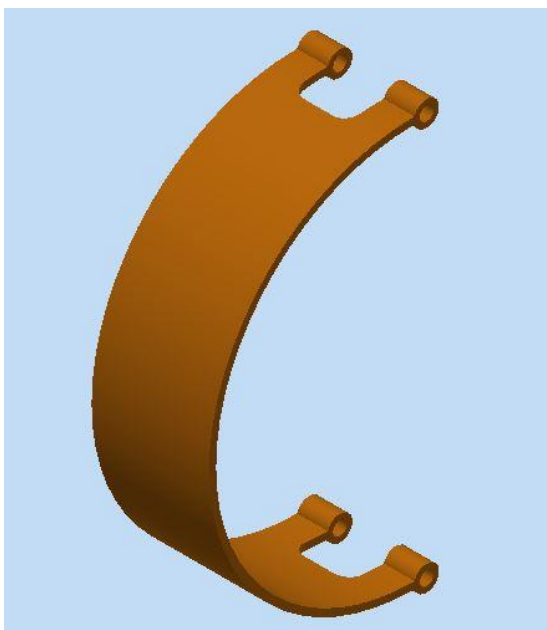
Díl 2 má charakteristickou délku  $L = 90$  mm, vnější průměr  $D = D_2 = 10$  mm a vnitřní průměr  $d = d_K = 6$  mm. Po dosazení veličin do vztahu (5.18) vyjde štíhlost Dílu 2:

$$\lambda = 4 \cdot L \cdot \sqrt{\frac{1}{(D_2^2 + d_K^2)}} = 4 \cdot 90 \cdot \sqrt{\frac{1}{(10^2 + 6^2)}} = 31 < \lambda_{\text{KRIT}}. \quad (5.20)$$

**Obě součásti podvozku (díl 1 i díl 2) vyhovují podmínce pro namáhání bez vzpěru.**

## 5.5 Pružnice podvozku

Pružnice hlavního a příďového podvozku se výrazně liší v požadovaných vlastnostech (požadované různé tuhosti pružnic při odlišném zatížení). Proto jsou návrhové výpočty pružnice hlavního a příďového podvozku odděleny. Při návrhu pružnic se počítá s dovoleným normálovým napětím  $\sigma_D = 400$  N/mm<sup>2</sup>, což odpovídá bezpečnostnímu násobku přibližně 1,2. Důvodem je snaha navrhnout pružnice co nejmenších rozměrů. Při výpočtech se uvažuje lineární model pružnice.



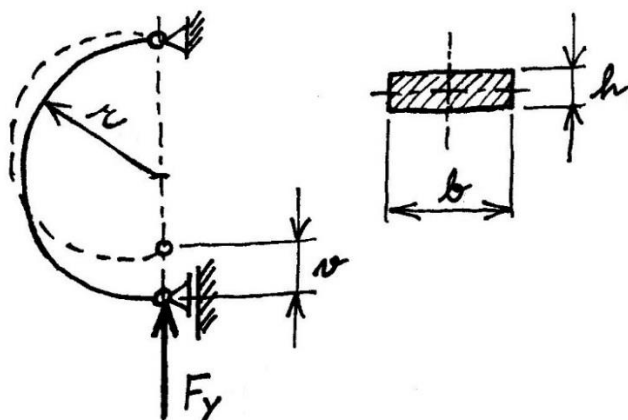
Obrázek 33 - 3D model pružnice hlavního podvozku

### 5.5.1 Pružnice hlavního podvozku

Předpokládá se, že pružnice je zatížena silou  $F_y$  podle schématu (viz Obrázek 34). Pružnice je půlkruhového tvaru o poloměru  $r$  a její průřez je dán výškou průřezu nosníku  $h$  a šířkou průřezu nosníku  $b$ . Je dán průhyb pružnice  $v$ , což je dříve vypočítané propružení podvozku  $y$ .

Dáno je:

- vlastnosti uhlíkového kompozitu  $\rho$ ,  $E$ , (viz úvod kapitoly 5.2 *Vlastnosti použitých materiálů*),  $\sigma_D$ ,
- propružení podvozku  $y = v = 0,069$  m,
- ekvivalentní tuhost hlavní podvozkové nohy  $K_{EH} = 3128$  N/m.



Obrázek 34 - Teoretický model pružnice hlavní podvozkové nohy; obrázek autora

#### 5.5.1.1 Síla deformace hlavního podvozku

Pokud by se počítaly rozměry pružnice ze síly, která působí na hlavní podvozek při přistání na jedno kolo, měla by pružnice příliš velkou tuhost. To by vedlo k většímu zpomalení letounu při přistání, resp. k vyššímu násobku přetížení působící na letoun, což není žádoucí.

Síla  $F_y$  je zde proto shodná se silou  $F_y$  působící na hlavní podvozkovou nohu v případě vodorovného přistání na tři body.

Důkazem je výpočet síly  $F_y$  z propružení hlavní podvozkové nohy  $y$  a z ekvivalentní tuhosti hlavní podvozkové nohy  $K_{EH}$ :

$$F_y = K_{EH}y = 3128 \cdot 0,069 = 216 \text{ N}, \quad (5.21)$$

### 5.5.1.2 Základní rozměry pružnice hlavního podvozku

Pro následující výpočty se definuje kvadratický moment průřezu nosníku  $J$ :

$$J = \frac{1}{12}bh^3 \quad (5.22)$$

a průřezový modul v ohybu nosníku  $W_o$ :

$$W_o = J \cdot \frac{2}{h} = \frac{1}{6}bh^2. \quad (5.23)$$

Pro určení rozměrů pružnice hlavního podvozku bude použit lineární model založený na výpočtu Mohrova integrálu (5.24) pro průhyb křivého nosníku (viz obrázek 34).

$$\begin{aligned} v = y &= \frac{1}{EJ} \cdot \int_0^\pi M_o(\alpha) m_o(\alpha) r d\alpha = \frac{1}{EJ} \cdot \int_0^\pi F_y r \sin(\alpha) r \sin(\alpha) r d\alpha = \\ &= \frac{F_y r^3}{EJ} \cdot \int_0^\pi \frac{1 - \cos(2\alpha)}{2} d\alpha = \frac{F_y r^3}{EJ} \cdot \frac{\pi}{2}. \end{aligned} \quad (5.24)$$

Pro pozdější úpravu se přepíše (5.24) do rovnosti:

$$2EJv = \pi F_y r \cdot r^2. \quad (5.25)$$

Ohybové napětí je definováno poměrem maximálního momentu  $M_{\max}$  (5.26) a modulem průřezu nosníku v ohybu  $W_o$  (5.23):

$$M_{\max} = F_y r, \quad (5.26)$$

$$\sigma = \frac{M_{\max}}{W_o}. \quad (5.27)$$

Do definičního vztahu (5.27) se dosadí za  $W_o$  vztah (5.23) prvním způsobem (pomocí  $J$  a  $h$ ) a vyjádří se  $M_{\max}$ :

$$M_{\max} = F_y r = J \cdot \frac{2}{h} \cdot \sigma, \quad (5.28)$$

Takto vyjádřený součin  $F_y r$  lze dosadit do rovnice (5.25):

$$2EJv = \pi \cdot J \cdot \frac{2}{h} \cdot \sigma \cdot r^2. \quad (5.29)$$

Odtud lze vyjádřit výšku nosníku  $h$ , kde proměnnou hodnotou je poloměr křivosti nosníku  $r$ :

$$h = \frac{\pi\sigma r^2}{E\nu} = f(r). \quad (5.30)$$

Pro vyjádření šířky nosníku  $b$  se nejdříve dosadí do vztahu (5.27) za  $W_o$  vztah (5.23) druhým způsobem (vyjádření  $W_o$  pomocí  $b$  a  $h$ ). Tím se dostane rovnice:

$$\frac{1}{6}bh^2 = \frac{F_y r}{\sigma}. \quad (5.31)$$

Z té se vyjádří šířka nosníku  $b$  a za výšku nosníku  $h$  se dosadí vztah (5.30):

$$b = \frac{6F_y r}{h^2 \sigma} = \frac{6F_y r}{\sigma} \cdot \frac{E^2 \nu^2}{\pi^2 \sigma^2 r^4} = \frac{6F_y E^2 \nu^2}{\pi^2 \sigma^3 r^3} = g(r). \quad (5.32)$$

Je zvolen poloměr křivosti nosníku

$$r = 0,0815 \text{ m} = 81,5 \text{ mm}. \quad (5.33)$$

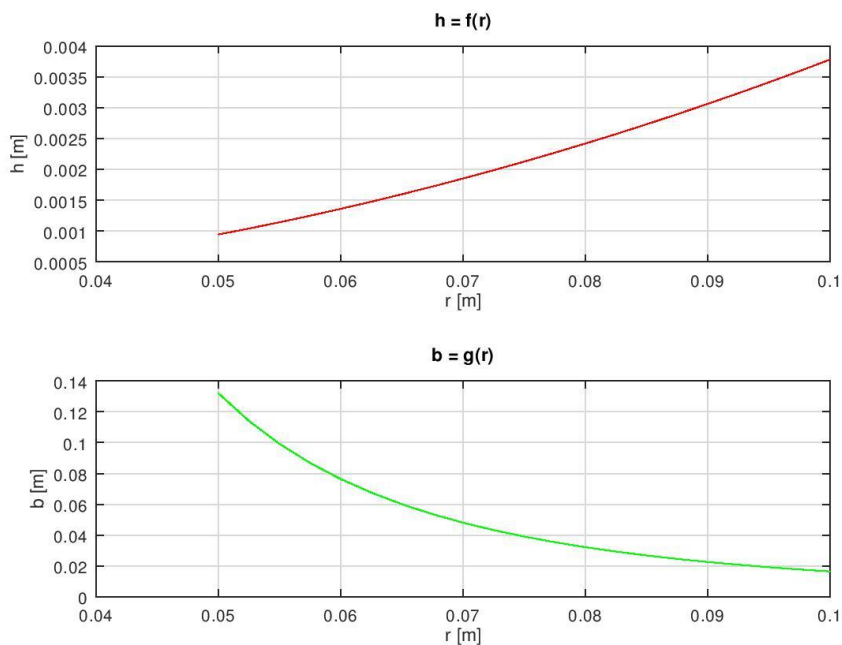
Z toho plynou rozměry průřezu pružnice (dosazení  $r = 81,5 \text{ mm}$  do výpočtových vztahů (5.30) a (5.32)):

$$h = \frac{\pi\sigma r^2}{E\nu} = \frac{\pi \cdot 400 \cdot 10^6 \cdot 0,0815^2}{48\,200 \cdot 10^6 \cdot 0,069} = 0,0025 \text{ m} = 2,5 \text{ mm}, \quad (5.34)$$

$$b = \frac{6F_y E^2 \nu^2}{\pi^2 \sigma^3 r^3} = \frac{6 \cdot 216 \cdot (48\,200 \cdot 10^6)^2 \cdot 0,069^2}{\pi^2 \cdot (400 \cdot 10^6)^3 \cdot 0,0815^3} = 0,042 \text{ m} = 42 \text{ mm}. \quad (5.35)$$

### **Pružnice (díl 3) po pevnostní stránce vyhovuje.**

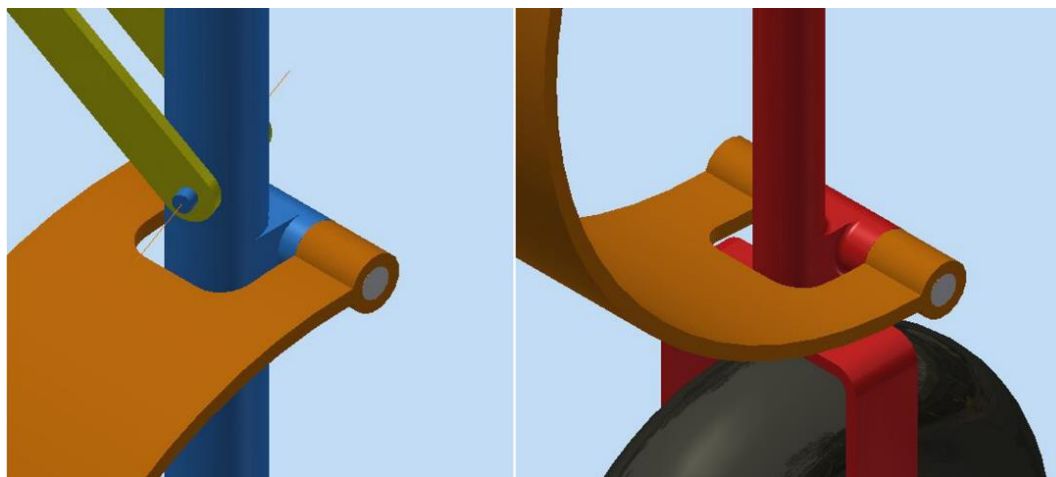
Průběh tloušťky pružnice v závislosti na poloměru pružnice (5.34) a průběh šířky pružnice na poloměru pružnice (5.35) jsou znázorněny na Obrázek 3535.



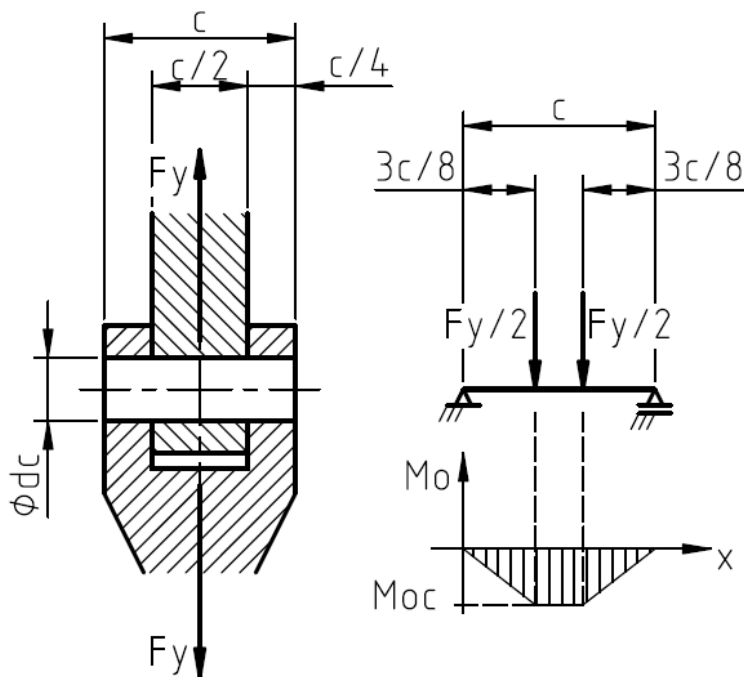
Obrázek 35 - Grafické znázornění rozměrů pružnice hlavního podvozku v závislosti na poloměru křivosti; OCTAVE

### 5.5.1.3 Výpočet uchycení pružnice k hlavní podvozkové noze

Pružnice je na obou svých koncích připevněna k podvozkové noze čepy (viz obrázek 36). Čep je kruhového průřezu s průměrem  $d_c$ . Jeho teoretická maximální délka je  $c_{max}$  (na schématu obecně značena jako  $c$ ).



Obrázek 36 – Pružnice (díl 3) připojena čepy k dílu 1 a 2



Obrázek 37 - Schéma čepového spoje (vlevo), zjednodušené schéma čepu pro výpočet ohybového momentu (vpravo); obrázek podle přednášek ČMSI

Ze schématu úlohy (viz obrázek 37) lze určit ohybový moment  $M_{oc}$  (5.36). Při výpočtu se předpokládá, že pružnice i podvozková noha jsou v blízkém okolí čepového spoje dokonale tuhé.

$$M_{oc} = \frac{1}{2} F_y \frac{3}{8} c_{max} = \frac{3}{16} F_y c_{max} , \quad (5.36)$$

Charakteristická veličina průřezu čepu, průřezový modul v ohybu  $W_{oc}$ , je dána vztahem:

$$W_{oc} = \frac{1}{32} \pi d_c^3 . \quad (5.37)$$

Definiční vztah pro normálové napětí v ohybu je:

$$\sigma_c = \frac{M_{oc}}{W_{oc}} . \quad (5.38)$$

Ze vztahů (5.36), (5.37) a (5.38) lze vyjádřit teoretickou maximální délku čepu:

$$c_{max} = \frac{\sigma_c \pi}{6 F_y} d_c^3 = f(d_c) . \quad (5.39)$$

Průměr čepu je volen s ohledem na konstrukční úpravu čepu, která zajistí zamčení čepu ve spoji. Průměr čepu  $d_c$  je zvolen:

$$d_c = 0,005 \text{ m} = 5 \text{ mm} . \quad (5.40)$$

Pro zvolený průměr čepu (5.40) je maximální funkční délka čepu přibližně  $c = 0,06$  m. Pružnice hlavní podvozkové nohy je široká 42 mm. Potřebná délka čepu je menší než maximální povolená délka čepu, takže není třeba zvětšovat průměr čepu. Funkční délka čepu  $c$  je zvolena:

$$c = 0,042 \text{ m} = 42 \text{ mm} . \quad (5.41)$$

Zvolená funkční délka čepu  $c$  se rozdělí na úsek připadající vnitřní části pantu (čepového spoje), a na dvě vnější části pantu, které jsou navzájem stejně velké. Z konstrukčního hlediska je nejsnazší, když jednoduchá část pantu vychází z podvozkové nohy a rozdvojená část pantu je součástí pružnice podvozku. Z toho vyplývá:

- pružnice hlavního podvozku má na obou koncích výstupky s otvory o průměru 5 mm (pro vložení čepu),
- jednoduchá (vnitřní) část pantu má otvor o stejném průměru a je široká 22 mm,
- mezi výstupky je mezera 22 mm s přidanou vůlí pro pohyb vnitřní části pantu bez dření,
- výstupky jsou oba 10 mm široké,
- otvory jsou vyráběné s vůlí, která umožní volné otáčení čepu.

**Čepový spoj s uvedenými rozměry po pevnostní stránce vyhovuje.**

## 5.5.2 Pružnice příďového podvozku

Stejně jako u hlavní podvozkové nohy i zde se předpokládá, že pružnice je tvaru C. Při dimenzování pružnice příďové podvozkové nohy se vychází ze zatížení podvozkové nohy silou, která míří rovnoběžně s podélnou osou podvozkové nohy. Ta je skloněna od svislice o úhel  $\delta$  (viz 5.42), jak bylo řečeno v kapitole 5.1 *Popis konstrukce podvozku*:

$$\delta = 6^\circ . \quad (5.42)$$

### 5.5.2.1 Výpočet síly deformace příďového podvozku

Podobně jako u hlavní podvozkové nohy, i zde je dáno:

- vlastnosti uhlíkového kompozitu  $\rho$ ,  $E$ , (kapitola 5.2 *Vlastnosti použitých materiálů*),  $\sigma_D$ ,
- propružení podvozku  $y = v = 0,069$  m,
- ekvivalentní tuhost hlavní podvozkové nohy  $K_{EP} = 1042$  N/m.

Svislá síla zatěžující příďový podvozek  $F_{yp}$  je shodná se silou působící na příďový podvozek při přistání na tři body. Jinak lze sílu  $F_{yp}$  určit pomocí předpokládaného propružení podvozku  $y$  a ekvivalentní tuhosti příďové podvozkové nohy  $K_{EP}$ . V dalším kroku se spočítá síla působící rovnoběžně s osou podvozkové nohy  $F_{ypt}$  (5.44). Vzhledem k tomu, že  $\cos(\delta)$  se rovná přibližně 1, rovnají se přibližně i velikosti sil  $F_{yp}$  a  $F_{ypt}$ . Totéž platí pro velikost propružení podvozkové nohy  $y = v$ .

$$F_{yp} = K_{EP}y = 1042 \cdot 0,069 = 72 \text{ N} , \quad (5.43)$$

$$F_{ypt} = F_{yp} \cos(\delta) = 72 \cdot \cos(6^\circ) = 72 \text{ N} . \quad (5.44)$$

### 5.5.2.2 Výpočet základních rozměrů pružnice příďového podvozku

K výpočtu rozměrů pružnice příďové podvozkové nohy se využije výpočtových vztahů pro šířku pružnice  $h$  (5.30) a šířku pružnice  $b$  (5.32). Výška pružnice příďové podvozkové nohy je označena jako  $h_p$  a šířka  $b_p$ . Poloměr křivosti pružnice příďové podvozkové nohy se značí  $r_p$



a místo síly  $F_y$  se do výpočtu dosadí síla  $F_{ypt}$ . Vztahy (5.45) a (5.46) se odvodily podobně jako vztahy (5.30) a (5.32) s využitím schématu (viz obrázek 34).

$$h_p = \frac{\pi \sigma r_p^2}{E \nu} = f(r_p), \quad (5.45)$$

$$b_p = \frac{6 F_{ypt} E^2 \nu^2}{\pi^2 \sigma^3 r_p^3} = g(r_p). \quad (5.46)$$

Byl zvolen poloměr křivosti nosníku (pružnice)

$$r_p = 0,063 \text{ m} = 63 \text{ mm}. \quad (5.47)$$

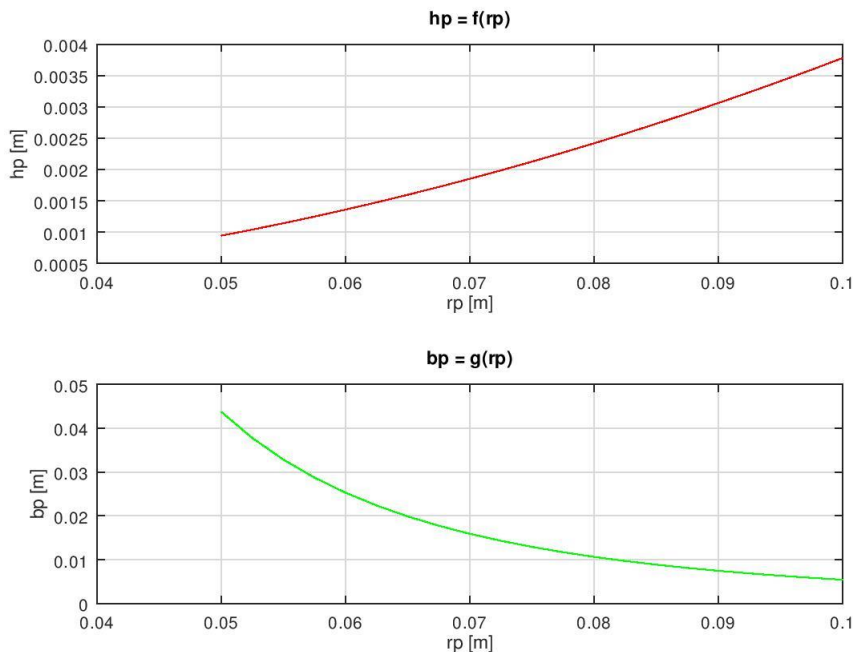
Z toho plynou rozměry průřezu pružnice (dosazení  $r_p$  do výpočtových vztahů (5.45) a (5.46)):

$$h_p = \frac{\pi \sigma r_p^2}{E \nu} = \frac{\pi \cdot 400 \cdot 10^6 \cdot 0,063^2}{48\,200 \cdot 10^6 \cdot 0,069} = 0,0015 \text{ m} = 1,5 \text{ mm}, \quad (5.48)$$

$$b_p = \frac{6 F_{yp} E^2 \nu^2}{\pi^2 \sigma^3 r_p^3} = \frac{6 \cdot 52 \cdot (48\,200 \cdot 10^6)^2 \cdot 0,069^2}{\pi^2 \cdot (400 \cdot 10^6)^3 \cdot 0,063^3} = 0,022 \text{ m} = 22 \text{ mm}. \quad (5.49)$$

**Pružnice (díl 3) vyhovuje pevnostní kontrole.**

Průběh tloušťky pružnice v závislosti na poloměru pružnice (5.48) a průběh šířky pružnice na poloměru pružnice (5.49) jsou znázorněny na Obrázek 3538.



Obrázek 38 - Grafické znázornění rozměrů pružnice předřového podvozku v závislosti na poloměru křivosti; OCTAVE

### 5.5.2.3 Výpočet uchycení pružnice k příďové podvozkové noze

Výpočet uchycení pružnice k příďové podvozkové noze byl proveden stejně jako u hlavní podvozkové nohy (čepový spoj). Průměr čepů je stejný jako na hlavní podvozkové noze a čepy jsou kratší. **Čepový spoj z pevnostního hlediska vyhovuje.**

## 5.6 Upnutí kola k podvozkové noze

Příďový i hlavní podvozek mají stejná kola. Pro zjednodušení výroby podvozku jsou i vidlice podvozků navzájem zaměnitelné. I hodnoty ekvivalentních momentů při kritickém zatížení příďového a hlavního podvozku ukazují, že příďový i hlavní podvozek jsou zatěžovány podobně (viz tabulka 3). Kontrola vzpěru vidlice a návrh uchycení pojistného kolíku se proto vztahuje na příďový i hlavní podvozek.

### 5.6.1 Kontrola vzpěru vidlice

Kolo hlavního podvozku je připevněné k vidlici ocelovým kolíkem. Vidlice je připojená k pohyblivé části podvozkové nohy (díl 2) shora vrstvou uhlíkového kompozitu, která tvoří přechod mezi podvozkovou nohou a vidlicí. Vidlice je jištěná zdola vlepeným kolíkem a ocelovou podložkou.

Jedna část vidlice (na obrázku 40) je určena rozměry:

- šířka průřezu vidlice  $b_v = 12$  mm,
- výška průřezu vidlice  $h_v = 2$  mm,
- délka zatěžované části vidlice  $l_v = 54$  mm.

Průřez pružnice je charakterizován kvadratickým momentem:

$$J_z = \frac{1}{12} b_v h_v^3. \quad (5.50)$$



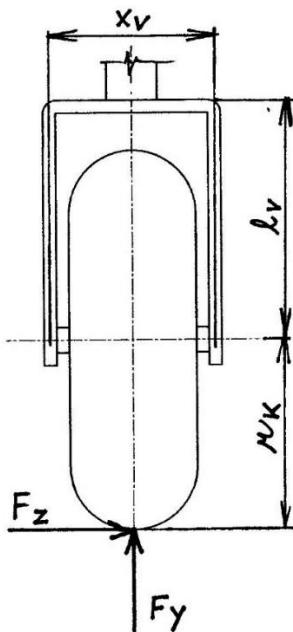
Obrázek 39 - První případ vzpěru [14]

Kritická síla  $F_{KRIT}$  pro vzpěr (znázorněném na obrázku 39) se určí ze vztahu:

$$F_{KRIT} = \frac{\pi^2}{4} \cdot \frac{EJ_z}{l_v^2} = \frac{\pi^2}{4} \cdot \frac{48,2 \cdot 10^9 \cdot 0,012 \cdot 0,002^3}{12 \cdot 0,054^2} = 326 \text{ N}. \quad (5.51)$$

Vypočtená kritická síla se porovná se silami působícími na podvozkové vidlice hlavního a předového podvozku v jejich kritických případech zatížení. Pro výpočet zatížení podvozkové vidlice je potřeba znát rozměry vidlice a kola:

- šířka vidlice  $x_v = 36 \text{ mm}$ ,
- poloměr kola  $r_k = 45 \text{ mm}$ ,
- délka zatěžované části vidlice  $l_v$ .



Obrázek 40 - Zatížení kola a vidlice; obrázek autora

Při maximálním zatížení hlavní podvozkové nohy se na obě části vidlice rovnoměrně rozloží síla  $F_y = 252 \text{ N}$ :

$$F_{VIDLICE \text{ HLAVNÍ}} = \frac{F_y}{2} = \frac{252}{2} = 126 \text{ N} < F_{KRIT}. \quad (5.52)$$

Při maximálním uvažovaném zatěžování předové podvozkové nohy bude více namáhaná část vidlice zatížena silou určenou vztahem (5.53). Zde se zanedbává sklon předové podvozkové nohy. Co do velikosti se složka síly ve směru podélné osy podvozkové nohy od síly směřující kolmo vzhůru příliš neliší. Pro tento případ je  $F_y = 22,2 \text{ N}$  a  $F_z = 15,5 \text{ N}$ .

$$F_{VIDLICE \text{ PŘEDNÍ}} = \frac{F_y}{2} + F_z \frac{r_k}{x_v} = \frac{22,2}{2} + 15,5 \cdot \frac{45}{36} = 30,5 \text{ N} < F_{KRIT}. \quad (5.53)$$

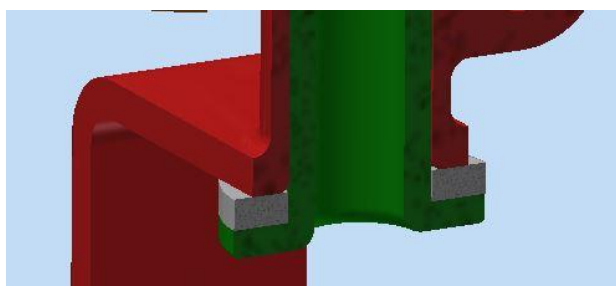
Zatížení vidlice je v obou výše uvedených případech menší než kritické. **Vidlice po pevnostní stránce vyhovuje.**

## 5.6.2 Pevnostní kontrola pojistného kolíku

Předpokládá se, že přechod mezi podvozkovou nohou a vidlicí není nosný, pouze jednotlivé komponenty přidržuje. Vidlice musí být zajištěna proti vytržení z podvozkové nohy. Jištění je zprostředkováno kolíkem, který je vlepený do podvozkové nohy (obrázek 41). Svou přírubou přitlačuje zdola k vidlici ocelovou podložku (podložka pro šroubové spoje velikosti M8 viz [12]).

Kromě jištění podvozkové vidlice kolík také zesiluje průřez pohyblivé části podvozkové nohy, jak bylo uvedeno v kapitole 5.4.1 *Návrh podvozkové nohy*, takže jeho charakteristické rozměry jsou již dány.

V této kapitole se zjišťuje, jaká je minimální lepená plocha pojistného kolíku v podvozkové noze, která pojistný kolík udrží v podvozkové noze i při kritickém zatížení podvozku. Za kritické zatížení se považuje maximální dosažitelná vodorovná síla  $F_x$ .



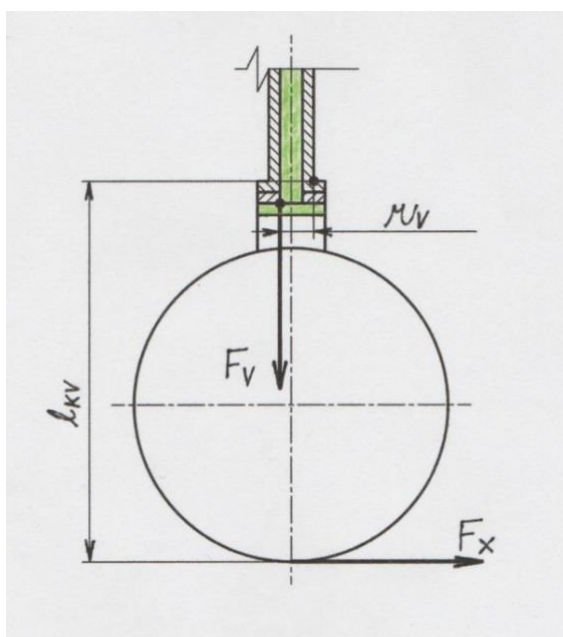
Obrázek 41 - Řez dílem 2 v místě přechodu vidlice do trubky; kolík je zelený, podložka šedá

Při namáhání kola vodorovnou silou se vidlice opírá o kraj podvozkové nohy (vnější hranu trubky) a na druhé straně tlačí na podložku a přírubu pojistného kolíku (viz obrázek 41). Síla  $F_x$  (z tabulky 3) působí na rameni  $l_{KV}$  odpovídající součtu poloměru kola a délky vidlice. Vidlice přenáší na podložku a na kolík s přírubou sílu na rameni  $r_V$  (viz obrázek 42).

$$F_x = 68,5 \text{ N}, \quad (5.54)$$

$$l_{KV} = 99 \text{ mm}, \quad (5.55)$$

$$r_V = 6 \text{ mm}. \quad (5.56)$$



Obrázek 42 – Zatížení pojistného kolíku (zelená barva); obrázek autora

Výsledná síla  $F_V$  zatěžující kolík je dána vztahem:

$$F_V = F_x \frac{l_{KV}}{r_V} = 68,5 \cdot \frac{99}{9} = 753,5 \text{ N.} \quad (5.57)$$

Únosnost lepidla udávaná výrobcem je vyjádřena smykovým napětím  $\tau$  (5.58). Vychází se z údajů udávaných výrobcem [13]. Vnější průměr kolíku je shodný s vnitřním průměrem podvozkové nohy (dílu 2), tj.  $d_V = 8 \text{ mm}$ .

$$\tau = 16,7 \text{ N/mm}^2, \quad (5.58)$$

Smykové napětí je definováno jako síla  $F_V$  působící tečně na ploše  $S_L$ :

$$\tau = \frac{F_V}{S_L}, \quad (5.59)$$

kde plocha  $S_L$  je styčná (lepená) plocha kolíku

$$S_L = \pi d_V h_V. \quad (5.60)$$

Z předešlých vztahů se vyjádří funkční (lepená) délka pojistného kolíku  $h_V$ :

$$h_V = \frac{F_V}{\pi d_V \tau} = \frac{753,5}{\pi \cdot 8 \cdot 16,7} = 2 \text{ mm.} \quad (5.61)$$

Lepená délka pojistného kolíku je 131 mm. **Pojistný kolík z pevnostního hlediska vyhovuje.**

**Všechny kontrolované díly zatahovacího podvozku z pevnostního hlediska vyhovují.**

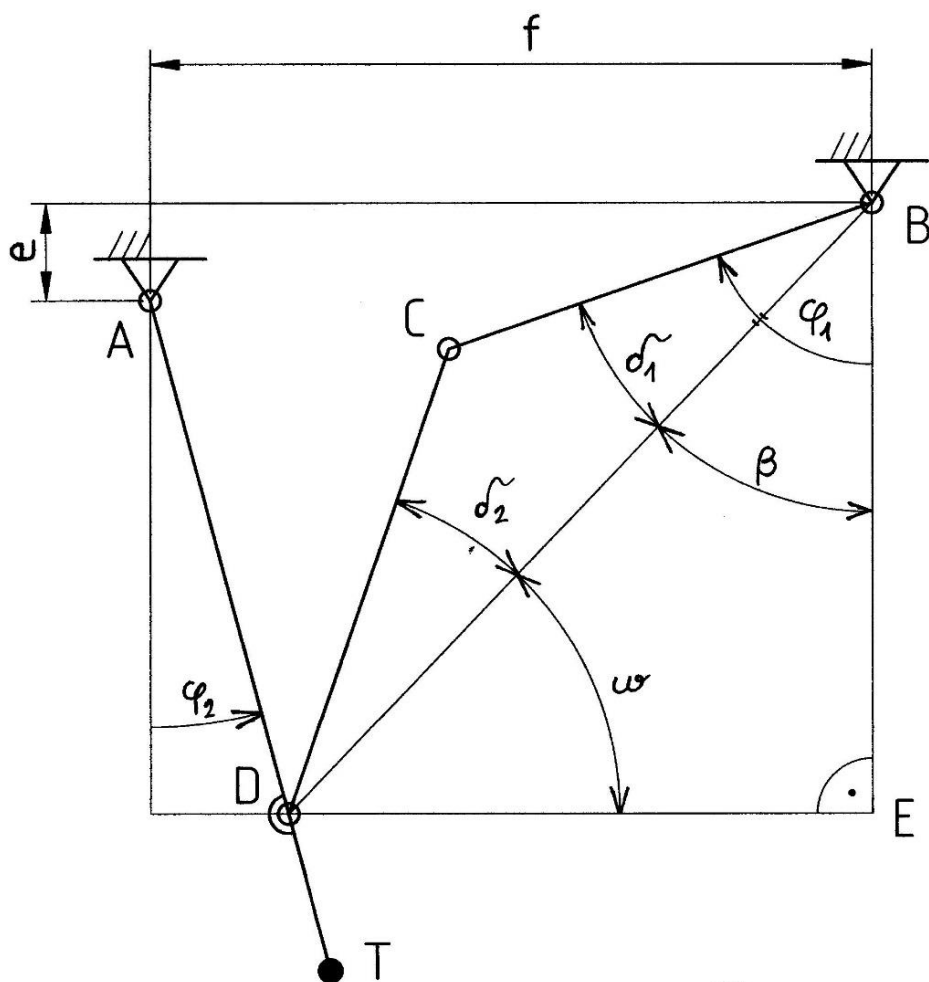
## 6 Kinematika zatahování podvozku letounu

### 6.1 Návrh mechanismu

Konstrukce podvozku a mechanismus zatahování podvozku do letounu jsou navrženy tak, aby v zatažené poloze nevyčnívala žádná část podvozku z letounu. Dále je konstrukce navržena tak, aby ji bylo možno implementovat do konstrukce bezpilotního letounu bez porušení jeho nosných částí. Konstrukce podvozku byla podrobně popsána v kapitole 5 *Konstrukční návrh podvozku*. V této kapitole je řešena kinematika zatahování podvozku do bezpilotního letounu.

Cílem je určit průběh momentu na poháněné části mechanismu zatahovacího podvozku (části zlomovací vzpěry uchycené v trupu), aby bylo možné vybrat konkrétní servomotor, který zprostředkuje zatahování a vytahování podvozku.

Průběh momentu se nejdříve stanoví z mechanismu s obecnými rozměry, který je na obrázku 43. Nezávisle proměnnou je poloha (sklon) podvozkové nohy  $\varphi_2$ .



Obrázek 43 - Mechanismus zatahování podvozku; obrázek autora

Pro stanovení proměnné délky  $BD$  se použije Pythagorova věta:

$$BD = \sqrt{(e + AD \cdot \cos \varphi_2)^2 + (f - AD \cdot \sin \varphi_2)^2}. \quad (6.1)$$

Úhel  $\beta$  se určí z téhož trojúhelníku:

$$\operatorname{tg} \beta = \frac{f - AD \cdot \sin \varphi_2}{e + AD \cdot \cos \varphi_2}, \quad (6.2)$$

$$\beta = \operatorname{arctg} \left( \frac{f - AD \cdot \sin \varphi_2}{e + AD \cdot \cos \varphi_2} \right). \quad (6.3)$$

Úhly  $\delta_1$  a  $\delta_2$  se určí z trojúhelníku BCD, strany BC a CD představují části zlamovací vzpěry a strana BD je proměnná délka mezi uchycením zlamovací vzpěry k trupu a uchycením zlamovací vzpěry k podvozkové noze (6.1). Úhel  $\delta_1$  se určí pomocí kosinové věty:

$$CD^2 = BC^2 + BD^2 - 2 \cdot BC \cdot BD \cdot \cos \delta_1, \quad (6.4)$$

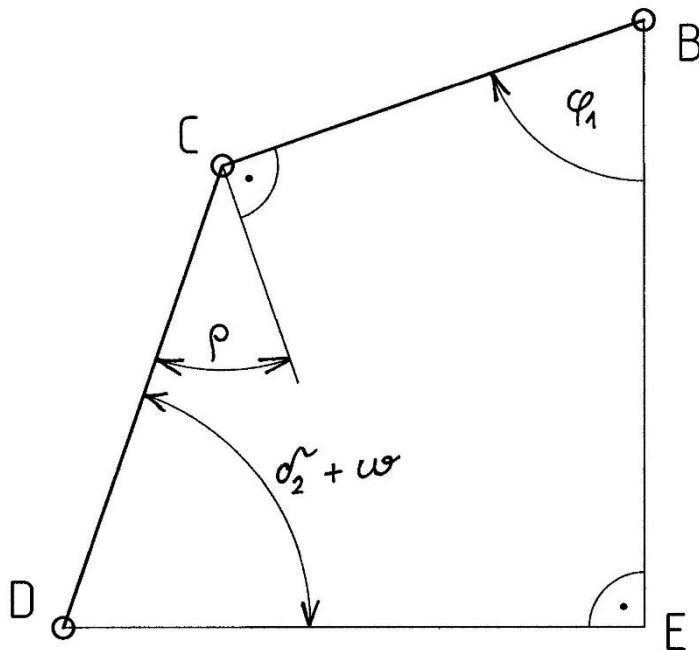
po úpravě se vyjádří úhel  $\delta_1$ :

$$\delta_1 = \arccos \left( \frac{BC^2 + BD^2 - CD^2}{2 \cdot BC \cdot BD} \right). \quad (6.5)$$

Úhel  $\delta_2$  se vyjádří v závislosti na úhlu  $\delta_1$  ze sinové věty:

$$\frac{BC}{\sin \delta_2} = \frac{CD}{\sin \delta_1}, \quad (6.6)$$

$$\delta_2 = \arcsin \left( \frac{BC}{CD} \cdot \sin \delta_1 \right). \quad (6.7)$$



Obrázek 44 - Čtyřúhelník BCDE; obrázek autora

Další úhly lze vyjádřit z předpisu pro součet vnitřních úhlů ve čtyřúhelníku BCDE (viz obrázek 44):

$$\varphi_1 + \frac{\pi}{2} + \delta_2 + \omega + \frac{\pi}{2} = 2\pi, \quad (6.8)$$

přičemž pro úhel  $\varphi_1$  (poloha poháněné části zlamovací vzpěry) platí:

$$\varphi_1 = \beta + \delta_1 \quad (6.9)$$

a pro úhel  $\omega$  (sklon úsečky BD) platí:

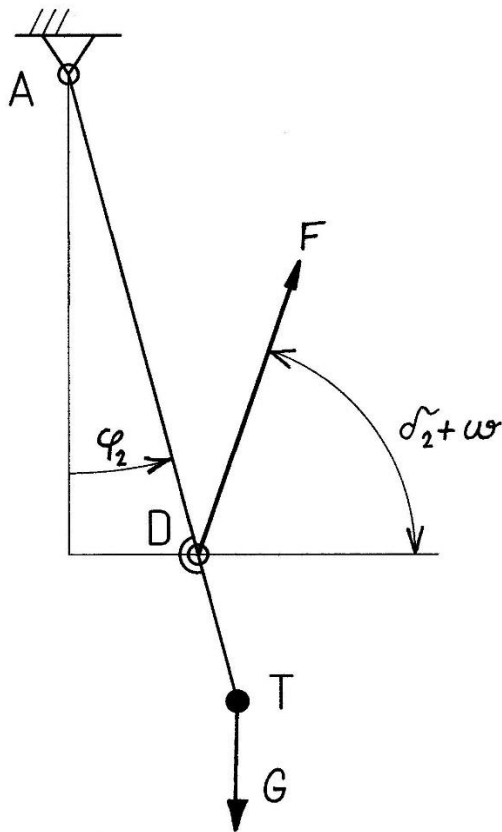
$$\omega = \frac{\pi}{2} - \beta. \quad (6.10)$$

Dosadí-li se vztahy (6.9) a (6.10) do rovnice (6.8), lze vyjádřit úhel  $\rho$  (vzájemná poloha dvou částí zlamovací vzpěry):

$$\rho = \frac{\pi}{2} - \delta_1 - \delta_2. \quad (6.11)$$

Stejný vztah lze odvodit i z trojúhelníku BCD, čímž je ověřena správnost výše uvedených vztahů mezi úhly.

Se všemi vyjádřenými úhly již lze sestavit momentovou rovnici podvozkové nohy (znázorněno na obrázku 45).



Obrázek 45 - Schéma pro sestavení momentové rovnice podvozkové nohy; obrázek autora



Bod T je těžiště podvozkové nohy a síla F je síla od zlamovací vzpěry. Momentová rovnice vztažená k bodu A má tvar:

$$G \cdot AT \cdot \sin \varphi_2 - F \cdot AD \cdot \cos(\delta_2 + \omega + \varphi_2) = 0. \quad (6.12)$$

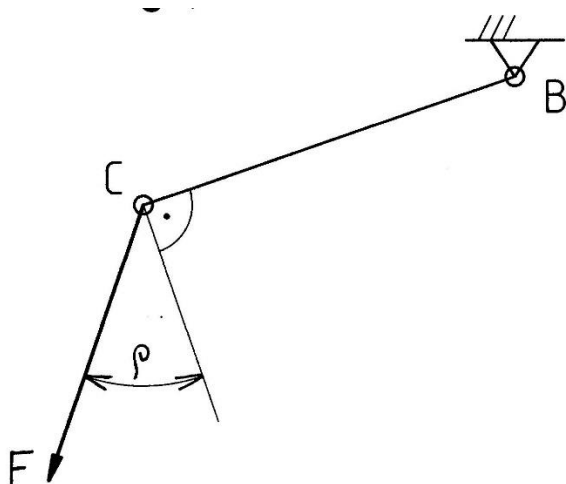
Hledaná síla F se vyjádří z momentové rovnice (6.12):

$$F = G \cdot \frac{AT \cdot \sin \varphi_2}{AD \cdot \cos(\delta_2 + \omega + \varphi_2)}. \quad (6.13)$$

Nositelka síly F je shodná s podélnou osou části zlamovací vzpěry, která je připojená k podvozkové noze. Pro určení momentu na servomotoru (umístěným v bodě B) je nutné zahrnout vzájemnou polohu dvou částí lámací vzpěry (viz obrázek 46):

$$M = F \cdot BC \cdot \cos \rho, \quad (6.14)$$

kde délka BC je konstantní a úhel  $\rho$  a síla F jsou závislé na poloze podvozkové nohy  $\varphi_2$ . I moment M je proto závislý na úhlu  $\varphi_2$ .



Obrázek 46 – Schéma pro sestavení momentové rovnice části zlamovací vzpěry; obrázek autora

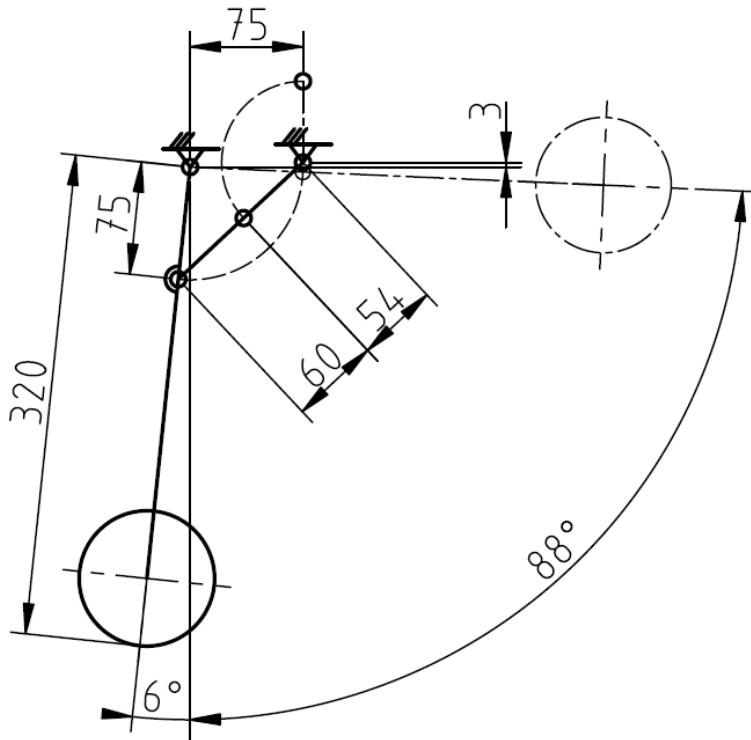
Do obecného řešení mechanismu zatahování podvozku se dosadí konkrétní rozměry odpovídající příďovému a hlavnímu podvozku. Přehled dosazených veličin uvádí Tabulka 5. Poloha těžiště podvozkových noh (rozměr AT) byla určena pomocí programu Autodesk Inventor.

Tabulka 5

Rozměr	Příďový podvozek [mm]	Hlavní podvozek [mm]
e	3	2
f	75	37
AD	75	37
AT	242	242
BC	54	25
CD	60	29

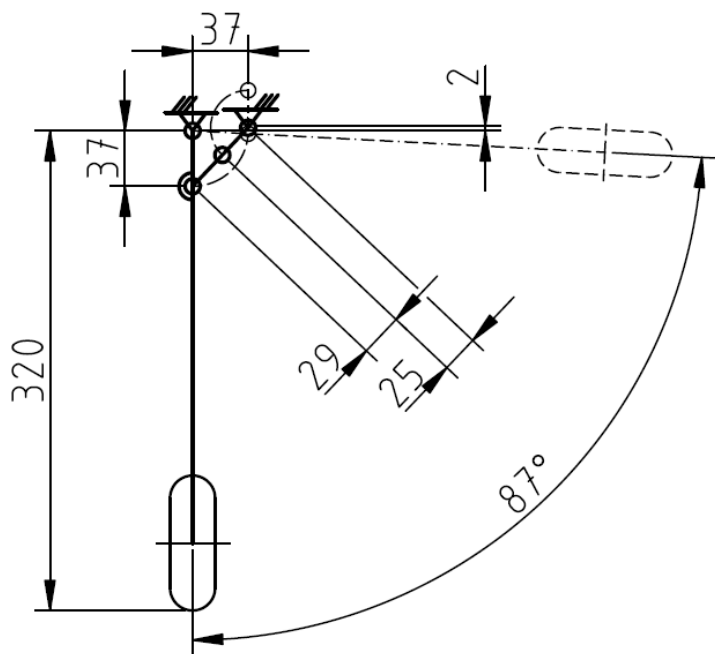
Schéma mechanismu příďového podvozku je na obrázku 47. Příďový podvozek se zatahuje do trupu směrem dozadu. Sklon příďové podvozkové nohy ve vysunutě poloze odpovídá

6 stupňům (při stání letounu na zemi). Při zatažení předového podvozku se předová podvozková noha otočí o 94 stupňů. Na rozdíl od hlavního podvozku je pružnice předového podvozku připojená k podvozkové noze zezadu. Bylo zjištěno, že v zatažené poloze by pružnice připojená k podvozkové noze zepředu vyčnívala z trupu, což není přípustné. Servomotor pohybuje částí zlamovací vzpěry s charakteristickou délkou  $BC = 54 \text{ mm}$  (kruhový pohyb naznačen na obrázku 47).



Obrázek 47 - Mechanismus zatahování předového podvozku; obrázek autora

Schéma mechanismu hlavního podvozku je znázorněno na obrázku 48. Kola hlavního podvozku se zatahují do strany směrem k těžišti letounu. Rozměry trupu letounu a hlavního podvozku nedovolují zatažení podvozkových noh přímo proti sobě. Z toho důvodu je osa zatahování levé podvozkové nohy vychýlená od podélné osy letounu o 20 stupňů a osa zatahování pravé podvozkové nohy o 9 stupňů (v kladném smyslu při pohledu na letoun shora, resp. levá podvozková noha se zatahuje před pravou). Podélné osy hlavních podvozkových noh ve vysunuté poloze svírají s podélnou i příčnou osou bezpilotního letounu pravý úhel (při stání letounu na zemi jsou svislé). Při zatažení podvozkových noh do trupu se podvozkové nohy otočí o 87 stupňů. Úhel 87 stupňů je zvolen tak, aby byl podvozek v zatažené poloze skrytý v trupu a aby nedocházelo ke kolizím mechanismu podvozku s konstrukcí trupu. Servomotor pohybuje částí zlamovací vzpěry s charakteristickou délkou  $BC = 25 \text{ mm}$  (kruhový pohyb naznačen na obrázku 48).

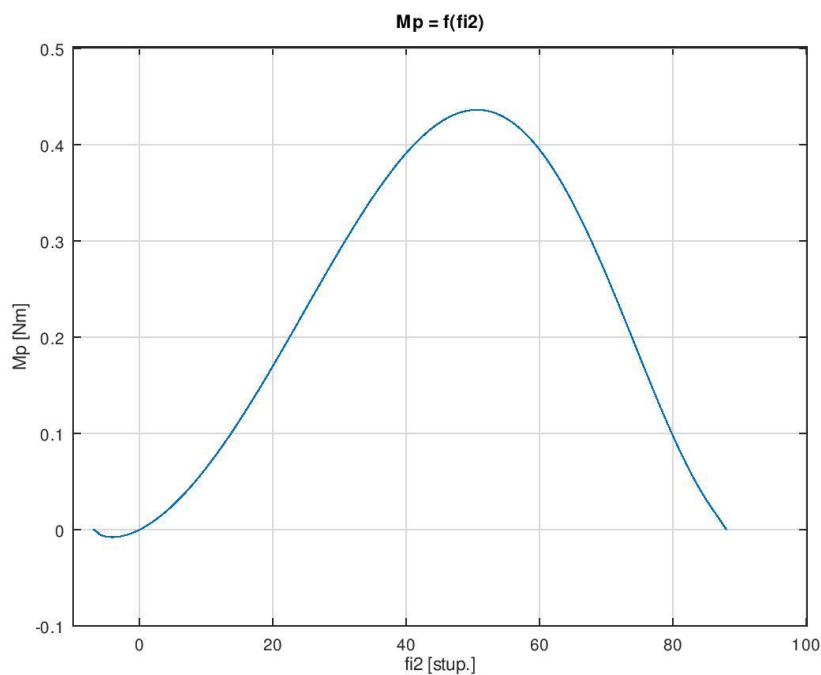


Obrázek 48 - Mechanismus zatahování hlavního podvozku; obrázek autora

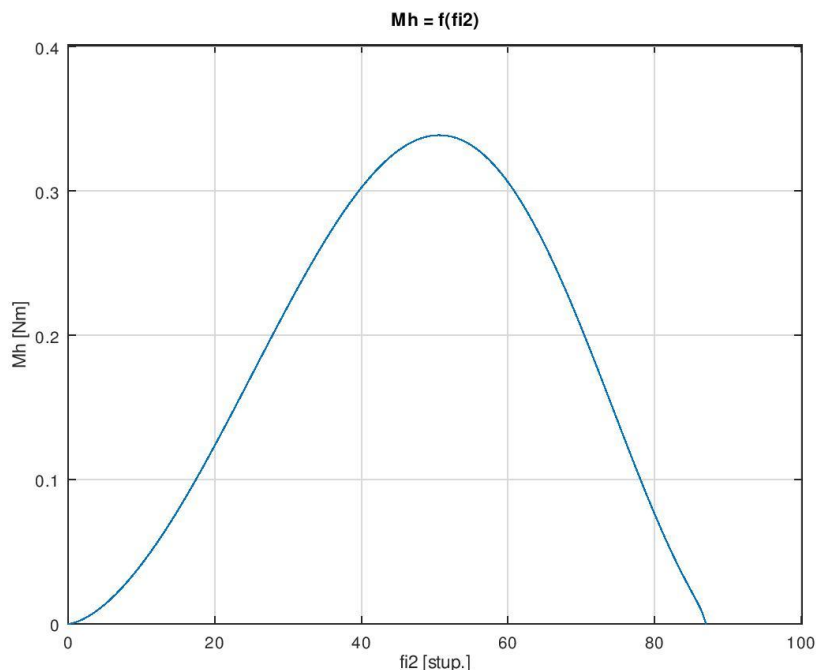
## 6.2 Pohon mechanismu

Předpokládá se, že pohyb podvozku zajistí servomotor připojený ke zlomovací vzpěře. Servomotory jsou charakterizovány svým momentem, proto je nutné určit maximální moment dosažený při zatažení podvozku, který musí servomotor překonat.

Obrázky 49 a 50 znázorňují průběhy momentů působících na osách servomotorů při zatahování hlavního a předového podvozku.



Obrázek 49 - Průběh momentu při zatahování předového podvozku



Obrázek 50 - Průběh momentu při zatahování hlavního podvozku

Maximální moment dosažený při zatahování předové podvozkové nohy byl vyčten na hodnotu  **$M_p = 0,42 \text{ Nm} = 4,3 \text{ kg}\cdot\text{cm}$** .

Maximální moment dosažený při zatahování hlavní podvozkové nohy byl vyčten na hodnotu  **$M_h = 0,34 \text{ Nm} = 3,5 \text{ kg}\cdot\text{cm}$** .

Hodnoty momentů jsou převedeny na kg·cm, protože v těchto jednotkách jsou uváděny jmenovité momenty servomotorů používaných v leteckých modelech (resp. bezpilotních prostředcích).

Vzhledem k uvedeným hodnotám budou zvoleny odpovídající servomotory, kterým bude v dalším kroku přizpůsobena konstrukce zatahovacího podvozku (není součástí práce).

### 6.3 Aretace mechanismu

Mechanismus zatahování podvozkových noh je navržen tak, aby byl v zatažené poloze moment působící na servomotor nulový. Toho se docílí vzájemnou polohou částí zlamovací vzpěry. V zatažené poloze jsou obě části zlamovací vzpěry v zákrytu (a tedy rovnoběžné), čímž se dosáhne nulového ramene síly vyvozené tíhou podvozkové nohy, tím pádem nulového momentu.

Ve vysunuté poloze by byly části zlamovací vzpěry ideálně rovnoběžné, aby síla od podvozkové nohy opět působila na nulovém rameni. Stačila by však malá výchylka zlamovací vzpěry od ideální polohy, a zlamovací vzpěra by se mohla při působení síly od podvozkové nohy zhroutit. Proto se části zlamovací vzpěry vybaví záložkami, které umožní vysunutí vzpěry s nenulovou výchylkou ve směru, ve kterém se podvozek nemůže zasunout. Podvozek se v uvedeném případě zasune jen tehdy, pokud servomotor pootočí částí zlamovací vzpěry v požadovaném směru. Působením síly na podvozkovou nohu by se mechanismus podvozku složil pouze při destrukci zmíněných záložek.

# Závěr

Výsledkem práce je konstrukční návrh zatahovacího říditelného podvozku bezpilotního letounu se zadanou hmotností a návrh mechanismu zatahování podvozku letounu.

V rešeršní části práce bylo analyzováno pět koncepcí podvozku bezpilotního letounu a tři způsoby řízení podvozku. Hodnocení jednotlivých koncepcí podvozku letounu i řízení podvozku bylo provedeno na základě multikriteriální analýzy. Na základě provedeného hodnocení byl jako nejvhodnější zvolen podvozek příďového typu zatahující se do trupu s řídicím servomotorem připevněným na příďové podvozkové noze.

V další části práce byl proveden výpočet základního zatížení podvozku letounu podle specifikace CS-VLA. Na základě provedeného výpočtu zatížení byl stanoven kritický případ zatížení příďového i hlavního podvozku, který byl použit pro pevnostní kontrolu jednotlivých částí podvozku.

Dále byl proveden konstrukční návrh podvozku bezpilotního letounu (výkresová dokumentace viz Příloha I) a provedena pevnostní kontrola některých klíčových částí podvozku. Všechny kontrolované díly pevnostní kontrole vyhověly.

V poslední části práce byl navržen mechanismus zatahování podvozku do letounu a provedena analýza jeho kinematiky. Cílem bylo určit průběh momentu na zlamovací vzpěře a stanovit jeho maximální hodnoty pro definici vhodného servopohonu.

Pro další pokračování řešeného tématu by bylo vhodné provést kontrolu stability letounu při pojíždění a provést pevnostní kontrolu modifikovaných dílů stávající konstrukce letounu. Dále je nutné provést kontrolu vzpříčení kluzných ložisek použitých v konstrukci podvozku a pevnostní kontrolu stávající konstrukce celého letounu na zatížení od podvozku.

Při návrhu konstrukčních částí a tvorbě výkresů byl použit program Autodesk Inventor Professional 2015. K numerickým výpočtům a vykreslení grafů se použil program GNU Octave. Schémata částí konstrukce podvozku, náčrty fyzikálních modelů a schémata mechanismu zatahování podvozku byly vytvořeny v programu QCAD Professional.

# Literatura

- [1] *CERTIFIKAČNÍ SPECIFIKACE PRO VELMI LEHKÉ LETOUNY CS-VLA* [online]. Evropská agentura pro bezpečnost letectví, Úřad pro civilní letectví, 2012-05-16 [cit. 2018-10-03]. Dostupné z: <http://www.caa.cz/predpisy/cs-vla>,
- [2] *Certification Specifications for Very Light Aeroplanes CS-VLA* [online]. European Aviation Safety Agency, 2009-05-03 [cit. 2018-10-03]. Dostupné z: <https://www.easa.europa.eu/document-library/certification-specifications/group/cs-vla-very-light-aeroplanes#group-table>,
- [3] MIKULA, Jan. *Konstrukce a projektování letadel I*. Praha: Vydavatelství ČVUT, 2004. ISBN 80-01-03073-3,
- [4] MIKULA, Jan. *Konstrukce a projektování letadel II*. Praha: Česká technika – nakladatelství ČVUT, 2005. ISBN 80-01-03338-4,
- [5] *YouTube: completed retracts on Tu-134* [online]. [cit. 2019-02-26]. Dostupné z: [https://www.youtube.com/watch?v=AG92Xw\\_40R0](https://www.youtube.com/watch?v=AG92Xw_40R0),
- [6] *YouTube: Electron Retracts C&C Models Viper Jet nose gear* [online]. [cit. 2019-02-24]. Dostupné z: <https://www.youtube.com/watch?v=gUDoc2gTD-g>,
- [7] NEWELL, Martin. *YouTube: Steerable Retract Nosewheel Mechanism* [online]. [cit. 2019-03-09]. Dostupné z: <https://www.youtube.com/watch?v=m9JA35MdCvc>,
- [8] *PECKA - MODELÁŘ: Kolo 90mm Angl.* [online]. [cit. 2019-04-21]. Dostupné z: <https://www.peckamodel.cz/2ra1057-polopneumaticke-podvozkove-kolo-90-mm>,
- [9] ŘASA, Jaroslav a Josef ŠVERCL. *Strojnické tabulky: pro školu a praxi*. Praha: Scientia, 2007. ISBN 978-80-86960-20-3,
- [10] *Kompozity.info: Hexcel* [online]. [cit. 2019-05-11]. Dostupné z: <http://www.kompozity.info/index.php?id=7&pr=73&uid=9999&zk=1&sm=1>,
- [11] *Pružnost a pevnost II.: Stabilita* [online]. [cit. 2019-05-11]. Dostupné z: <http://mechanika.fs.cvut.cz/content/files/PP/Stabilita.pdf>,
- [12] LEINVEBER, Jiří a Pavel VÁVRA. *Strojnické tabulky: učebnice pro školy technického zaměření*. Šesté vydání. Úvaly: Albra, 2017. ISBN 978-80-7361-111-8,
- [13] *UHU: UHU EPOXY ULTRA STRONG 2 X 10 ML* [online]. [cit. 2019-05-17]. Dostupné z: <https://www.uhu.cz/cs/p/uhu-epoxy-ultra-strong-2-x-10-ml-4026700375503.html>,
- [14] *Mechanika, Odbor pružnosti a pevnosti, Pružnost a pevnost II.: Stabilita* [online]. [cit. 2019-06-01]. Dostupné z: <http://mechanika.fs.cvut.cz/predmety/pruznost-a-pevnost-2/>,
- [15] *Ústav pro jazyk český, Akademie věd České republiky: Internetová jazyková příručka* [online]. [cit. 2019-06-06]. Dostupné z: <http://prirucka.ujc.cas.cz/>,
- [16] MUSIL, Lukáš. *Encyklopedie dopravních letadel*. Praha: Regia, 2016. ISBN 978-80-87866-25-2.

## Přílohy

Příloha I